

Evropská agentura pro bezpečnost letectví

ROZHODNUTÍ č. 2003/14/RM VÝKONNÉHO ŘEDITELE AGENTURY

ze dne 14. listopadu 2003

**o certifikačních specifikacích, včetně předpisů letové způsobilosti
a přijatelných způsobů průkazu, pro letouny kategorie normální, cvičná,
akrobatická a pro sběrnou dopravu („CS-23“)**

VÝKONNÝ ŘEDITEL EVROPSKÉ AGENTURY PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ

s ohledem na nařízení (ES) č. 1592/2002 Evropského parlamentu a Rady ze dne 15. července 2002 o společných pravidlech v oblasti civilního letectví a o zřízení Evropské agentury pro bezpečnost letectví¹ (dále jen „základní nařízení“), a zejména na jeho články 13 a 14,

s ohledem na nařízení Komise (ES) č. 1702/2003 ze dne 24. září 2003², kterým se stanoví prováděcí pravidla pro certifikaci letové způsobilosti letadel a souvisejících výrobků, letadlových částí a zařízení a certifikaci ochrany životního prostředí, jakož i pro certifikaci projekčních a výrobních organizací, zejména na 21A.16A Části 21 tohoto nařízení;

vzhledem k těmto důvodům:

- (1) Agentura vydává certifikační specifikace obsahující předpisy letové způsobilosti a přijatelné způsoby průkazu, a také jakýkoliv poradenský materiál, který má být použit při certifikaci;
- (2) Agentura, na základě článku 43 základního nařízení, konzultovala široce zúčastněné osoby ohledně záležitostí, které podléhají tomuto rozhodnutí, a následně po této konzultaci poskytla písemné stanovisko k obdržným připomínkám;

¹ Úř. věst. L 240, 07. 09. 2002, s. 1.

² Úř. věst. L 243, 27. 09. 2003, s. 6.

ROZHODL TAKTO:

Článek 1

Certifikační specifikace, včetně předpisů letové způsobilosti a přijatelných způsobů průkazu, pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu jsou stanoveny v příloze k tomuto rozhodnutí.

Článek 2

Toto rozhodnutí vstupuje v platnost dne 14. listopadu 2003. Rozhodnutí bude zveřejněno v *úřední publikaci Agentury*.

V Bruselu dne 14. listopadu 2003. Za Evropskou agenturu pro bezpečnost letectví

Patrick GOUDOU
výkonný ředitel

Evropská agentura pro bezpečnost letectví

**CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE
PRO LETOUNY KATEGORIE
NORMÁLNÍ, CVIČNÁ,
AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU
DOPRAVU**

CS-23

OBSAH (rozvržení)

CS-23

**CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ
A PRO SBĚRNOU DOPRAVU**

KNIHA 1 – PŘEDPIS LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI

HLAVA A	–	VŠEOBECNĚ
HLAVA B	–	LET
HLAVA C	–	KONSTRUKCE
HLAVA D	–	NÁVRH A KONSTRUKCE
HLAVA E	–	POHONNÁ JEDNOTKA
HLAVA F	–	VYBAVENÍ
HLAVA G	–	PROVOZNÍ OMEZENÍ A INFORMACE
DODATKY:		A, C, D, F, G, H, I a J

KNIHA 2 – PŘIJATELNÉ ZPŮSOBY PRŮKAZU (AMC)

HLAVA C	–	KONSTRUKCE
HLAVA D	–	NÁVRH A KONSTRUKCE
HLAVA E	–	POHONNÁ JEDNOTKA
HLAVA F	–	VYBAVENÍ
HLAVA G	–	PROVOZNÍ OMEZENÍ A INFORMACE
DODATEK A		
PRŮVODCE LETOVÝMI ZKOUŠKAMI		

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

**Certifikační specifikace EASA
pro
LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ,
AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU**

**CS-23
Kniha 1**

Předpis letové způsobilosti

HLAVA A – VŠEOBECNĚ**CS 23.1 Platnost**

- (a) Tento předpis letové způsobilosti platí pro:
- (1) Letouny v kategorii normální, cvičná a akrobatická v uspořádání s devíti nebo méně sedadly mimo sedadla pilotů, se schválenou maximální vzletovou hmotností 5 670 kg (12 500 lb) nebo nižší; a
 - (2) Vrtulové dvoumotorové letouny v kategorii pro sběrnou dopravu v uspořádání s devatenácti nebo méně sedadly mimo sedadla pilotů, se schválenou maximální vzletovou hmotností 8 618 kg (19 000 lb) nebo nižší.

CS 23.3 Kategorie letounů

- (a) Normální kategorie (normal) je omezena na neakrobatický provoz. Neakrobatický provoz zahrnuje:
- (1) Všechny obraty spojené s normálním létáním;
 - (2) Přetažení (kromě strmých přetažení); a
 - (3) Vodorovné osmy, svíčky a strmé zatáčky nebo podobné obraty, při kterých úhel příčného náklonu není větší než 60°.
- (b) Cvičná kategorie (utility) je omezena na veškerý provoz pokrývající pododstavec (a); plus:
- (1) Vývrtky (jestliže jsou schváleny pro daný typ letounu); a
 - (2) Vodorovné osmy, svíčky a ostré zatáčky nebo podobné obraty, při kterých je úhel příčného náklonu větší než 60°, ale ne větší než 90°.
- (c) Akrobatická kategorie (aerobatic) je bez omezení, vyjma omezení, jejichž nutnost vyplynula z výsledků požadovaných letových zkoušek.
- (d) Kategorie pro sběrnou dopravu (commuter) je omezena ke všem obratům spojeným s normálním létáním, přetažením (mimo strmá přetažení) a ostrým zatáčkám, při kterých úhel příčného náklonu není větší než 60°.
- (e) Kromě kategorie pro sběrnou dopravu mohou být letouny certifikovány ve více než jedné kategorii, jestliže splňují požadavky pro každou požadovanou kategorii.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA B – LET

VŠEOBECNĚ

CS 23.21 Průkaz vyhovění

- (a) Každý požadavek této Hlavy musí být splněn při všech příslušných kombinacích hmotností a těžiště v rozsahu podmínek zatížení, pro které je požadována certifikace. Toto musí být prokázáno:
- (1) Zkouškami toho typu letounu, pro který se požaduje certifikace, nebo výpočty založenými na výsledcích zkoušek a provedenými s přesností odpovídající těmto výsledkům; a
 - (2) Systematickým prozkoumáním každé pravděpodobné kombinace hmotnosti a těžiště, pokud splnění požadavků nemůže být přiměřeně odvozeno z kombinací již ověřených.
- (b) Během letových zkoušek jsou povoleny dále uvedené všeobecné tolerance. Při určitých zkouškách však mohou být povoleny tolerance větší.

<i>Položka</i>	<i>Tolerance</i>
Hmotnost	+5 %, –10 %
Kritické veličiny ovlivněné hmotností	+5 %, –1 %
Těžiště	±7 % celkového rozsahu

CS 23.23 Omezení týkající se rozložení zátěže

- (a) Musí být stanoveny rozsahy hmotností a těžiště, ve kterých může být letoun bezpečně provozován, a musí zahrnovat rozsah pro příčné polohy těžiště, jestliže možné podmínky zatížení mohou vést k významným změnám jejich polohy.
- (b) Rozložení zátěže nesmí překročit:
- (1) zvolená omezení;
 - (2) omezení, při nichž byla konstrukce zkoušena; nebo
 - (3) omezení, při nichž byl proveden průkaz vyhovění všem příslušným letovým požadavkům této Hlavy.

CS 23.25 Omezení hmotnosti

- (a) *Maximální hmotnost.* Maximální hmotnost je nejvyšší hmotnost, při které je prokázáno vyhovění všem platným požadavkům předpisu CS-23 (kromě těch, která byla prokázána při návrhové přistávací hmotnosti). Maximální hmotnost musí být stanovena tak, aby:
- (1) Nebyla větší, než nejmenší z:
 - (i) Největší hmotnost zvolená žadatelem; nebo
 - (ii) Maximální návrhová hmotnost, která je největší hmotností, při které je prokázáno vyhovění všem platným podmínkám zatížení konstrukce podle předpisu CS-23 (jiných než těch, která byla prokázána při návrhové přistávací hmotnosti); nebo
 - (iii) největší hmotnost, při které je prokázáno vyhovění každému platnému letovému požadavku; a
 - (2) Nebyla menší než hmotnost s:
 - (i) Každým sedadlem obsazeným, za předpokladu, že hmotnost sedícího na každém sedadle je 77 kg (170 lb) u letounů pro kategorii normální a pro sběrnou dopravu a 86 kg (190 lb) u letounů pro kategorii cvičná a akrobatická s tou výjimkou, že jiná než pilotní sedadla mohou být omezena na nižší hmotnost štítkem; a
 - (A) plnou kapacitou oleje, a

- (B) dostatkem paliva alespoň pro provoz při maximálním trvalém výkonu po dobu minimálně 30 minut u letounů schválených pro denní VFR a minimálně 45 minut u letounů schválených pro noční VFR a IFR provoz; nebo
 - (ii) S požadovanou minimální posádkou a s plnými palivovými a olejovými nádržemi.
- (b) *Minimální hmotnost.* Minimální hmotnost (nejnižší hmotnost, při které je prokázáno vyhovění každému platnému požadavku CS-23) musí být stanovena tak, aby nebyla větší než součet následujících položek:
- (1) Hmotnost prázdného letounu stanovená dle CS 23.29;
 - (2) Hmotnost požadované minimální posádky (za předpokladu, že uvažovaná hmotnost každého člena posádky je 77 kg (170 lb)); a
 - (3) Hmotnost –
 - (i) u letounů s turboproudovými motory – 5 % z celkového objemu paliva daného kapacitou nádrží v daném uspořádání šetřeného typu; a
 - (ii) u ostatních letounů – paliva potřebného na $1/2$ hodinu provozu při maximálním trvalém výkonu.

CS 23.29 Hmotnost a odpovídající těžiště prázdného letounu

- (a) Hmotnost a odpovídající těžiště prázdného letounu musí být stanoveny vážením letounu v následujícím stavu:
- (1) s pevnou zátěží;
 - (2) s nevyužitelným zbytkem paliva stanoveným dle CS 23.959; a
 - (3) s plným stavem provozních kapalin včetně:
 - (i) oleje;
 - (ii) hydraulické kapaliny; a
 - (iii) ostatních kapalin potřebných pro normální provoz soustav letounu kromě pitné vody, vody pro toalety a vody určené pro vstřikování do motoru.
- (b) Stav letounu při stanovení hmotnosti prázdného letounu musí být takový, aby mohl být jasně definován a snadno opakován.

CS 23.31 Odnímatelná zátěž

Při průkazu vyhovění letovým požadavkům této Hlavy může být použita odnímatelná zátěž, jestliže:

- (a) je umístění zátěže vhodně navrženo, a je-li zátěž vhodně upevněna a označena dle CS 23.1557; a
- (b) v Letové příručce letounu, schválených příručkách nebo prostřednictvím označení a štítků jsou uvedeny instrukce pro správné umístění odnímatelné zátěže za všech podmínek zatížení, pro které je tato zátěž nutná.

CS 23.33 Omezení otáček a nastavení vrtule

- (a) *Všeobecně.* Otáčky a nastavení vrtule musí být omezeny hodnotami, které zajistí bezpečné používání v normálních provozních podmínkách.
- (b) *Vrtule za letu nepřestavitelné.* Každá vrtule, jejíž úhel nastavení nelze ovládat za letu, musí splňovat následující požadavky:
 - (1) Během vzletu a počátečního stoupání při rychlosti stoupání při všech pracujících motorech stanovené dle CS 23.65 musí vrtule omezovat otáčky motoru při plném otevření palivové přípusti nebo při maximálním povoleném vzletovém plnicím tlaku tak, aby nebyly překročeny maximální vzletové otáčky; a
 - (2) Během sestupného klouzavého letu se zavřenou přípustí při rychlosti V_{NE} nesmí vrtule způsobit překročení 110 % maximálních trvalých otáček motoru.

- (c) *Stavitelné vrtule bez regulace konstantních otáček.* Každá vrtule, která může být nastavována za letu, avšak nemá regulaci konstantních otáček, musí mít zařízení pro omezení rozsahu stoupání takové, že:
- (1) nejmenší možné stoupání vyhovuje požadavku pododstavce (b)(1); a
 - (2) největší možné stoupání vyhovuje požadavku pododstavce (b)(2).
- (d) *Stavitelné vrtule s regulací konstantních otáček.* Každá stavitelná vrtule, která má regulaci konstantních otáček, musí mít:
- (1) s regulátorem v činnosti – zařízení na regulátoru, které zajistí omezení maximálních otáček motoru na maximální hodnotu povolenou pro vzlet; a
 - (2) s nečinným regulátorem, s listy vrtule nastavenými na nejmenší možné stoupání, při vzletovém výkonu, letounu v klidu a za bezvětří:
 - (i) prostředky pro omezení maximálních otáček motoru na 103 procent maximálních povolených vzletových otáček; nebo
 - (ii) u motoru se schváleným překročením otáček – prostředky pro omezení maximální rychlosti otáčení motoru a vrtule na hodnotu ne vyšší než maximální schválené překročení otáček.

LETOVÉ VÝKONY

CS 23.45 Všeobecně

- (a) Pokud není stanoveno jinak, musí být splnění výkonnostních požadavků uvedených v této Hlavě prokázáno pro:
- (1) klidné ovzduší a standardní atmosféru;
 - (2) okolní atmosférické podmínky pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu, pro letouny s pístovými motory s maximální hmotností vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a pro letouny s turbínovými motory.
- (b) Údaje o letových výkonech musí být stanoveny nejméně v následujícím rozsahu podmínek:
- (1) nadmořská výška letiště do 3 048 m (10 000 ft); a
 - (2) pro letouny s pístovými motory s maximální hmotností 2 722 kg (6 000 lb) nebo menší – teploty od standardní teploty do 30°C nad standardní; nebo
 - (3) pro letouny s pístovými motory s maximální hmotností vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a pro letouny s turbínovými motory – v rozsahu od standardní teploty do teploty 30°C nad standardní teplotu, nebo do maximální teploty okolní atmosféry, pro kterou bylo prokázáno vyhovění požadavkům na chlazení dle CS 23.1041 až 23.1047, pokud je tato nižší.
- (c) Údaje o letových výkonech musí být stanoveny s klapkami krytu – nebo jiným zařízením pro řízení přívodu chladícího vzduchu k motoru – ve stejné poloze jako při průkazu vyhovění požadavkům na chlazení dle CS 23.1041 až 23.1047.
- (d) Dosažitelný propulzní tah musí odpovídat výkonu motoru, aniž by byl překročen schválený výkon zmenšený o:
- (1) zástavbové ztráty; a
 - (2) výkon spotřebovaný příslušenstvím a službami odpovídající okolním atmosférickým podmínkám a přetrvávajícím letovým podmínkám.
- (e) Letové výkony ovlivněné výkonem motoru musí být stanoveny při relativní vlhkosti:
- (1) 80% při a pod standardní teplotou; a
 - (2) 34% při a pod standardní teplotou plus 28°C (plus 50°F).

Mezi teplotami uvedenými v pododstavcích (e)(1) a (e)(2) se relativní vlhkost musí měnit lineárně.

- (f) Pokud není uvedeno jinak, při stanovení vzletové a přistávací vzdálenosti, změnách v konfiguraci letounu, rychlosti a výkonu musí být postupováno ve shodě s postupy navrženými

žadatelem pro letový provoz. Tyto postupy musí být proveditelné piloty s průměrnou zručností a v atmosférických podmínkách, které je možné v provozu důvodně očekávat.

- (g) Jsou-li použitelné, musí být následující hodnoty stanoveny na hladké, suché dráze s tvrdým povrchem:

- (1) délka vzletu dle CS 23.53 (b);
- (2) délka přerušného vzletu dle CS 23.55;
- (3) délka vzletu a rozjezdu dle CS 23.59; a
- (4) délka přistání dle CS 23.75.

Hodnoty těchto provozních délek na jiných druzích povrchu (např. tráva, štěrk), je-li suchý, mohou být stanoveny nebo odvozeny v souladu s CS 23.1583 (p).

- (h) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí také následující:

- (1) Pokud není uvedeno jinak, musí konfiguraci letounu pro vzlet, cestovní let, přiblížení a přistání stanovit žadatel;
- (2) Konfigurace letounu se může měnit s hmotností, nadmořskou výškou a teplotou v takovém rozsahu, že bude v souladu s provozními postupy vyžadovanými v pododstavci (h)(3);
- (3) Pokud není předepsáno jinak, musí být výkony při vzletu, dráha letu při vzletu, délka přerušného vzletu, změny v konfiguraci letounu, rychlosti, výkonu motoru s nepracujícím kritickým motorem stanoveny v souladu s postupy navrženými žadatelem pro letový provoz;
- (4) Musí být stanoveny postupy pro provedení přerušného přiblížení a přerušného přistání v podmínkách uvedených v ustanoveních CS 23.67 (c)(4) a 23.77 (c); a
- (5) Postupy stanovené podle pododstavců (h)(3) a (h)(4) musí:
 - (i) být proveditelné posádkou s průměrnými schopnostmi v atmosférických podmínkách, které je možné důvodně očekávat v provozu;
 - (ii) využívat metody nebo zařízení, které jsou bezpečné a spolehlivé; a
 - (iii) zahrnovat přiměřené časové prodlevy umožňující provedení příslušných postupů.

CS 23.49 Pádová rychlost

- (a) V_{SO} a V_{S1} jsou pádové rychlosti nebo minimální rychlosti ustáleného letu (CAS), při kterých je letoun řiditelný s:

- (1) motorem(y) na volnoběhu, zavřenou přípustí nebo výkonem, který není větší než výkon potřebný pro nulový tah při rychlosti ne větší než 110 % pádové rychlosti – u letounů poháněných pístovými motory; a
- (2) propulzním tahem ne větším než nula při pádové rychlosti, nebo s volnoběhem a zavřenou přípustí, jestliže výsledný tah nemá významnější vliv na pádovou rychlost – u letounů poháněných turbovrtulovými motory;
- (3) vrtulemi v poloze pro vzlet;
- (4) letounem ve stavu, v jakém je při zkoušce, v níž jsou používány V_{SO} a V_{S1} ;
- (5) těžištěm v poloze odpovídající nejvyšší hodnotě V_{SO} a V_{S1} ; a
- (6) hmotností použitou v případech, kdy V_{SO} nebo V_{S1} vystupuje jako součinitel určující vyhovění požadovaným výkonnostním normám.

- (b) V_{SO} a V_{S1} musí být stanoveny na základě letových zkoušek, prováděných postupem a splňujících letové charakteristiky dle CS 23.201.

- (c) V_{SO} při maximální hmotnosti nesmí překročit 113 km/h (61 kt) pro:

- (1) jednomotorové letouny; a
- (2) dvumotorové letouny s maximální hmotností 2 722 kg nebo nižší, které nemohou splnit požadavek na minimální rychlost stoupání s nepracujícím kritickým motorem dle CS 23.67 (a)(1).

CS 23.51 Vzletové rychlosti

- (a) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická je rychlost V_R (rychlost při rotaci) taková rychlost, při které pilot zasáhne do řízení s úmyslem zdvihnout letoun a ztratit kontakt se vzletovou dráhou nebo vodní hladinou.
- (1) Pro dvoumotorové pozemní letouny nesmí mít V_R menší hodnotu než větší z $1,05 V_{MC}$ nebo $1,10 V_{S1}$;
 - (2) Pro jednomotorové pozemní letouny nesmí být V_R menší než V_{S1} ; a
 - (3) Pro hydroplány a obojživelné letouny startující z vody musí být V_R taková rychlost, která je prokazatelně bezpečná za všech předvídatelných podmínek včetně turbulence a úplného vysazení kritického motoru.
- (b) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická nesmí být rychlost ve výšce 15 m (50 ft) nad úrovní vzletové roviny menší než:
- (1) Pro dvoumotorové letouny, nejvyšší z:
 - (i) rychlosti, která je prokazatelně bezpečná pro pokračující let (nebo nouzové přistání, je-li použitelné) za všech předvídatelných podmínek včetně turbulence a úplného vysazení kritického motoru.
 - (ii) $1,10 V_{MC}$; nebo
 - (iii) $1,20 V_{S1}$.
 - (2) Pro jednomotorové letouny, nejvyšší z:
 - (i) rychlosti, která je prokazatelně bezpečná za všech předvídatelných podmínek, včetně turbulence a úplného vysazení kritického motoru; nebo
 - (ii) $1,20 V_{S1}$.
- (c) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí následující:
- (1) V_1 musí být stanovena vzhledem k V_{EF} následovně:
 - (i) V_{EF} je kalibrovaná rychlost letu, při které se předpokládá vysazení kritického motoru. V_{EF} musí být pro letoun zvolena, ale nesmí být menší než $1,05 V_{MC}$ stanovené dle CS 23.149 (b) nebo – dle volby žadatele – ne menší než V_{MCG} stanovená podle CS 25.149 (f).
 - (ii) Rychlost rozhodnutí při vzletu V_1 je kalibrovaná rychlost na zemi, při které v případě vysazení motoru nebo z jiného důvodu musí pilot rozhodnout, zda bude ve vzletu pokračovat, nebo vzlet přerušit. Rychlost rozhodnutí při vzletu musí být zvolena žadatelem, ale nesmí být menší než V_{EF} plus přírůstek rychlosti za dobu mezi okamžikem, kdy došlo k vysazení motoru, a okamžikem, kdy toto pilot zjistí a prvně zareaguje na vysazení motoru tím, že použije prostředky pro zpomalení vedoucí k přerušení vzletu podle CS 23.55.
 - (2) Rychlost při rotaci V_R , vyjádřená jako kalibrovaná rychlost letu, musí být pro letoun zvolena žadatelem a nesmí být menší než největší z následujících rychlostí:
 - (i) V_1 ; nebo
 - (ii) $1,05 V_{MC}$ stanovené podle CS 23.149 (b); nebo
 - (iii) $1,10 V_{S1}$; nebo
 - (iv) rychlost V_2 , umožňující dosažení počáteční rychlosti stoupání před dosažením výšky 11 m (35 ft) nad vzletovou rovinou ve shodě s CS 23.57 (c)(2).
 - (3) Pro jakoukoliv kombinaci působících podmínek, jako jsou hmotnost, nadmořská výška, teplota a konfigurace, musí být prokázáno vyhovění požadavkům pro vzlet letounu, kdy jsou všechny motory v chodu nebo když došlo k vysazení jednoho motoru, při jedné stanovené hodnotě V_R .
 - (4) Bezpečná rychlost vzletu V_2 , vyjádřená jako kalibrovaná rychlost, musí být pro letoun stanovena, tak aby umožňovala gradient stoupání požadovaný v CS 23.67 (c)(1) a (c)(2), ale nesmí být menší než $1,10 V_{MC}$ nebo menší než $1,20 V_{S1}$.
 - (5) Délka vzletu letounu s jedním nepracujícím motorem, při normální rychlosti rotace při rychlosti o 9,3 km/h (5 kt) menší než V_R stanovené podle odstavce (c)(2) nesmí prokazatelně překročit délku vzletu letounu s jedním nepracujícím motorem stanovenou dle CS 23.57 a 23.59 (a)(1) při stanovené V_R . Vzlet, který je jinak proveden podle CS 23.57, musí bezpečně pokračovat plynule z bodu, kdy je letoun ve výšce 11 m

- (35 ft) nad vzletovou rovinou, rychlostí ne menší než je stanovená V_2 minus 9,3 km/h (5 kt).
- (6) Výrazná prodloužení plánované délky vzletu dle CS 23.59 (a)(2) při všech pracujících motorech nesmí být výsledkem přetažení nebo nevyvážení letounu.

CS 23.53 Letové výkony při vzletu

- (a) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být délka vzletu stanovena v souladu s pododstavcem (b) s použitím rychlostí stanovených v souladu s CS 23.51 (a) a (b).
- (b) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být délka potřebná pro vzlet a stoupání do výšky 15 m (50 ft) nad vzletovou rovinou stanovena pro každou hmotnost, nadmořskou výšku a teplotu v rozsahu provozních omezení stanovených pro vzlet se:
- (1) vzletovým výkonem každého motoru;
 - (2) vztakovými klapkami v poloze pro vzlet; a
 - (3) vysunutým přístávacím zařízením.
- (c) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí být letové výkony při vzletu požadované podle CS 23.55 až CS 23.59 stanoveny s motory pracujícími v rámci schválených provozních omezení.

CS 23.55 Délka přerušného vzletu

Pro každý letoun kategorie pro sběrnou dopravu musí být stanovena délka přerušného vzletu následovně:

- (a) Délka přerušného vzletu je součet vzdáleností nezbytných pro:
- (1) zrychlení letounu se všemi pracujícími motory z klidu na V_{EF} ;
 - (2) zrychlení letounu z V_{EF} na V_1 za předpokladu, že kritický motor vysadí při V_{EF} ; a
 - (3) úplné zastavení z bodu, kdy je dosaženo V_1 .
- (b) Jiné prostředky než brzdy kol se mohou použít při stanovení délky přerušného vzletu, jestliže tyto prostředky:
- (1) jsou bezpečné a spolehlivé; a
 - (2) jsou použity tak, že lze očekávat odpovídající účinky při normálních provozních podmínkách.

CS 23.57 Dráha vzletu

Pro dráhu vzletu kteréhokoliv letounu kategorie pro sběrnou dopravu platí následující:

- (a) Dráha vzletu je dráha protažená z bodu klidu do bodu vzletu, ve kterém je letoun ve výšce 457 m (1 500 ft) nad vzletovou rovinou, na které nebo pod kterou musí být dokončen přechod ze vzletové konfigurace na cestovní konfiguraci; a
- (1) dráha vzletu musí odpovídat postupům podle CS 23.45;
 - (2) letoun musí na zemi zrychlit na V_{EF} , při které musí být provedeno vysazení kritického motoru, které musí trvat po celou zbývající dobu vzletu; a
 - (3) po dosažení V_{EF} musí být letoun zrychlen na V_2 .
- (b) Během zrychlování na rychlost V_2 , může být příďový podvozek zdvihnut od země při rychlosti ne menší než V_R . Ovšem zasunutí přístávacího podvozku nesmí být zahájeno, dokud letoun není ve vzduchu.
- (c) Během stanovení dráhy vzletu, ve shodě s odstavci (a) a (b):
- (1) sklon části dráhy vzletu, kdy je letoun ve vzduchu, nesmí být v žádném bodě negativní;
 - (2) letoun musí dosáhnout V_2 dříve, než dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad úrovní vzletové roviny, a musí pokračovat v letu rychlostí pokud možno blízkou, ale ne menší než V_2 , dokud nedosáhne výšky 122 m (400 ft) nad úrovní vzletové roviny;
 - (3) v každém bodě dráhy vzletu, počínaje bodem, kdy letoun dosáhne 122 m (400 ft) nad vzletovou rovinou, nesmí být přípustný gradient stoupání menší než 1,2 %; a

- (4) Kromě zasunutí přistávacího zařízení a automatického zapraporování vrtule nesmí být konfigurace letounu měněna a nesmí být měněn výkon zásahem pilota, dokud letoun nedosáhne výšky 122 m (400 ft) nad úrovní vzletové roviny.
- (d) Dráha vzletu do výšky 11 m (35 ft) nad vzletovou rovinou musí být stanovena při plynulém vzletu.
- (e) Dráha vzletu od výšky 11 m (35 ft) nad vzletovou rovinou musí být stanovena složením z úseků;
a
 - (1) úseky musí být jasně definovány a musí se vztahovat k podstatným změnám v konfiguraci, výkonu nebo rychlosti;
 - (2) předpokládá se, že hmotnost letounu, konfigurace a výkon musí být během každého úseku konstantní a musí odpovídat nejkritičtějším podmínkám převažujícím v úseku; a
 - (3) dráha letu při vzletu musí být stanovena na základě letových výkonů bez využití přízemního účinku.

CS 23.59 Délka vzletu a rozjezdu

Pro každý letoun kategorie pro sběrnou dopravu musí být stanovena délka vzletu. Stanovení délky rozjezdu je nepovinné.

- (a) Délka vzletu je větší z následujících:
 - (1) Horizontální vzdálenost příslušející dráze vzletu od začátku vzletu po bod, kde letoun dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad úrovní vzletové roviny, jak je stanoveno podle CS 23.57; nebo
 - (2) Se všemi pracujícími motory, 115 % horizontální vzdálenosti od začátku vzletu po bod, kde letoun dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad úrovní vzletové roviny, jak je stanoveno postupem podle CS 23.57.
- (b) Délka rozjezdu je větší z následujících:
 - (1) Horizontální vzdálenost příslušející dráze vzletu od začátku vzletu po bod v polovině vzdálenosti letounu mezi bodem nadzdvihnutí letounu a místem, kde letoun dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad úrovní vzletové roviny, jak je stanoveno podle CS 23.57; nebo
 - (2) Se všemi pracujícími motory, 115 % horizontální vzdálenosti od začátku vzletu po bod v polovině vzdálenosti mezi bodem nadzdvihnutí letounu a místem, kde letoun dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad úrovní vzletové roviny, jak je stanoveno postupem podle CS 23.57.

CS 23.61 Dráha letu při vzletu

Pro každý letoun kategorie pro sběrnou dopravu musí být dráha letu při vzletu stanovena následovně:

- (a) Dráha letu při vzletu začíná ve výšce 11 m (35 ft) nad úrovní vzletové roviny na konci délky vzletu, stanovené podle CS 23.59.
- (b) Při stanovení údajů o čisté dráze letu při vzletu se musí skutečná dráha letu při vzletu stanovená podle CS 23.57 a odstavce (a) tohoto ustanovení snížit v každém bodě o gradient stoupání rovnající se 0,8 %.
- (c) Předepsané snížení gradientu stoupání může být nahrazeno ekvivalentním snížením zrychlení v té části dráhy letu při vzletu, ve které je letoun zrychlován ve vodorovném letu.

CS 23.63 Stoupání: všeobecně

- (a) Vyhovění požadavkům CS 23.65, 23.66, 23.67, 23.69 a 23.77 musí být prokázáno:
 - (1) Bez vlivu přízemního účinku; a
 - (2) Při rychlostech, které nejsou menší než ty, při kterých bylo prokázáno vyhovění požadavkům CS 23.1041 až 23.1047 týkajícím se chlazení motoru.
 - (3) Není-li stanoveno jinak, s jedním nepracujícím motorem při úhlu příčného náklonu nepřekračujícím 5 stupňů.

- (b) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory s maximální hmotností 2 722 kg (6 000 lb) nebo menší musí být prokázáno vyhovění CS 23.65 (a), 23.67 (a) v odpovídajících případech a CS 23.77 (a) při maximální vzletové nebo přistávací hmotnosti v odpovídajících případech při standardní atmosféře.
- (c) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory s maximální hmotností více než 2 722 kg (6 000 lb) a turbínovými motory u letounů kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být při hmotnostech závislejících na nadmořské výšce letiště a okolní teplotě, a to v rozsahu provozních omezení stanovených zvlášť pro vzlet a přistání, prokázáno vyhovění:
- (1) CS 23.65 (b) a 23.67 (b)(1) a (2) v odpovídajících případech – pro vzlet; a
 - (2) CS 23.67 (b)(2) v odpovídajících případech a CS 23.77 (b) – pro přistání.
- (d) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí být při hmotnostech závislejících na nadmořské výšce letiště a okolní teplotě v rozsahu provozních omezení stanovených zvlášť pro vzlet a přistání prokázáno vyhovění:
- (1) CS 23.67 (c)(1), 23.67 (c)(2) a 23.67 (c)(3) pro vzlet; a
 - (2) CS 23.67 (c)(3), 23.67 (c)(4) a 23.77 (c) pro přistání.

CS 23.65 Stoupání: všechny motory pracující

- (a) Každý letoun kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněný pístovým motorem o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo menší musí mít ustálený gradient stoupání na hladině moře nejméně 8,3 % pro pozemní letouny nebo 6,7 % pro hydroplány a obojživelné letouny při:
- (1) ne více než maximálním trvalém výkonu každého motoru;
 - (2) zasunutém přistávacím zařízení;
 - (3) vztlačových klapkách v poloze (polohách) pro vzlet; a
 - (4) rychlosti stoupání, která není nižší než větší z $1,1V_{MC}$ a $1,2V_{S1}$ pro dvumotorové letouny a není nižší než $1,2V_{S1}$ pro jednomotorové letouny.
- (b) Každý letoun kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněný pístovým motorem o maximální hmotnosti vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a turbínovými motory poháněné letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí mít stálý gradient stoupání po vzletu nejméně 4 % při:
- (1) vzletovém výkonu každého motoru;
 - (2) vysunutém přistávacím zařízení, kromě případů, kdy může být přistávací zařízení zasunuto za ne více než 7 sekund, a kdy může být předpokládáno zasunutí přistávacího zařízení;
 - (3) vztlačových klapkách v poloze (polohách) pro vzlet;
 - (4) rychlosti stoupání specifikované v CS 23.65 (a)(4).

CS 23.66 Stoupání při vzletu: jeden nepracující motor

Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory o maximální hmotnosti vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a turbínovými motory poháněné letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být stanoven stálý gradient stoupání nebo klesání pro každou hmotnost, nadmořskou výšku a okolní teplotu v rozsahu provozních omezení stanovených žadatelem:

- (1) v situaci, kdy kritický motor nepracuje a jeho vrtule rychle a automaticky zaujme předpokládanou polohu;
- (2) při vzletovém výkonu zbývajících motorů;
- (3) při vysunutém přistávacím zařízení, avšak v případě, že přistávací zařízení může být zasunuto do 7 sekund, může být přistávací zařízení zasunuté;
- (4) se vztlačovými klapkami v poloze (polohách) pro vzlet;
- (5) s křídly v horizontální rovině; a
- (6) při rychlosti stoupání stejné, jako je dosažena ve výšce 15 m (50 ft) při průkazu CS 23.53.

CS 23.67 Stoupání: jeden nepracující motor

- (a) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo nižší platí následující:
- (1) Každý letoun s V_{SO} vyšší než 113 km/h (61 kt) musí být schopen udržet stálý gradient stoupání nejméně 1,5 % při tlakové nadmořské výšce 1 524 m (5 000 ft) při:
 - (i) nepracujícím kritickém motoru a s příslušnou vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (ii) zbývajícím motoru na výkonu ne vyšším než je maximální trvalý výkon;
 - (iii) zasunutém přístávacím zařízení;
 - (iv) zasunutých vztlačových klapkách; a
 - (v) rychlosti stoupání ne nižší než $1,2 V_{S1}$.
 - (2) Pro každý letoun s V_{SO} rovnou 113 km/h (61 kt) nebo nižší musí být stálý gradient stoupání nebo klesání při tlakové nadmořské výšce 1 524 m (5 000 ft) stanoven při:
 - (i) nepracujícím kritickém motoru a s příslušnou vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (ii) zbývajícím motoru na výkonu ne vyšším než je maximální trvalý výkon;
 - (iii) zasunutém přístávacím zařízení;
 - (iv) zasunutých vztlačových klapkách; a
 - (v) rychlosti stoupání ne nižší než $1,2 V_{S1}$.
- (b) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory, s maximální hmotností vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné turbínovými motory:
- (1) Ustálený gradient stoupání v nadmořské výšce 122 m (400 ft) nad úrovní vzletové roviny musí být měřitelně kladný při:
 - (i) nepracujícím kritickém motoru a s příslušnou vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (ii) zbývajícím motoru na vzletovém výkonu;
 - (iii) zasunutém přístávacím zařízení;
 - (iv) vztlačových klapkách v poloze (polohách) pro vzlet; a
 - (v) rychlosti stoupání stejné, jako je dosažena ve výšce 15 m (50 ft) při průkazu vyhovění CS 23.53.
 - (2) Ustálený gradient stoupání nesmí být menší než 0,75 % v nadmořské výšce 457 m (1 500 ft) nad vzletovou či přístávací rovinou, dle situace, při:
 - (i) nepracujícím kritickém motoru a s vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (ii) zbývajícím motoru na výkonu ne větším než maximálním trvalým;
 - (iii) zasunutém přístávacím zařízení;
 - (iv) zasunutých vztlačových klapkách;
 - (v) rychlosti stoupání ne menší než $1,2 V_{S1}$.
- (c) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí následující:
- (1) *Vzlet: přístávací zařízení vysunuto.* Ustálený gradient stoupání v nadmořské výšce vzletové roviny musí být měřitelně kladný při:
 - (i) situaci, kdy kritický motor nepracuje a jeho vrtule rychle a automaticky zaujme předpokládanou polohu;
 - (ii) zbývajícím motoru na vzletovém výkonu;
 - (iii) přístávacím zařízení vysunutém, se všemi dveřmi podvozku otevřenými;
 - (iv) vztlačových klapkách ve vzletové poloze (polohách);
 - (v) horizontální poloze křídel; a
 - (vi) rychlosti stoupání rovné V_2 .
 - (2) *Vzlet: přístávací zařízení zasunuto.* Ustálený gradient stoupání v nadmořské výšce 122 m (400 ft) nad vzletovou rovinou nesmí být menší než 2 % při:
 - (i) situaci, kdy kritický motor nepracuje a jeho vrtule rychle a automaticky zaujme předpokládanou polohu;
 - (ii) zbývajícím motoru na vzletovém výkonu;
 - (iii) přístávacím zařízení zasunutém;

- (iv) vztlakových klapkách ve vzletové poloze (polohách); a
 - (v) rychlosti stoupání rovné V_2 .
- (3) *Traťový let.* Ustálený gradient stoupání v nadmořské výšce 457 m (1 500 ft) nad vzletovou nebo přistávací rovinou, podle situace, nesmí být menší než 1,2 % při:
- (i) nepracujícím kritickém motoru a s příslušnou vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (ii) zbývajícím motoru na výkonu ne větším než je maximální trvalý výkon;
 - (iii) zasunutém přistávacím zařízením;
 - (iv) zasunutých vztlakových klapkách; a
 - (v) rychlosti stoupání ne nižší než $1,2 V_{S1}$.
- (4) *Přerušené přiblížení.* Ustálený gradient stoupání v nadmořské výšce 122 m (400 ft) nad přistávací rovinou nesmí být nižší než 2,1 % při:
- (i) nepracujícím kritickém motoru a s příslušnou vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (ii) zbývajícím motoru na vzletovém výkonu;
 - (iii) přistávacím zařízením zasunutém;
 - (iv) vztlakových klapkách v poloze (polohách) pro přiblížení, při které V_{S1} pro tuto polohu (polohy) nepřekročí 110 % V_{S1} pro příslušnou přistávací polohu se všemi pracujícími motory; a
 - (v) rychlosti stoupání stanovené v souladu s normálním postupem pro přistání, ale nepřekračující $1,5 V_{S1}$.

CS 23.69 Stoupání/ klesání při traťovém letu

- (a) *Všechny pracující motory*
Ustálený gradient a rychlost stoupání musí být stanoveny pro každou hmotnost, nadmořskou výšku a okolní teplotu v rozsahu provozních omezení stanovených žadatelem, při:
- (1) ne více než maximálním trvalém výkonu každého motoru;
 - (2) zasunutém přistávacím zařízením;
 - (3) zasunutých vztlakových klapkách; a
 - (4) rychlosti stoupání ne menší než $1,3 V_{S1}$.
- (b) *Jeden nepracující motor*
Ustálený gradient a rychlost stoupání/ klesání musí být stanoveny pro každou hmotnost, nadmořskou výšku a okolní teplotu v rozsahu provozních omezení stanovených žadatelem, při následujících podmínkách:
- (1) s nepracujícím kritickým motorem a příslušnou vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (2) zbývajícím motoru na výkonu ne vyšším než je maximální trvalý výkon;
 - (3) zasunutém přistávacím zařízením;
 - (4) zasunutých vztlakových klapkách; a
 - (5) při rychlosti stoupání ne nižší než $1,2 V_{S1}$.

CS 23.71 Klouzavý let (jednomotorové letouny)

Maximální horizontální přeletěná vzdálenost v nerozrušeném ovzduší, vyjádřená ztrátou výšky v km na 1000 m (námořních mílech na 1 000 ft), během klouzání a k tomu nezbytná rychlost musí být stanoveny při nepracujícím motoru a s jeho vrtulí v poloze s minimálním odporem, s přistávacím zařízením a vztlakovými klapkami v nejvýhodnější možné poloze.

CS 23.73 Vztažná rychlost přiblížení na přistání

- (a) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory s maximální hmotností 2 722 kg (6 000 lb) nebo méně nesmí být vztažná rychlost přiblížení na přistání V_{REF} menší než větší z rychlostí V_{MC} , stanovené v CS 23.149 (b) se vztlakovými klapkami vysunutými na maximální výchylku pro vzlet, a $1,3 V_{SO}$.

- (b) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovými motory s maximální hmotností větší než 2 722 kg (6 000 lb) a letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická s turbínovými motory nesmí být vztažná rychlost přiblížení na přistání V_{REF} menší než větší z rychlostí V_{MC} , stanovené v CS 23.149 (c), a $1,3 V_{SO}$.
- (c) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu nesmí být vztažná rychlost přiblížení na přistání V_{REF} menší než větší z rychlostí $1,05 V_{MC}$, stanovené v CS 23.149 (c), a $1,3 V_{SO}$.

CS 23.75 Délka přistání

Horizontální vzdálenost potřebná k přistání a úplnému zastavení z výšky 15 m (50 ft) nad přistávací rovinou musí být stanovena, pro standardní teplotu pro každou hmotnost a nadmořskou výšku v rozsahu provozních omezení stanovených pro přistání, následovně:

- (a) Ustálené přiblížení na rychlosti ne menší než V_{REF} , stanovené podle CS 23.73 (a), (b) nebo (c) podle toho, který odstavec platí, musí být udržováno do výšky 15 m (50 ft) a:
 - (1) Gradient klesání při ustáleném přiblížení nesmí být větší než 5,2 % (3°) až do výšky 15 m (50 ft).
 - (2) Žadatel může navíc prokázat zkouškou, že maximální gradient klesání při ustáleném přiblížení strmější než 5,2 % (3°) až do výšky 15 m (50 ft) je bezpečný. Gradient musí být stanoven jako provozní omezení a pilot musí mít možnost odečíst informaci o gradientu na příslušném přístroji.
- (b) Během celého manévru musí být zachována stálá konfigurace.
- (c) Přistání musí být provedeno bez přílišného vertikálního zrychlení a bez tendence k odskočení, překlopení, rychlému zatočení, poskakování nebo smyku.
- (d) Musí být prokázáno, že z podmínek, které existují ve výšce 15 m (50 ft) mohou být bezpečně splněny podmínky přerušeno přistání podle CS 23.77 při maximální přistávací hmotnosti nebo při maximální přistávací hmotnosti pro nadmořskou výšku a teplotu podle CS 23.63 (c)(2) nebo (d)(2), dle platnosti.
- (e) Brzdy musí být používány tak, aby nedošlo k nadměrnému opotřebení brzd nebo pneumatik.
- (f) Zpomalovací prostředky – jiné než kolové brzdy – mohou být použity, pokud jsou:
 - (1) bezpečné a spolehlivé;
 - (2) použity tak, že lze odpovídající účinek očekávat v provozu; a
- (g) Jestliže je použito zařízení závislé na chodu některého motoru a délka přistání by se zvětšila, pokud by při přistání nebyl tento motor v chodu, musí být délka přistání stanovena za podmínky, že příslušný motor nepracuje, pokud použití jiných kompenzačních prostředků neovlivní délku přistání více než toto zařízení závislé na chodu motoru.

CS 23.77 Přerušeno přistání

- (a) Každý pístovým motorem poháněný letoun kategorie normální, cvičná a akrobatická s maximální hmotností 2 722 kg (6 000 lb) nebo méně musí být schopen udržet ustálený gradient stoupání při hladině moře nejméně 3,3 % při:
 - (1) vzletovém výkonu každého motoru;
 - (2) vysunutém přistávacím zařízení;
 - (3) vztlakových klapkách v poloze pro přistání, avšak jestliže klapky mohou být bezpečně zasunuty během 2 sekund nebo za kratší dobu bez ztráty výšky a bez náhlých změn úhlu náběhu, mohou být zasunuty; a
 - (4) rychlosti stoupání rovné V_{REF} , jak je definováno v CS 23.73 (a).
- (b) U kategorie normální, cvičná a akrobatická každý pístovým motorem poháněný letoun s maximální hmotností větší než 2 722 kg (6 000 lb) a letoun poháněný turbínovým motorem kategorie normální, cvičná a akrobatická nesmí být ustálený gradient stoupání menší než 2,5 % při:
 - (1) výkonu nebo tahu ne větším než tom, který je k dispozici 8 sekund po počátečním přesunutí páky ovládání připnutí motoru z volnoběžné polohy;
 - (2) vysunutém přistávacím zařízení;
 - (3) vztlakových klapkách v poloze pro přistání; a

- (4) rychlosti stoupání rovné V_{REF} , jak je definováno v CS 23.73 (b).
- (c) Pro každý letoun kategorie pro sběrnou dopravu nesmí být ustálený gradient stoupání menší než 3,2 % při:
- (1) výkonu nebo tahu ne větším než tom, který je k dispozici 8 sekund po počátečním přesunutí páky ovládání příпусти motoru z volnoběžné polohy;
 - (2) vysunutém přístávacím zařízení;
 - (3) vztlkových klapkách v poloze pro přistání; a
 - (4) rychlosti stoupání rovné V_{REF} , jak je definováno v CS 23.73 (c).

LETOVÉ VLASTNOSTI

CS 23.141 Všeobecně

Letoun musí splňovat požadavky CS 23.143 až 23.253 při všech praktických podmínkách zatížení a všech provozních nadmořských výškách nepřesahujících maximální provozní nadmořskou výšku stanovenou podle CS 23.1527, pro kterou bylo požadováno schválení, a to bez požadavků na výjimečné dovednosti, pozornost nebo úsilí pilota.

ŘIDITELNOST A MANÉVROVATELNOST

CS 23.143 Všeobecně

- (a) Letoun musí být bezpečně řiditelný a manévrovatelný během všech fází letu, včetně:
- (1) vzletu;
 - (2) stoupání;
 - (3) vodorovného letu;
 - (4) klesání;
 - (5) průletu; a
 - (6) přistání (s pracujícím i nepracujícím motorem) se vztlkovými klapkami vysunutými a zasunutými.
- (b) Musí být možné provést plynulý přechod z jednoho letového stavu do druhého (včetně zatáček a skluzů) bez nebezpečí překročení provozního násobku zatížení při jakýchkoliv pravděpodobných provozních podmínkách (u vícemotorových letounů včetně podmínek, které je možno normálně očekávat při náhlém selhání kteréhokoliv motoru).
- (c) Jestliže se síly vyvíjené pilotem blíží mezním podmínkám, musí být tyto požadované řídicí síly stanoveny kvantitativními zkouškami. V žádném případě nesmí řídicí síly za podmínek stanovených v odstavci (a) a (b) překročit hodnoty uvedené v následující tabulce:

Hodnoty síly působící na příslušné řídicí v newtonech (v librách síly)	Klopení	Klonění	Zatáčení
Krátkodobé působení –			
Řídicí páka	267 N (60 lbf*)	133 N (30 lbf)	-
Volantové řídicí (obě ruce na volantu)	334 N (75 lbf)	222 N (50 lbf)	-
Volantové řídicí (jedna ruka na volantu)	222 N (50 lbf)	111 N (25 lbf)	-
Pedály směrovky	-	-	667 N (150 lbf)
Dlouhodobé působení –	44,5 N (10 lbf)	22 N (5 lbf)	89 N (20 lbf)

* poznámka překladatele: lbf = *pound force* – libra síly

CS 23.145 Podélné řízení

- (a) Je-li letoun co nejlépe vyvážený při $1,3 V_{S1}$, musí být možné při rychlostech nižších, než je rychlost vyvážení, sklopit před letounu dolů tak, aby nárůst rychlosti umožnil rychlé zrychlení na rychlost vyvážení při:
- (1) maximálním trvalém výkonu každého motoru;
 - (2) volnoběhu; a
 - (3) vztlačových klapkách a přistávacím zařízení v poloze:
 - (i) zasunuté; a
 - (ii) vysunuté.
- (b) Pokud není stanoveno jinak, musí být možno provádět následující obraty bez nutnosti překročit síly při řízení jednou rukou, stanovené v CS 23.143 (c). Vyvažování nesmí být během těchto obrátů přestavováno:
- (1) S vysunutým přistávacím zařízením a vztlačovými klapkami zasunutými a letounem co nejlépe vyváženým při $1,4 V_{S1}$, vysunout vztlačové klapky pokud možno co nejrychleji a umožnit přechod z rychlosti $1,4 V_{S1}$ na $1,4 V_{SO}$ při:
 - (i) volnoběhu motoru; a
 - (ii) výkonu potřebném k udržení vodorovného letu počátečního stavu.
 - (2) S přistávacím zařízením a vztlačovými klapkami vysunutými při volnoběhu a letounem co nejlépe vyváženým při $1,3 V_{SO}$ rychle nastavit vzletový výkon a zasunout vztlačové klapky, pokud možno co nejrychleji do polohy doporučené pro průlet a umožnit přechod z rychlosti $1,3 V_{SO}$ na $1,3 V_{S1}$. Zasunout přistávací zařízení po dosažení kladné stoupací rychlosti.
 - (3) S přistávacím zařízením a klapkami vysunutými, s výkonem pro vodorovný let při $1,1 V_{SO}$ a s letounem co nejlépe vyváženým musí být možno udržet přibližně vodorovný let při co nejrychlejším zasouvání klapek zároveň s použitím ne většího než maximálního trvalého výkonu. Jestliže jsou vztlačové klapky vícepolohové, může být zasouvání klapek prováděno postupně s výkonem a vyvážením přestavenými na vodorovný let při $1,1 V_{S1}$ v počáteční konfiguraci pro každou mezipolohu:
 - (i) z polohy plně vysunuté do nejvíce vysunuté mezipolohy;
 - (ii) mezi jednotlivými středními mezipolohami, je-li to možné; a
 - (iii) z nejméně vysunuté mezipolohy do plně zasunuté polohy.
 - (4) Při volnoběhu motoru, zasunutých vztlačových klapkách i přistávacím zařízením a letounem co nejlépe vyváženým při $1,4 V_{S1}$ rychle přestavit na vzletový výkon při udržování stejné rychlosti letu.
 - (5) Při volnoběhu motoru, vysunutých vztlačových klapkách a přistávacím zařízením a s letounem co nejlépe vyváženým při V_{REF} dosáhnout a udržet rychlost letu mezi $1,1 V_{SO}$ a buď $1,7 V_{SO}$, nebo V_{FE} , podle toho, která rychlost je nižší, bez potřeby překročit síly pro řízení oběma rukama uvedené v CS 23.143 (c).
 - (6) Při maximálním vzletovém výkonu, zasunutém přistávacím zařízením, vztlačových klapkách v poloze pro vzlet a letounem co nejlépe vyváženým při V_{FE} , která odpovídá poloze vztlačových klapek pro vzlet, zasunout vztlačové klapky co nejrychleji při udržování konstantní rychlosti.
- (c) Při rychlosti nad V_{MO}/M_{MO} až do maximální rychlosti prokázané dle CS 23.251 musí být prokázána schopnost ovladatelnosti při 1,5g pro návrat z náhodné ztráty rovnováhy nebo náhodné změny rychlosti.
- (d) Musí být možno s řídící silou pilota ne větší než 44,5 N (10 lbf) udržet rychlost ne větší než V_{REF} během klouzání při volnoběhu s vysunutým přistávacím zařízením a vysunutými vztlačovými klapkami.
- (e) Musí být možno použitím normálních řídicích orgánů letounu a ovládání motoru, s výjimkami uvedenými v odstavcích (e)(1) a (e)(2), ovládat rychlost klesání letounu na nulovou hodnotu do polohy vhodné pro řízení přistání bez překročení provozních a konstrukčních omezení letounu následovně:
- (1) Pro jednomotorové a dvumotorové letouny – bez použití primární soustavy podélného řízení;
 - (2) Pro dvumotorové letouny;

- (i) Bez použití primární soustavy směrového řízení; a
- (ii) Bez použití primární soustavy podélného a směrového řízení, jestliže jediná porucha některého spojovacího nebo převodového prvku může ovlivnit obě z primárních soustav podélného a směrového řízení.

CS 23.147 Směrové a příčné řízení

- (a) S každým dvumotorovým letounem musí být možno bezpečně provést náhlou změnu směru letu na obě strany s křídly ve vodorovné poloze a nepřekročit při tom náklon 5° . To musí být prokázáno při rychlosti $1,4 V_{S1}$ změnami směru letu do 15° (s tou výjimkou, že síla v nožním řízení odpovídající limitům uvedeným v CS 23.143 nesmí být překročena) za následujících podmínek:
- (1) Kritický motor nepracující a jeho vrtule v poloze s minimálním odporem;
 - (2) Zbývající motor na maximálním trvalém výkonu;
 - (3) Přistávací zařízení:
 - (i) zasunuto; a
 - (ii) vysunuto; a
 - (4) Vztlakové klapky zasunuty.
- (b) S každým dvumotorovým letounem musí být možno obnovit plnou řiditelnost bez překročení příčného sklonu 45° , bez vzniku nebezpečné polohy nebo nebezpečných charakteristik v případě náhlého a úplného vysazení kritického motoru za předpokladu, že letoun byl původně vyvážený a že příslušný zásah pilota je proveden s povoleným zpožděním 2 sekund, za následujících podmínek:
- (1) maximální trvalý výkon každého motoru;
 - (2) vztlakové klapky zasunuty;
 - (3) přistávací zařízení zasunuto;
 - (4) rychlost rovná rychlosti, při které byl proveden průkaz vyhovění podle CS 23.69 (a);
 - (5) nastavení vrtulí stejné, jako při prokázání vyhovění CS 23.69 (a).
- (c) Pro všechny letouny musí být prokázáno, že jsou bezpečně řiditelné bez použití primární soustavy příčného řízení v každé konfiguraci (konfiguracích) se všemi motory a při každé rychlosti nebo nadmořské výšce v rozsahu schválené provozní obálky. Musí být prokázáno, že letové charakteristiky letounu se nezhorší pod úroveň zaručující pokračování v bezpečném letu a možnost udržet polohu vhodnou pro řízení přistání bez překročení provozních a konstrukčních omezení letounu. Jestliže by jediná porucha kteréhokoliv spojovacího nebo převodového prvku v soustavě příčného řízení mohla také způsobit poruchu jiné řídicí soustavy (soustav), musí být splněny výše uvedené požadavky také za předpokladu, že tyto soustavy nepracují.

CS 23.149 Minimální rychlost řiditelnosti

- (a) V_{MC} je kalibrovaná rychlost letu, při které je možno po vysazení kritického motoru obnovit řízení letounu s tímto motorem stále zastaveným, a poté udržet přímočarý let stejnou rychlostí s úhlem náklonu ne větším než 5° . Metoda použitá pro simulaci vysazení kritického motoru musí představovat nejkritičtější způsob vysazení pohonné jednotky s ohledem na řiditelnost očekávanou v provozu.
- (b) V_{MC} pro vzlet nesmí překročit $1,2 V_{S1}$ (kde V_{S1} je stanovena při maximální vzletové hmotnosti) a musí být stanovena pro nejnepříznivější hmotnost a polohu těžiště, s letounem za letu se zanedbatelným přízemním účinkem a pro vzletovou konfiguraci (konfigurace) s:
- (1) maximálním použitelným počátečním vzletovým výkonem každého motoru;
 - (2) letounem vyváženým pro vzlet;
 - (3) vztlakovými klapkami v poloze (polohách) pro vzlet;
 - (4) zasunutým přistávacím zařízením; a
 - (5) nastavením všech vrtulí v poloze doporučené pro vzlet.

- (c) Pro všechny letouny mimo letounů poháněných pístovými motory o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo nižší musí být požadavky odstavce (a) splněny v přistávací konfiguraci s:
- (1) maximálním použitelným počátečním vzletovým výkonem každého motoru;
 - (2) letounem vyváženým pro přiblížení se všemi pracujícími motory při V_{REF} a při nejstrmějším gradientu přiblížení použitým při prokázání délky přistání dle CS 23.75;
 - (3) vztlakovými klapkami v poloze pro přistání;
 - (4) vysunutým přistávacím zařízením; a
 - (5) nastavením všech vrtulí v poloze doporučené pro přiblížení se všemi pracujícími motory.
- (d) Musí být stanovena minimální rychlost pro úmyslné uvedení kritického motoru mimo provoz, a označena jako bezpečná – minimální bezpečná rychlost vícemotorového letadla s jedním pracujícím motorem – V_{SSE} .
- (e) Při V_{MC} nesmí síla potřebná k ovládnutí pedálu směrovky přesáhnout 667 N (150 lbf) a nesmí být nutné snížit výkon pracujícího motoru. Během tohoto manévru nesmí letoun zaujmout žádnou nebezpečnou polohu a musí být možno zamezit změnám směru větším než 20°.
- (f) V_{MCG} – minimální rychlost říditelnosti na zemi je kalibrovanou rychlostí letu při rozjezdu při vzletu, při které, je-li náhle uveden kritický motor mimo provoz a je-li jeho vrtule v poloze, kterou (je-li to možné) automaticky zaujme, je možné udržet letoun říditelný pouze za použití primárního aerodynamického řízení (bez použití řízení příďového kola), což umožní bezpečné pokračování vzletu za použití běžných pilotních dovedností. Řídící síla směrovky nesmí překročit 667 N (150 lbf), a dokud nebude letoun ve vzduchu, smí být boční řízení používáno pouze za účelem udržení vodorovné polohy křídel. Při stanovování V_{MCG} , za předpokladu, že se dráha letounu zrychlujícího se všemi motory v provozu nachází na ose RWY, se nesmí dráha letu za bodem, kdy je kritický motor uveden mimo provoz, do bodu, kdy je znovu dosažen rovnoběžný směr s osou RWY, odchýlit o více než 9,1 m (30 ft) bočně od osy v kterémkoliv bodě dráhy. V_{MCG} musí být stanovena s:
- (1) letounem v každé vzletové konfiguraci, nebo – podle volby žadatele – v nejkritičtější vzletové konfiguraci;
 - (2) maximálním použitelným vzletovým výkonem nebo tahem na motorech v provozu;
 - (3) nejnepríznivější polohou těžiště;
 - (4) letadlem vyváženým pro vzlet; a
 - (5) nejnepríznivější hmotností v rámci rozsahu vzletových hmotností.

CS 23.151 Akrobatické obraty

Každý letoun kategorie akrobatická a cvičná musí být schopen provádět bezpečně akrobatické obraty, pro které je požadováno schválení. Pro tyto akrobatické obraty musí být stanoveny bezpečné vstupní rychlosti.

CS 23.153 Řízení při přistání

S letounem v přistávací konfiguraci musí být možno po přiblížení na přistání bezpečně dokončit přistání, aniž by byly překročeny síly na řízení jednou rukou uvedené v CS 23.143 (c):

- (a) při rychlosti $V_{REF} - 9,3$ km/h (5 kt);
- (b) s letounem vyváženým nebo co nejlépe vyváženým a bez dalšího použití vyvažovacího zařízení během přistávacího manévru.
- (c) při gradientu přiblížení rovném nejstrmějšímu gradientu použitému při předvedení délky přistání podle CS 23.75;
- (d) při pouze takových změnách výkonu, pokud je vůbec výkon měněn, které by mohly být prováděny při normálním přistání po přiblížení při V_{REF} .

CS 23.155 Řídící síly na výškovém kormidle při obracech

- (a) Síla na řízení výškového kormidla potřebná k dosažení maximálního kladného provozního násobku zatížení nesmí být menší než:

- (1) Při řízení volantem – $W/10$ N (kde W je maximální hmotnost v kg) ($W/100$ lbf (kde W je maximální hmotnost v lb)) nebo 89 N (20 lbf), podle toho, která hodnota je větší, avšak nemusí být větší než 222 N (50 lbf); nebo
 - (2) Při řízení pákou – $W/14$ N (kde W je maximální hmotnost v kg) ($W/140$ lbf (kde W je maximální hmotnost v lb)) nebo 66,8 N (15 lbf), podle toho, která je větší, avšak nemusí být větší než 156 N (35 lbf).
- (b) Požadavek pododstavce (a) musí být splněn se zasunutými vztlakovými klapkami a zasunutým přistávacím zařízením za každé z následujících podmínek:
- (1) Při 75 % maximálního trvalého výkonu pro pístové motory nebo maximálním trvalém výkonu pro turbínové motory.
 - (2) V zatáčce provedené po vyvážení s křídly ve vodorovné poloze s minimální rychlostí, při které může být dosaženo normální zrychlení bez přetažení, a při maximální vyvážené rychlosti vodorovného letu s tím, že rychlost nesmí překročit V_{NE} nebo V_{MO}/M_{MO} podle toho, která hodnota přichází v úvahu.
- (c) Při rostoucím násobku zatížení nesmí docházet k nadměrnému poklesu gradientu křivky závislosti řídicí síly na násobku zatížení při obracech.

CS 23.157 Rychlost klonění

- (a) *Vzlet.* Musí být možné použitím vhodné kombinace řízení změnit ustálenou zatáčku o náklonu 30° na zatáčku opačného smyslu o stejném náklonu za čas nepřesahující:
- (1) Pro letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo menší – 5 sekund od počátku klonění; a
 - (2) Pro letouny o maximální hmotnosti větší než 2 722 kg (6 000 lb) – $\frac{W + 200}{590}$, ale ne více než 10 sekund, kde W je hmotnost v kg, ($\frac{W + 500}{1\,300}$, ale ne více než 10 sekund, kde W je hmotnost v librách.)
- (b) Požadavek pododstavce (a) musí být splněn při klonění letounu v obou směrech za následujících podmínek:
- (1) Vztlakové klapky v poloze pro vzlet;
 - (2) Podvozek zasunut;
 - (3) Pro jednomotorové letouny při maximálním vzletovém výkonu a pro dvoumotorové letouny s nepracujícím kritickým motorem, s vrtulí v poloze s minimálním odporem a zbývajícím motorem na maximálním vzletovém výkonu; a
 - (4) Letoun vyvážen pro rychlost rovnou větší z $1,2 V_{S1}$ nebo $1,1 V_{MC}$ nebo co nejbližší vyvážení pro přímý let.
- (c) *Přiblížení.* Musí být možné použitím vhodné kombinace řízení změnit ustálenou zatáčku o náklonu 30° na zatáčku opačného smyslu o stejném náklonu za čas nepřesahující:
- (1) Pro letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo nižší – 4 sekundy od počátku klonění; a
 - (2) Pro letouny o maximální hmotnosti vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) – $\frac{W + 1\,300}{1\,000}$, ale ne více než 7 sekund, kde W je hmotnost v kg, ($\frac{W + 2\,800}{2\,200}$, ale ne více než 7 sekund, kde W je hmotnost v librách.)
- (d) Požadavek pododstavce (c) musí být splněn při klonění letounu v každém směru za následujících podmínek:
- (1) Vztlakové klapky v poloze (polohách) pro přistání;
 - (2) Podvozek vysunut;
 - (3) Všechny motory pracující na výkonu pro přiblížení pod úhlem 3° ; a
 - (4) Letoun je vyvážen při V_{REF} .

VYVÁŽENÍ

CS 23.161 Vyvážení

- (a) *Všeobecně.* Každý letoun musí splňovat požadavky na vyvážení, když byl vyvážen a když nejsou vyvíjeny další síly na primární řídicí prvky; nebo bez dalších pohybů těchto řídicích prvků nebo jim odpovídajícího ovládání vyvažovacího zařízení ať již pilotem nebo autopilotem. Dále musí být možné při jiných podmínkách zatížení, konfigurace, rychlosti a výkonu zajistit, že pilot nebude příliš unavován nebo rušen nutností zasahovat do řízení silami převyšujícími síly v CS 23.143 (c). To platí v normálním provozu letounu, a pokud je to použitelné, také v podmínkách poruchy jednoho motoru, pro který jsou stanoveny výkonové charakteristiky.
- (b) *Příčné a směrové vyvážení.* Letoun musí zachovávat příčné a směrové vyvážení ve vodorovném letu s přistávacím zařízením a vztlačovými klapkami zasunutými za následujících podmínek:
- (1) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická při rychlosti $0,9 V_H$, V_C nebo V_{MO}/M_{MO} podle toho, která je nejnižší; a
 - (2) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu pro všechny rychlosti od $1,4 V_{S1}$ do V_H nebo V_{MO}/M_{MO} podle toho, která je nižší.
- (c) *Podélné vyvážení.* Letoun musí zachovat podélné vyvážení za všech následujících podmínek:
- (1) Stoupání při:
 - (i) vzletovém výkonu, podvozku zasunutém, se vztlačovými klapkami v poloze (polohách) pro vzlet, při rychlostech použitých při stanovování charakteristik stoupání požadovaných dle CS 23.65; a
 - (ii) maximálním trvalém výkonu na rychlostech a v konfiguraci použité při stanovování charakteristik stoupání požadovaných dle CS 23.69 (a).
 - (2) Vodorovný let při všech rychlostech od nižší z rychlostí V_H a buď V_{NO} nebo V_{MO}/M_{MO} (dle vhodnosti) do $1,4 V_{S1}$ s přistávacím zařízením a vztlačovými klapkami zasunutými.
 - (3) Klesání při V_{NO} nebo V_{MO}/M_{MO} (dle vhodnosti), při volnoběhu, s přistávacím zařízením zasunutým a vztlačovými klapkami zasunutými.
 - (4) Přiblížení s vysunutým přistávacím zařízením a s:
 - (i) úhlem klesání 3° při rychlosti $1,4 V_{S1}$ se zasunutými vztlačovými klapkami;
 - (ii) úhlem klesání 3° při rychlosti V_{REF} se vztlačovými klapkami v poloze (polohách) pro přistání; a
 - (iii) gradientem pro přiblížení rovném nejstrmějšímu gradientu použitému při stanovení délky přistání podle CS 23.75 a se vztlačovými klapkami v poloze (polohách) pro přistání při rychlosti V_{REF} .
- (d) Navíc musí každý dvoumotorový letoun zachovávat podélné a směrové vyvážení a řídicí síla v příčném řízení nesmí překročit 22 N (5 lbf) při rychlosti, při níž bylo prokázáno vyhovění CS 23.67 (a), (b)(2), nebo (c)(3), podle toho, který odstavec platí, a to při:
- (1) nepracujícím kritickém motoru a s jeho vrtulí v poloze s nejmenším odporem;
 - (2) zbývajícím motoru na maximálním trvalém výkonu;
 - (3) zasunutém přistávacím zařízením;
 - (4) zasunutých vztlačových klapkách; a
 - (5) úhlu příčného náklonu ne větším než 5° .
- (e) Navíc musí být u každého letounu kategorie pro sběrnou dopravu, pro který při stanovení dráhy vzletu v souladu s CS 23.57 stoupání při vzletové konfiguraci při V_2 pokračuje nad 122 m (400 ft) nad vzletovou rovinou, možné snížit síly v podélném a příčném řízení na 44,5 N (10 lbf) a 22 N (5 lbf) a síla směrového řízení nesmí přesáhnout 222 N (50 lbf) při V_2 , při:
- (1) nepracujícím kritickém motoru a s jeho vrtulí v poloze s minimálním odporem;
 - (2) zbývajícím motoru na maximálním trvalém výkonu;
 - (3) zataženém přistávacím zařízením;
 - (4) vztlačových klapkách v poloze (polohách) pro vzlet; a
 - (5) úhlu příčného náklonu nepřesahujícím 5° .

STABILITA

CS 23.171 Všeobecně

Letoun musí být podélně, směrově i příčně stabilní podle požadavků CS 23.173 až 23.181. Navíc musí být prokázána vyhovující stabilita a „cit“ v řízení (statická stabilita) za jakýchkoliv podmínek, které se normálně vyskytnou v provozu, jestliže z letových zkoušek vyplýne, že je to nutné pro bezpečný provoz.

CS 23.173 Statická podélná stabilita

Za podmínek uvedených v CS 23.175 a s letounem příslušně vyváženým musí být prokázány následující charakteristiky řídicích sil v řízení výškového kormidla a tření v soustavě řízení:

- (a) K dosažení a udržení rychlosti letu pod stanovenou rychlostí vyvážení musí pilot působit na řízení výškového kormidla tahem a k dosažení udržení rychlosti nad stanovenou vyváženou rychlostí musí působit tlakem. Tento požadavek musí být prokázán při jakékoliv rychlosti letu, která může být dosažena s tou výjimkou, že rychlosti vyžadující sílu na řízení větší než 178 N (40 lbf) nebo rychlosti větší než maximální přípustné rychlosti letu nebo nižší než minimální bezpečná rychlost letu nemusí být brány v úvahu.
- (b) Když se síla na řízení zvolna odlehčí při jakékoliv rychlosti v rozsahu rychlostí uvedených v pododstavci (a), musí se rychlost vrátit do uvedených tolerancí. Platné tolerance jsou:
 - (1) U všech letounů ± 10 % původní rychlosti vyvážení; a kromě toho;
 - (2) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu $\pm 7,5$ % původní rychlosti vyvážení pro podmínky cestovního letu uvedené v CS 23.175 (b).
- (c) Síla v ručním řízení se musí měnit s rychlostí letu tak, že každá podstatná změna rychlosti vyvolá v řídicí páce sílu, která je pilotem jasně rozeznatelná.

CS 23.175 Předvedení statické podélné stability

Statická podélná stabilita musí být prokázána následovně:

- (a) *Stoupání.* Křivka vyjadřující závislost řídicí síly na rychlosti musí mít v rozmezí 85 % až 115 % rychlosti vyvážení stálý sklon při:
 - (1) zasunutých vztlačkových klapkách;
 - (2) zasunutém přístávacím zařízení;
 - (3) maximálním trvalém výkonu; a
 - (4) letounu vyváženém na rychlosti použité při stanovení charakteristik stoupání dle CS 23.69 (a).
- (b) *Cestovní let.* Vyvážený letoun při výkonu pro vodorovný let se zasunutými vztlačkovými klapkami a zasunutým přístávacím zařízením, odpovídající cestovní rychlosti ve velké a malé nadmořské výšce včetně rychlostí až do V_{NO} nebo V_{MO}/M_{MO} , podle toho, co platí, s tou výjimkou, že rychlost nesmí překročit V_H :
 - (1) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí mít křivka závislosti řídicí síly na rychlosti stálý sklon při všech rychlostech v rozsahu 15 % vyvážené rychlosti plus rozdíl rychlostí po volném návratu, nebo 74 km/h (40 kt) plus rozdíl rychlostí po volném návratu, podle toho, který je větší, nad i pod rychlost vyvážení s výjimkou případů, kdy sklon nemusí být stálý:
 - (i) při rychlostech nižších než $1,3 V_{S1}$; nebo
 - (ii) pro letouny s V_{NE} stanovenou podle CS 23.1505 (a) – při rychlostech větších než V_{NE} ; nebo
 - (iii) pro letouny s V_{MO}/M_{MO} stanovenou dle CS 23.1505 (c) – při rychlostech větších než V_{FC}/M_{FC} .
 - (2) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí mít křivka závislosti řídicí síly na rychlosti stálý sklon při všech rychlostech v rozsahu 93 km/h (50 kt) plus rozdíl rychlostí po volném návratu nad a pod rychlost vyvážení kromě případů, kdy sklon nemusí být stálý:

- (i) při rychlostech nižších než $1,4 V_{S1}$; nebo
 - (ii) při rychlostech vyšších než V_{FC}/M_{FC} ; nebo
 - (iii) při rychlostech vyžadujících řídicí sílu na páce větší než 222 N (50 lbf).
- (c) *Přistání.* Křivka vyjadřující závislost řídicí síly na rychlosti musí mít stálý sklon při rychlostech mezi $1,1 V_{S1}$ a $1,8 V_{S1}$ při:
- (1) vztlakových klapkách v přistávací poloze;
 - (2) přistávacím zařízením vysunutém; a
 - (3) letounu vyváženém při:
 - (i) V_{REF} , nebo minimální rychlosti vyvážení, pokud je větší, při volnoběhu; a
 - (ii) V_{REF} při výkonu umožňujícím klesání pod úhlem 3° .

CS 23.177 Statická směrová a příčná stabilita

- (a) Statická směrová stabilita, prokázaná tendencí letounu k vyrovnání vybočení s vodorovnými křídly s volným směrovým řízením, musí být kladná pro jakoukoliv polohu přistávacího zařízení a vztlakových klapek stanovenou pro konfigurace pro vzlet, stoupání, cestovní let a přiblížení na přistání a přistání. Toto musí být prokázáno při použití symetrického výkonu až do maximálního trvalého výkonu a při rychlostech od $1,2 V_{S1}$ až po maximální přípustné rychlosti pro podmínky, které jsou zkoumány. Úhel vybočení pro tyto zkoušky musí odpovídat typu letounu. Při větších úhlech vybočení až do takového úhlu, při kterém je použita plná výchylka směrového kormidla, anebo je dosaženo meze řídicí síly podle CS 23.143 (podle toho, která z těchto veličin je dosažena dříve), a při rychlostech od $1,2 V_{S1}$ do V_0 nesmí dojít k reverzi řídicí síly na pedálech směrového řízení.
- (b) Statická příčná stabilita, prokázaná tendencí ke zdvihnutí spodního křídla ve skluzu, musí být kladná při každé poloze přistávacího zařízení a vztlakových klapek. To musí být prokázáno se symetrickým výkonem až do 75 % maximálního trvalého výkonu při rychlosti nad $1,2 V_{S1}$ ve vzletové konfiguraci (konfiguracích) a při rychlostech nad $1,3 V_{S1}$ v ostatních konfiguracích až do maximální přípustné rychlosti pro danou konfiguraci, a to pro vzlet, stoupání, cestovní let a přiblížení. Při přistávací konfiguraci musí být výkon až po úroveň potřebnou k udržení klesání pod úhlem 3° při koordinovaném letu. Statická příčná stabilita nesmí být záporná při $1,2 V_{S1}$ ve vzletové konfiguraci, nebo při $1,3 V_{S1}$ v ostatních konfiguracích. Úhel vybočení musí být při těchto zkouškách přiměřený typu letounu, ale v žádném případě nesmí být úhel vybočení od konstantního směru menší než ten, kterého je možno dosáhnout příčným náklonem 10° , nebo je-li menší, maximálním úhlem náklonu dosažitelným plným vychýlením směrového kormidla nebo řídicí silou na pedálu směrového kormidla 667 N (150 lbf).
- (c) Odstavec (b) neplatí pro letouny akrobatické kategorie schválené pro let na zádech.
- (d) V přímočarých ustálených skluzech při $1,2 V_{S1}$ při jakékoliv poloze přistávacího zařízení a vztlakových klapek a pro jakékoliv podmínky symetrického výkonu až do 50% maximálního trvalého výkonu musí výchylky i řídicí síly při ovládání křidélek a směrového kormidla trvale vzrůstat (ale ne nezbytně ve stálém poměru) při růstu úhlu vybočení až do maximální hodnoty odpovídající typu letounu. Při větších úhlech vybočení až po úhel při plné výchylce směrovky nebo křídélka, nebo kdy je dosaženo limitu řídicích sil uvedených v CS 23.143, nesmí při rostoucím úhlu vybočení nastat reverze výchylek a řídicích sil v příčném a směrovém řízení. Rychlé uvedení do maximálního vybočení odpovídajícího typu letounu ani vybrání z něj nesmí mít za následek neřiditelné letové vlastnosti.

CS 23.181 Dynamická stabilita

- (a) Jakékoliv kmitání s krátkou periodou, mimo kombinaci příčného a směrového kmitání, vyskytující se mezi pádovou rychlostí a maximální dovolenou rychlostí odpovídající příslušné konfiguraci letounu musí být silně tlumeno s primárním řízením:
- (1) volným; a
 - (2) pevným, vyjma případu, kdy je prokázáno vyhovění CS 23.672.

- (b) Jakékoliv kombinované příčné a směrové kmitání ("Dutch roll")* vyskytující se mezi pádovou rychlostí a maximální dovolenou rychlostí odpovídající příslušné konfiguraci letounu musí být utlumeny na $1/10$ amplitudy v 7 cyklech s primárním řízením:
- (1) volným; a
 - (2) pevným, vyjma případu, kdy je prokázáno vyhovění CS 23.672.
- (c) Žádná oscilace s dlouhou periodou (fugoidní kmitání) nesmí být tak nestabilní, že způsobí nepřipustné zvýšení pracovní zátěže pilota nebo jinak ohrozí letoun. Za podmínek uvedených v CS 23.175, kdy řídicí síla v podélném řízení potřebná k udržení rychlosti odlišné od rychlosti vyvážení nejméně o $\pm 15\%$ je náhle uvolněna, nesmí odezva letounu vykazovat žádné nebezpečné vlastnosti, ani nesmí dojít k nadměrné změně řídicí síly oproti velikosti při uvolnění řízení.

PŘETAŽENÍ

CS 23.201 Přetažení v přímém letu

- (a) Musí být možné provést a upravit klonění nereverzním použitím křidélek a provést a upravit zatáčení nereverzním použitím směrového řízení až do okamžiku přetažení letounu.
- (b) Charakteristiky přetažení v přímočarém letu musí být prokázány za letu následovně. Počínaje rychlostí nejméně 18,5 km/h (10 kt) nad pádovou rychlostí musí být výškové řízení přitahováno tak, aby úbytek rychlosti nepřekročil 1,9 km/h (jeden uzal) za sekundu až do přetažení, kdy nastane buď:
- (1) Neřiditelný klopivý pohyb letounu přídí dolů; nebo
 - (2) Klopivý pohyb přídí dolů v důsledku aktivace zařízení (např. automatického potlačení řídidla klopení); nebo
 - (3) Dotažení řídidla na doraz.
- (c) Po dosažení klopivého pohybu přídí dolů dle odstavců (b)(1) nebo (b)(2) tohoto ustanovení, nebo je-li výškové řízení drženo na dorazu po dobu ne menší než 2 sekundy nebo po dobu potřebnou ke stanovení minimální rychlosti ustáleného letu podle CS 23.49, je možno normálně použít výškové řízení pro přechod do normálního letu.
- (d) Během vstupu do obratu a vybrání z něj musí být možné normálním použitím řízení zabránit většímu náklonu nebo vybočení než 15° .
- (e) Vyhovění požadavkům tohoto článku musí být prokázáno za následujících podmínek:
- (1) *Vztlakové klapky.* Zasunuty, plně vysunuty a v každé v normálním provozu používané mezilehlé poloze.
 - (2) *Přistávací zařízení.* Zasunuto a vysunuto.
 - (3) *Žaluzie chlazení.* Podle příslušné konfigurace.
 - (4) *Výkon motoru.*
 - (i) volnoběh; a
 - (ii) 75 % maximálního trvalého výkonu. Jestliže poměr výkonu a hmotnosti při 75 % maximálního trvalého výkonu má za následek polohu letounu s extrémně zvednutou přídí, může být zkouška provedena při výkonu odpovídajícím letu ve vodorovné rovině v přistávací konfiguraci při maximální přistávací hmotnosti a rychlosti $1,4 V_{SO}$, ale s výkonem ne menším než je 50 % maximálního trvalého výkonu.
 - (5) *Vyvážení.* Letoun vyvážený při rychlosti co možná nejbližší $1,5 V_{S1}$.
 - (6) *Vrtule.* Poloha pro maximální zvýšení otáček při volnoběhu.

* poznámka překladatele: = „holandský krok“, kymácivý pohyb (kmitavá složka stranového pohybu letadla charakterizovaná periodickými změnami jeho klonivé a zatáčivé úhlové rychlosti letu; název odvozen od pohybu bruslařů na zamrzlých holandských kanálech).

CS 23.203 Přetažení v zatáčce a dynamické přetažení v zatáčce

Přetažení v zatáčce a dynamické přetažení v zatáčce musí být při zkouškách předvedeny následovně:

- (a) Provedte a udržujte koordinovanou zatáčku s náklonem 30° . Snižte rychlost letu výškovým kormidlem ustáleným postupným zmenšováním poloměru zatáčky, dokud nedojde k přetažení, jak je definováno v CS 23.201 (b). Rychlost snižování rychlosti musí být konstantní, a:
 - (1) Při přetažení v zatáčce nesmí překročit $1,9 \text{ km/h}$ (jeden uzel) za sekundu; a
 - (2) Při dynamickém přetažení v zatáčce musí být $5,6$ až $9,3 \text{ km/h}$ (3 až 5 kt) za sekundu s rovnoměrně vzrůstajícím normálovým zrychlením.
- (b) Po přetažení letounu, jak je definováno v CS 23.201 (b), musí být možné znovu dosáhnout vodorovného letu normálním použitím řízení, ale bez zvyšování výkonu a bez:
 - (1) nadměrné ztráty nadmořské výšky;
 - (2) nadměrného klopivého pohybu předě vzhůru;
 - (3) neřiditelné tendence k přechodu do vývrtky;
 - (4) překročení 60° náklonu v původním směru zatáčení nebo 30° v opačném směru v případě přetažení v zatáčce;
 - (5) překročení 90° náklonu v původním směru zatáčení nebo 60° v opačném směru v případě dynamického přetažení v zatáčce; a
 - (6) překročení maximální přípustné rychlosti nebo dovoleného provozního násobku zatížení.
- (c) Vyhovění požadavkům tohoto článku musí být prokázáno za následujících podmínek:
 - (1) *Vztlakové klapky*. Zasunuty, plně vysunuty a v každé v normálním provozu používané mezilehlé poloze.
 - (2) *Přistávací zařízení*. Zasunuto a vysunuto.
 - (3) *Žaluzie chlazení*. Podle příslušné konfigurace.
 - (4) *Výkon motoru*.
 - (i) volnoběh; a
 - (ii) 75% maximálního trvalého výkonu. Jestliže poměr výkonu a hmotnosti při 75% maximálního trvalého výkonu má za následek polohu letounu s extrémně zvednutou přídílí, může být zkouška provedena při výkonu odpovídajícím letu ve vodorovné rovině v přistávací konfiguraci při maximální přistávací hmotnosti a rychlosti $1,4 V_{SO}$, ale s výkonem ne menším než je 50% maximálního trvalého výkonu.
 - (5) *Vyvážení*. Letoun vyvážený při rychlosti co možná nejbližší $1,5 V_{S1}$.
 - (6) *Vrtule*. Poloha pro maximální zvýšení otáček při volnoběhu.

CS 23.207 Výstraha před přetažením

- (a) Musí existovat jasná a výrazná výstraha před přetažením v přímém letu i v zatáčce se vztlakovými klapkami a přistávacím zařízením v kterékoliv normální poloze.
- (b) Výstrahu před přetažením mohou představovat buď přirozené aerodynamické vlastnosti letounu nebo zařízení, které bude dávat jasně rozeznatelná znamení při očekávaných letových podmínkách. Vizuální prostředky výstrahy před přetažením vyžadující pozornost letové posádky v kabině nejsou samy o sobě přijatelné pro splnění požadavku.
- (c) Během zkoušek přetažení požadovaných v CS 23.201 (b) a CS 23.203 (a)(1) musí výstraha před přetažením začít při rychlosti převyšující pádovou rychlost ne méně než $9,3 \text{ km/h}$ (5 kt) a musí trvat dokud nedojde k přetažení.
- (d) Při postupech podle CS 23.1585 nesmí k výstraze před přetažením dojít během vzletu se všemi pracujícími motory, pokračujícím vzletu s jedním nepracujícím motorem nebo během přiblížení na přistání.
- (e) Během zkoušek přetažení podle CS 23.203 (a)(2) musí výstraha začít s dostatečným předstihem před přetažením, aby pilot mohl přetažení zabránit po prvním výstražném signálu.
- (f) Pro letouny akrobatické kategorie může být umělá výstraha před přetažením upravena tak, že se automaticky uvede v činnost během vzletu a znovu v konfiguraci pro přiblížení.

VÝVRTKY

CS 23.221 Vývrtky

- (a) *Letouny normální kategorie.* Jednomotorové letouny normální kategorie musí být schopny vybrání z vývrtky o jedné otočce nebo po třech sekundách, podle toho, co trvá déle, během jedné další otáčky od prvního zásahu do řízení za účelem vybrání vývrtky. Kromě toho:
- (1) Pro obě polohy vztlačových klapek, zasunuté i vysunuté, nesmí být překročeny příslušné omezení rychlosti letu a kladný provozní násobek zatížení při obratech;
 - (2) Žádné síly v řízení či vlastnosti vyskytující se během vývrtky nebo jejího vybrání nesmí nepříznivě ovlivňovat rychlé vybrání vývrtky;
 - (3) Nesmí být možné uvést letoun do nevybratelné vývrtky jakýmkoliv použitím řízení letu nebo ovládání výkonu motoru jak při vstupu do vývrtky, tak během vývrtky; a
 - (4) Při vývrtce s vysunutými vztlačovými klapkami mohou být klapky během vybrání vývrtky zasunuty, ale ne dříve než ustane rotace.
- (b) *Letouny cvičné kategorie.* Letouny cvičné kategorie musí splňovat požadavky pododstavce (a). Navíc musí být splněny požadavky odstavce (c) a CS 23.807 (b)(7), pokud je požadováno schválení pro vývrtky.
- (c) *Letouny akrobatické kategorie.* Letouny akrobatické kategorie musí splňovat požadavky pododstavce (a) a CS 23.807 (b)(6). Navíc musí být splněny následující požadavky, při všech konfiguracích, pro které je schválení pro vývrtky požadováno:
- (1) Letoun musí být možno vyvést z kteréhokoliv bodu vývrtky až do šesti otáček včetně nebo do jakéhokoliv vyššího počtu otáček, pro který je schválení požadováno, během další ne více než jedné a půl otáčky od prvního zásahu do řízení za účelem vybrání vývrtky. Vývrtka však může být po třech otáčkách přerušena, vyskytne-li se charakteristika přechodu do spirály.
 - (2) Nesmí být překročeny příslušné omezení rychlosti letu a provozní násobek zatížení při obratech. Pro konfigurace s vysunutými vztlačovými klapkami, pro které je požadováno schválení, nesmí být klapky během vybírání vývrtky zasunuty.
 - (3) Nesmí být možné uvést letoun do nevybratelné vývrtky jakýmkoliv použitím řízení letu nebo ovládání výkonu motoru jak při vstupu do vývrtky, tak během vývrtky.
 - (4) Během vývrtky se nesmí vyskytovat žádné charakteristiky (jako přílišné zrychlování rotace nebo nadměrná oscilace), které by mohly bránit úspěšnému vybrání vývrtky v důsledku dezorientace nebo zneschopnění pilota.

VLASTNOSTI PŘI MANIPULACI NA ZEMI A NA VODĚ

CS 23.231 Podélná stabilita a řiditelnost

- (a) Pozemní letoun nesmí mít neřiditelné tendence k překlopení za jakýchkoliv důvodně předpokládaných provozních podmínek, včetně odskočení při přistání nebo při vzletu. Podvozkové brzdy musí pracovat plynule a nesmí přivodit jakékoliv přílišné tendence k překlopení.
- (b) Hydroplány nebo obojživelné letouny nesmí mít sklon k nebezpečnému nebo neřiditelnému poskakování po vodní hladině při jakékoliv normální provozní rychlosti na vodě.

CS 23.233 Směrová stabilita a řiditelnost

- (a) Musí být prokázána schopnost letounu bezpečně pojíždět, vzlétnout a přistát při bočním větru působícím pod úhlem 90° , jehož rychlost nesmí být menší než $0,2 V_{SO}$.
- (b) Letoun musí být uspokojivě řiditelný při přistání s motorem na volnoběhu, při normální přistávací rychlosti a bez použití brzd nebo výkonu motoru k udržení přímé dráhy, dokud rychlost neklesne na méně než 50 % rychlosti při dosednutí.
- (c) Během pojíždění musí být letoun přiměřeně směrově řiditelný.

- (d) Hydroplány musí prokázat uspokojivou směrovou stabilitu a řiditelnost při provozu na vodě až do maximální rychlosti větru uvedené v pododstavci (a).

CS 23.235 Provoz na nezpevněných površích

- (a) Musí být prokázáno, že letoun má uspokojivé charakteristiky, a mechanismus tlumiče podvozku nesmí poškodit konstrukci letounu, když letoun pojíždí po ploše s nejhrubším povrchem, jaký lze v normálním provozu důvodně očekávat, a když jsou vzlety a přistání provedeny na nezpevněné ploše s nejhrubším povrchem, jaký lze v normálním provozu důvodně očekávat.

CS 23.237 Provoz na vodě

Musí být stanoveny přípustné podmínky na vodní ploše a všechny nezbytné manipulační postupy pro hydroplány a obojživelné letouny.

CS 23.239 Rozstřikové vlastnosti

U hydroplánů a obojživelných letounů nesmí dojít v žádném případě během pojíždění, vzletu a přistání k takovému rozstřiku vody, který by nebezpečně bránil ve výhledu pilota nebo poškodil vrtule či jiné části letounu.

RŮZNÉ LETOVÉ POŽADAVKY

CS 23.251 Vibrace a třepání

Vibrace a třepání (buffeting) natolik intenzivní, že by mohly způsobit poškození konstrukce, se nesmí vyskytovat a každá část letounu musí být prostá nadměrných vibrací při jakékoliv přiměřené rychlosti a výkonu nejméně do minimální hodnoty V_D povolené v CS 23.335. Navíc nesmí za normálních letových podmínek dojít k třepání, které by svou velikostí mohlo ovlivňovat uspokojivé řízení letounu či mohlo způsobit nadměrnou únavu posádky. Třepání jako výstraha před přetažením je v rámci těchto omezení přípustné.

CS 23.253 Vlastnosti při vysoké rychlosti

Je-li stanovena maximální provozní rychlost V_{MO}/M_{MO} podle CS 23.1505 (c), musí být splněny následující požadavky na charakteristiky zvyšování rychlosti letu a návratu na původní rychlost letu:

- (a) Musí být napodobeny provozní podmínky a charakteristiky, o kterých lze soudit, že by mohly způsobit nežádoucí zvýšení rychlosti letu (včetně odchylek kolem příčné a podélné osy) s letounem vyváženým pro každou pravděpodobnou rychlost letu až do V_{MO}/M_{MO} . Tyto podmínky a charakteristiky zahrnují porvy, mimovolné pohyby řízení, malý gradient řídicí síly v porovnání ke tření v řízení, pohyb cestujících, přechod ze stoupání a sestup z výšky letu s omezením podle Machova čísla do výšky letu s omezením rychlosti podle celkového tlaku.
- (b) Při respektování času, který pilot potřebuje, aby reagoval na přirozenou nebo umělou výstrahu při překročení rychlosti podle CS 23.1303, musí být prokázáno, že letoun může být uveden do normální polohy a jeho rychlost snížena na V_{MO}/M_{MO} bez:
- (1) Překročení V_D/M_D , maximální rychlosti prokázané dle CS 23.251, nebo pevnostních omezení; nebo
 - (2) Třepání, které by mohlo ovlivnit schopnost pilota sledovat přístroje nebo řídit letoun při vybírání.
- (c) Nesmí dojít k reverzaci řízení okolo kterékoliv osy při jakékoliv rychlosti letu až do maximální rychlosti uvedené v CS 23.251. Každá reverzace řídicí síly na řízení výškového kormidla nebo

tendence letounu ke klopení, klonění nebo zatačení musí být mírná a snadno říditelná při použití normální techniky pilotáže.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA C – KONSTRUKCE**CS 23.301 Zatížení**

- (a) Pevnostní požadavky jsou vyjádřeny těmito pojmy: provozní zatížení (maximální zatížení předpokládané v provozu) a početní zatížení (provozní zatížení násobené předepsanými součiniteli bezpečnosti). Pokud není určeno jinak, jsou předepsaná zatížení provozními zatíženími.
- (b) Pokud není stanoveno jinak, letové, pozemní a zatížení od vody musí být uvedeno do rovnováhy se setrvačnými silami, s ohledem na každou jednotlivou hmotnou položku letounu. Tato zatížení musí být rozložena tak, aby blízce aproximovala nebo přesně představovala skutečná zatížení. Metody užívané ke stanovení velikosti a rozložení zatížení u letounů konfigurace kachna nebo letounů v tandemovém uspořádání křídel musí být ověřeny měřením při letových zkouškách, pokud není prokázáno, že metody pro určení těchto podmínek zatížení jsou spolehlivé nebo konzervativní pro uvažovaná uspořádání.
- (c) Jestliže by deformace od zatížení podstatně změnily rozložení vnějšího nebo vnitřního zatížení, musí být tyto změny v rozložení zatížení uvažovány ve výpočtu.
- (d) Kritéria zjednodušeného pevnostního výpočtu smějí být použita, jestliže jejich výsledkem nejsou menší zatížení než ta, která jsou předepsána v CS 23.331 až 23.521. Pro letouny popsané v Dodatku A, odstavci A23.1, jsou kritéria návrhu v Dodatku A CS-23 schváleným ekvivalentem ustanovení CS 23.321 až 23.459. Jestliže se použije Dodatek A, musí být použit jako celek náhradou za odpovídající odstavce tohoto předpisu CS-23.

CS 23.302 Konfigurace kachna nebo tandemové uspořádání křídel

Konstrukce přední části u letounů konfigurace kachna nebo tandemové uspořádání křídel musí:

- (a) splňovat všechny požadavky Hlavy C a Hlavy D CS-23 použitelné pro křídlo; a
- (b) splňovat všechny použitelné požadavky vyplývající z funkce těchto ploch.

CS 23.303 Součinitel bezpečnosti

Pokud není stanoveno jinak, musí být používán součinitel bezpečnosti hodnoty 1,5.

CS 23.305 Pevnost a deformace

- (a) Konstrukce musí být schopna snášet provozní zatížení bez výskytu škodlivých trvalých deformací. Při každém zatížení až do provozního zatížení nesmí deformace narušit bezpečný provoz.
- (b) Konstrukce musí být schopna snášet početní zatížení bez porušení po dobu nejméně 3 sekund, mimo lokální poruchy nebo konstrukční nestability, které se vyskytnou v rozmezí provozního a početního zatížení, ale které jsou přípustné jen v případě, že konstrukce odolá požadovanému početnímu zatížení po dobu nejméně 3 sekund. Pokud je ale průkaz pevnosti prováděn dynamickými zkouškami napodobujícími skutečné podmínky zatížení, doba 3 sekund se neuplatňuje.

**CS 23.307 Průkaz pevnosti konstrukce
(Viz AMC 23.307)**

- (a) Vyhovění požadavkům na pevnost a deformaci podle CS 23.305 musí být prokázáno pro všechny kritické podmínky zatížení. Průkaz pevnostním výpočtem se smí použít jen tehdy, jestliže daná konstrukce odpovídá konstrukcím, u nichž zkušenost ukázala, že je tato metoda výpočtu spolehlivá. V ostatních případech musí být provedeny příslušné pevnostní zkoušky zatížení. Dynamické zkoušky zahrnující pevnostní letové zkoušky konstrukce se mohou použít, jestliže jsou napodobeny návrhové případy zatížení.
- (b) Určité části konstrukce musí být zkoušeny tak, jak je stanoveno v Hlavě D CS-23.

LETOVÁ ZATÍŽENÍ

CS 23.321 Všeobecně (Viz AMC 23.321 (c))

- (a) Letové násobky zatížení představují poměr složky aerodynamické síly (působící kolmo k podélné ose letounu) k hmotnosti letounu. Kladný letový násobek zatížení je takový, ve kterém aerodynamická síla působí vzhledem k letounu směrem nahoru.
- (b) Splnění požadavků letových zatížení uvedených v této Hlavě musí být prokázáno:
 - (1) V každé kritické nadmořské výšce v rozsahu, ve kterém se předpokládá provoz letounu;
 - (2) Pro každou hmotnost od minimální návrhové hmotnosti do maximální návrhové hmotnosti; a
 - (3) Pro každou požadovanou nadmořskou výšku a hmotnost, pro každé možné rozložení uvažovaného nákladu v mezích provozních omezení dle CS 23.1583 až 23.1589.
- (c) Musí být vzat v úvahu vliv stlačitelnosti, jestliže jsou jeho účinky významné.

CS 23.331 Symetrické letové podmínky

- (a) Přiměřené vyvažující zatížení vodorovných ocasních ploch musí být vypočítáno racionálním nebo konzervativním způsobem, který stanoví zatížení křídla a lineární setrvačné zatížení, odpovídající všem symetrickým letovým případům uvedeným v CS 23.331 až 23.341.
- (b) Přírůstky zatížení vodorovných ocasních ploch od obrátů a poryvů musí být uvedeny do rovnováhy úhlovými setrvačnými silami letounu racionálním nebo konzervativním způsobem.
- (c) Při stanovení letových zatížení musí být vzato v úvahu vzájemné ovlivnění aerodynamických ploch.

CS 23.333 Letová obálka

- (a) Všeobecně. Pevnostní požadavky této Hlavy musí být splněny pro každou kombinaci rychlosti letu a násobku zatížení v rámci letové obálky včetně jejich hranic (podobné té, která je znázorněna v pododstavci (d)), která představuje obálku letového zatížení v podmínkách určených podmínkami obrátů uvedenými v pododstavci (b) a podmínkami poryvů uvedenými v pododstavci (c).
- (b) *Obrátová obálka.* Předpokládá se, že kromě případů, které jsou omezeny maximálními (statickými) součiniteli vztlaku, je letoun vystaven symetrickým obrátům, ze kterých vyplynou následující provozní násobky zatížení:
 - (1) Kladný násobek zatížení při obrátech, jak je stanoven v CS 23.337 při všech rychlostech až do V_D ;
 - (2) Záporný násobek zatížení při obrátech, jak je stanoven v CS 23.337 při rychlosti V_C ; a
 - (3) Násobky měnící se lineárně s rychlostí od stanovené hodnoty při V_C do 0,0 při V_D – pro letouny kategorie normální a pro sběrnou dopravu; a do -1,0 při V_D – pro letouny kategorie akrobatická a cvičná.
- (c) *Poryvová obálka*
 - (1) Předpokládá se, že letoun je ve vodorovném letu vystaven symetrickým vertikálním poryvům. Výsledné provozní násobky zatížení musí odpovídat těmto podmínkám:
 - (i) Při rychlosti V_C musí být vzaty v úvahu kladné (nahoru) i záporné (dolů) poryvy o rychlosti 50 ft/s od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 50 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 25 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft); a
 - (ii) Při rychlosti V_D musí být vzaty v úvahu kladné i záporné poryvy o intenzitě 25 ft/s od nulové výšky do výšky 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu smí být lineárně snižována z 25 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 12,5 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft).
 - (iii) Navíc u letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být vzaty v úvahu kladné (nahoru) a záporné (dolů) poryvy v turbulentním ovzduší o rychlosti 66 ft/s

při rychlosti V_B od nulové výšky do 6 096 m (20 000 ft) nad hladinou moře. Rychlost poryvu se smí snižovat lineárně z 66 ft/s v nadmořské výšce 6 096 m (20 000 ft) na hodnotu 38 ft/s ve výšce 15 240 m (50 000 ft).

(2) Musí být splněny následující předpoklady:

(i) Poryv má tvar:

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{C}} \right)$$

kde:

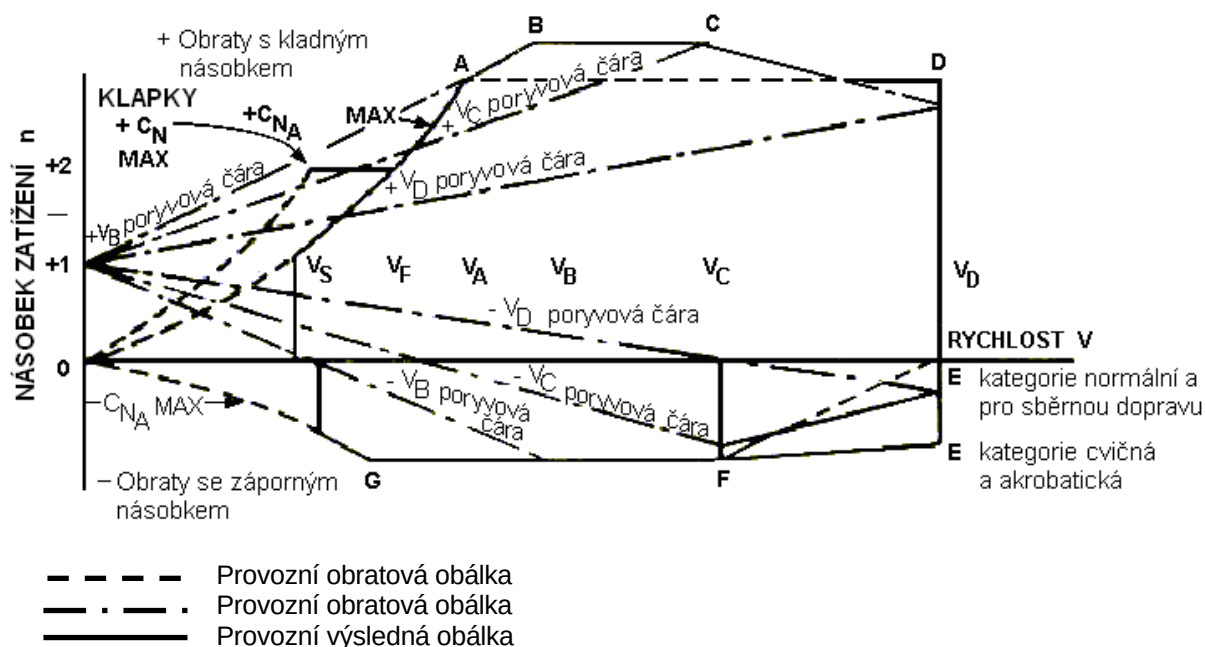
s = vzdálenost vletnutí do poryvu (ft);

$\bar{C}$ = střední geometrická třetina křídla (ft); a

U_{de} = rychlost poryvu odvozená podle pododstavce (1) lineárně s rychlostí mezi V_C a V_D .

(ii) Násobky zatížení při poryvu se mezi rychlostí V_C a V_D mění lineárně.

(d) *Letová obálka*



Poznámka: Bod G nemusí být vyšetřován, je-li prošetřena doplňková podmínka stanovená v CS 23.369.

CS 23.335 Návrhové rychlosti letu

S výjimkou údajů uvedených v pododstavci (a)(4) jsou zvolené návrhové rychlosti ekvivalentní rychlosti letu (EAS).

(a) *Návrhová cestovní rychlost V_C .* Pro V_C platí následující ustanovení:

(1) V_C (v uzlech) nesmí být menší než:

(i) $33\sqrt{W/S}$ (pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu); a

(ii) $36\sqrt{W/S}$ (pro letouny kategorie akrobatická).

kde W/S = plošné zatížení křídla při maximální návrhové vzletové hmotnosti lb/ft^2 .

(2) Pro hodnoty W/S větší než 20 mohou být součinitele (33 a 36) sníženy lineárně s W/S na hodnotu 28,6 pro $W/S = 100$.

(3) V_C nemusí být v nulové nadmořské výšce větší než $0,9 V_H$.

- (4) V nadmořských výškách, ve kterých je stanovena rychlost prostřednictvím M_D , může být zvolena hodnota cestovní rychlosti omezená stlačitelností, M_C .
- (b) *Návrhová rychlost strmého letu V_D .* Pro V_D platí následující ustanovení:
- (1) V_D/M_D nesmí být menší než $1,25 V_C/M_C$; a
 - (2) Je-li $V_{C\min}$ minimální požadovaná návrhová cestovní rychlost, nesmí být V_D menší než:
 - (i) $1,40 V_{C\min}$ pro letouny kategorie normální a pro sběrnou dopravu;
 - (ii) $1,50 V_{C\min}$ pro letouny kategorie cvičná; a
 - (iii) $1,55 V_{C\min}$ pro letouny kategorie akrobatická.
 - (3) Pro hodnoty W/S větší než 20 mohou být součinitelé u $V_{C\min}$ uváděné v pododstavci (2) sníženy lineárně s W/S na hodnotu 1,35 pro $W/S = 100$.
 - (4) Vyhovění požadavkům uvedeným v pododstavcích (1) a (2) není nutné prokazovat v tom případě, je-li V_D/M_D zvolena tak, že nejmenší hodnota v rozpětí rychlostí mezi V_C/M_C a V_D/M_D je větší z následujících hodnot:
 - (i) Výsledná zvýšení rychlosti, které vznikne, když se letoun potlačí z počátečních podmínek ustáleného letu při V_C/M_C a poletí 20 sekund po dráze skloněné proti původní dráze letu o $7,5^\circ$ dolů, a potom se vybere s násobkem zatížení 1,5 (přírůstkem zrychlení 0,5g). Až do zahájení vybírání se musí předpokládat použití nejméně 75% maximálního trvalého výkonu u pístových motorů a maximálního cestovního výkonu u turbínových motorů, nebo výkonu potřebného pro dosažení V_C/M_C u obou druhů motorů v případě, že je menší; v tomto bodě (tj. při zahájení vybírání) může být výkon snížen a mohou být použity pilotem ovládané prostředky ke zvýšení odporu; a
 - (ii) 0,05 Machova čísla pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická (v nadmořských výškách, ve kterých je stanovena M_D);
 - (iii) 0,07 Machova čísla pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu (v nadmořských výškách, ve kterých je stanovena M_D), pokud není použito racionální analýzy, zahrnující účinky automatických systémů, ke stanovení nižšího rozdílu hodnot. Pokud je užito racionální analýzy, musí být nejmenší hodnota rozdílu rychlostí dostatečná s ohledem na atmosférické změny (takové, jako horizontální poryvy a průnik tryskového proudění (jet stream) nebo studených front), chyby přístrojů, odchylky při výrobě draku letounu a nesmí být nižší než 0,05 Machova čísla.
- (c) *Návrhová obratová rychlost V_A .* Pro V_A platí následující ustanovení:
- (1) V_A nesmí být menší než $V_S \sqrt{n}$, kde:
 - (i) V_S je vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti obvykle stanovená pro maximální součinitel normálové síly letounu C_{NA} ; a
 - (ii) n je provozní násobek zatížení při obrazech použitý v návrhu.
 - (2) Hodnota V_A nemusí převyšovat hodnotu V_C použitou v návrhu.
- (d) *Návrhová rychlost při maximální intenzitě poryvů V_B .* Pro V_B platí následující ustanovení:
- (1) V_B nesmí být menší než rychlost stanovená průsečíkem přímkou představujících maximální kladný vztlak $C_{N\max}$ a rychlost poryvu v turbulentním ovzduší v poryvovém V - n diagramu, nebo $V_{S1} \sqrt{n_g}$, podle toho, která je menší, kde:
 - (i) n_g je kladný násobek zatížení letounu při poryvu při rychlosti V_C (stanovený v souladu s CS 23.341) a s uvažováním vybrané hmotnosti;
 - (ii) V_{S1} je pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami s uvažováním vybrané hmotnosti.
 - (2) V_B nemusí být větší než V_C .

CS 23.337 Provozní násobky zatížení při obratech

- (a) Kladný provozní násobek zatížení při obratech (n) nesmí být menší než:
- (1) $2,1 + \frac{24\,000}{W + 10\,000}$ pro letouny kategorií normální a pro sběrnou dopravu (kde W = maximální návrhová vzletová hmotnost v lb), n nemusí být větší než 3,8;
 - (2) 4,4 pro letouny cvičné kategorie; nebo
 - (3) 6,0 pro letouny akrobatické kategorie.
- (b) Záporný provozní násobek zatížení při obratech nesmí být menší než:
- (1) 0,4krát kladný násobek – pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu;
 - (2) 0,5krát kladný násobek – pro letouny akrobatické kategorie.
- (c) Nižší hodnoty provozních násobků, než jsou stanoveny v tomto odstavci, smí být použity, pokud konstrukční provedení letounu znemožňuje stanovené hodnoty násobků překročit za letu.

CS 23.341 Násobky zatížení při poryvech
(Viz AMC 23.341 (b))

- (a) Každý letoun musí být navržen pro zatížení každé nosné aerodynamické plochy způsobené poryvy specifikovanými v CS 23.333 (c).
- (b) Poryvová zatížení pro konfigurace kachna nebo tandemové křídlo musí být vypočteny pomocí racionální analýzy nebo smějí být vypočteny podle odstavce (c) tohoto odstavce s podmínkou, že výsledná čistá zatížení jsou konzervativní s ohledem na kritéria poryvů podle CS 23.333 (c).
- (c) Není-li k dispozici racionálnější výpočet, musí být násobky zatížení při poryvech vypočteny následovně:

$$n = 1 \pm \frac{k_g \rho_0 U_{de} V a}{2 (W/S)}$$

kde:

$$k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \text{zmírňující součinitel poryvu};$$

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \bar{C} a g} = \text{hmotnostní poměr letounu};$$

U_{de} = odvozené rychlosti poryvů podle CS 23.333 (c) (m/s);

ρ_0 = hustota vzduchu na hladině moře (kg/m³);

ρ = hustota vzduchu v uvažované nadmořské výšce (kg/m³);

W/S = plošné zatížení křídla od hmotnosti letounu při vybraném případě zatížení (N/m²);

$\bar{C}$ = střední geometrická třetina (m);

g = gravitační zrychlení (m/s²);

V = ekvivalentní rychlost letu letounu (EAS) (m/s); a

a = sklon křivky součinitele normálové síly C_{NA} na radián, zavede-li se racionální metodou současné působení poryvových zatížení na křídla a vodorovné ocasní plochy. Sklon křivky vztahu křídla C_L na radián může být použit, když se poryvové zatížení použije pouze na křídla a poryvová zatížení vodorovných ocasních ploch se berou jako zvláštní případ zatížení.

CS 23.343 Návrhové zatížení palivem
(Viz AMC 23.343 (b))

- (a) Uvažované kombinace zatížení musí zahrnovat všechna zatížení palivem od nulového po maximální zatížení palivem.
- (b) Je-li palivo nesené v křídlech, musí být stanovena maximální dovolená hmotnost letounu s prázdnými palivovými nádržemi (nádrží) v křídlech jako „maximální hmotnost s nulovým množstvím paliva v křídle“, jestliže je menší než maximální hmotnost letounu.
- (c) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu může být zvolena podmínka konstrukční rezervy pro podmínky letu s rezervním palivem, které nepřekračuje množství potřebné pro 45 minut provozu při maximálním trvalém výkonu. Pokud je zvolena podmínka konstrukční rezervy, musí být tato použita jako podmínka minimální hmotnosti paliva pro prokázání vyhovění požadavkům letového zatížení předepsaným v tomto pododstavci a:
 - (1) Konstrukce musí být navržena tak, aby odolala podmínkám nulového množství paliva v křídle při provozních zatíženích odpovídajících:
 - (i) 90 procentům násobků zatížení při obratech definovaných v CS 23.337; a
 - (ii) Rychlostech poryvů rovných 85 procentům hodnot předepsaných v CS 23.333 (c).
 - (2) Únavové hodnocení konstrukce musí zohledňovat jakékoliv navýšení provozního napětí v důsledku návrhových podmínek z pododstavce (c)(1).
 - (3) Požadavky na třepetání (flutter), deformaci a vibrace musí být splněny i při nulovém množství paliva v křídlech.

CS 23.345 Zařízení pro zvýšení vztlaku
(Viz AMC 23.345 (d))

- (a) Jsou-li na letounu použity vztlakové klapky nebo podobná zařízení pro zvýšení vztlaku, používaná při vzletu, přiblížení na přistání nebo při přistání, předpokládá se, že letoun s úplně vysunutými vztlakovými klapkami při rychlosti V_F bude vystaven symetrickým obrátům a poryvům v rozsahu daném následujícími podmínkami:
 - (1) obraty do kladného provozního násobku zatížení 2,0; a
 - (2) kladné a záporné poryvy o rychlosti 7,62 m/s (25 ft/s) působící kolmo na dráhu letu při vodorovném letu.
- (b) Uvažovaná hodnota rychlosti V_F nesmí být menší než $1,4 V_S$, nebo $1,8 V_{SF}$ (volí se hodnota, která je větší), kde:
 - (1) V_S je vypočtená pádová rychlost se zasunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti; a
 - (2) V_{SF} je vypočtená pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami při návrhové hmotnosti.

Jestliže je však použito automatické zařízení omezující zatížení vztlakových klapek, může být letoun navržen pro kombinace rychlosti letu a polohy vztlakových klapek, které toto zařízení dovoluje.
- (c) Při určování vnějších zatížení letounu jako celku mohou být tah vrtule, vrtulový proud i klopivé zrychlení považovány za nulové.
- (d) Vztlakové klapky, jejich ovládací mechanismus a jejich nosná konstrukce musí být navrženy pro podmínky uvedené v pododstavci (a). Navíc jsou-li vztlakové klapky plně vysunuty při V_F , musí být při výpočtu zvlášť uvažovány následující podmínky:
 - (1) Čelní poryvy o rychlosti 7,6 m/s (25 ft/s) (EAS), kombinované s vrtulovým proudem odpovídajícím 75 % maximálního trvalého výkonu motoru; a
 - (2) Účinek vrtulového proudu odpovídajícího maximálnímu vzletovému výkonu motoru.

CS 23.347 Nesymetrické letové podmínky (Viz AMC 23.347 (b))

- (a) Předpokládá se, že letoun je vystaven nesymetrickým letovým podmínkám podle CS 23.349 a 23.351. Nevyvážené aerodynamické momenty kolem těžiště musí být vyrovnány racionálním nebo konzervativním způsobem s uvažováním základních hmot, které vyvozují reakční setrvačné síly.
- (b) Letouny akrobatické kategorie schválené pro provádění rychlých (kopaných) obrátů (výkrutů) musí být konstruovány pro další asymetrická zatížení, působící na křídla a vodorovné ocasní plochy.

CS 23.349 Podmínky klonění

Konstrukce křídla a jeho vyztužení musí být navrženy pro následující podmínky zatížení:

- (a) Nesymetrické zatížení křídel pro příslušnou kategorii letounu. Jestliže z těchto hodnot vyplývají nereálná zatížení, klonivá zrychlení směřují být získána následující modifikací symetrických letových podmínek podle CS 23.333 (d):
 - (1) Pro akrobatickou kategorii se předpokládá, že v bodech A a F obálky působí 100 % aerodynamického zatížení poloviny rozpětí křídla na jedné straně letounu od roviny symetrie, a 60 % tohoto zatížení na druhé straně; a
 - (2) Pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu se předpokládá, že v podmínce A obálky působí 100 % aerodynamického zatížení poloviny rozpětí křídla na jedné straně letounu, a 75 % tohoto zatížení na druhé straně.
- (b) Zatížení, vznikající od vychýlení křidélek a rychlostí stanovených podle CS 23.455 v kombinaci s násobkem zatížení letounu o velikosti nejméně dvou třetin kladného násobku zatížení při obratech, který byl použit při návrhu. Jestliže následující hodnoty vedou na nereálná zatížení, smí být účinek pohybu křidélek na krut křídla započítán přičtením následujícího přírůstku k základnímu součiniteli výsledného momentu profilu nosné plochy na části rozpětí křídla s křídélky u kritické podmínky stanovené podle CS 23.333 (d):

$$\Delta C_m = -0,01 \delta$$

kde: ΔC_m je přírůstek součinitele výsledného momentu; a

δ je výchylka křídélka směrem dolů ve stupních u kritické podmínky.

CS 23.351 Podmínky zatáčení

Letoun musí být navržen pro zatížení od zatáčení na svislých ocasních plochách, vyplývající ze zatížení stanovených v CS 23.441 až 23.445.

CS 23.361 Kroutící moment motoru

- (a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro účinky následujících zatížení:
 - (1) Provozní kroutící moment odpovídající vzletovému výkonu a otáčkám vrtule působícím současně se 75% provozními zatíženími vyplývajícími z letových podmínek A podle CS 23.333 (d);
 - (2) Provozní kroutící moment odpovídající maximálnímu trvalému výkonu motoru a otáčkám vrtule působícím současně s provozními zatíženími vyplývajícími z letových podmínek A podle CS 23.333 (d); a
 - (3) Při zástavbě turbovrtulových motorů se navíc k podmínkám uvedeným v pododstavcích (a)(1) a (a)(2) použije provozní kroutící moment motoru odpovídající vzletovému výkonu a otáčkám vrtule vynásobený součinitelem, který zahrnuje nesprávnou činnost systému ovládání vrtule včetně rychlého zapraporování, který působí současně při vodorovném letu s násobkem 1g. Neexistuje-li racionální výpočet, musí být použit součinitel 1,6.

- (b) Pro zástavbu turbínových motorů musí být motorové lože a jeho nosná konstrukce navrženy tak, aby odolávaly následujícím zatížením:
 - (1) Provozní kroutící moment motoru vzniklý náhlým zastavením motoru vlivem nesprávné činnosti nebo porušení konstrukce (jako např. ucpání kompresoru); a
 - (2) Provozní kroutící moment vyvolaný maximálním zrychlením motoru.
- (c) Provozní kroutící moment dle odstavce (a) se musí vypočítat vynásobením středního kroutícího momentu součinitelem:
 - (1) 1,25 pro turbovrtulové zástavby;
 - (2) 1,33 pro motory s pěti a více válci; a
 - (3) 2,00 pro motory se čtyřmi válci; 3,00 pro motory se třemi válci; a 4,00 pro motory se dvěma válci.

CS 23.363 Boční zatížení motorového lože

- (a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro provozní násobek zatížení v příčném směru, boční zatížení motorového lože, které nesmí být menší než:
 - (1) 1,33; nebo
 - (2) jedna třetina provozního násobku zatížení pro letovou podmínku A.
- (b) Smí se předpokládat, že boční zatížení předepsané v pododstavci (a) je nezávislé na ostatních letových podmínkách.

CS 23.365 Zatížení přetlakové kabiny

Pro každé přetlakové oddělení platí následující požadavky:

- (a) Konstrukce letounu musí být dostatečně tuhá, aby vydržela letová zatížení kombinovaná se zatížením od přetlaku – měnícím se od nuly po maximální hodnotu danou nastavením pojistného ventilu.
- (b) Musí být počítáno s vnějším rozložením tlaků za letu a s jakýmkoliv koncentracemi napětí.
- (c) Jestliže lze provést přistání s přetlakovanou kabinou, pak zatížení od přistání musí být kombinováno se zatížením od přetlaku – měnícím se od nuly do maximálního dovoleného přetlaku během přistání.
- (d) Konstrukce letounu musí být dostatečně pevná, aby vydržela zatížení od přetlaku odpovídajícího maximální hodnotě, která je dána seřazením pojistného ventilu, násobené součinitelem 1,33 při zanedbání jiných zatížení.
- (e) Jestliže má přetlaková kabina dvě nebo více oddělení rozdělená přepážkami nebo podlahou, musí být primární konstrukce navržena na účinky náhlého uvolnění tlaku v kterémkoliv oddělení s vnějšími dveřmi nebo okny. Tato podmínka musí být vyšetřena pro účinky, které vzniknou při poruše největšího otvoru v oddělení. Smí se počítat s vlivem ventilačních propojení mezi odděleními.

CS 23.367 Nesymetrické zatížení v důsledku selhání motoru

- (a) Turbiovrtulové letouny musí být navrženy pro nesymetrická zatížení vyplývající ze selhání kritického motoru včetně dalších podmínek v kombinaci se jednotlivou poruchou soustavy omezení odporu vrtule a s uvážením pravděpodobného nápravného zásahu pilota do řízení letu.
 - (1) Při rychlostech mezi V_{MC} a V_D se zatížení vyplývající z vysazení motoru v důsledku přerušení přívodu paliva považují za provozní zatížení;
 - (2) Při rychlostech mezi V_{MC} a V_C se zatížení vyplývající z rozpojení kompresoru a turbíny nebo ze ztráty turbínových lopatek považují za početní zatížení;
 - (3) Časový průběh poklesu tahu a růstu odporu v důsledku předepsaných poruch motoru musí být podložen zkouškou nebo jinými údaji, použitelnými pro vybranou kombinaci motoru a vrtule; a
 - (4) Časový průběh a velikost pravděpodobného nápravného zásahu pilota musí být konzervativně odhadnuty s uvážením charakteristik vybrané kombinace motoru, vrtule a letounu.

- (b) Smí se předpokládat, že k zahájení nápravného zásahu pilota dojde v okamžiku dosažení maximální rychlosti zatáčení, ne však dříve než dvě sekundy po vysazení motoru. Velikost nápravného zásahu pilota může vycházet z mezních sil pilota, uvedených v CS 23.397 s výjimkou toho, že mohou být předpokládány menší síly tam, kde je zkouškou nebo analýzou prokázáno, že s těmito silami je možno zvládnout zatáčení a klonění letounu vyplývající z předepsaných podmínek selhání motoru.

CS 23.369 Ofukování zezadu

- (a) Je-li použito ofukování zezadu, musí být navrženo pro podmínky obráceného proudu při návrhové rychlosti:

$$V = 8,7 \sqrt{W/S} + 8,7 \text{ (kt)}$$

kde W/S = plošné ztížení křídla při maximální návrhové vzletové hmotnosti (lb/ft^2).

- (b) Musí být použity buď aerodynamické údaje pro vybraný profil křídla, nebo hodnoty C_L rovnající se $-0,8$ s trojúhelníkovým rozdělením po třetivě, jehož maximum je na odtokové hraně a nula na náběžné hraně.

CS 23.371 Gyroskopická a aerodynamická zatížení (Viz AMC 23.371 (a))

- (a) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro gyroskopická, setrvačná a aerodynamická zatížení, která vznikají s motorem (motory) a vrtulí (vrtulích), je-li použita, při maximálních trvalých otáčkách, a:
- (1) buď při podmínkách stanovených v CS 23.351 a 23.423; nebo
 - (2) při všech možných kombinacích následujících požadavků:
 - (i) rychlost zatáčení 2,5 radiánu za sekundu;
 - (ii) rychlost klopení 1,0 radiánu za sekundu;
 - (iii) násobek normálového zatížení 2,5; a
 - (iv) maximální trvalý tah.
- (b) U letounů schválených pro akrobatické obraty musí každé motorové lože a jeho nosná konstrukce splňovat požadavky pododstavce (a) a musí být navrženy pro násobky zatížení očekávané při kombinaci maximálních rychlostí zatáčení a klopení.
- (c) U letounů certifikovaných v kategorii pro sběrnou dopravu musí každé motorové lože a jeho nosná konstrukce splňovat požadavky pododstavce (a) a podmínky zatížení poryvy dle CS 23.341.

CS 23.373 Zařízení k ovládání rychlosti

Jsou-li součástí letounu zařízení k ovládání rychlosti (např. spoilers a odporové klapky) pro použití v podmínkách cestovního letu:

- (a) Musí být letoun navržen pro symetrické obraty a poryvy stanovené v CS 23.333, 23.337 a 23.341 a pro zatáčivé obraty a boční poryvy podle CS 23.441 a 23.443 se zařízením vysunutým při rychlostech až do rychlosti s vysunutým zařízením, která je uvedena na štítku zařízení; a
- (b) Jestliže má zařízení automaticky pracující nebo zatížení omezující prvky, musí být letoun navržen pro případy obrátů a poryvů stanovené v odstavci (a) při rychlostech a odpovídajících polohách zařízení, které daný mechanismus zařízení dovoluje.

ZATÍŽENÍ ŘÍDICÍCH PLOCH A SOUSTAVY ŘÍZENÍ**CS 23.391 Zatížení řídicích ploch**

Předpokládá se, že zatížení řídicích ploch stanovená v CS 23.397 až 23.459 se vyskytují v podmínkách popsaných v CS 23.331 až 23.351.

CS 23.393 Zatížení rovnoběžná s osou zavěšení
(Viz AMC 23.393 (a) a AMC 23.393 (b))

- (a) Řídicí plochy a nosné konzoly jejich závěsů musí být navrženy tak, aby odolaly zatížením od setrvačných sil působícím rovnoběžně s osou zavěšení.
- (b) Nejsou-li k dispozici racionálnější údaje, smí být zatížení způsobená setrvačnými silami považována za rovná KW, kde:
 - (1) $K = 24$ pro svislé plochy;
 - (2) $K = 12$ pro vodorovné plochy; a
 - (3) W = hmotnost pohyblivých ploch.

CS 23.395 Zatížení soustavy řízení

- (a) Každá soustava řízení letu a její nosná konstrukce musí být navrženy pro zatížení odpovídající nejméně 125 % vypočtených závěsových momentů pohyblivých řídicích ploch za podmínek stanovených v CS 23.391 až 23.459. Navíc platí následující požadavky:
 - (1) Provozní zatížení soustavy nemusí překročit větší ze zatížení, které může vyvinout pilot nebo automatická zařízení působící na řízení. Síly od autopilota však nemusí být připočítány k silám od pilota. Soustava musí být navržena na maximální síly od pilota, nebo autopilota, podle toho, které jsou větší. Jestliže pilot a autopilot působí proti sobě, smí být část soustavy mezi nimi navržena na maximální sílu toho z nich, který působí menší zatížení. Síly od pilota použité pro účely návrhu nemusí překročit maximální síly předepsané v CS 23.397 (b).
 - (2) Návrh musí být v každém případě vypracován tak, aby soustava zařízení vyhovovala tvrdým provozním podmínkám zahrnujícím zaseknutí, pozemní poryvy, pojíždění po větru, setrvačné síly v řízení a tření. Vyhovění požadavkům tohoto pododstavce může být prokázáno tak, že konstrukce se navrhne pro zatížení vyplývající z použití minimálních sil předepsaných v CS 23.397 (b).
- (b) Při návrhu výškového kormidla, křidélek a směrového kormidla musí být použit vypočtený závěsový moment vynásobený součinitelem 1,25. Avšak jestliže jsou závěsové momenty stanoveny na základě přesných měření za letu, smí se použít součinitel 1,0. Konkrétní snížení závisí na přesnosti a spolehlivosti těchto údajů.
- (c) Předpokládá se, že síly od pilota použité v návrhu působí na příslušné rukojeti nebo pedály řízení tak jako za letu a vyvolávají reakci v místě připojení řídicí soustavy k pákám řídicích ploch.

CS 23.397 Mezní řídicí síly a kroutící momenty

- (a) Aerodynamická zatížení pohyblivých ploch v podmínkách letových zatížení a jim odpovídající výchylky by neměly překročit takové hodnoty, kterých by bylo za letu dosaženo působením jakékoliv síly pilota v rozsahu stanoveném v pododstavci (b). Při použití tohoto kritéria musí být počítáno s vlivem posilovačů, servomechanismů a účinky pomocných plošek. Síla autopilota musí být použita pro návrh tehdy, jestliže může sám vyvodit větší zatížení řídicích ploch než pilot-člověk.
- (b) Mezní síly a kroutící momenty pilota jsou následující:

Řídicí prvek	Maximální síly nebo kroutící momenty pro návrhovou hmotnost rovnou nebo menší než 2 268 kg (5 000 lb) ¹	Minimální síly nebo kroutící momenty ²
Křídélka:		
Řídicí páka	298 N (67 lbf)	178 N (40 lbf)
Volant ³	222D Nm (50D in lbf) ⁴	178D Nm (40D in lbf) ⁴
Výškové kormidlo:		
Řídicí páka	743 N (167 lbf)	445 N (100 lbf)
Volant (symetricky)	890 N (200 lbf)	445 N (100 lbf)
Volant (nesymetricky) (jen jednou rukou) ⁵		445 N (100 lbf)
Směrové kormidlo:	890 N (200 lbf)	667 N (150 lbf)

¹ Pro návrhovou hmotnost (W) větší než 2 268 kg (5 000 lb) se musí hodnoty zvětšovat lineárně s hmotností až na 1,18 násobek stanovené hodnoty pro návrhovou hmotnost 5 670 kg (12 500 lb) a pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu se musí udané hodnoty zvětšovat lineárně s hmotností až na 1,35 násobek stanovené hodnoty pro návrhovou hmotnost 8 618 kg (19 000 lb).

² Jestliže konstrukce kterékoliv jednotlivé skupiny soustav řízení nebo ploch nedovolí použití těchto minimálních sil nebo kroutících momentů, smějí být použity hodnoty odpovídající působícím závěsovým momentům stanovené podle CS 23.415. Použité hodnoty nesmí být menší než 0,6 násobek stanovené minimální síly nebo kroutícího momentu.

³ Kritické části soustavy řízení křidélek musí být také navrženy pro jednotlivou tečnou sílu na volant o provozní hodnotě 1,25krát větší než odpovídá dvojici sil stanovené podle předcházejících kritérií.

⁴ D = průměr volantu ((metry)/(palce)).

⁵ Nesymetrická síla musí být zavedena na jednom z normálních míst pro uchopení volantu.

CS 23.399 Soustava dvojitého řízení

- (a) Každá soustava dvojitého řízení musí být navržena tak, aby odolala síle pilotů působících proti sobě při individuálních silách pilotů ne menších než větší z následujících:
- (1) 0,75 násobek sil stanovených v CS 23.395; nebo
 - (2) minimální síly stanovené v CS 23.397 (b).
- (b) Soustava dvojitého řízení musí být navržena pro síly pilotů působících spolu ve stejném směru při individuálních silách pilotů ne menších než 0,75 násobek sil stanovených v CS 23.395.

CS 23.405 Soustava sekundárního řízení (Viz AMC 23.405)

Soustava sekundárního řízení, jako je ovládání podvozkových brzd, rušiče vztlaku a pomocných plošek, musí být navržena na maximální síly, kterými bude pilot pravděpodobně na tyto řídicí prvky působit.

CS 23.407 Účinky vyvažovacích plošek

Účinky vyvažovacích plošek na návrhové podmínky řídicích ploch musí být brány v úvahu jen tehdy, když jsou zatížení ploch omezena maximální silou pilota. V těchto případech se uvažují výchylky vyvažovacích plošek v takovém směru, který by pilotovi pomáhal. Tyto výchylky musí odpovídat maximálnímu stupni „nevyvážení“ předpokládanému při rychlosti odpovídající uvažovaným podmínkám.

CS 23.409 Pomocné plošky

Pomocné plošky řídicích ploch musí být navrženy pro nejnepríznivější kombinaci rychlosti letu a výchyly plošky, která se pravděpodobně vyskytne v rámci letové obálky pro jakoukoliv použitelnou podmínku zatížení letounu.

CS 23.415 Podmínky poryvů na zemi

(a) Soustava řízení musí být následovně vyšetřena na zatížení řídicích ploch vlivem poryvů na zemi a při pojiždění po větru:

- (1) Není-li požadováno vyšetření soustavy řízení na zatížení od poryvů na zemi podle pododstavce (2), ale žadatel část řídicí soustavy navrhne na tato zatížení, pak tato zatížení musí být přenášena pouze od pák řídicích ploch až po nejbližší zarážky nebo zařízení zamezující vychýlení kormidel a jejich nosné konstrukce na zemi.
- (2) Jestliže jsou v návrhu použité síly pilota menší než minimální síly stanovené v CS 23.397 (b), musí být vyšetřeny účinky od zatížení ploch poryvy na zemi a při pojiždění po větru pro celou soustavu řízení podle vzorce:

$$H = K c S q$$

kde:

- H = provozní závěsový moment (ft lb);
- c = střední aerodynamická těživa řídicí plochy za osou otáčení (ft);
- S = plocha řídicí plochy za osou otáčení (ft²);
- q = dynamický tlak (psf)* podle návrhové rychlosti ne menší než $14,6\sqrt{W/S} + 14,6$ (fps)** (kde W/S = plošné zatížení křídla při návrhové hmotnosti (lb/ft²)) s výjimkou, že navrhovaná rychlost nemusí být větší než 88 (fps); a
- K = provozní součinitel závěsového momentu pro pozemní poryvy odvozený podle odstavce (b). (Pro výšková kormidla a křídélka, kladná hodnota K dává výsledný moment vychylující řídicí plochu dolů, a záporná hodnota K dává moment vychylující řídicí plochu nahoru).

(b) Provozní součinitel závěsového momentu K pro pozemní poryvy musí být odvozen následovně:

Řídicí plocha	K	Poloha řízení
(a) Křídélko	0,75	Řídicí páka aretována nebo upevněna ve střední poloze.
(b) Křídélko	±0,50	Křídélka plně vychýlena; + moment na jednom křídélku, – moment na druhém křídélku.
(c) } Výškové kormidlo	±0,75	{ (c) Výškové kormidlo plně nahoru (–). (d) Výškové kormidlo plně dolů (+).
(e) } Směrové kormidlo	±0,75	{ (e) Směrové kormidlo v neutrální poloze. (f) Směrové kormidlo plně vychýleno.

(c) Pro všechny hmotnosti od hmotnosti prázdného letounu až po maximální hmotnost pro ukotvení stanovenou v příslušné příručce, všechny stanovené kotvicí body a navazující konstrukce, soustava řízení, plochy a příslušné zámky řízení musí být navrženy pro podmínky provozního zatížení, které se vyskytují, když je letoun ukotven, a které jsou způsobeny větrem o rychlosti až 120 km/h (65 kt) horizontálně z kteréhokoli směru.

* poznámka překladatele: *pound-force per square foot* = libra síly na čtvereční stopu (lb/ft²)

** poznámka překladatele: *foot per second* = stopa za sekundu (ft/s)

VODOROVNÉ OCASNÍ PLOCHY

CS 23.421 Vyvažovací zatížení

- (a) Vyvažující zatížení na vodorovných ocasních plochách je zatížení nutné pro udržení rovnováhy letounu ve všech letových případech s nulovým klopivým zrychlením.
- (b) Vodorovné vyvažovací ocasní plochy musí být navrženy na vyvažující zatížení pro každý bod provozní obálky obrátů a pro podmínky s klapkami stanovené v CS 23.345.

CS 23.423 Zatížení při obratech (Viz AMC 23.423)

Každá vodorovná plocha a její nosná konstrukce a hlavní křídlo u letounů uspořádání kachna nebo u tandemového uspořádání, pokud mají tyto plochy řízení klopení, musí být navrženy na zatížení při obratech vzniklá při následujících podmínkách:

- (a) Rychlé přitažení výškového řízení při rychlosti V_A do maximální zadní polohy a rychlý přesun dopředu buď až na doraz řízení, nebo dle úsilí pilota podle toho, co je kritické.
- (b) Rychlé přitažení výškového řízení při rychlosti nad V_A následované rychlým přesunem dopředu způsobující následující kombinace normálových a úhlových zrychlení:

Případ	Normálové zrychlení (n)	Úhlové zrychlení (radián/s ²)
Klopení nahoru	1,0	$+\frac{39}{V}n_m(n_m-15)$
Klopení dolů	n_m	$-\frac{39}{V}n_m(n_m-15)$

kde:

- (1) n_m = kladný provozní násobek zatížení při obratech použitý při návrhu letounu; a
- (2) V = počáteční rychlost v uzlech.

Podmínky uvedené v tomto článku obsahují zatížení odpovídající zatížením, která se mohou vyskytnout při „řízeném obratu“ (obrat, při kterém je řízení výškového kormidla náhle vychýleno jedním směrem a potom náhle přemístěno v opačném směru). Výchyly se mají provádět v takovém časovém sledu, aby nedošlo k překročení provozního násobku zatížení při obratech. Celkové zatížení vodorovných ploch jak v případech klopení dolů, tak i v případech klopení nahoru je představováno součtem vyvažovacích zatížení při rychlosti V a určené hodnotě normálového násobku zatížení n , plus přírůstků obrátového zatížení od stanovené hodnoty úhlového zrychlení.

CS 23.425 Zatížení při poryvu

- (a) Všechny vodorovné plochy, jiné než hlavní křídlo, musí být navrženy na zatížení vyvolaná:
 - (1) poryvovými rychlostmi uvedenými v CS 23.333 (c) se zasunutými vztlakovými klapkami; a
 - (2) kladnými a zápornými poryvy o jmenovité rychlosti 7,62 m/s (25 ft/s) při rychlosti V_F , která odpovídá letovým případům uvedeným v CS 23.345 (a)(2).
- (b) Vyhrazeno.
- (c) Pro stanovení celkového zatížení vodorovných ocasních ploch pro podmínky stanovené v pododstavci (a) musí být nejdříve určena počáteční vyvažující zatížení pro nezrychlený ustálený let příslušnými návrhovými rychlostmi V_F , V_C a V_D . Celkové zatížení se získá součtem počátečního vyvažujícího zatížení a přírůstků zatížení od poryvů.

- (d) Není-li k dispozici racionálnější rozbor, přírůstek zatížení od poryvu musí být vypočítán následujícím způsobem jen u konfigurací letounů s vodorovnými plochami umístěnými vzadu, v případě, že jejich umístění jinde není prokazatelně konzervativní.

$$\Delta L_{ht} = \frac{\rho_0 K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{2} \left(1 - \frac{d_\varepsilon}{d_\alpha} \right)$$

kde:

ΔL_{ht} = přírůstek zatížení vodorovné ocasní plochy (N);

ρ_0 = hustota vzduchu na hladině moře (kg/m^3);

K_g = zmírňující součinitel poryvu, definovaný v CS 23.341;

U_{de} = odvozená rychlost poryvu (m/s);

V = ekvivalentní rychlost letu letounu EAS (m/s);

a_{ht} = sklon vztlačové čáry vodorovné ocasní plochy (radián^{-1});

S_{ht} = plocha vodorovné ocasní plochy (m^2); a

$\left(1 - \frac{d_\varepsilon}{d_\alpha} \right)$ = srázový součinitel.

CS 23.427 Nesymetrická zatížení

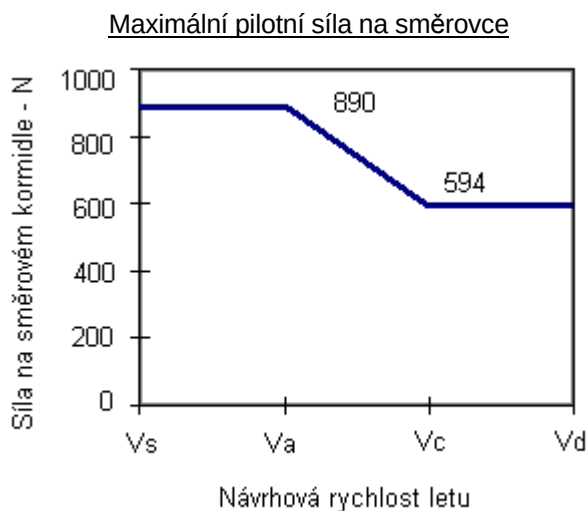
- (a) Vodorovné plochy, jiné než hlavní křídlo, a jejich nosná konstrukce musí být navrženy pro nesymetrická zatížení vznikající v důsledku zatáčení osy letounu a účinku vrtulového proudu v kombinaci se zatíženími stanovenými pro letové podmínky uvedené v CS 23.421 až 23.425.
- (b) Nejsou-li k dispozici vhodnější údaje u letounů, které jsou konvenční vzhledem k umístění motorů, křídel, vodorovných ploch jiných než hlavní křídlo a tvaru trupu:
- (1) může se předpokládat, že na jedné straně roviny symetrie působí 100 % maximálního zatížení vyplývajícího z podmínek symetrického letu; a
 - (2) na opačné straně působí $(100 - 10(n - 1))$ % tohoto zatížení, kde n je stanovený kladný násobek zatížení při obrazech. Tato hodnota však nesmí být větší než 80 %.
- (c) U letounů, které nejsou konvenční (jako letouny s vodorovnými plochami, jinými než hlavní křídlo, majícími zjevné vzepětí nebo podepřenými svislými ocasními plochami), musí být plochy a jejich nosné konstrukce navrženy pro kombinovaná zatížení vodorovných a svislých ploch vyplývající ze všech předepsaných letových případů uvažovaných samostatně.

SVISLÉ PLOCHY

CS 23.441 Zatížení při obrazech (Viz AMC 23.441)

- (a) Pro rychlosti letu do V_A musí být svislé plochy navrženy tak, aby odolaly následujícím podmínkám. Při výpočtu zatížení se může předpokládat nulová rychlost zatáčení:
- (1) U letounu v nezrychleném letu při nulovém zatáčení se předpokládá, že směrové řízení je náhle vychýleno do maximální krajní polohy omezené dorazy nebo mezními silami pilota.
 - (2) Při vychýlení směrového kormidla podle odstavce (a)(1) se předpokládá, že se letoun natočí do úhlu vybočení s překmitem. Místo racionální analýzy se smí uvažovat úhel vybočení s překmitem rovný 1,5násobku úhlu statického vybočení stanoveného v odstavci (3).
 - (3) Úhel vybočení kolem svislé osy letounu 15° s řízením směrovky udržovaným v neutrální poloze (kromě situace, kdy je toto omezeno úsilím pilota).
- (b) U kategorie letounů pro sběrnou dopravu musí být doložena zatížení vznikající následujícími obraty při rychlostech od V_A až V_D/M_D . Při výpočtu zatížení ocasních ploch:

- (1) Letoun musí být vybočen do největšího dosažitelného ustáleného úhlu vybočení, kdy má směrové kormidlo maximální výchylku způsobenou některým z následujících prvků:
- (i) dorazy řídicích ploch;
 - (ii) maximální dostupnou silou posilovače;
 - (iii) níže uvedenou pilotní silou na směrovém kormidle:



- (2) Směrové kormidlo musí být náhle vychýleno z maximálního vychýlení do neutrální polohy.
- (c) Úhly vybočení uvedené v pododstavci (a)(3) mohou být sníženy, pokud zvolený úhel vybočení není možné při dané rychlosti překročit:
- (1) v podmínkách ustáleného úhlu vybočení;
 - (2) při nekoordinovaném výkřutu z prudkého náklonu; nebo
 - (3) při náhlé poruše kritického motoru v kombinaci s opožděnou nápravnou reakcí.

CS 23.443 **Zatížení při poryvu** (Viz AMC 23.443)

- (a) Svislé plochy musí být navrženy tak, aby při nezrychleném letu rychlostí V_C odolávaly bočním poryvům o velikosti předepsané pro V_C v CS 23.333 (c).
- (b) Navíc pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu se předpokládá, že na letoun působí odvozené poryvy kolmé k rovině symetrie při nezrychleném letu při V_B , V_C , V_D a V_F . Odvozené poryvy a rychlosti letounu odpovídající podmínkám stanoveným v CS 23.341 a 23.345 se musí vyšetřit. Tvar poryvů musí odpovídat CS 23.333 (c)(2)(i).
- (c) Není-li k dispozici racionálnější rozbor, musí být zatížení při poryvu vypočteno následovně:

$$L_{vt} = \frac{\rho_0 K_{gt} U_{de} V_{a_{vt}} S_{vt}}{2}$$

kde:

L_{vt} = zatížení svislé ocasní plochy (N);

$K_{gt} = \frac{0,88 \mu_{gt}}{5,3 + \mu_{gt}}$ = zmírňující součinitel poryvu;

$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho C_t g a_{vt} S_{vt}} \left(\frac{K}{l_{vt}} \right)^2$ = boční hmotnostní poměr;

ρ_0 = hustota vzduchu na hladině moře (kg/m^3);

U_{de} = rychlost odvozeného poryvu (m/s);

ρ = hustota vzduchu (kg/m^3);

W	= použitá tíže letounu v příslušném případě zatížení (N);
S_{vt}	= plocha svislé ocasní plochy (m^2);
$\bar{C}_t$	= střední geometrická třetiva svislé ocasní plochy (m);
α_{vt}	= sklon vztlačové čáry svislé ocasní plochy (radián ⁻¹);
K	= poloměr setrvačnosti kolem svislé osy letounu (m);
l_{vt}	= vzdálenost od těžiště k působišti vztlaču svislé ocasní plochy (m);
g	= tíhové zrychlení (m/s^2); a
V	= ekvivalentní rychlost letu letounu (EAS) (m/s).

CS 23.445 Vnější kýlové plochy nebo winglety

- (a) Jsou-li na vodorovných ocasních plochách nebo křídlech umístěny vnější kýlové plochy nebo winglety, musí být vodorovné ocasní plochy nebo křídla navržena na jejich maximální zatížení kombinované se zatíženími vyvolanými vnějšími kýlovými plochami nebo winglety a momenty nebo silami, kterými vnější kýlové plochy nebo winglety působí na vodorovné ocasní plochy nebo křídla.
- (b) Jestliže vnější kýlové plochy nebo winglety přesahují nad a pod vodorovné plochy, musí být kritické zatížení svislých ploch (zatížení na jednotku plochy, jak je stanoveno v CS 23.441 a 23.443) stanoveno takto:
- (1) Zatížení části svislých ploch nad vodorovnou plochou s 80 % zatížení, které působí na část svislých ploch pod vodorovnou plochou, a
 - (2) Zatížení části svislých ploch pod vodorovnou plochou s 80 % zatížení, které působí na část svislých ploch nad vodorovnou plochou.
- (c) Vlivy koncové plochy u vnějších kýlových ploch nebo wingletů musí být brány v úvahu při použití podmínek zatáčení podle CS 23.441 a 23.443 na svislé plochy podle odstavce (b).
- (d) Jsou-li pro výpočet zatížení používány racionální metody, musí být zatížení při obratech (podle CS 23.441) svislých ploch a zatížení 1,0 g vodorovných ploch, včetně zatížení působících na vodorovné plochy a momentů nebo sil, kterými svislé plochy namáhají vodorovné plochy, pro podmínky zatížení konstrukce uvažovány současně.

KŘIDÉLKA A ZVLÁŠTNÍ ZAŘÍZENÍ

CS 23.455 Křídélka

- (a) Křídélka musí být navržena pro zatížení, kterým jsou vystavena:
- (1) v neutrální poloze během symetrických letových podmínek; a
 - (2) při následujících výchylkách kromě těch, které jsou omezeny úsilím pilota, během nesymetrických letových podmínek:
 - (i) Náhlé maximální vychýlení řízení křidélek při rychlosti V_A . Smí být přiměřeně uváženo vliv deformace řídicí soustavy.
 - (ii) Dostatečná výchylka křidélek při rychlosti V_C , kde V_C je větší než V_A taková, aby úhlová rychlost klonění nebyla menší než je stanoveno v pododstavci (a)(2)(i).
 - (iii) Dostatečná výchylka křidélek při rychlosti V_D taková, aby úhlová rychlost klonění nebyla menší než je jedna třetina úhlové rychlosti klonění podle pododstavce (a)(2)(i).

(Viz AMC 23.455 (a)(2))

CS 23.459 Zvláštní zařízení

Zatížení zvláštních zařízení, která používají aerodynamické plochy (jako jsou sloty a spoilers), musí být stanoveno z údajů zkoušek.

POZEMNÍ ZATÍŽENÍ**CS 23.471 Všeobecně**

Za provozní pozemní zatížení, specifikovaná v této části předpisu, jsou považována vnější zatížení a setrvačné síly, které působí na konstrukci letounu. V každé z uvedených podmínek pozemního zatížení musí být vnější reakce v rovnováze s translačními a rotačními setrvačnými silami stanovenými racionálním nebo konzervativním způsobem.

CS 23.473 Podmínky a předpoklady pozemního zatížení

- (a) Požadavky pozemního zatížení podle této Hlavy předpisu musí být splněny při maximální návrhové hmotnosti s tou výjimkou, že požadavky CS 23.479; 23.481 a 23.483 smějí být splněny při návrhové přistávací hmotnosti (nejvyšší hmotnost pro přistávací podmínky s maximální rychlostí klesání) povolené podle pododstavce (b) a (c).
- (b) Návrhová přistávací hmotnost smí být nejméně:
 - (1) 95 % maximální hmotnosti, jestliže minimální zásoba paliva bude taková, že vystačí alespoň na $\frac{1}{2}$ hodiny provozu při maximálním trvalém výkonu plus množství, odpovídající hmotnosti paliva, která tvoří rozdíl mezi návrhovou maximální hmotností a návrhovou přistávací hmotností; nebo
 - (2) návrhová maximální hmotnost zmenšená o 25 % celkového objemového množství paliva.
- (c) Návrhová přistávací hmotnost dvoumotorového letounu smí být menší než hmotnost povolená v pododstavci (b), jestliže:
 - (1) letoun splňuje požadavky na stoupání s jedním nepracujícím motorem podle požadavků CS 23.67; a
 - (2) je prokázáno splnění požadavků se soustavou pro nouzové vypouštění paliva podle CS 23.1001.
- (d) Zvolený provozní násobek zatížení svislými setrvačnými silami v těžišti letounu pro podmínky pozemního zatížení předepsané v této Hlavě předpisu nesmí být menší než násobek, který by vznikl při přistání rychlostí klesání (V), ve ft/s, rovnající se $4,4 (W/S)^{1/4}$, vyjma toho, že tato rychlost klesání nemusí být větší než 3,0 m/s (10 ft/s) a nesmí být menší než 2,1 m/s (7 ft/s).
- (e) Smí se předpokládat, že během přistávacího nárazu působí vztlak křídel nepřesahující $\frac{2}{3}$ hmotnosti letounu působící v těžišti. Násobek zatížení reakcí země může být roven násobku zatížení setrvačnými silami zmenšenému o výše předpokládaný poměr vztlaku křídel k hmotnosti letounu.
- (f) Jestliže se provádějí zkoušky absorpce energie za účelem stanovení provozních násobků zatížení odpovídajících požadovaným provozním (mezním) rychlostem klesání, musí být provedeny podle CS 23.723 (a).
- (g) Provozní násobek zatížení setrvačnými silami pro návrhové účely nesmí být menší než 2,67, ani provozní násobek zatížení reakcí země při maximální návrhové hmotnosti nesmí být menší než 2,0; ledaže by takové nižší hodnoty nebyly překračovány při pojíždění rychlostmi do rychlosti vzletu po tak nerovném terénu, jaký lze v provozu očekávat.

CS 23.477 Uspořádání přistávacího zařízení

CS 23.479 až 23.483 nebo podmínky v Dodatku C se vztahují na letouny s klasickým uspořádáním hlavního a příďového podvozku nebo hlavního a ostruhového podvozku.

CS 23.479 Podmínky vodorovného přistání

- (a) Pro vodorovné přistání se předpokládá, že letoun bude mít následující polohy:
- (1) Pro letouny s ostruhovým kolem: normální poloha vodorovného letu.
 - (2) Pro letouny s příďovými koly: polohy, ve kterých:
 - (i) příďová i hlavní kola dosedají na zem současně; a
 - (ii) hlavní kola dosedají na zem a příďové kolo je těsně nad zemí.

Při výpočtech může být poloha uváděná v pododstavci (i) použita pro požadavky pododstavce (ii).

- (b) Při šetření přistávacích podmínek musí být odporové složky, které napodobují síly potřebné ke zrychlení pneumatik a kol na přistávací rychlost (roztáčení), uvažovány ve vhodné kombinaci s odpovídajícími okamžitými svislými reakcemi země a dopředná vodorovná zatížení vyvolaná rychlou redukcí zatížení vzniklého při roztáčení pneumatik a kol v důsledku zpětného odpružení musí být kombinována se svislými reakcemi země v okamžiku špičky dopředného zatížení, přičemž se předpokládá vztlak křídla a součinitel skluzového tření pneumatiky 0,8. Zatížení z odporu však nesmí být menší než 25% maximální svislé reakce země (vztlak křídla se zanedbává).
- (c) Není-li možné provést zvláštní zkoušky nebo vhodnější výpočet pro určení zatížení při roztáčení kol a zpětného odpružení pro podmínky přistání, musí být použita metoda uvedená v Dodatku D. Jestliže se použije Dodatek D, odporové složky použité pro návrh nesmí být menší než ty, které předkládá Dodatek C.
- (d) U letounů s koncovými nádržemi nebo s velkými přečnávajícími hmotami (jako jsou turbovrtulové nebo proudové motory) nesenými křídly musí být koncové nádrže a konstrukce nesoucí nádrže nebo přečnávající hmoty navrženy pro účinky dynamických reakcí v podmínkách vodorovného přistání buď podle pododstavce (a)(1), nebo (a)(2)(ii). Pro výpočet vlivů dynamických reakcí se může předpokládat vztlak letounu rovný jeho hmotnosti.

CS 23.481 Podmínky přistání s velkým úhlem náběhu (na ostruhu)

- (a) Pro přistání s velkým úhlem náběhu se předpokládá, že letoun bude mít následující polohy:
- (1) Pro letoun se ostruhovými koly: poloha, při které hlavní a ostruhová kola dosedají na zem současně.
 - (2) Pro letoun s příďovým podvozkem: poloha přetažení, nebo maximální úhel dovolující jistou světlost kterékoliv části letounu od země, podle toho, která hodnota je menší.
- (b) Pro letouny buď se záďovými, nebo s příďovými koly se předpokládá, že reakce země jsou svislé a kola byla urychlena na příslušnou obvodovou rychlost před dosažením maximálního svislého zatížení.

CS 23.483 Podmínky přistání na jedno kolo

Pro podmínky přistání na jedno kolo se předpokládá, že letoun je ve vodorovné poloze a dotýká se země na jedné straně hlavního podvozku. V této poloze musí být reakce země stejné jako reakce získané na této straně podle CS 23.479.

CS 23.485 Podmínky bočního zatížení

- (a) Pro boční zatížení se předpokládá, že letoun je ve vodorovné poloze a dotýká se země pouze koly hlavního podvozku, tlumiče a pneumatiky jsou stlačeny staticky.
- (b) Provozní násobek svislého zatížení musí být 1,33 se svislou reakcí země rovnoměrně rozdělenou mezi kola hlavního podvozku.
- (c) Provozní násobek bočních setrvačných sil musí být 0,83 s boční pozemní reakcí rozdělenou mezi kola hlavního podvozku takto:
- (1) 0,5 (W) působí dovnitř na jedné straně; a
 - (2) 0,33 (W) působí ven na straně druhé.

- (d) Předpokládá se, že předepsané boční zatížení podle pododstavce (c) působí v bodu dotyku se zemí a odporová zatížení jsou nulová.

CS 23.493 Podmínky brzdění při pojíždění

Pro podmínky brzdění při pojíždění, kdy jsou tlumiče a pneumatiky stlačeny staticky, platí následující požadavky:

- (a) Provozní násobek svislého zatížení musí být 1,33.
- (b) Poloha letounu a dotyk se zemí musí být takové, jaké jsou předepsány v CS 23.479 pro vodorovné přistání.
- (c) Odporová reakce rovná svislé reakci na kole násobené součinitelem tření 0,8 musí být zavedena v bodě dotyku se zemí u každého kola opatřeného brzdami. Odporová reakce nemusí překročit maximální hodnotu vyplývající z mezního brzdicího momentu.

CS 23.497 Dodatečné podmínky pro ostruhová kola

Při stanovení pozemních zatížení pro ostruhová kola a jejich nosné konstrukce je nutno uvažovat:

- (a) Zatížení od překážky se předpokládá takové, že provozní reakce země, vznikající při přistání s velkým úhlem náběhu, působí směrem dozadu a nahoru pod úhlem 45°. Smí se předpokládat, že tlumič a pneumatika jsou stlačeny staticky.
- (b) Pro boční zatížení se předpokládá, že provozní svislá reakce země je rovna statickému zatížení na ostruhovém kole a uvažuje se v kombinaci s boční složkou stejné velikosti. Dále platí:
 - (1) Je-li ostruhové kolo otočné, předpokládá se, že je natočeno o 90° k podélné ose letounu a výsledné zatížení země prochází nápravou;
 - (2) Jestliže je použito aretovací zařízení nebo tlumič bočních kmitů nebo je-li podvozek řízen, předpokládá se také, že kolo je ve vlečené poloze a boční zatížení působí v bodě dotyku se zemí; a
 - (3) Tlumič a pneumatika se uvažují ve statické poloze.
- (c) Má-li být proveden průkaz, že ostruhové kolo, tlumič nebo zařízení k absorpci energie vyhovuje požadavkům CS 23.925 (b), platí:
 - (1) Musí být stanovena vhodná návrhová zatížení ostruhového kola, tlumiče nebo absorberu energie, a
 - (2) Nosná konstrukce ostruhového kola, tlumiče nebo zařízení k absorpci energie musí být navržena tak, aby odolala zatížením stanoveným dle pododstavce (c)(1).

CS 23.499 Dodatečné podmínky pro příďová kola

Při stanovení pozemních zatížení pro příďová kola a jejich nosné konstrukce se předpokládá, že tlumiče a pneumatiky jsou stlačeny staticky. Dále musí být splněny následující podmínky:

- (a) Pro zatížení směrem dozadu musí být složky provozní síly v ose nápravy následující:
 - (1) Svislá složka 2,25 násobek statického zatížení kola; a
 - (2) Odporová složka 0,8 násobek svislého zatížení.
- (b) Pro zatížení směrem dopředu musí být složky provozní síly v ose nápravy následující:
 - (1) Svislá složka 2,25 násobek statického zatížení kola; a
 - (2) Dopředná složka 0,4 násobek svislého zatížení.
- (c) Pro boční zatížení musí být složky provozní síly při dotyku se zemí následující:
 - (1) Svislá složka 2,25 násobek statického zatížení kola;
 - (2) Boční složka 0,7 násobek svislého zatížení.
- (d) Pro letouny s říditelným příďovým kolem, které je řízeno hydraulickou nebo jinou silou, při návrhové vzletové hmotnosti s příďovým kolem v kterékoliv říditelné poloze musí být vzato v úvahu působení 1,33 násobku plného řídicího momentu v kombinaci se svislou reakcí rovnající se 1,33 násobku maximální statické reakce na příďový podvozek. Pokud je však

instalováno zařízení omezující moment, může být řídicí moment redukován na maximální hodnotu, kterou toto zařízení dovoluje.

- (e) Pro letouny s říditelným příďovým kolem, které je přímo mechanicky propojeno s pedály pro ovládání směrového kormidla, musí být řídicí mechanismus navržen na řídicí moment pro maximální řídicí síly vyvinuté pilotem podle CS 23.397 (b).

CS 23.505 Dodatečné zatížení pro letouny s lyžemi

Při stanovení pozemních zatížení pro letouny s lyžemi se předpokládá, že letoun spočívá na zemi jednou hlavní lyží přimrzlou k povrchu a s ostatními lyžemi volnými, takže mohou klouzat. V blízkosti ocasu musí být zavedena boční provozní síla rovnající se 0,036 násobku návrhové maximální hmotnosti se součinitelem bezpečnosti 1.

CS 23.507 Zatížení při zvedání

- (a) Letoun musí být navržen pro zatížení vznikající podepřením letounu na zvedácích při maximální návrhové hmotnosti za předpokladu následujících násobků zatížení pro podpěrné body přistávacího zařízení v poloze „na třech bodech“ a pro podpěrné body primární konstrukce letounu ve vodorovné poloze.
- (1) Svislý násobek zatížení je 1,35 násobkem statických reakcí.
 - (2) Dopředný, zadní a boční násobek zatížení je 0,4 násobkem svislých statických reakcí.
- (b) Proti vodorovnému zatížení v bodech podepření působí setrvačné síly tak, aby nevyvolaly změnu ve směru výsledných zatížení v bodech podepření.
- (c) Vodorovné zatížení musí být uváženo ve všech kombinacích se svislým zatížením.

CS 23.509 Zatížení při vlečení

Zatížení při vlečení musí být použita při návrhu vlečného zařízení a té části letounu, na níž je vlečné zařízení bezprostředně uchyceno.

- (a) Zatížení při vlečení uvedená v pododstavci (d) musí být brána v úvahu odděleně. Tato zatížení působí na vlečného zařízení rovnoběžně se zemí. Mimo to musí být dodrženy následující podmínky:
- (1) Svislý násobek zatížení +1,0 působí v těžišti; a
 - (2) Tlumiče a pneumatiky jsou v polohách odpovídajících jejich statickému zatížení.
- (b) Pro vlečné body, které nejsou na podvozku, ale jsou v blízkosti roviny symetrie letounu se uvažují složky čelního a bočního zatížení z vlečení stanovené pro pomocný podvozek. Pro vlečné body umístěné vně od hlavního podvozku se uvažují složky čelního a bočního zatížení z vlečení stanovené pro hlavní podvozek. Kde nelze docílit stanoveného úhlu natáčení, musí být použit maximální dosažitelný úhel.
- (c) Zatížení při vlečení letounu stanovená v pododstavci (d) musí být uvedena do rovnováhy následujícím způsobem:
- (1) Proti boční složce zatížení z vlečení na hlavním podvozku působí boční síla na statické dotykové čáře kola, na které působí zatížení.
 - (2) Proti zatížení z vlečení na pomocném podvozku a čelním složkám zatížení z vlečení na hlavní podvozek působí následující reakce:
 - (i) Na osu kola, na které působí zatížení, musí působit reakce o maximální hodnotě odpovídající reakci svislé. K dosažení rovnováhy musí působit dostatečná setrvačnost letounu.
 - (ii) Proti zatížení musí působit setrvačnost letounu.
- (d) Předepsaná zatížení z vlečení jsou uvedena v následující tabulce, kde W znamená maximální návrhovou hmotnost letounu:

Bod vlečení	Poloha	Zatížení		
		Velikost	Č.	Směr
Hlavní podvozek		0,225 W na jednotku hlavního podvozku	1	Dopředu, rovnoběžně s osou čelního odporu
			2	Dopředu, 30° k ose čelního odporu
			3	Dozadu, rovnoběžně s osou čelního odporu
			4	Dozadu, 30° k ose čelního odporu
Pomocný podvozek	Otočen dopředu	0,3 W	5	Dopředu
			6	Dozadu
	Otočen dozadu	0,3 W	7	Dopředu
			8	Dozadu
	Otočen 45° dopředu	0,15 W	9	Dopředu v rovině kola
			10	Dozadu v rovině kola
	Otočen 45° dozadu	0,15 W	11	Dopředu v rovině kola
			12	Dozadu v rovině kola

CS 23.511 Pozemní zatížení; nesymetrická zatížení na jednotkách s více koly

- (a) *Zatížení při otáčení.* Předpokládá se, že letoun se bude otáčet okolo jedné strany hlavního podvozku za těchto podmínek:
- (1) Brzdy na jednotce, okolo které se letoun otáčí, jsou zablokovány; a
 - (2) Na hlavní podvozek a jeho nosnou konstrukci působí zatížení odpovídající provoznímu násobku svislého zatížení o hodnotě 1,0 a součiniteli tření 0,8.
- (b) *Nestejná zatížení pneumatik.* Zatížení stanovená podle CS 23.471 až 23.483 musí být rozdělena střídavě v poměru 60:40 % na dvojítá kola a jejich pneumatiky na každém dvoukolovém podvozku.
- (c) *Zatížení při prázdných pneumatikách.* Při prázdných pneumatikách musí být splněny tyto podmínky:
- (1) 60% zatížení stanovených podle CS 23.471 až 23.483 musí být střídavě postupně zavedeno na každé kolo podvozku; a
 - (2) 60% provozních brzdových a bočních zatížení a 100% provozních svislých zatížení stanovených podle CS 23.485 a 23.493 nebo menších zatížení stanovených podle pododstavce (1) musí být zavedeno střídavě na každé kolo dvoukolového podvozku.

ZATÍŽENÍ NA VODĚ

CS 23.521 Podmínky zatížení na vodě

- (a) Konstrukce hydroplánů a obojživelných letounů musí být navržena pro zatížení na vodě, která vznikají při vzletu a přistání s hydroplánem v jakékoliv poloze přicházející v úvahu v normálním provozu při příslušných dopředných rychlostech a svislých rychlostech klesání za nejnejpříznivějších podmínek, které se mohou na vodě pravděpodobně vyskytnout.
- (b) V případě, že žadatel neprovede racionální rozbor zatížení na vodě, platí požadavky uvedené v CS 23.523 až 23.537.

CS 23.523 Návrhové hmotnosti a polohy těžiště

- (a) *Návrhové hmotnosti.* Požadavky týkající se zatížení na vodě musí být splněny pro každou provozní hmotnost až do návrhové přistávací hmotnosti kromě vzletového případu

předepsaného v CS 23.531, kdy se použije návrhová hmotnost pro vzlet na vodě (maximální hmotnost pro pojíždění a rozjezd na vodě).

- (b) *Polohy těžiště.* Pro stanovení maximálních návrhových zatížení pro každou část konstrukce hydroplánu musí být vzaty v úvahu kritické polohy těžiště z rozsahu, pro který se požaduje certifikace.

CS 23.525 Zavedení zatížení

- (a) Pokud není předepsáno jinak, předpokládá se, že hydroplán je jako celek vystaven zatížením odpovídajícím násobkům zatížení určených v CS 23.527.
- (b) Při zavádění zatížení vycházejících z násobků zatížení předepsaných v CS 23.527 smí být zatížení rozloženo po dně trupu nebo hlavního plováku (aby se vyloučila nadměrná lokální smyková zatížení nebo ohybové momenty v místech působení zatížení na vodě), při čemž se použijí tlaky ne menší než ty, které jsou předepsány v CS 23.533 (b).
- (c) U hydroplánů se dvěma plováky musí být každý plovák považován za ekvivalentní trup fiktivního hydroplánu o hmotnosti rovné polovině hmotnosti hydroplánu se dvěma plováky.
- (d) Kromě případu vzletu podle CS 23.531 se uvažuje aerodynamický vztlak hydroplánu během nárazu (dosednutí) na vodu $^{2/3}$ hmotnosti letounu.

CS 23.527 Násobky zatížení trupu a hlavního plováku

- (a) Násobky zatížení reakcí vody n_w musí být vypočteny následovně:
- (1) při přistání na stupeň plováku (step landing)

$$n_w = \frac{C_1 V_{S0}^2}{\left(\tan^{2/3} \beta\right) W^{1/3}}$$

- (2) při přistání na před a zád plováku:

$$n_w = \frac{C_1 V_{S0}^2}{\left(\tan^{2/3} \beta\right) W^{1/3}} \times \frac{K_1}{\left(1 + r_x^2\right)^{2/3}}$$

- (b) Jsou použity následující hodnoty:
- (1) n_w = násobek zatížení reakcí vody (tj. reakce vody dělená hmotností hydroplánu).
 - (2) C_1 = empirický provozní součinitel pro hydroplány rovný 0,012 (kromě případu, kdy tento součinitel musí být větší, aby minimální hodnota násobku zatížení při přistání na stupeň plováku byla 2,33).
 - (3) V_{S0} = minimální pádová rychlost hydroplánu v uzlech se vztlakovými klapkami v přistávací konfiguraci a bez účinku vrtulového proudu.
 - (4) β = úhel příčného úkosu dna v podélné poloze, pro kterou se stanoví násobek zatížení, viz obrázek 1 v Dodatku I CS-23.
 - (5) W = návrhová přistávací hmotnost hydroplánu v librách.
 - (6) K_1 = empirický hmotnostní součinitel trupu, viz obrázek 2 Dodatku I CS-23.
 - (7) r_x = poměr vzdálenosti měřené rovnoběžně se vztažnou osou trupu od těžiště hydroplánu k podélné části trupu, pro kterou se násobek zatížení počítá, a poloměru setrvačnosti klopení hydroplánu; vztažná osa trupu je přímka v rovině symetrie tečná ke kýlu v místě hlavního stupně.
- (c) Pro hydroplány se dvěma plováky, s ohledem na pružnost konstrukce připojující plováky k letounu, může být součinitel K_1 při přistání na před a zád plováku snížen na 0,8 násobek hodnoty uvedené v obrázku 2 v Dodatku I k CS-23. Toto snížení platí pouze při návrhu konstrukce podvozku a hydroplánu.

CS 23.529 Podmínky přistání na trup a hlavní plovák

- (a) *Symetrické přistání na stupeň, před a zád.* Pro symetrické přistání na stupeň plováku, před a zád se vypočítají provozní násobky zatížení reakcí vody podle CS 23.527. K tomu navíc platí:

- (1) Při symetrickém přistání na stupeň musí výsledné zatížení od vody působit na kýl, procházet těžištěm a musí směřovat kolmo na linii kýlu.
 - (2) Při symetrickém přistání na příď musí výsledné zatížení od vody působit na kýl v jedné pětině podélné vzdálenosti od příde ke stupni a musí směřovat kolmo na linii kýlu; a
 - (3) Při symetrickém přistání na záď musí výsledné zatížení od vody působit na kýl ve vzdálenosti rovné 85 % vzdálenosti od stupně k zádi a musí směřovat kolmo na linii kýlu.
- (b) *Nesymetrické přistání pro člunové a jednoplovákové letouny*
Musí být vyšetřeny podmínky pro přistání na stupeň, příď a záď. K tomu navíc platí:
- (1) Zatížení za všech podmínek se skládá ze svislé složky působící vzhůru o velikosti $0,75 \tan \beta$ výsledného zatížení a boční složky o velikosti $0,25 \tan \beta$ podle podmínek symetrického zatížení; a
 - (2) Působíště a směr svislé složky zatížení směrem nahoru je stejné jako u symetrického případu, působíště boční složky je ve stejné podélné poloze jako u svislé vzhůru působící složky, ale směřuje dovnitř kolmo k rovině symetrie v místě uprostřed mezi kýlem a průsečnicí boků se dnem plováku/trupu.
- (c) *Nesymetrické přistání; letoun s dvěma plováky.* Nesymetrické zatížení se skládá ze svislé vzhůru působící složky rovné $0,75 \tan \beta$ násobku zatížení při přistání na stupeň každého plováku a příčné složky rovné $0,25 \tan \beta$ násobku zatížení při přistání na stupeň u jednoho plováku podle CS 23.527. Příčná složka směřuje dovnitř kolmo k rovině symetrie plováku a působí v polovině vzdálenosti mezi kýlem a průsečnicí boků se dnem plováku, ve stejné podélné poloze jako svislá vzhůru působící složka.

CS 23.531 Podmínky vzletu pro trup a hlavní plovák

Pro křídlo a jeho připojení k trupu nebo hlavnímu plováku:

- (a) se předpokládá nulový aerodynamický vztlak na křídle; a
- (b) musí se použít svisle dolů působící zatížení od setrvačných sil odpovídající násobku zatížení vypočítanému podle následujícího vzorce:

$$n = \frac{C_{T0} V_{S1}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

kde:

- n = násobek zatížení od setrvačných sil;
 C_{T0} = empirický provozní součinitel pro hydroplány rovný 0,004;
 V_{S1} = pádová rychlost v uzlech při návrhové vzletové hmotnosti s vysunutými vztakovými klapkami v příslušné vzletové poloze;
 β = úhel příčného úkosu dna hlavního stupně (ve stupních); a
 W = návrhová vzletová hmotnost v librách pro vzlet z vodní hladiny.

CS 23.533 Tlaky na dno trupu a hlavního plováku

- (a) *Všeobecně.* Konstrukce trupu a hlavního plováku včetně rámu, přepážek, podélníků a pláště dna musí být navržena podle tohoto odstavce.
- (b) *Místní tlaky.* Pro návrh pláště dna a podélníků a jejich připevnění k nosné konstrukci musí být použita následující rozložení tlaku:
 - (1) Pro neprohnuté dno platí, že tlak na úrovni průsečnice boků se dnem trupu/plováku je $0,75$ násobkem tlaku na kýl a tlak mezi průsečnicí boků se dnem trupu/plováku a kýlem se mění lineárně podle obrázku 3 v Dodatku I CS-23. Tlak na kýl (psi)* se vypočítá následovně:

$$P_k = \frac{C_2 K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta_k}$$

* poznámka překladatele: *pound per square inch* = libra síly na čtvereční palec (lbf/in^2)

kde:

P_k = tlak na kýl (psi);

C_2 = 0,00213;

K_2 = hmotnostní součinitel trupu, viz obrázek 2 v Dodatku I k CS-23;

V_{S1} = pádová rychlost hydroplánu (uzly) při návrhové vzletové hmotnosti z vodní hladiny s klapkami v příslušné vzletové poloze; a

β_k = úhel příčného úkosu dna u kýlu, viz obrázek 1 v Dodatku I k CS-23.

- (2) Pro prohnuté dno je tlak na začátku prohnutí stejný jako u neprohnutého dna a mezi průsečnicí boků se dnem trupu/plováku a začátkem prohnutí se tlak mění lineárně podle obrázku 3 v Dodatku I k CS-23. Rozdělení tlaku je stejné jako rozdělení předepsané v pododstavci (b)(1) pro neprohnuté dno s tou výjimkou, že tlak na úrovni průsečnice boků se dnem trupu/plováku se počítá následovně:

$$P_{ch} = \frac{C_3 K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta}$$

kde:

P_{ch} = tlak na úrovni průsečnice boků se dnem trupu/plováku (psi);

C_3 = 0,0016;

K_2 = hmotnostní součinitel trupu v souladu s obrázkem 2 v Dodatku I k CS-23;

V_{S1} = pádová rychlost hydroplánu (uzly) při návrhové vzletové hmotnosti z vodní hladiny s klapkami v příslušné vzletové pozici; a

β = úhel příčného úkosu dna v příslušné poloze.

Oblast působení těchto tlaků musí simulovat tlaky vyskytující se během místních nárazů na trup nebo plovák, ale nemusí být větší než oblast, ze které by vznikala kritická namáhání rámu nebo celé konstrukce.

- (c) *Rozložené tlaky.* Pro návrh konstrukce rámu, kýlu a průsečnice boků se dnem trupu/plováku platí následující rozložení tlaků:

- (1) Symetrické tlaky se vypočítají takto:

$$P = \frac{C_4 K_2 V_{S0}^2}{\tan \beta}$$

kde:

P = tlak (psi);

C_4 = 0,078 C_1 (C_1 vypočtené podle CS 23.527);

K_2 = hmotnostní součinitel trupu určený v souladu s obrázkem 2 v Dodatku I k CS-23;

V_{S0} = pádová rychlost hydroplánu (uzly) s přistávacími klapkami vysunutými v příslušné poloze bez účinku vrtulového proudu; a

β = úhel příčného úkosu v příslušné poloze.

- (2) Nesymetrické rozložení tlaku se skládá z tlaků předepsaných v odstavci (c)(1) na jedné straně od osy souměrnosti trupu nebo hlavního plováku a jedné poloviny těchto tlaků na druhé straně od osy souměrnosti trupu nebo hlavního plováku podle obrázku 3 v Dodatku I k CS-23.

Tyto tlaky jsou rovnoměrně rozložené a musí působit současně podél dna celého trupu nebo hlavního plováku. Obdržená zatížení musí být přenesena na boční konstrukci trupu nebo plováku, ale nemusí být přenášena v předozadním směru jako střihová a ohybová namáhání.

CS 23.535 Zatížení pomocného plováku

- (a) *Všeobecně.* Pomocné plováky a jejich upevnění a nosné konstrukce musí být navrženy pro podmínky předepsané v tomto odstavci. V případech uvedených v pododstavcích (b) až (e) smějí být předepsaná zatížení vodou rozložena podél dna plováku, aby se vyloučila nadměrná místní zatížení, přičemž se užijí tlaky na dno ne menší než tlaky předepsané v pododstavci (g).
- (b) *Zatížení stupně.* Výsledné zatížení vodou musí působit v rovině symetrie plováku v místě ve vzdálenosti tří čtvrtin vzdálenosti od příďe ke stupni a musí být kolmé na kýl. Výsledné provozní zatížení se počítá následovně, kromě toho, že hodnota L nemusí převyšovat trojnásobek hmotnosti vytlačené vody, je-li plovák zcela ponořen:

$$L = \frac{C_5 V_{SO}^2 W^{2/3}}{\tan^{2/3} \beta_S (1 + r_y^2)^{2/3}}$$

kde:

- L = provozní zatížení (lb);
 C_5 = 0,0053;
 V_{SO} = pádová rychlost hydroplánu (uzly) s přistávacími klapkami v příslušné poloze a bez účinku vrtulového proudu;
W = návrhová přistávací hmotnost hydroplánu v librách;
 β_S = úhel příčného úkosu dna ve $3/4$ vzdálenosti od příďe ke stupni, ale nemusí být menší než 15° ; a
 r_y = poměr příčné vzdálenosti mezi těžištěm a rovinou symetrie plováku a poloměru setrvačnosti v klopení letounu.

- (c) *Zatížení příďe.* Výsledné provozní zatížení musí působit v rovině symetrie plováku v jedné čtvrtině vzdálenosti od příďe ke stupni a musí být kolmé k tečně linie kýlu v tomto bodě. Velikost výsledného zatížení je specifikována v pododstavci (b).
- (d) *Nesymetrické zatížení stupně.* Výsledné zatížení vodou se skládá ze složky rovné 0,75 násobku zatížení specifikovaného v pododstavci (a) a boční složky rovné $0,25 \tan \beta$ násobku zatížení specifikovaného v pododstavci (b). Boční zatížení musí působit kolmo k rovině symetrie plováku v polovině vzdálenosti mezi kýlem a průsečnicí boků se dnem plováku.
- (e) *Nesymetrické zatížení příďe.* Výsledné zatížení vodou se skládá ze složky rovné 0,75 násobku zatížení specifikovaného v pododstavci (b) a boční složky rovné $0,25 \tan \beta$ násobku zatížení specifikovaného v pododstavci (c). Boční zatížení musí působit kolmo k rovině symetrie plováku v polovině vzdálenosti mezi kýlem a průsečnicí boků se dnem plováku.
- (f) *Podmínky ponořeného plováku.* Výsledné zatížení musí být uvažováno v těžišti průřezu plováku v místě ve vzdálenosti jedné třetiny délky od příďe ke stupni. Složky provozního zatížení jsou následující:

$$\text{svislá} = \rho g V$$

$$\text{směřující dozadu} = \frac{C_x \rho V^{2/3} (K V_{SO})^2}{2}$$

$$\text{boční} = \frac{C_y \rho V^{2/3} (K V_{SO})^2}{2}$$

kde:

- ρ = měrná hmotnost vody (slug/ft³);
V = objem plováku (ft³);
 C_x = součinitel podélné odporové síly = 0,133;
 C_y = součinitel příčné síly = 0,106;
K = 0,8; v případě, že se prokáže, že plováky nejsou schopny úplného ponoření za normálních provozních podmínek při rychlosti $0,8 V_{SO}$, smí se použít nižších hodnot;
 V_{SO} = pádová rychlost hydroplánu (uzly) s přistávacími klapkami vysunutými do příslušné polohy a bez uvažování účinku vrtulového proudu; a
g = gravitační zrychlení (ft/s²)

- (g) *Tlaky na dno plováku.* Tlaky na dno plováku musí být stanoveny podle CS 23.533 s tou výjimkou, že hodnota K_2 ve vzorci může být rovna 1,0. Úhel příčného úkosu, který má být použit při stanovení tlaků na dno, je uveden v pododstavci (b).

CS 23.537 Zatížení hydrostabilizátoru

Návrhová zatížení hydrostabilizátoru musí být stanovena na základě platných zkušebních údajů.

PODMÍNKY NOUZOVÉHO PŘISTÁNÍ

CS 23.561 Všeobecně

- (a) Letoun, i když smí být při podmínkách nouzového přistání poškozen, musí být navržen podle předpisů tohoto odstavce tak, aby každá osoba na palubě letounu byla chráněna podle těchto podmínek.
- (b) Konstrukce letounu musí být navržena tak, aby poskytovala každé osobě na palubě vždy možnost přiměřené ochrany před vážným zraněním, když:
- (1) Jsou vhodně použita sedadla, bezpečnostní pásy a ramenní vícebodové pásy k tomu účelu navržené.
 - (2) Osoby na palubě jsou vystaveny statickým setrvačným silám, které odpovídají následujícím početním násobkům zatížení:
 - (i) směrem nahoru 3,0 g pro letouny kategorií normální, cvičná a pro sběrnou dopravu nebo 4,5 g pro kategorii akrobatických letounů;
 - (ii) směrem dopředu 9,0 g;
 - (iii) v bočním směru 1,5 g; a
 - (iv) směrem dolů 6,0 g, pokud je pro nouzové východy vyžadována certifikace podle pododstavce 23.807 (d)(4); a
 - (3) Na hmotné předměty v kabině, které by mohly způsobit zranění osob na palubě, působí statické setrvačné síly, které odpovídají následujícím početním násobkům zatížení:
 - (i) směrem nahoru 3,0 g;
 - (ii) směrem dopředu 18,0 g; a
 - (iii) v bočním směru 4,5 g.
- (c) Každý letoun vybavený zatahovacím podvozkem musí být navržen tak, aby každá osoba na palubě byla chráněna při přistání za následujících podmínek:
- (1) se zasunutými koly;
 - (2) s mírnou rychlostí klesání; a
 - (3) v případě, že není k dispozici racionálnější rozbor, se předpokládá, že:
 - (i) směrem dolů působí početní setrvačná síla o velikosti 3,0 g; a
 - (ii) součinitel tření na zemi je 0,5.
- (d) Jestliže není vyloučena možnost převrácení letounu během nouzového přistání, musí být konstrukce navržena tak, aby osoby na palubě byly chráněny při úplném převrácení následovně:
- (1) Pravděpodobnost převrácení smí být prokázána rozbořem při uvažování následujících podmínek:
 - (i) nejnepríznivější kombinace polohy těžiště a hmotnosti;
 - (ii) násobek zatížení v podélném směru 9,0 g;
 - (iii) násobek zatížení ve svislém směru 1,0 g; a
 - (iv) pro letouny s tříkolovým přistávacím zařízením – v případě poruchy vzpěry příďového kola při jeho dotyku se zemí.
 - (2) Pro určení zatížení působících na obrácený letoun po jeho převrácení se musí počítat s početním násobkem zatížení od setrvačných sil 3,0 g ve směru svisle nahoru a součinitelem tření se zemí 0,5.

- (e) S výjimkou případu uvedeného v CS 23.787 (c) musí být nosná konstrukce navržena tak, aby při zatíženích až do hodnot uvedených v pododstavci (b)(3) zadržela všechny hmotné části, které by mohly při svém uvolnění poranit osoby na palubě při méně vážném havarijním přistání.

CS 23.562 Dynamické podmínky nouzového přistání
(Viz AMC 23.562)

- (a) Každá sedací/poutací soustava musí být navržena tak, aby chránila každou osobu na palubě během nouzového přistání, když:
- (1) jsou správně použita sedadla, bezpečnostní a ramenní vícebodové pásy k tomu účelu navržené; a
 - (2) osoby na palubě jsou vystaveny zatížením vycházejícím z podmínek uvedených v tomto odstavci.
- (b) Každá sedací/poutací soustava určená pro posádku nebo cestující během vzletu a přistání musí úspěšně projít dynamickými zkouškami nebo musí být proveden průkaz racionálním rozbořem podepřený dynamickými zkouškami v souladu se všemi následujícími podmínkami. Při zkouškách musí být cestující simulován figurínou (anthropomorphic test dummy) (ATD), jak je určeno v Dodatku J nebo schváleným ekvivalentem s jmenovitou hmotností 77 kg (170 lb) a sedící v normální vzpřímené poloze.
- (1) Při první zkoušce nesmí být změny rychlosti menší než 9,4 m/s (31 ft/s). Sedací/poutací soustava musí být orientována ve své nominální poloze vzhledem k letounu a s horizontální rovinou letounu nakloněnou předí vzhůru pod úhlem 60° a nulovým vybočením vzhledem k vektoru nárazu. Pro sedací/poutací soustavy, které mají být zastavěny v první řadě sedadel, ke špičkovému zápornému zrychlení musí dojít během ne více než 0,05 sekundy po nárazu a musí dosáhnout minimálně 19 g. Pro všechny ostatní sedací/poutací soustavy musí špičkové záporné zrychlení nastat během ne více než 0,06 sekund po nárazu a musí dosáhnout minimálně 15 g.
 - (2) Při druhé zkoušce nesmí být změny rychlosti menší než 12,8 m/s (42 ft/s). Sedací/poutací soustava musí být orientována v její nominální poloze vzhledem k letounu a se svislou rovinou letounu vybočenou o 10° s nulovým klopením vzhledem k vektoru nárazu ve směru, kdy vzniká největší zatížení ramenních vícebodových pásů. Pro soustavy, které mají být zastavěny v první řadě sedadel, musí špičkové záporné zrychlení nastat během ne více než 0,05 sekundy po nárazu a musí dosáhnout minimálně 26 g. Pro všechny ostatní sedací/poutací soustavy musí špičkové záporné zrychlení nastat během ne více než 0,06 sekund po nárazu a musí dosáhnout minimálně 21 g.
 - (3) Aby byl při zkouškách zahrnut vliv zborcení podlahy, musí být podlahové kolejnice kotvícího zařízení systému uchycení sedací/poutací soustavy ke konstrukci letounu vzájemně přesazeny (vyoseny) nejméně o 10° ve svislém směru (tj. porušena rovnoběžnost) a jedna z kolejnic nebo kotvící zařízení musí být přetížením vykloněna v přímém směru o 10° před provedením zkoušek podle pododstavce (b)(2).
- (c) Během dynamických zkoušek podle pododstavce (b) musí být prokázáno vyhovění následujícím požadavkům:
- (1) Sedací/poutací soustava musí udržet připoutanou figurínu (ATD), i když některé části sedací/poutací soustavy budou deformovány, prodlouženy, posunuty nebo prasknou, s čímž je úmyslně počítáno v návrhu.
 - (2) Uchycení mezi sedací/poutací soustavou a zkušebním upínacím držákem musí zůstat neporušeno, avšak konstrukce sedadla může být deformována.
 - (3) Každý popruh ramenního vícebodového pásu musí během nárazu zůstat na rameni figuríny ATD.
 - (4) Bezpečnostní pás musí během nárazu zůstat na pánvi figuríny ATD.
 - (5) Výsledky dynamických zkoušek musí prokázat, že osoba na palubě je chráněna před vážným poraněním hlavy.
 - (i) Pokud může dojít ke kontaktu se sousedním sedadlem, konstrukcí nebo jinými předměty v kabině, musí být použita taková ochranná opatření, aby náraz hlavy nepřesáhl hodnotu kritéria zranění hlavy (head injury criteria – HIC) = 1 000.

- (ii) Hodnota HIC je definována jako:

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2,5} \right\}_{MAX}$$

kde:

t_1 je počátek času integrace vyjádřený v sekundách,

t_2 je konec času integrace vyjádřený v sekundách,

$(t_2 - t_1)$ je čas trvání hlavního nárazu hlavy v sekundách, a

$a(t)$ je výsledné záporné zrychlení těžiště hlavy vyjádřené v násobcích g (zemského zrychlení).

- (iii) Vyhovění mezní hodnotě HIC musí být prokázáno měřením nárazu hlavy během dynamických zkoušek předepsaných v pododstavcích (b)(1) a (b)(2) nebo samostatným průkazem vyhovění hodnotě kritéria zranění hlavy při použití analytických metod nebo zkoušky.

- (6) Zatížení v samostatném ramenním popruhu nesmí přesáhnout 794 kg (1 750 lb). Jsou-li pro upoutání horní části těla použity dvojité popruhy, nesmí celkové zatížení popruhů překročit 907 kg (2 000 lb).
- (7) Tlakové zatížení měřené mezi pánví a bederní páteří figuríny ATD nesmí překročit 680 kg (1 500 lb).
- (d) Alternativní přístup, který umožňuje ekvivalentní nebo větší úroveň ochrany cestujícího, než je požadováno tímto odstavcem, se smí použít, jestliže je na racionálním základě doložen.

ÚNAVOVÉ HODNOCENÍ

CS 23.571 Kovové konstrukce přetlakové kabiny (Viz AMC 23.571 a 23.572)

Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být vyhodnoceny pevnost, detailní návrh a výroba kovové konstrukce přetlakové kabiny, podle některého z následujících postupů:

- (a) Vyšetření únavové pevnosti, při kterém je zkouškami nebo rozborem podepřeným zkouškou prokázáno, že konstrukce je schopna odolat opakovaným zatížením proměnné velikosti, která lze očekávat v provozu; nebo
- (b) Vyšetření únavové pevnosti konstrukce bezpečné při poruše (fail safe), při kterém je prokázáno rozborem, zkouškami nebo obojím, že po únavové poruše nebo po zjevné částečné poruše prvku nosné konstrukce nebude pravděpodobné, že by došlo k jejímu katastrofálnímu porušení, a že je zbývající konstrukce schopna odolávat statickému početnímu násobku zatížení, který činí 75% provozního násobku zatížení při rychlosti V_C . Je nutno přihlídnout ke kombinaci účinků normálních provozních tlaků, předpokládaných vnějších aerodynamických tlaků a letových zatížení. Tato zatížení musí být vynásobena součinitelem 1,15, nejsou-li dynamické účinky poruchy při statickém zatížení posuzovány jinak.
- (c) Výpočet přípustnosti poškození (damage tolerance) dle CS 23.573 (b).

CS 23.572 Kovové křídlo, ocasní plochy a související konstrukce (Viz AMC 23.571 a AMC 23.572)

- (a) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být vyhodnoceny pevnost, detailní návrh a výroba těch částí konstrukce draku, jejichž porucha by mohla mít katastrofální následky, podle některého z následujících požadavků, pokud se neprokáže, že konstrukce, úroveň provozního namáhání, materiály a předpokládané použití jsou srovnatelné z hlediska únavy s podobnou konstrukcí, se kterou byly dosud získány rozsáhlé a uspokojivé provozní zkušenosti:

- (1) Vyšetření únavové pevnosti, při kterém je zkouškami nebo rozbořem podepřeným zkouškou prokázáno, že konstrukce je schopna odolávat opakovaným zatížením proměnné velikosti, která se předpokládají v provozu; nebo
 - (2) Vyšetření pevnosti konstrukce bezpečné při poruše (fail safe), při kterém se rozbořem, zkouškami nebo obojím prokáže, že po únavové poruše nebo po zjevné poruše prvku nosné konstrukce není pravděpodobné, že by došlo k jejímu katastrofickému porušení, a že zbývající konstrukce je schopna odolávat statickému početnímu násobku zatížení, který činí 75% kritického provozního násobku zatížení při rychlosti V_C . Tato zatížení musí být násobena součinitelem 1,15, nejsou-li dynamické účinky poruchy při statickém zatížení zváženy jiným způsobem.
 - (3) Výpočet přípustnosti poškození (damage tolerance) dle CS 23.573 (b).
- (b) Každý výpočet požadovaný v tomto odstavci musí:
- (1) zahrnovat typická spektra zatížení (tj. pojiždění, cykly země-vzduch-země, obraty, poryvy);
 - (2) brát v úvahu významná vzájemná ovlivnění aerodynamických ploch; a
 - (3) brát v úvahu významné zatěžující účinky vrtulového proudu a třepání (buffet) způsobeného vírovými nárazy.

CS 23.573 Přípustnost poškození (damage tolerance) a vyhodnocení únavových vlastností konstrukce

(Viz AMC 23.573 (a)(1) & (3) a AMC 23.573 (b))

- (a) *Kompozitní nosná konstrukce letounu.* Kompozitní nosná konstrukce letounu musí být vyhodnocena podle tohoto odstavce namísto CS 23.571 a 23.572. Kompozitní nosná konstrukce, jejíž porucha by vedla ke katastrofické ztrátě letounu, každého křídla (včetně konfigurací kachna, tandemové křídlo a wingletů), ocasní plochy, jejich nosné a přípojné konstrukce, pohyblivých řídicích ploch a jejich závěsů, trupu a přetlakové kabiny musí být vyhodnocena pomocí kritérií přípustnosti poškození předepsaných v pododstavcích (a)(1) až (a)(4), neprokáže-li se takové hodnocení jako nepraktické. Jestliže žadatel stanoví, že kritéria přípustnosti poškození jsou pro danou část konstrukce nepraktická, musí být konstrukce vyhodnocena podle pododstavců (a)(1) a (a)(6). Kde jsou použity lepené spoje, musí být konstrukce rovněž vyhodnocena v souladu s pododstavcem (a)(5). Vliv změn vlastností materiálu a podmínek okolního prostředí na pevnost a trvanlivostní vlastnosti kompozitních materiálů musí být vzaty v úvahu při výpočtech požadovaných v tomto odstavci.
- (1) Musí být prokázáno zkouškami nebo rozbořem podloženým zkouškou, že konstrukce je schopna odolat početnímu zatížení a že poškození tím vzniklá leží pod prahem zjistitelnosti s ohledem na použité postupy prohlídek.
 - (2) Musí být stanoveno zkouškami nebo rozbořem podloženým zkouškami, zda poškození vlivem únavy, koroze, výrobních vad, nárazu pod opakovaným zatížením předpokládaným v provozu narůstají, nebo ne, a musí být stanovena rychlost růstu poškození.
 - (3) Zkouškami zbytkové pevnosti nebo rozbořem podloženým zkouškami zbytkové pevnosti musí být prokázáno, že konstrukce je schopna odolat kritickému provoznímu letovému zatížení uvažovanému jako početní zatížení s rozvinutým zjistitelným poškozením odpovídajícím výsledkům vyhodnocení přípustnosti poškození. Přetlakové kabiny musí odolat následujícím zatížením:
 - (i) kritickému provoznímu letovému zatížení s kombinací vlivu normálního provozního tlaku a předpokládaných vnějších aerodynamických tlaků.
 - (ii) předpokládaným vnějším aerodynamickým tlakům při letu v podmínkách 1 g v kombinaci s diferenciálním tlakem v kabině rovným 1,1 násobku normálního provozního diferenciálního tlaku bez jiných zatížení.
 - (4) Růst poškození mezi počáteční zjistitelností a hodnotou zvolenou pro ověření zbytkové pevnosti za účelem stanovení intervalu prohlídek musí umožnit vývoj vhodného programu prohlídek prováděných pracovníky provozu a údržby.
 - (5) Pro každý lepený spoj, jehož porucha by mohla vést ke katastrofické ztrátě letounu, musí být možnost provozního zatížení podložena některou z následujících metod:

- (i) Maximální rozlepení každého lepeného spoje odpovídající schopnosti odolat zatížením podle pododstavce (a)(3) musí být stanoveno rozbořem, zkouškami nebo obojím. Většímu rozlepení kteréhokoliv lepeného spoje přesahujícímu toto stanovené rozlepení musí být zabráněno konstrukčními vlastnostmi; nebo
 - (ii) Každý sériový výrobek musí být podroben ověřovací zkoušce při působení kritického provozního návrhového zatížení na každý kritický lepený spoj; nebo
 - (iii) Musí být stanovena spolehlivá a opakovatelná nedestruktivní metoda prohlídky, která zajistí pevnost každého spoje.
- (6) U částí konstrukce, pro které se metoda přípustnosti poškození ukazuje jako nevhodná, musí být ověřeno únavovými zkouškami nebo rozbořem podloženým zkouškami, že jsou schopny odolat opakovaným zatížením proměnné velikosti předpokládaným v provozu. Pro stanovení součinitele rozptylu únavy a vlivů okolního prostředí musí být provedeny dostatečné zkoušky dílů, součástí a prvků konstrukce nebo vzorků. Při průkazu musí být vzato v úvahu poškození pod prahem zjistitelnosti a zbytková pevnost při zatížení na mez pevnosti (početním zatížení).
- (b) *Kovová konstrukce draku letounu.* Jestliže se žadatel rozhodne použít CS 23.571 (c) nebo CS 23.572 (a)(3), musí vyhodnocení přípustnosti poškození zahrnovat stanovení pravděpodobných míst a způsobů poškození vlivem únavy, koroze nebo náhodného poškození. Toto stanovení musí být provedeno na základě rozboru podloženého zkouškou, a pokud je to možné, i provozní zkušeností. Musí se vzít v úvahu výskyt poruchy vlivem únavy na více místech, kde je taková konstrukce, že se výskyt tohoto typu poškození dá očekávat. Výpočet musí zahrnout rozbor opakovaných a statických zatížení doplněný zkouškami. Pro vyhodnocení zbytkové pevnosti kdykoliv během provozní životnosti letounu musí být rozsah poškození v souladu s počáteční zjistitelností poškození a následným růstem při opakovaném zatížení. Vyhodnocení zbytkové pevnosti musí prokázat, že zbývající konstrukce je schopna odolat kritickým provozním letovým zatížením (uvažovaným jako početní zatížení) s rozvinutým zjistitelným poškozením odpovídajícím výsledkům vyhodnocení přípustnosti poškození. Přetlakové kabiny musí odolat následujícím zatížením:
- (1) normální provozní diferenciální tlak v kombinaci s předpokládanými aerodynamickými vnějšími tlaky působícími současně s letovými podmínkami zatížení specifikovanými v této Hlavě; a
 - (2) předpokládané vnější aerodynamické tlaky při letu v podmínkách 1g v kombinaci s diferenciálním tlakem v kabině rovným 1,1 násobku normálního provozního diferenciálního tlaku bez dalších jiných zatížení.

CS 23.574 Přípustnost poškození a vyhodnocení únavových vlastností kovové konstrukce letounů kategorie pro sběrnou dopravu

U letounů kategorie pro sběrnou dopravu platí:

- (a) *Přípustnost poškození kovových prvků.* Vyhodnocení pevnosti, detailního návrhu a výroby musí prokázat, že katastrofální porucha v důsledku únavy, koroze, defektů či poškození se v průběhu provozní životnosti letounu nevyskytne. Toto vyhodnocení musí být provedeno v souladu s ustanoveními CS 23.573, s výjimkami uvedenými v pododstavci (b), pro každou část konstrukce, která by se mohla podílet na katastrofální poruše.
- (b) *Únavové vyhodnocení (bezpečné životnosti (safe-life)).* Vyhovění požadavkům přípustnosti poškození dle pododstavce (a) není vyžadováno, pokud může být stanoveno, že uplatňování těchto požadavků je pro danou konstrukci nepraktické. Pro tuto konstrukci musí být analýzou podepřenou výsledky zkoušek prokázáno, že je schopna odolat opakovaným zatížením proměnné velikosti, která je možné očekávat v provozu, aniž by došlo ke vzniku zjistitelných trhlin. Musí být použity příslušné součinitele pro bezpečnou životnost.

CS 23.575 Prohlídky a další postupy

Musí být stanoveny veškeré prohlídky či postupy vyžadované na základě vyhodnocení dle CS odstavců 23.571, 23.572, 23.573 nebo 23.574, které jsou potřeba k zamezení katastrofálním poruchám, a tyto musí být zahrnuty do oddílů omezení v instrukcích pro zachování letové způsobilosti dle CS 23.1529.

HLAVA D – NÁVRH A KONSTRUKCE**VŠEOBECNĚ****CS 23.601 Všeobecně**

Vhodnost každého sporného konstrukčního detailu a části, které mají významnou souvislost s provozní bezpečností, musí být stanovena zkouškami.

CS 23.603 Materiály a zpracování
(Viz AMC 23.603)

- (a) Vhodnost a životnost materiálů použitých pro části, jejichž porucha by mohla nepříznivě ovlivnit bezpečnost, musí:
 - (1) Být stanovena na základě zkušeností nebo zkoušek;
 - (2) Splňovat schválené specifikace, které zajišťují jejich pevnost a ostatní vlastnosti předpokládané v návrhu; a
 - (3) Brát v úvahu vlivy povětrnostních podmínek předpokládaných v provozu, jako jsou teplota a vlhkost.
- (b) Zpracování musí být na vysoké úrovni.

CS 23.605 Výrobní metody

- (a) Používané výrobní metody musí vytvářet celkově spolehlivou konstrukci. Vyžaduje-li výrobní proces (jako lepení, bodové svařování nebo tepelné zpracování) podrobnou kontrolu provedených prací, aby bylo dosaženo požadovaných výsledků, musí být při provádění tohoto procesu postupováno podle schválené výrobní dokumentace pro jednotlivé výrobní procesy.
- (b) Každá nová výrobní metoda musí být prokázána zkušebním programem.

CS 23.607 Spojovací prvky
(Viz AMC 23.607 (b))

- (a) Každý spojovací prvek musí mít dvě pojistná zařízení, pokud by ztráta tohoto spojovacího prvku zabránila pokračování bezpečného letu a přistání.
- (b) Spojovací prvky a jejich pojistná zařízení nesmí být nepříznivě ovlivněny okolními podmínkami odpovídajícími příslušnému místu zástavby.
- (c) Na žádném šroubu, který se v provozu otáčí nesmí být použity samosvorné matice, pokud není kromě těchto samosvorných zařízení použito další pojistné zařízení, které nepracuje na principu tření.

CS 23.609 Ochrana konstrukce

Každá část konstrukce musí:

- (a) Být vhodně chráněna proti snížení nebo ztrátě pevnosti během provozu vlivem jakékoliv příčiny, včetně:
 - (1) stárnutí vlivem povětrnosti;
 - (2) koroze; a
 - (3) opotřebení/otěru; a
- (b) Mít zajištěno vhodné odvětrání a odvodnění.

CS 23.611 Zajištění přístupnosti
(Viz AMC 23.611)

Každá součást, která vyžaduje údržbu, prohlídky či provádění jiných servisních úkonů musí být přístupná pomocí vhodných prostředků začleněných v konstrukci letadla, které umožní provedení těchto servisních úkonů.

CS 23.613 Pevnostní vlastnosti materiálu a návrhové hodnoty
(Viz AMC 23.613)

- (a) Pevnostní vlastnosti materiálu musí být založeny na dostatečných zkouškách plnění specifikací materiálu za účelem stanovení návrhových hodnot na statistickém základě.
- (b) Návrhové hodnoty musí být voleny tak, aby se minimalizovala pravděpodobnost poruchy konstrukce vlivem proměnlivosti vlastností materiálu. Kromě uvedeného v pododstavci (e), musí být vyhovění tomuto odstavci prokázáno volbou navrhovaných hodnot, které zaručí pevnost materiálu s následující pravděpodobností:
 - (1) Je-li působící zatížení přenášeno jedním členem sestavy, jehož porušení by mohlo vést ke ztrátě integrity konstrukce; 99% pravděpodobnost s 95% jistotou.
 - (2) Je-li konstrukce redundantní, tedy taková, v níž při porušení jednoho členu je působící zatížení bezpečně rozděleno na ostatní nosné členy; 90% pravděpodobnost s 95% jistotou.
- (c) Dochází-li při normálních provozních podmínkách k významnému vlivu teploty na dovolené napětí použité při návrhu nezbytných součástí nebo konstrukce, musí být tento vliv vzat v úvahu.
- (d) Návrh konstrukce musí minimalizovat pravděpodobnost katastrofálních únavových poruch, a to zvláště v místech koncentrace napětí.
- (e) Návrhové hodnoty větší než zaručená minima požadovaná v tomto odstavci mohou být použity tam, kde jsou normálně povoleny pouze zaručené minimální hodnoty, jestliže je prováděn zvláštní výběr materiálu, při kterém jsou zkoušeny vlastnosti na vzorku každého jednotlivého prvku před jeho použitím, aby bylo prokázáno, že skutečné pevnostní vlastnosti tohoto dílčího prvku jsou stejné jako vlastnosti požadované v návrhu nebo je převyšují.

CS 23.619 Zvláštní součinitele

Součinitel bezpečnosti stanovený v CS 23.303 musí být násoben nejvyššími příslušnými zvláštními součiniteli bezpečnosti stanovenými v CS 23.621 až 23.625 pro každou část konstrukce, jejíž pevnost:

- (1) Je nejistá;
- (2) Se pravděpodobně zhorší během provozu před běžnou plánovanou výměnou; nebo
- (3) Má značný rozptyl v důsledku nejistot ve výrobním procesu nebo v kontrolních postupech.

CS 23.621 Součinitele pro odlitky

- (a) *Všeobecně.* Součinitele, zkoušky a kontroly uvedené v pododstavcích (b) až (d) musí být použity navíc k těm, které jsou nutné k zajištění řízení jakosti výroby ve slévárně. Kontroly se musí provádět podle schválených specifikací. Pododstavce (c) a (d) se vztahují na všechny odlitky v konstrukci letounu s výjimkou těch odlitků, které jsou zkoušeny tlakem jako součásti hydraulických nebo jiných kapalinových systémů a které nepřenášejí zatížení na konstrukci letounu.
- (b) *Napětí v tlaku a nosné plochy.* Součinitele pro odlitky uvedené v pododstavcích (c) a (d):
 - (1) Nemusí být vyšší než 1,25 se zřetelem na napětí v tlaku, a to bez ohledu na použitou metodu kontroly; a
 - (2) Nemusí se použít pro části s nosnou plochou, u nichž je součinitel namáhání tlakem větší než příslušný součinitel pro odlitek.

- (c) *Kritické odlitky.* Na každý odlitek, jehož porucha by zabránila dalšímu bezpečnému letu a přistání letounu nebo by měla za následek vážné zranění cestujících, se vztahují následující požadavky:
- (1) Každý kritický odlitek musí buď:
 - (i) Mít součinitel pro odlitky nejméně 1,25 a být podroben 100% vizuální, radiografické a buď magnetické, penetrační nebo jiné schválené ekvivalentní nedestruktivní defektoskopické metodě kontroly; nebo
 - (ii) Mít součinitel pro odlitky nejméně 2,0 a být podroben 100% vizuální kontrole a 100% schválené nedestruktivní kontrole. Jsou-li zavedeny schválené postupy řízení jakosti, může být na základě přijatelné statistické analýzy snížen počet odlitků podrobených nedestruktivní kontrole pod 100% a uplatněna kontrola metodou výběru vzorků.
 - (2) U každého kritického odlitku se součinitelem pro odlitky menším než 1,50 musí být podrobeny statickým zkouškám tři vzorky odlitku a musí být prokázáno, že splňují:
 - (i) Pevnostní požadavky CS 23.305 při početním zatížení odpovídajícím součiniteli pro odlitky 1,25; a
 - (ii) Požadavky na deformace podle CS 23.305 při zatížení 1,15krát větším než provozní zatížení.
 - (3) Tyto odlitky jsou například – kování konstrukčních upevňovacích prvků, části systémů řízení letu, závěsy řídicích ploch a upevnění vyvažovacích závaží, uchycení sedaček, lůžek, bezpečnostních pásů, nosné části a upevnění palivových a olejových nádrží a tlakové ventily kabiny.
- (d) *Nekritické odlitky.* Na všechny ostatní odlitky jiné než ty, které byly uvedeny v pododstavci (c) nebo (e), se vztahují následující požadavky:
- (1) S výjimkou požadavků uvedených v pododstavcích (2) a (3) musí součinitel pro odlitky a příslušné kontroly odpovídat následující tabulce:

Součinitel pro odlitek	Kontrola
2,0 nebo větší	100% vizuální.
menší než 2,0, ale větší než 1,5	100% vizuální a magnetická nebo penetrační, případně ekvivalentní nedestruktivní defektoskopická kontrolní metoda.
1,25 až 1,50	100% vizuální, magnetická nebo penetrační a rentgenová defektoskopická kontrola, nebo schválená ekvivalentní nedestruktivní kontrolní metoda.
 - (2) Procentuální množství odlitků kontrolovaných nevizuálními metodami může být sníženo na hodnotu menší, než je uvedena v pododstavci (1), je-li zaveden schválený postup řízení jakosti.
 - (3) U odlitků vyrobených podle specifikací, které zaručují mechanické vlastnosti materiálu a pro průkaz těchto vlastností zkouškou nařizují poskytování vzorků odřezaných výběrově z nálitku odlitku:
 - (i) Může být použit součinitel pro odlitky 1,0; a
 - (ii) Odlitky se součinitelem pro odlitky „1,25 až 1,5“ musí být kontrolovány podle pododstavce (1) a zkoušeny podle pododstavce (c)(2).
- (e) *Nekonstrukční odlitky.* Odlitky, které nejsou použity pro účely nosné konstrukce, nevyžadují výpočty, zkoušky nebo podrobné prohlídky.

CS 23.623 Součinitele pro uložení

- (a) Každá součást, která má vůli (volné uložení) a je vystavena rázům nebo vibracím, musí mít dostatečně velký součinitel pro uložení respektující vlivy normálního vzájemného pohybu.
- (b) U závěsů řídicích ploch a spojů systému řízení postačí ke splnění požadavků odstavce (a) vyhovění součinitelům stanoveným v CS 23.657 a 23.693.

CS 23.625 Součinitele pro spoje

Na každé spoje (část nebo koncovka použité ke spojení jedné části konstrukce ke druhé) se vztahují následující požadavky:

- (a) Pro každý spoj, jehož pevnost není ověřena zkouškami provozním a početním zatížením napodobujícími skutečné namáhání spoje a přilehlé konstrukce, musí být použit součinitel pro spoje alespoň 1,15 pro každou část:
 - (1) spoje;
 - (2) prostředku uchycení; a
 - (3) uložení spojených částí.
- (b) Součinitel pro spoje se nemusí použít pro návrhy spojů založené na důkladných podkladech ze zkoušek (jako jsou souvislé kovové přeplátované spoje, svařované spoje a šikmé spoje ve dřevě).
- (c) U každého integrálního spoje musí být část považována za spojovací až k bodu, ve kterém se vlastnosti průřezu stávají typickými pro daný člen.
- (d) U každého sedadla, lehátka, bezpečnostního pásu a popruhu musí být prokázáno výpočtem, zkouškou nebo obojím, že jejich připevnění ke konstrukci je schopno přenášet setrvačné síly, stanovené v CS 23.561 a vynásobené součinitelem pro spoje 1,33.

CS 23.627 Únavová pevnost

Konstrukce musí být navržena tak, aby byla pokud možno vyloučena místa s koncentrací napětí, ve kterých se mohou za normálního provozu pravděpodobně vyskytnout proměnná napětí překračující mez únavy.

CS 23.629 Třepetání (flutter)
(Viz AMC 23.629)

- (a) Metodami uvedenými v pododstavcích (b) a buď (c), nebo (d) musí být prokázáno, že letoun je bez třepetání, reverze řízení a divergence pro kteroukoliv z provozních podmínek v mezích V-n obálky a při všech rychlostech až do rychlosti stanovené pro vybranou metodu. Kromě toho:
 - (1) Musí být stanoveny přiměřené tolerance pro veličiny ovlivňující třepetání, včetně rychlosti, tlumení, hmotového vyvážení a tuhosti řídicího systému; a
 - (2) Vibračními zkouškami nebo jinými schválenými metodami musí být stanoveny vlastní frekvence hlavních konstrukčních částí.
- (b) Musí být provedeny letové zkoušky třepetání, aby se prokázalo, že letoun je bez třepetání, reverze řízení a divergence, a aby se těmito zkouškami prokázalo, že:
 - (1) Byly provedeny vhodné a přiměřené pokusy vyvolat třepetání v rozsahu rychlostí až do V_D ;
 - (2) Vibrační odezva konstrukce během zkoušek prokázala, že konstrukce je prostá třepetání;
 - (3) Při rychlosti V_D existuje dostatečná míra tlumení; a
 - (4) Nedochází k velkému a rychlému snižování tlumení při přibližování se k rychlosti V_D .
- (c) Všechny racionální výpočty používané k předpovědi třepetání, reverze řízení a divergence musí pokrývat všechny rychlosti až do $1,2 V_D$.
- (d) Vyhovění kritériím tuhosti a hmotového vyvážení v *Airframe and Equipment Engineering Report No. 45* (strana 4 až 12) – (ve znění opravy) – „*Simplified Flutter Prevention Criteria*“ (vydáno FAA) může být postačující k prokázání, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení nebo divergenci, jestliže:
 - (1) V_D/M_D pro letoun je menší než 482 km/h (260 kt) (EAS) a menší než Mach 0,5;
 - (2) Kritéria pro zabránění vzniku třepetání křídel a křidélek, vyjádřená kritérii torzní tuhosti křídla a vyvážení křidélek, jsou vymezena pro letouny bez velkých soustředěných hmot (jako motory, plováky nebo palivové nádrže ve vnějších panelech křídel) po celém rozpětí křídla; a
 - (3) Letoun:

- (i) Nemá ocasní plochy tvaru T nebo jiné nekonvenční konfigurace ocasních ploch;
 - (ii) Nemá neobvyklé rozložení hmot nebo jiné nekonvenční návrhové vlastnosti, které ovlivňují použitelnost tohoto kritéria; a
 - (iii) Má pevné kýlové a stabilizační plochy.
- (e) U letounů s turbovrtulovým pohonem musí dynamický výpočet obsahovat:
 - (1) Stupeň volnosti vířivých módů, který bere v úvahu stabilitu roviny rotace vrtule a významné elastické, setrvačné a aerodynamické síly; a
 - (2) Varianty tuhostí a tlumení soustavy vrtule, motoru, motorového lože a konstrukce letounu přiměřené příslušné konfiguraci.
- (f) Musí být prokázáno, že u letounu nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci až po rychlost V_D/M_D , a to následovně:
 - (1) Pro letouny splňující kritéria pododstavců (d)(1) až (d)(3) po poruše, nesprávné činnosti nebo rozpojení kteréhokoliv jednotlivého prvku systému ovládání kterékoli vyvažovací plošky.
 - (2) Pro letouny jiné, než jsou uvedeny v pododstavci (f)(1), po poruše, nesprávné činnosti nebo rozpojení kteréhokoliv jednotlivého prvku v systému primárního řízení letu, v systému řízení kterékoli vyvažovací plošky nebo kteréhokoliv tlumiče třepetání.
- (g) Pro letouny splňující kritéria bezpečnosti při poruše CS 23.571 a 23.572 musí být rozбором prokázáno, že u letounů nedochází k třepetání až do V_D/M_D po únavové poruše nebo zřejmé částečné poruše prvku primární konstrukce.
- (h) Pro letouny splňující kritéria přípustnosti poškození podle CS 23.573 musí být prokázáno rozбором, že s rozsahem poškození, pro které se prokazuje zbytková pevnost, u letounu nedochází k třepetání až do V_D/M_D .
- (i) Pro modifikace typového návrhu, které by mohly ovlivnit charakteristiky třepetání, musí být prokázáno vyhovění pododstavci (a), s tou výjimkou, že může být použito samotného rozboru založeného na předcházejících schválených údajích k prokázání, že nedochází k třepetání, reverzi řízení a divergenci při všech rychlostech až do rychlosti stanovené pro vybranou metodu.

KŘÍDLA

CS 23.641 Průkaz pevnosti

Pevnost křídel s nosným potahem musí být prokázána pevnostními zkouškami, nebo kombinací konstrukční analýzy a pevnostních zkoušek.

ŘÍDICÍ PLOCHY

CS 23.651 Průkaz pevnosti

- (a) Požadují se zkoušky řídicích ploch provozním zatížením. Tyto zkoušky musí zahrnovat páky nebo spoje, ke kterým je systém řízení připevněn.
- (b) Při konstrukční analýze racionálním nebo konzervativním způsobem musí být vzata v úvahu i zatížení vznikající předpětím drátěných výztuh při montáži.

CS 23.655 Zástavba

- (a) Pohyblivé plochy musí být umístěny tak, aby nedocházelo k vzájemnému střetávání jakýchkoli ploch, jejich výztuh nebo přilehlé pevné konstrukce, je-li jedna plocha držena ve své nejkritičtější poloze z pohledu světelné vzdálenosti a ostatními se pohybuje v celém rozsahu jejich pohybu.

- (b) Je-li použit stavitelný stabilizátor, musí být opatřen dorazy, které omezí rozsah jeho pohybu tak, aby bylo možno bezpečně letět a přistát.

CS 23.657 Závěsy

- (a) Závěsy řídicích ploch, s výjimkou závěsů s kuličkovými a válečkovými ložisky, musí mít součinitel bezpečnosti nejméně 6,67 vzhledem k mezi pevnosti (početní pevnosti) nejměkčího materiálu použitého na ložisko.
- (b) U závěsů s kuličkovými nebo s válečkovými ložisky nesmí být překročeno jejich povolené zatížení.

CS 23.659 Hmotové vyvážení

Nosná konstrukce a připevnění koncentrovaných závaží hmotového vyvážení použité u řídicích ploch musí být navrženy pro:

- (a) 24 g kolmo k rovině řídicí plochy;
- (b) 12 g dopředu a dozadu; a
- (c) 12 g rovnoběžně s osou závěsu.

SOUSTAVY ŘÍZENÍ

CS23.671 Všeobecně (Viz AMC 23.671)

- (a) Každý řídicí prvek musí pracovat snadno, plynule a dostatečně spolehlivě, aby správně plnil svou funkci.
- (b) Řídicí prvky musí být uspořádány a označeny tak, aby poskytovaly pohodlné ovládání a vylučovaly možnost záměny a následnou nechtěnou činnost.

CS 23.672 Systémy pro zvýšení stability a automaticky a posilovačem ovládané systémy

Jestliže je pro průkaz vyhovění požadavkům na letové vlastnosti dle CS-23 nezbytný systém pro zvýšení stability nebo jiný automaticky nebo posilovačem ovládaný systém, musí takový systém vyhovovat požadavkům CS 23.671 a následujícím požadavkům:

- (a) Na jakoukoliv poruchu systému pro zvýšení stability nebo jiného automaticky nebo posilovačem ovládaného systému, která by mohla vést k nebezpečným podmínkám, pokud by pilot nebyl o poruše informován, musí být pilot zřetelně upozorněn za předpokládaných letových podmínek bez požadavků na pilotovu pozornost. Výstražné systémy nesmí uvést do činnosti systém řízení.
- (b) Konstrukce systému pro zvýšení stability nebo jiného automaticky nebo posilovačem ovládaného systému musí umožnit, aby pilot mohl hned zpočátku eliminovat poruchu bez potřeby mimořádných dovedností nebo úsilí buď vyřazením systému, nebo jeho porušené části, nebo překonáním účinků poruchy pohybem řízení letounu v normálním smyslu.
- (c) Musí být prokázáno, že po jakékoli jednotlivé poruše systému pro zvýšení stability nebo jiného automaticky nebo posilovačem ovládaného systému:
- (1) Bude letoun bezpečně řiditelný, vyskytne-li se porucha nebo nesprávná činnost při jakékoli rychlosti nebo nadmořské výšce v rozsahu schválených provozních omezení, která jsou považována za kritická pro daný druh poruchy.
 - (2) Požadavky na řiditelnost a manévrovací schopnost podle CS-23 jsou splněny v rámci skutečné provozní letové obálky (například rychlost, nadmořská výška, normální zrychlení, konfigurace letounu) popsané v Letové příručce letounu (AFM); a
 - (3) Vyvážení, stabilita a charakteristiky přetažení nejsou narušeny pod úroveň potřebnou k pokračování bezpečného letu a přistání.

CS 23.673 Primární řízení letu

- (a) Primární řízení je to, které pilot používá k bezprostřednímu řízení klopení, klonění a zatačení.

CS 23.675 Dorazy

- (a) Každý systém řízení musí mít dorazy, které spolehlivě omezují rozsah pohybu každé pohyblivé aerodynamické plochy ovládané systémem řízení.
- (b) Každý doraz musí být umístěn tak, aby při jeho opotřebení, vůli nebo změně seřízení napětí nebyly nepříznivě ovlivněny charakteristiky řízení letounu změnou rozsahu pohybu řídicích ploch.
- (c) Každý doraz musí odolávat všem zatížením odpovídajícím návrhovým podmínkám systému řízení.

CS 23.677 Vyvažovací systémy

- (a) Musí být provedena účinná opatření proti možnosti neúmyslné, nesprávné nebo přerušované činnosti vyvažovacích plošek. V blízkosti ovládání vyvažování musí být prostředky udávající pilotovi směr pohybu ovladače vyvažovacích plošek vzhledem k pohybu letounu. Mimoto musí být k dispozici prostředky udávající pilotovi polohu vyvažovacího zařízení jak vzhledem k rozsahu nastavení, tak, v případě příčného a směrového vyvážení, i vzhledem k neutrální poloze. Tyto prostředky musí být pro pilota viditelné a musí být umístěny tak, aby bylo zabráněno záměně.
Ukazatel vyvážení klopení musí mít zřetelně vyznačenou polohu nebo rozsah, v němž byl prokázán bezpečný vzlet pro každou polohu těžiště a každou povolenou polohu klapek pro vzlet.
- (b) Vyvažovací zařízení musí být navržena tak, aby v případě poruchy kteréhokoliv z převodových nebo spojovacích prvků systému primárního řízení bylo zajištěno přiměřené řízení bezpečného letu a přistání pomocí:
- (1) podélného vyvažovacího zařízení u jednomotorových letounů; nebo
 - (2) podélného a směrového vyvažovacího zařízení u dvumotorových letounů.
- (c) Řízení plošek musí být samosvorné, jestliže nejsou plošky vhodně vyváženy a nejeví žádné nebezpečné charakteristiky třepetání (flutter). Samosvorné systémy vyvažovacích plošek musí mít přiměřenou tuhost a spolehlivost v té části systému, která je mezi vyvažovací ploškou a upevněním části systému, která zajišťuje samosvornost na konstrukci letounu.
- (d) Musí být prokázáno, že letoun je bezpečně řiditelný a že pilot může provádět všechny obraty a úkony nezbytné pro bezpečné přistání po každé pravděpodobné ztrátě kontroly automatického vyvažovacího systému, který může být očekáván v provozu, a to s ohledem na příslušné časové zpoždění po zjištění ztráty kontroly vyvažovacího systému pilotem. Prokázání musí být provedeno při kritické hmotnosti letounu a kritické poloze letiště.

CS 23.679 Blokování soustavy řízení

Jestliže má letoun zařízení k blokování soustavy řízení:

- (a) Musí dávat neklamnou výstrahu, že je řízení zablokováno; a
- (b) Musí být k dispozici prostředky k:
- (1) Automatickému vypnutí zařízení, jestliže pilot ovládá soustavu primárního řízení normálním způsobem; nebo
 - (2) Omezení provozu letounu, když je zařízení zapnuto, způsobem, který je před vzletem pro pilota očividný.
- (c) Zařízení musí být vybaveno prostředky zabraňujícími za letu jeho neúmyslnému uvedení v činnost.

CS 23.681 Statické zkoušky provozním zatížením

- (a) Vyhovění požadavkům CS-23 na provozním zatížení musí být prokázáno zkouškami, při kterých:
- (1) Směr zkušebních zatížení vyvodí nejnepříznivější zatížení v soustavě řízení; a
 - (2) Jsou do zkoušek zahrnuty všechny spoje, kladky a konzoly, které jsou použity k upevnění soustavy řízení k hlavní nosné konstrukci.
- (b) Vyhovění požadavkům musí být prokázáno (výpočtem nebo individuálními pevnostními zkouškami) se zvláštním součinitelem pro spoje systému řízení vystavené úhlovému pohybu.

CS 23.683 Provozní zkoušky
(Viz AMC 23.683)

- (a) Musí být prokázáno provozními zkouškami, že když je řízení ovládáno z pilotního prostoru a při zatížení soustavy, jak je předepsáno v odstavci (b), nedochází v soustavě k:
- (1) zablokování;
 - (2) nadměrnému tření;
 - (3) nadměrnému průhybu.
- (b) Předepsaná zkušební zatížení jsou následující:
- (1) pro úplnou soustavu – zatížení odpovídající provozním aerodynamickým zatížením příslušných ploch nebo provozním silám od pilota podle CS 23.397 (b) podle toho, která z hodnot je nižší; a
 - (2) pro soustavu sekundárního řízení – zatížení odpovídající nejméně maximálnímu úsilí pilota stanovenému podle CS 23.405.

CS 23.685 Prvky soustavy řízení

- (a) Každý prvek každé soustavy řízení musí být navržen a zastavěn tak, aby bylo zabráněno zablokování, drhnutí a vzájemnému dotyku s nákladem, cestujícími, uvolněnými předměty nebo namrzání vlhkosti.
- (b) V pilotní kabině letounu musí být provedena opatření, která zabrání vniknutí cizích předmětů do míst, kde by mohly způsobit zablokování soustavy řízení.
- (c) Musí být provedena opatření, která zabrání klepání lan nebo táhel do jiných částí letounu.
- (d) Každý prvek soustavy řízení letu musí být navržen nebo zřetelně a trvanlivě označen tak, aby byla minimalizována možnost nesprávného sestavení, které by mohlo mít za následek nesprávnou činnost soustavy řízení.

CS 23.687 Pružinová zařízení

Spolehlivost všech pružinových zařízení použitých v soustavě řízení musí být ověřena zkouškami napodobujícími provozní podmínky, jestliže porucha pružiny vyvolá třepetání (flutter) nebo nebezpečné letové vlastnosti.

CS 23.689 Lanové systémy

- (a) Všechna použitá lana, jejich kování, napínáky, záplety a kladky musí splňovat schválené požadavky. Dále musí být splněny tyto podmínky:
- (1) V primární soustavě řízení nesmí být použito žádné lano o průměru menším, než je 3,2 mm ($\frac{1}{8}$ palce);
 - (2) Každý lanová soustava musí být navržena tak, aby nedošlo k nebezpečným změnám v napětí lana v celém rozsahu pohybu za provozních podmínek a změn teplot; a
 - (3) Musí být k dispozici prostředky pro vizuální prohlídku všech průvlačnic, kladek, koncovek a napínáků.

- (b) Každý druh a velikost kladky musí odpovídat lanu, pro které je kladka použita. Každá kladka musí být opatřena těsně přiléhajícími chrániči, bránícími vypadnutí nebo zaseknutí lan i v případě jejich prověšení. Každá kladka musí ležet v rovině procházející lanem tak, aby se lano nedřelo o příruby kladky.
- (c) Průvlačnice musí být zastavěny tak, aby nezpůsobovaly změnu směru lan větší než 3 stupně.
- (d) V soustavě řízení nesmí být u čepů vidlic vystavených zatížení nebo pohybu použity k zajištění pouze závlačky.
- (e) Napínáky musí být upevněny k částem s úhlovým pohybem takovým způsobem, který bezpečně zabráni zaseknutí napínáku v celém rozsahu jeho pohybu.
- (f) Ovládací lana pomocných plošek nejsou součástí primární soustavy řízení a u letounů, které jsou bezpečně řiditelné při nastavení plošek v nejnepríznivější poloze, mohou mít průměr menší než 3,2 mm ($\frac{1}{8}$ palce).

CS 23.693 Spoje

Spoje v soustavě řízení (v táhlových systémech), které jsou vystaveny úhlovému pohybu (s výjimkou systémů s kuličkovými a válečkovými ložisky), musí mít zvláštní součinitel bezpečnosti nejméně 3,33 vzhledem k početní únosnosti nejměkčího materiálu použitého v ložisku. Tento součinitel může být snížen na 2,0 u spojů v lanové soustavě řízení. U kuličkových nebo válečkových ložisek nesmí být překročeno dovolené zatížení.

CS 23.697 Ovládání vztlakových klapek

- (a) Ovládání vztlakových klapek musí být navrženo tak, aby se klapka nemohla pohnout ze žádné polohy, do které byla nastavena a pro kterou bylo prokázáno vyhovění požadavkům na výkony podle předpisu CS-23, jestliže ovládání nebylo uvedeno do činnosti posádkou nebo automatickým zařízením k omezování zatížení vztlakových klapek.
- (b) Rychlost změny polohy vztlakových klapek při odezvě na zásah pilota nebo automatického zařízení musí zajišťovat uspokojivé letové vlastnosti a výkony letounu za ustálených nebo proměnných podmínek rychlosti letu, výkonu motoru i polohy letounu.
- (c) Je-li při průkazu CS 23.145 (b)(3) vyžadováno vysunutí vztlakových klapek do poloh, kdy nejsou zcela zataženy, musí být nastavení ovládací páky klapek odpovídající těmto polohám takové, že pro zvolení nastavení za těmito polohami je nutná určitá změna směru pohybu páky.

CS 23.699 Ukazatel polohy vztlakových klapek

Letoun musí mít ukazatel polohy vztlakových klapek pro:

- (a) Zástavby klapek pouze s polohou zasunutou a plně vysunutou, mimo případů kdy:
 - (1) Přímý ovládací mechanismus poskytuje „cit“ a současně informaci o poloze (např. při použití mechanického propojení); nebo
 - (2) Polohu vztlakových klapek lze snadno stanovit bez vážného odvedení pozornosti pilota od jiných povinností za všech letových podmínek, ve dne i v noci; a
- (b) Zástavby klapek s mezilehlými polohami, jestliže:
 - (1) Je použita jiná poloha klapek než je zasunuto nebo plně vysunuto při průkazu vyhovění výkonovým požadavkům dle CS-23; a
 - (2) Zástavba klapek nesplňuje požadavky pododstavce (a)(1).

CS 23.701 Vzájemné propojení vztlakových klapek

- (a) Hlavní vztlakové klapky a související pohyblivé plochy jako soustava musí:
 - (1) Být synchronizovány mechanickým propojením mezi pohyblivými plochami klapek, které je nezávislé na systému pohonu klapek, nebo obdobnými schválenými prostředky; nebo
 - (2) Být navrženy tak, že výskyt jakékoliv poruchy soustavy klapek, který by mohl způsobit nebezpečné letové charakteristiky letounu, bude mimořádně nepravděpodobný; nebo

- (b) Letoun musí mít prokazatelně bezpečné letové charakteristiky při jakékoliv kombinaci krajních poloh jednotlivých pohyblivých ploch (mechanicky propojené plochy se považují za jednu plochu).
- (c) Je-li propojení vztlakových klapek použito u dvumotorových letounů, musí být navrženo tak, aby zahrnovalo nesymetrická zatížení vyplývající z letu s nepracujícím motorem na jedné straně od roviny symetrie a se zbývajícím motorem na vzletovém výkonu. U jednomotorových a dvumotorových letounů bez vlivu vrtulového proudu na vztlakové klapky je možno předpokládat, že na jedné straně působí 100 % kritického aerodynamického zatížení a na druhé straně 70 %.

CS 23.703 Výstražný systém pro vzlet

Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu – pokud není možno prokázat, že zařízení pro zvýšení vztlaku nebo zařízení pro podélné vyvážení, která ovlivňují vzletové výkony letounu, by nezpůsobila nebezpečnou vzletovou konfiguraci, pokud by byla využita mimo schválené polohy při vzletu, musí být zastavěn výstražný systém, který splňuje následující požadavky:

- (a) Systém musí poskytnout pilotovi zvukový výstražný signál, který je uveden do činnosti automaticky během počáteční fáze vzletového poježdění, jestliže je letoun v konfiguraci, která by nedovolovala bezpečný vzlet. Výstraha musí trvat, dokud:
 - (1) konfigurace není změněna na konfiguraci umožňující bezpečný vzlet; nebo
 - (2) pilot neprovede přerušení vzletového rozjezdu.
- (b) Prostředky používané ke uvedení systému do činnosti musí správně pracovat při všech schválených vzletových nastaveních výkonu a postupech a v rozsahu vzletových hmotností, nadmořských výšek a teplot, pro které je požadována certifikace.

PŘÍSTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ

CS 23.721 Všeobecně

Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu v konfiguraci sedadel pro deset a více cestujících, bez započtení sedadla pilota, platí následující všeobecné požadavky na přistávací zařízení:

- (a) Systém hlavního přistávacího zařízení musí být navržen tak, že pokud dojde k jeho poruše vlivem přetížení během vzletu a přistání (uvažováno přetížení ve směru nahoru a dozadu), nedojde pravděpodobně v důsledku této poruchy k rozliti takového množství paliva z kterékoliv části palivového systému, které by mohlo způsobit nebezpečí vzniku požáru.
- (b) Každý letoun musí být navržen tak, aby je-li letoun řízený, mohl přistát na zpevněné přistávací dráze s jednou nebo více podvozkovými nohama nevysunutými, aniž by utrpěl poškození části konstrukce, které by pravděpodobně způsobilo rozliti takového množství paliva, které by mohlo způsobit nebezpečí vzniku požáru.
- (c) Vyhovění požadavkům tohoto odstavce lze prokázat rozborem, zkouškami nebo oběma způsoby.

CS 23.723 Zkoušky tlumení nárazu

- (a) Musí být prokázáno, že nebudou překročeny provozní násobky zatížení zvolené při návrhu v souladu s CS 23.473 pro vzletovou hmotnost, nebo případně pro přistávací hmotnost. Průkaz musí být proveden zkouškami tlumení energie s tou výjimkou, že může být použit rozbor založený na zkouškách provedených s přistávacím zařízením se stejnými charakteristikami tlumení energie pro navýšení dříve schválené vzletové a přistávací hmotnosti.
- (b) Podvozek se nesmí porušit, ale může dojít k trvalé deformaci při zkoušce prokazující schopnosti pohltit zásobu energii při napodobení rychlosti klesání rovnající se 1,2násobku mezní rychlosti klesání za předpokladu, že vztlak se rovná hmotnosti letounu.

CS 23.725 Zkoušky mezním pádem

- (a) Prokazuje-li se vyhovění dle CS 23.723 (a) zkouškami volným pádem, musí být tyto zkoušky provedeny buď s celým letounem, nebo s podvozkem správně složeným z kola, pneumatiky a tlumiče, a to volným pádem z výšek ne menších, než jsou vypočteny podle následujícího vzorce:

$$h \text{ (m)} = 0,0132 \text{ (Mg/S)}^{1/2}$$

Avšak výška volného pádu nesmí být menší než 0,234 m (9,2 palce) a nemusí být větší než 0,475 m (18,7 palce).

- (b) Je-li při zkouškách volným pádem brán v úvahu vliv vztlaku křídla, musí být přistávací zařízení shozeno s efektivní hmotností, která se rovná:

$$M_e = M \frac{h + (1 - L)d}{h + d}$$

kde:

- M_e = efektivní hmotnost použitá při pádové zkoušce (kg);
 h = stanovená výška volného pádu (m);
 d = stlačení pneumatiky při dopadu (při schváleném tlaku huštění) plus svislá složka dráhy osy kola vzhledem k padající hmotě (m);
 M = M_M pro hlavní podvozky (kg); rovná se statické hmotnosti připadající na tuto jednotku s letounem ve vodorovné poloze (u letounů s příďovým podvozkem je příďové kolo nepodepřené)
 M = M_T pro ostruhový podvozek (kg); rovná se statické hmotnosti připadající na ostruhový podvozek s letounem v poloze na třech bodech;
 M = M_N pro příďový podvozek (kg); rovná se svislé složce statické reakce, která by vznikla u příďového podvozku za předpokladu, že hmota letounu působí v těžišti a vyvolává sílu dolů 1,0 g a dopředu 0,33 g;
 L = poměr předpokládaného vztlaku křídla k hmotnosti letounu (nemá být větší než 0,667);
 g = gravitační zrychlení (m/s^2).

- (c) Provozní násobek zatížení od setrvačných sil musí být při pádové zkoušce stanoven racionálním nebo konzervativním způsobem; s použitím polohy podvozku a působících vodorovných zatížení, které reprezentují přistávací případy.
 (d) Hodnota d použitá ve výpočtu M_e podle pododstavce (b) nesmí překročit hodnotu skutečně získanou při pádové zkoušce.
 (e) Provozní násobek zatížení od setrvačných sil musí být stanoven z pádové zkoušky provedené podle pododstavce (b), podle následujícího vzorce:

$$n = n_j \frac{M_e}{M} + L$$

kde:

- n_j = násobek zatížení získaný při pádové zkoušce (tj. zrychlení (dv/dt) vyjádřené v násobcích g , zaznamenané při pádové zkoušce) plus 1,0; a
 M_e , M a L jsou hodnoty stejné jako při výpočtu pádové zkoušky.

- (f) Hodnota n podle pododstavce (e) nesmí být větší než provozní násobek zatížení od setrvačných sil použitý pro případy přistání podle CS 23.473.

CS 23.726 Dynamické zkoušky na pozemní zatížení

- (a) Je-li vyhovění požadavkům na pozemní zatížení podle CS 23.479 až 23.483 prokazováno dynamicky pádovou zkouškou, musí být jedna pádová zkouška provedena tak, aby byl splněn požadavek CS 23.725 s tím, že pádová výška musí být:
- (1) 2,25násobkem pádové výšky stanovené v CS 23.725 (a); nebo
 - (2) dostatečná k dosažení 1,5násobku provozního násobku zatížení.
- (b) Pro průkaz pevnosti každého z návrhových případů uvedených v CS 23.479 až 23.483 musí být použity kritické podmínky přistání.

CS 23.727 Pádové zkoušky pohlcení zásoby energie

- (a) Prokazuje-li se způsobilost pohltit zásobu energie podle požadavku CS 23.723 (b) zkouškami volným pádem, nesmí být pádová výška menší než 1,44násobek pádové výšky stanovené v CS 23.725.
- (b) Je-li brán v úvahu vliv vztaku křídla, musí být podvozek shozen s efektivní hmotností odpovídající hodnotě:

$$M_e = M \left(\frac{h}{h + d} \right),$$

kde symboly a ostatní podrobnosti jsou stejné jako v CS 23.725.

CS 23.729 Systém vysouvání a zasouvání přistávacího zařízení
(Viz AMC 23.729 (g))

- (a) *Všeobecně.* Na letouny se zatahovacím přistávacím zařízením se vztahují následující požadavky:
- (1) Zatahovací mechanismus každého přistávacího zařízení a jeho nosná konstrukce musí být navržen na maximální letové násobky zatížení se zataženým podvozkem. Návrh musí dále zahrnovat působení kombinace tření, setrvačných sil, krouťícího momentu brzd a aerodynamických zatížení, které se vyskytují během zatahování podvozku při kterékoliv rychlosti letu až do 1,6 V_{S1} se zasunutými vztlakovými klapkami a pro každý násobek zatížení až do násobku uvedeného v CS 23.345 pro případy s vysunutými vztlakovými klapkami.
 - (2) Podvozek a zatahovací mechanismus včetně dvířek podvozku musí odolávat letovým zatížením včetně zatížení vyplývajících ze všech podmínek zatáčení, stanovených v CS 23.351, s vysunutým podvozkem při kterékoliv rychlosti letu až do nejméně 1,6 V_{S1} se zasunutými vztlakovými klapkami.
- (b) *Zajištění přistávacího zařízení.* Musí být k dispozici spolehlivé prostředky (další, vedle užití hydraulického tlaku) k udržení přistávacího zařízení ve vysunuté poloze.
- (c) *Nouzové ovládání.* Pro pozemní letoun mající zatahovatelny podvozek, který nemůže být ručně vysouván, musí být k dispozici prostředky k vysunutí přistávacího zařízení v případě buď:
- (1) Jakékoliv důvodně pravděpodobné poruchy systému vysouvání přistávacího zařízení; nebo
 - (2) Jakékoliv důvodně pravděpodobné poruchy pohonu, která by zabránila činnosti systému vysouvání přistávacího zařízení.
- (d) *Provozní zkouška.* Správná činnost zatahovacího mechanismu přistávacího zařízení musí být prokázána provozními zkouškami.
- (e) *Ukazatel polohy.* Je-li použito zatahovací zařízení musí být použit také ukazatel polohy přistávacího zařízení (jakož i nutné spínače pro ovládání ukazatele), nebo jiné prostředky informující pilota, že každé přistávací zařízení je zajištěno ve vysunuté (zasunuté) poloze. Pokud jsou použity spínače, musí být umístěny a zapojeny v mechanickém systému podvozku takovým způsobem, který zabrání chybné indikaci polohy „vysunuto a zajištěno“, pokud každé zařízení není v plně vysunuté poloze, nebo „zasunuto a zajištěno“, jestliže každé přistávací zařízení není v plně zasunuté poloze.

- (f) *Výstraha přistávacího zařízení.* Pozemní letouny musí být vybaveny následujícími akustickými nebo stejně účinnými zařízeními výstrahy přistávacího zařízení:
- (1) Zařízením, které je nepřetržitě v činnosti, jsou-li jedna nebo více ovládacích pák připusti motoru přivřeny až za nastavením výkonu normálně používaného při přiblížení na přistání, jestliže přistávací zařízení není plně vysunuto a zajištěno. Místo akustického zařízení nesmí být použito zarážky v ovládání připusti motoru. Je-li použito ruční vypínání výstražného zařízení předepsaného tímto odstavcem, musí být výstražný systém navržen tak, aby po jeho vypnutí po uzavření jedné nebo více připustí motorů, následném zpomalení přestavením kterékoliv připusti motoru k nebo za polohu pro normální přiblížení na přistání bylo toto výstražné zařízení opět uvedeno v činnost.
 - (2) Zařízením, které je nepřetržitě v činnosti, jsou-li vztlakové klapky vysunuty za maximální polohu pro přiblížení na přistání při normálním postupu na přistání a podvozek není plně vysunut a zajištěn. Toto výstražné zařízení nesmí být možno ručně vypnout. Vysílač snímající polohu vztlakových klapek může být zastavěn na kterémkoliv vhodném místě. V systému tohoto zařízení může být využito kterékoliv části systému (včetně akustického výstražného zařízení) zařízení požadovaného v pododstavci (1).
- (g) *Zařízení umístěná v prostoru přistávacího zařízení.* Jestliže je prostor přistávacího zařízení použit pro umístění jiného zařízení, než je přistávací zařízení, musí být toto zařízení navrženo a zastavěno tak, aby možnost poškození byla minimální.

CS 23.731 Kola

- (a) Jmenovitá hodnota maximální statické únosnosti každého kola nesmí být menší, než je odpovídající statická reakce na zemi při:
- (1) Maximální návrhové hmotnosti; a
 - (2) Kritické poloze těžiště.
- (b) Jmenovitá hodnota maximální provozní únosnosti každého kola se musí rovnat nebo přesahovat maximální radiální provozní zatížení stanovené v souladu s příslušnými požadavky CS-23 na pozemní zatížení.

CS 23.733 Pneumatiky

- (a) Každé podvozkové kolo musí mít pneumatiku, jejíž schválená únosnost (statická a dynamická) není překročena:
- (1) Zatížením každé pneumatiky kola hlavního podvozku (v porovnání se statickou únosností schválenou pro tyto pneumatiky), které se rovná odpovídající statické reakci od země při maximální návrhové hmotnosti a kritické poloze těžiště; a
 - (2) Zatížením pneumatik příďového kola (ve srovnání s dynamickou únosností stanovenou pro tyto pneumatiky), které se rovná reakci na příďovém kole za předpokladu, že hmotnost letounu je soustředěna v nejnepříznivější poloze těžiště a působí směrem dolů silou 1,0 Mg a směrem dopředu silou 0,31 Mg (kde Mg je maximální návrhová hmotnost), s reakcemi rozdělenými na příďové kolo a kola hlavního podvozku podle principů statiky a s odporovou reakcí na zemi zavedenou pouze u kol s brzdami.
- (b) Při použití speciálně zkonstruovaných pneumatik musí být kola srozumitelně a nápadně v tomto smyslu označena. Označení musí zahrnovat výrobce, velikost, počet vrstev a identifikační označení vhodné pneumatiky.
- (c) Každá pneumatika používaná v systému zatahovacího přistávacího zařízení musí mít při maximální velikosti předpokládané v provozu dostatečný volný prostor od okolních konstrukcí a systémů, který dostatečně vyloučí možnost styku pneumatiky s kteroukoliv částí konstrukce nebo systémů.

CS 23.735 Brzdy
(Viz AMC 23.735 (c))

- (a) Letoun musí mít brzdy. Schopnost pohlcení brzděné kinetické energie brzdové soustavy každého kola hlavního podvozku nesmí být menší, než vyplývá z požadavků na pohlcení kinetické energie stanovených některou z následujících metod:
- (1) Požadavky na absorbování brzděné kinetické energie musí být založeny na racionálním konzervativním rozboru posloupnosti událostí předpokládaných během přistání při návrhové přistávací hmotnosti.
 - (2) Místo racionálního rozboru mohou být požadavky na pohlcování kinetické energie u brzdové soustavy každého kola hlavního podvozku odvozeny podle následujícího vzorce:

$$KE = \frac{1}{2} MV^2/N$$

kde:

KE = kinetická energie na kolo (Joule);

M = návrhová přistávací hmotnost (kg);

V = rychlost letounu v m/s. V nesmí být menší než V_{S0} – pádová rychlost při volnoběhu motoru v nulové nadmořské výšce, při návrhové přistávací rychlosti a v přistávací konfiguraci; a

N = počet kol hlavního podvozku s brzdami.

- (b) Brzdy musí být schopny zabránit otáčení kol a pojiždění na zpevněné rozjezdové dráze při vzletovém výkonu u kritického motoru, ale nemusí zabránit pohybu letounu se zablokovánými koly.
- (c) Při stanovení délky přistání podle CS 23.75 nesmí tlak v brzdové soustavě kol překročit tlak stanovený výrobcem brzd.
- (d) Je-li instalováno protismykové zařízení, musí být zařízení a související systémy navrženy tak, aby žádná pravděpodobná jednotlivá nesprávná činnost nebo porucha nezpůsobily nebezpečnou ztrátu brzdící schopnosti nebo směrového řízení letounu.
- (e) Navíc pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu nesmí schopnost pohlcení brzděné kinetické energie při přerušeném vzletu působící na brzdu každého kola hlavního podvozku být menší, než vyplývá z požadavků na pohlcení kinetické energie stanovených některou z následujících metod:
- (1) Požadavky na pohlcení brzděné kinetické energie musí být založeny na racionálním konzervativním rozboru sledu událostí očekávaných během přerušeného vzletu při návrhové vzletové hmotnosti.
 - (2) Místo racionálních rozborů mohou být požadavky na pohlcení kinetické energie pro každé hlavní kolo brzdové sestavy odvozeny z následujícího vzorce:

$$KE = \frac{1}{2} MV^2/N$$

kde:

KE = kinetická energie na kolo (Joule);

M = návrhová vzletová hmotnost (kg);

V = rychlost letounu na zemi v m/s odpovídající maximální hodnotě V_1 zvolené v souladu s CS 23.51 (c)(1);

N = počet kol hlavního podvozku s brzdami.

CS 23.737 Lyže

Maximální jmenovitá provozní únosnost každé lyže se musí rovnat nebo být větší než maximální provozní zatížení stanovené v souladu s příslušnými požadavky na pozemní zatížení v CS-23.

CS 23.745 Řízení příďového/ostruhového kola

- (a) Je-li zastavěno řízení příďového/ostruhového kola, musí být prokázáno, že jeho používání nevyžaduje zvláštní schopnosti pilota během vzletu nebo přistání, při bočním větru a v případě selhání motoru, nebo musí být jeho používání omezeno na manévrování při nízké rychlosti.
- (b) Pohyb ovladače pro řízení zatáčení nesmí ovlivňovat správné zatažení nebo vysunutí přistávacího zařízení.

PLOVÁKY A TRUPY**CS 23.751 Vztlak hlavních plováků**

- (a) Každý hlavní plovák musí mít:
 - (1) Vztlak o 80% větší, než je vztlak potřebný k unesení dílu maximální hmotnosti hydroplánu nebo obojživelného letounu připadajícího na tento plovák ve sladké vodě; a
 - (2) Dostatečný počet vodotěsných oddělení, které přiměřeně zajistí, že hydroplán nebo obojživelný letoun zůstane plavat a nepřevrhne se, jestliže budou kterékoliv dvě komory některého hlavního plováku zaplaveny.
- (b) Každý hlavní plovák musí mít alespoň čtyři vodotěsná oddělení o přibližně stejném objemu.

CS 23.753 Návrh hlavního plováku

Každý hlavní plovák hydroplánu musí splňovat požadavky CS 23.521.

CS 23.755 Trupy

- (a) Trupy člunových hydroplánů nebo obojživelných letounů s maximální hmotností 680 kg (1 500 lb) nebo větší musí mít vodotěsná oddělení zkonstruovaná a uspořádaná tak, aby trup, pomocné plováky a pneumatiky (jsou-li použity) udržely letoun na hladině a zamezily převrnutí ve sladké vodě, když:
 - (1) u letounů o maximální hmotnosti 2 268 kg (5 000 lb) nebo větší – jsou zaplaveny kterékoli dvě sousedící oddělení; a
 - (2) u letounů o maximální hmotnosti od 680 kg (1 500 lb) do (ale ne včetně) 2 268 kg (5 000 lb) – je zaplavena kterákoliv jediná komora.
- (b) Pro spojení mezi odděleními mohou být v přepážkách použity vodotěsné dveře.

CS 23.757 Pomocné plováky

Pomocné plováky musí být uspořádány tak, aby při úplném ponoření do sladké vody vytvořily vyrovnávací pohyb o intenzitě nejméně 1,5násobku převraccíjícího momentu, který vznikne nakloněním hydroplánu nebo obojživelného letounu.

UMÍSTĚNÍ OSOB A NÁKLADU**CS 23.771 Pilotní prostor**

Pro každý pilotní prostor platí tyto podmínky:

- (a) Pilotní prostor a jeho vybavení musí umožňovat každému pilotovi vykonávat jeho povinnosti bez nepřiměřeného soustředění nebo únavy;
- (b) Je-li letová posádka oddělena od cestujících přepážkou, musí mít otvor nebo musí mít otvíratelné okno nebo dveře umožňující spojení mezi letovou posádkou a cestujícími; a
- (c) Aerodynamické řídicí prvky uvedené v CS 23.779 – s výjimkou lan a táhel řízení – musí být umístěny s ohledem na vrtule tak, aby žádná část pilotova těla ani řízení neležela v prostoru mezi rovinou rotace některé vnitřní vrtule a plochou tvořenou přímkou, která prochází středem náboje vrtule a svírá úhel 5° dopředu nebo dozadu s rovinou rotace vrtule.

CS 23.773 Výhled z pilotního prostoru
(Viz AMC 23.773)

- (a) Každý pilotní prostor musí být:
 - (1) Uspořádán s dostatečně velkým nerušeným a nezkresleným výhledem, který umožní pilotovi bezpečné pojiždění, vzlet, přiblížení, přistání a vykonání všech obrátů v rámci provozních omezení letounu.
 - (2) Prost odrazů a oslňujících odlesků, které by mohly rušit vidění pilota. Toto musí být prokázáno ve všech druzích provozu, pro které je žádána certifikace; a
 - (3) Navržen tak, aby každý pilot byl chráněn před živly tak, aby v mírném dešti za normálního letu a během přistání nebyl jeho výhled ve směru dráhy letu příliš zhoršen.
- (b) Každý pilotní prostor musí být vybaven prostředky buď k odstranění, nebo předcházení vzniku zamřzení nebo namrzání na vnitřní straně čelního skla a bočních oken v ploše dostačující k zajištění výhledu dle pododstavce (a)(1). Vyhovění tomuto požadavku musí být prokázáno za všech předpokládaných vnějších i vnitřních okolních provozních podmínek, pokud nemůže být prokázáno, že čelní sklo a boční okna mohou být snadno očištěny pilotem bez přerušení jeho normálních pilotních povinností.

CS 23.775 Čelní skla a okna
(Viz AMC 23.775 a AMC 23.775 (f) & (g))

- (a) Vnitřní panely čelních skel a oken musí být vyrobeny z netřísťivých materiálů, jako je netřísťivé bezpečnostní sklo.
- (b) Konstrukce čelních skel, oken a krytů pilotních kabin přetlakovaných letounů, musí být založena na činitelích, které vyjadřují podmínky provozu ve velkých nadmořských výškách, včetně:
 - (1) Vlivu stálého i střídavého zatížení přetlakem;
 - (2) Daných vlastností použitého materiálu; a
 - (3) Vlivu teplot a teplotních spádů.
- (c) Uzávěr kabiny včetně reprezentativní části zástavby u letounů s přetlakovou kabinou, pro které je požadována certifikace pro provoz do 7 620 m (25 000 ft) včetně, musí být podrobeny zvláštním zkouškám s ohledem na kombinaci vlivu stálých a střídavých zatížení přetlakem a letových zatížení, nebo musí být prokázáno vyhovění požadavkům na konstrukci bezpečnou při poruše podle pododstavce (d).
- (d) Je-li požadována certifikace pro provoz nad 7 620 m (25 000 ft), musí být čelní skla, okenní panely a kryty pilotní kabiny dostatečně pevné, aby odolávaly zatížením maximálního tlakového rozdílu působícího v kombinaci s kritickými účinky aerodynamického tlaku a teploty po poruše kteréhokoliv nosného prvku čelního skla, okenního panelu nebo krytu pilotní kabiny.
- (e) Čelní sklo i boční okna ve směru vpřed od roviny procházející zády pilota normálně sedícího v letové poloze nesmí mít světelnou propustnost menší než 70 %.
- (f) Pokud není provozními omezením zakázán provoz ve známých či předpokládaných podmínkách tvorby námrazy, musí být k dispozici prostředky pro zabránění vzniku či odstranění

- již vzniklé námrazy z čelního skla, tak aby byl pilotovi zajištěn odpovídající výhled pro potřeby poježdění, vzletu, přiblížení, přistání a provádění obrátů v rámci provozních omezení letounu.
- (g) V případě jakékoli pravděpodobné jednotlivé poruchy nesmí být průhledný vyhřívací systém jakéhokoli čelního skla nebo okna schopen zvyšování teploty na bod, kdy by mohla vzniknout:
- (1) Porucha konstrukce, která by nepříznivě ovlivnila celistvost kabiny, nebo
 - (2) Nebezpečí požáru.
- (h) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí navíc následující:
- (1) Tabule čelních skel přímo před piloty vykonávajícími své pilotní povinnosti a nosná konstrukce těchto tabulí musí odolat nárazu 0,91kg (2lb) ptáka, aniž by došlo k průrazu, je-li rychlost letounu (vzhledem k rychlosti ptáka ve směru dráhy letu) rovna maximální přibližovací rychlosti s vysunutými klapkami.
 - (2) Panely čelních skel před piloty musí být uspořádány tak, že při ztrátě průhlednosti některého z panelů zůstává jeden nebo více panelů použitelných pro pilota sedícího na stanovišti pilota pro pokračování v bezpečném letu a přistání.

CS 23.777 Řídicí prvky v pilotní kabině

- (a) Všechny řídicí prvky v pilotní kabině musí být umístěny a označeny tak (s výjimkou případů, kdy je jejich funkce zřejmá), aby bylo zajištěno pohodlné ovládání a bylo zabráněno záměně a neúmyslnému použití.
- (b) Řídicí prvky musí být umístěny a uspořádány tak, aby pilot mohl v sedě plně a neomezeně pohybovat s každým řídicím prvkem, aniž by mu v tom bránil jeho oděv nebo konstrukce kabiny.
- (c) Ovládání pohonné soustavy musí být umístěno:
- (1) U dvoumotorových letounů – na podstavci nebo nad hlavou ve středu nebo blízko středu pilotní kabiny.
 - (2) U jednomotorových jednosedadlových letounů a letounů s tandemovým uspořádáním sedaček letouny – na levém ovládacím panelu nebo přístrojové desce;
 - (3) U ostatních jednomotorových letounů – ve středu nebo blízko středu pilotní kabiny na podstavci, přístrojové desce nebo nad hlavou; a
 - (4) U letounů s pilotními sedadly vedle sebe a se zdvojeným ovládáním pohonné soustavy – na levém a na pravém ovládacím panelu.
- (d) Pořadí umístění ovladačů zleva doprava musí být následující: páka výkonu (tah), vrtule (řízení otáček) a řízení směsi (ovládací páka a přerušení dodávky paliva u turbínou poháněných letounů). Ovládací páky výkonu (tahu) musí být nejméně o 25 mm (jeden palec) vyšší nebo delší, aby byly výraznější než ovládací páky vrtule (ovládání otáček) nebo směsi. Ovládání přímého vstupu vzduchu nebo přehříváče karburátoru musí být umístěno vlevo od ovládací páky výkonu (tahu) nebo nejméně 20 cm (8 palců) od ovládání směsi, je-li umístěno jinde než na podstavci; nebo za nebo pod ovládací pákou výkonu (tahu), je-li umístěno na podstavci. Řízení přepínání musí být umístěno pod nebo za ovládací pákou vrtule. Letouny se sedadly za sebou nebo jednosedadlové letouny mohou mít ovladače umístěny na levé straně pilotní kabiny, ale jejich uspořádání zleva doprava musí být páka výkonu (tah), ovládání vrtule (řízení otáček) a řízení směsi.
- (e) Totožné ovladače pohonné jednotky musí být pro každý motor umístěny tak, aby se zabránilo záměně při ovládání příslušného motoru.
- (1) U konvenčních dvoumotorových pohonných jednotek musí být ovladače umístěny tak, aby levé ovladače ovládaly levý motor a pravé ovladače ovládaly pravý motor.
 - (2) U dvoumotorových letounů s motory umístěnými v předu a vzadu (za sebou) musí levé ovladače pohonné jednotky ovládat přední motor a pravé ovladače ovládat zadní motor.
- (f) Ovládání vztakových klapek a přídatných vztakových zařízení musí být umístěna:
- (1) Uprostřed nebo vpravo od podstavce nebo osy ovládání přípusti pohonné jednotky; a
 - (2) Dostatečně daleko od ovládání přistávacího zařízení, aby se zabránilo záměně.
- (g) Ovládání přistávacího zařízení musí být umístěno vlevo od osy ovládání přípusti pohonné jednotky nebo osy podstavce.
- (h) Ovládání každého přepínače přívodu paliva musí vyhovovat požadavkům CS 23.995 a musí být umístěno a uspořádáno tak, že je pilot může vidět a může na ně dosáhnout bez posunutí

kteréhokoliv sedadla nebo primárního řízení letu, je-li jeho sedadlo v kterékoliv poloze, do které může být umístěno.

- (1) Pro mechanický přepínač nádrží:
 - (i) Indikace nastavené polohy palivového ventilu musí být provedena ručičkovým ukazatelem a musí poskytnout bezpečnou identifikaci a cit (zarážka, apod.) zvolené polohy.
 - (ii) Ručička ukazatele polohy musí být umístěna na té části páky (rukojeti, ovladači), která má maximální rozměr, měřeno od středu otáčení.
- (2) Pro elektrický nebo elektronický přepínač nádrží:
 - (i) Digitální ovladače nebo elektrické přepínače musí být vhodně opatřeny štítky.
 - (ii) Musí být k dispozici prostředky udávající letové posádce zvolenou nádrž nebo funkci. Poloha přepínače není přijatelným způsobem indikace. Poloha „zavřeno“ („off“ nebo „closed“) musí být označena červeně.
- (3) Jestliže je ruční přepínač paliva nebo elektrický či digitální přepínač zároveň přerušovačem dodávky paliva, musí být poloha „zavřeno“ („off“) označena červeně. Je-li k dispozici samotné zařízení pro nouzové uzavření, musí být také označeno červeně.

CS 23.779 Pohyb a účinek řídicích prvků v pilotní kabině

Řídicí prvky v pilotním prostoru musí být navrženy tak, aby pracovaly v souladu s následujícími pohyby a působením:

(a) Aerodynamické řízení:

(1) Primární

<i>Řídicí prvek</i>	<i>Pohyb a účinek</i>
Křídélko	Doprava (ve směru hodinových ručiček) – pro pohyb pravého křídla dolů.
Výškové kormidlo	Dozadu – pro před nahoru.
Směrové kormidlo	Pravý pedál dopředu – pro před doprava.

(2) Sekundární

<i>Řídicí prvek</i>	<i>Pohyb a účinek</i>
Vztahové klapky (nebo přídavná vztahová zařízení)	Dopředu nebo nahoru – pro vztahové klapky zasunuty nebo pro přídavné zařízení zasunuto; dozadu nebo dolů – pro vztahové klapky vysunuty nebo přídavné zařízení vysunuto.
Vyvažovací plošky (nebo ekvivalentní zařízení)	Pohyb přepínače nebo mechanické otáčení nebo řízení k vyvození podobné rotace letounu kolem osy rovnoběžné s osou ovladače. Osa ovladače příčného vyvážení může být přemístěna, aby byla přizpůsobena pohodlnému ovládání pilotem. U jednomotorových letounů musí být směr pohybu ruky pilota ve stejném smyslu jako je odezva letounu na vyvážení směrovky, pokud je v dosahu pouze část otáčejícího se prvku.

(b) Pohonná jednotka a pomocné ovladače

(1) Pohonná jednotka

<i>Řídicí prvek</i>	<i>Pohyb a účinek</i>
Páka výkonu (tahu)	Dopředu – pro zvýšení dopředného tahu; a dozadu – pro zvýšení zpětného tahu.
Vrtule	Dopředu – pro zvýšení otáček.

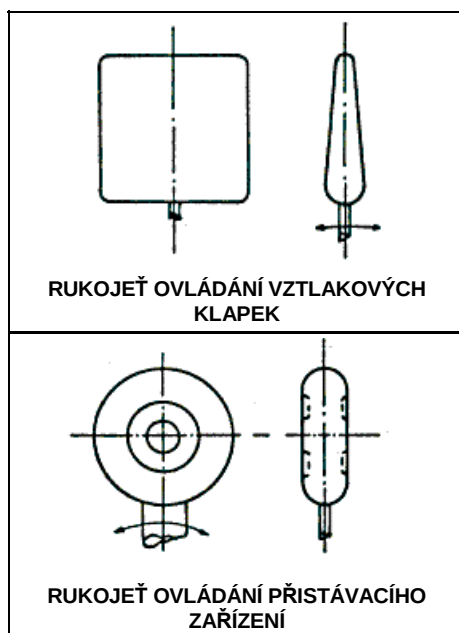
Směs	Dopředu nebo nahoru – pro obohacení.
Palivo	Dopředu pro otevření.
Ohřev vzduchu v karburátoru (nebo přímý vstup vzduchu)	Dopředu nebo nahoru – pro chladno.
Plnicí kompresor	Dopředu nebo nahoru - pro nízkotlaké dmychadlo.
Turbodmychadlo	Dopředu, nahoru nebo ve směru hodinových ručiček – pro zvýšení tlaku.
Otáčivé ovladače	Ve směru hodinových ručiček – od vypnuto („off“) po plně zapnuto („full on“).

(2) Pomocné

<i>Řídicí prvek</i>	<i>Pohyb a účinek</i>
Přepínač palivových nádrží	Vpravo – pro pravé nádrže; vlevo – pro levé nádrže.
Přistávací zařízení.	Dolů – pro vysunutí.
Aerodynamické brzdy	Dozadu – pro vysunutí

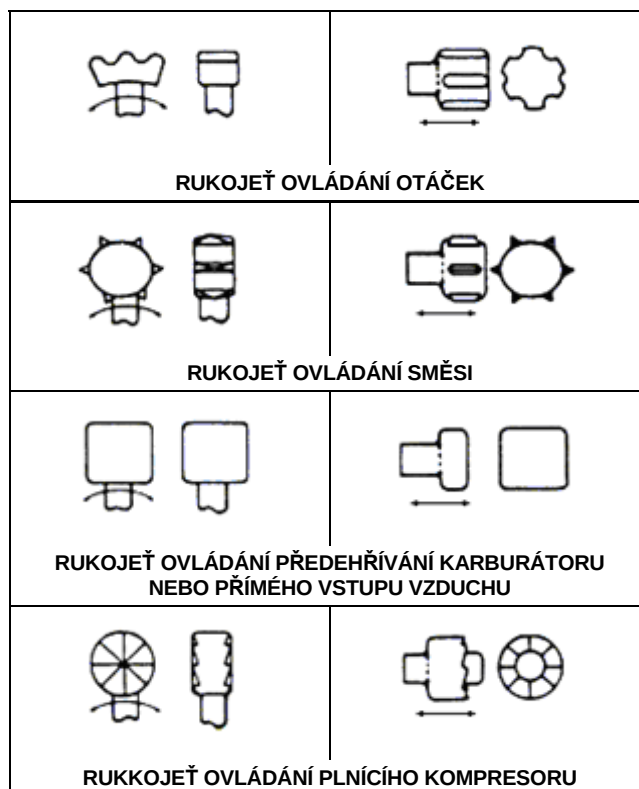
CS 23.781 Tvar rukojetí ovladačů v kabině

- (a) Rukojeti ovladačů vztlačových klapek a přistávacího zařízení musí odpovídat všeobecně tvarům uvedeným na následujících obrázcích (ne nutně přesným velikostem nebo specifickým proporcím):



- (b) Rukojeti ovladačů pohonné jednotky musí odpovídat všeobecně tvarům uvedeným na následujících obrázcích (ne nutně přesným velikostem nebo specifickým proporcím):





CS 23.783 Dveře
(Viz AMC 23.783 (b))

- (a) Každá uzavřená kabina s místy pro cestující musí mít alespoň jedny přiměřené a snadno přístupné vnější dveře.
- (b) Dveře pro cestující nesmí být nevhodně umístěny vzhledem k některému disku vrtule nebo k jinému potencionálnímu nebezpečí tak, aby osoby užívající tyto dveře byly ohroženy.
- (c) Každé vnější dveře pro cestující nebo pro posádku musí vyhovovat následujícím požadavkům:
- (1) Musí být opatřeny prostředky k uzamčení a zajištění dveří proti náhodnému otevření dveří za letu osobami, nákladem nebo následkem mechanické poruchy.
 - (2) Je-li vnitřní zajišťovací mechanismus v zamčené poloze, musí být dveře otvíratelné zevnitř i zvenčí.
 - (3) Otvírání dveří musí být jednoduché a zřejmé a dveře musí být uspořádány a označeny uvnitř i vně tak, aby dveře mohly být snadno nalezeny, odemčeny a otevřeny a to i za tmy.
 - (4) Dveře musí splňovat požadavky na označení dle CS 23.811.
 - (5) Nesmí dojít k zablokování dveří následkem deformace trupu při nouzovém přistání.
 - (6) Smí se použít přídatné zajišťovací zařízení, které se uvádí do činnosti zvenčí letounu, ale takové zařízení musí být možno překonat normálními vnitřními prostředky otvírání.
- (d) Každé vnější dveře pro cestující nebo posádku u letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí navíc splňovat následující požadavky:
- (1) Každé dveře musí být možno otevřít jak z vnitřní, tak vnější strany, i když jsou osoby zřejmě natěsnány proti dveřím uvnitř letounu.
 - (2) Jsou-li dveře otvíratelné dovnitř, musí být k dispozici prostředky zabraňující osobám shromáždit se těsně proti dveřím tak, že by překážely při otvírání dveří.
 - (3) Smí být použita přídatná uzamykací zařízení.
- (e) Každé vnější dveře letounů kategorie pro sběrnou dopravu, každé vnější dveře umístěné před kterýmkoliv motorem nebo vrtulí letounů kategorie normální, cvičná nebo akrobatická a každé dveře v přetlakové části letounů s přetlakovou kabinou musí splňovat následující požadavky:
- (1) Musí být opatřeny prostředky k uzamčení a zajištění vnějších dveří, včetně dveří pro náklad a obsluhu, proti neúmyslnému otevření dveří za letu osobami, nákladem nebo

- následkem mechanické poruchy nebo poruchy jednotlivého konstrukčního prvku během zavírání a po zavření.
- (2) Musí být možno přímou vizuální kontrolou mechanismu zamykání určit, jsou-li vnější dveře, jejichž počáteční pohyb při otvírání nesměřuje dovnitř, úplně zavřeny a zajištěny. Toto musí být rozeznatelné při provozním osvětlení členem posádky pomocí kapesní svítilny nebo ekvivalentního světelného zdroje.
 - (3) Musí být k dispozici vizuální výstražné prostředky upozorňující člena posádky, že vnější dveře nejsou úplně uzavřeny a zajištěny. Tyto prostředky musí být navrženy tak, aby jakákoliv porucha nebo kombinace poruch, která by mohla vést k chybné indikaci zavření a zajištění, byla nepravděpodobná u dveří, jejichž počáteční pohyb při otevírání nesměřuje dovnitř.
- (f) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu navíc platí následující požadavky:
- (1) Každé dveře pro cestující se musí kvalifikovat jako nouzový východ na úrovni podlahy. Tento východ musí představovat obdélníkový otvor o rozměrech ne menších než 0,61 m (24 palců) na šířku a 1,22 m (48 palců) na výšku, přičemž poloměr zaoblení rohů nesmí být větší než jedna třetina šířky východu.
 - (2) Jsou-li u dveří pro cestující zastavěny integrální schody, musí být tyto schody navrženy tak, aby při vystavení setrvačným zatížením, která vzniknou v důsledku početních násobků statického zatížení dle CS 23.561 (b)(2), a následném zborcení jedné či více noh přistávacího zařízení nedošlo ke snížení účinnosti nouzové evakuace těmito dveřmi pro cestující.
- (g) Jsou-li zastavěny dveře na toaletu, musí být navrženy tak, aby nedošlo k nechtěnému uzavření cestujícího uvnitř toalety. Je-li zastavěn uzamykací mechanismus, musí ho být možné odemknout z vnější strany toalety.

CS 23.785 Sedadla, lůžka, nosítka, bezpečnostní a ramenní vícebodové pásy

Každý cestující musí mít sedadlo nebo lůžko splňující následující požadavky:

- (a) Každá soustava sedadlo/zádržný systém a příslušná nosná konstrukce musí být navrženy pro osobu vážící nejméně 98 kg (215 lb), na kterou působí maximální násobek zatížení odpovídající daným případům letového a pozemního zatížení, jak je uvedeno ve schválené provozní obálce letounu. Navíc musí být tato zatížení násobena součinitelem 1,33 při stanovení pevnosti všech spojů a upevňovacích částí:
 - (1) Každého sedadla ke konstrukci letounu; a
 - (2) Každého bezpečnostního pásu a ramenního vícebodového pásu k sedadlu nebo konstrukci letounu.
- (b) Každá soustava sedadlo/zádržný systém umístěná ve směru nebo proti směru letu letounů kategorie normální, cvičná nebo akrobatická se musí skládat ze sedadla, bezpečnostního pásu, ramenního vícebodového pásu s rozpínací přezkou s oběma částmi kovovými, které jsou navrženy tak, aby osobě na palubě poskytovaly ochranu dle požadavků CS 23.562. Ostatní jinak orientovaná sedadla musí zajistit stejnou úroveň ochrany osoby na palubě jako sedadla umístěná ve směru nebo proti směru letu s bezpečnostními pásy a ramenními vícebodovými pásy a musí skýtat ochranu podle CS 23.562.
- (c) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být každé sedadlo a jeho nosná konstrukce navrženo pro osobu vážící nejméně 77 kg (170 lb), na kterou působí zatížení setrvačnými silami odpovídající početním násobkům statického zatížení předepsaným v CS 23.561 (b)(2), a každá soustava sedadlo/zádržný systém musí být navržena tak, aby osobě na palubě poskytovala ochranu dle CS 23.562; a každá osoba na palubě musí být chráněna před vážným zraněním hlavy, je-li vystavena zatížení od setrvačných sil, které je výsledkem dynamických případů nouzového přistání, s bezpečnostním pásem a ramenními vícebodovými pásy s rozpínací přezkou s oběma částmi kovovými pro přední sedadla; a s bezpečnostním pásem nebo bezpečnostním pásem a ramenními vícebodovými pásy pro jiná než přední sedadla.
- (d) Každý zádržný systém musí mít jednobodové uvolňování pro evakuaci osoby na palubě.
- (e) Zádržný systém pro každého člena posádky, který sedí se zapnutým bezpečnostním pásem a ramenními vícebodovými pásy, mu musí dovolit vykonávat veškerou činnost nutnou pro letový provoz.

- (f) Každé sedadlo pilota musí být navrženo s ohledem na reakce, které vzniknou od působení sil pilota na primární řízení, jak je stanoveno v CS 23.395.
- (g) Musí být použity takové prostředky, které zajistí, aby žádné nepoužívané bezpečnostní pásy a ramenní vícebodové pásy nemohly narušovat provoz letounu, a překážet rychlému odchodu osob na palubě v případě nouze.
- (h) Pokud není na štítku uvedeno jinak, musí být každé sedadlo v letounu cvičné a akrobatické kategorie navrženo pro osobu s padákem.
- (i) V okolí žádného sedadla v prostoru kabiny, včetně konstrukce, vnitřní přepážky, přístrojové desky, volantu na sloupku řízení, pedálů a sedadla, nesmí být do vzdálenosti možného úderu hlavy nebo trupu této osoby (se zapnutými pásy zádržného systému) žádné předměty, které mohou způsobit zranění, mají ostré hrany, výčnělky a tvrdé plochy. Je-li splnění tohoto požadavku zajištěno použitím konstrukcí nebo zařízení absorbujících energii, musí tyto chránit před vážným zraněním osobu na palubě, která je vystavena zatížením od setrvačných sil, která jsou výsledkem statických početních násobků zatížení předepsaných v CS 23.561 (b)(2), nebo musí splňovat požadavky na ochranu osob na palubě podle CS 23.562, jak je požadováno v pododstavcích (b) a (c).
- (j) Kolejnice každého sedadla musí mít záračky zabraňující sedadlu ve vysunutí z drážky.
- (k) Každá soustava sedadlo/zádržný systém může využít konstrukčních vlastností, jako jsou deformace nebo oddělení určitých částí, aby se zmenšilo zatížení sedící osoby při průkazu vyhovění požadavkům CS 23.562, jinak ale musí zůstat soustava neporušena.
- (l) Pro účely této specifikace je předním sedadlem sedadlo, které je umístěno v prostoru stanoviště letové posádky nebo každé sedadlo umístěné podél takového sedadla.
- (m) Každé lůžko nebo příprava pro nosítka zastavěné rovnoběžně s podélnou osou letounu musí být navrženy tak, aby jejich přední část měla vypolštářovanou koncovou desku, plátěnou přepážku nebo podobné prostředky, schopné odolávat zatížení od přepravované osoby vážící 98 kg (215 lb), působí-li na ni zatížení od setrvačných sil vyplývajících z početního násobku statického zatížení dle CS 23.561 (b)(3). Navíc:
 - (1) Každé lůžko nebo nosítka musí mít zádržný systém pro přepravovanou osobu a nesmí mít rohy nebo jiné části, které by mohly během případů nouzového přistání způsobit vážné zranění osobě na lůžku; a
 - (2) Upevnění zádržného systému na lůžku nebo nosítkách musí odolat zatížením od setrvačných sil vyplývajícím z početních násobků statických zatížení podle CS 23.561 (b)(3).
- (n) Průkaz vyhovění statickým pevnostním a deformačním požadavkům pro sedadla a lůžka, schvalovaná jako část typového návrhu, a pro zástavbu sedadel a lůžek, může být proveden:
 - (1) Pevnostním výpočtem – odpovídá-li konstrukce konvenčním typům letounů, pro které jsou stávající metody výpočtu známy jako spolehlivé;
 - (2) Kombinací pevnostního výpočtu a statických zkoušek až do provozního zatížení; nebo
 - (3) Statickou zkouškou až do početního zatížení.

CS 23.787 Prostory pro zavazadla a náklad

- (a) Každý prostor pro zavazadla a náklad musí:
 - (1) Být navržen pro maximální hmotnost obsahu uvedenou na štítku a pro kritické rozložení zatížení při příslušných maximálních násobcích zatížení pro případy letových a pozemních zatížení dle CS-23.
 - (2) Mít prostředky bránící nebezpečnému posunu obsahu kteréhokoliv prostoru a chránící řízení, elektrická vedení, potrubí, vybavení nebo příslušenství, jejichž poškození nebo selhání by mohlo ovlivnit bezpečný provoz.
 - (3) Mít prostředky pro ochranu osob na palubě před zraněním obsahem kteréhokoli prostoru, umístěného za osobami na palubě a odděleného konstrukcí, je-li početní dopředný násobek zatížení 9 g při maximální dovolené hmotnosti zavazadel nebo nákladu v daném prostoru.
- (b) Letouny, u kterých jsou zavazadla nebo náklad přepravovány ve stejném prostoru jako cestující, musí být vybaveny prostředky k ochraně osob na palubě před zraněním, působí-li na náklad zatížení od setrvačných sil odpovídající početním násobkům statického zatížení podle CS 23.561 (b)(3) při maximální dovolené hmotnosti zavazadel nebo nákladu v daném prostoru.

- (c) U letounů používaných pouze pro přepravu nákladu musí nouzové východy pro posádku splňovat požadavky CS 23.807 ve všech případech zatížení od zavazadel nebo nákladu.

CS 23.791 Informační znamení pro cestující

U letounů, kde členové letové posádky nemohou dohlížet na ostatní místa osob na palubě nebo kde je prostor posádky oddělen od prostoru pro cestující, musí být nejméně jedno osvětlené znamení (užívající buď písmena nebo symboly) upozorňující všechny cestující, kdy musí být bezpečnostní pásy zapnuty. Znamení upozorňující, kdy mají být pásy zapnuty, musí:

- (a) Je-li osvětleno, být čitelné pro každou osobu sedící v prostoru pro cestující za všech pravděpodobných světelných podmínek; a
- (b) Být zastavěno tak, aby člen letové posádky sedící na svém stanovišti mohl osvětlení zapnout a vypnout.

CS 23.803 Nouzová evakuace

- (a) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být proveden průkaz evakuace při maximálním počtu osob na palubě, pro který je vyžadována certifikace. Průkaz musí být proveden při simulovaných nočních podmínkách při využití pouze nouzových východů na nejkritičtější straně letounu. Účastníci průkazu musí být reprezentanti průměrných cestujících letadlem bez předchozí zkušenosti nebo nácviku pro průkaz evakuace. Evakuace musí být dokončena do 90 sekund.
- (b) Navíc je při certifikaci nouzových východů dle CS 23.807 (d)(4) požadováno, aby byl použit pouze systém nouzového osvětlení vyžadovaný v CS 23.812, kterým bude zajištěno osvětlení vnitřku kabiny při průkazu evakuace dle požadavků pododstavce (a).

CS 23.805 Nouzové východy pro letovou posádku

U letounů, kde v důsledku velké vzdálenosti nepředstavují nouzové úniky pro cestující vhodný a snadno přístupný prostředek pro evakuaci letové posádky, platí následující:

- (a) V prostoru pro letovou posádku musí být k dispozici buď jeden nouzový východ na každé straně letounu, nebo nouzový východ průlezem ve střeše letounu.
- (b) Každý nouzový východ musí být umístěn tak, aby umožňoval rychlou evakuaci posádky, a mít tvar nezataraseného obdélníkového otvoru o velikost nejméně 48 x 51 cm (19 x 20 palců); a
- (c) Každý nouzový východ, který je výše než 1,8 m (6 ft) od země, musí být opatřen pomocnými prostředky pro únik. Pomocným prostředkem může být lano či jiný prostředek, který se prokázal jako vhodný pro tento účel. Pokud je pomocným prostředkem lano nebo schválený obdobný prostředek, musí:
 - (1) Být upevněn ke konstrukci trupu v nejvyšším bodě nebo nad otvorem nouzového východu, nebo v případě zařízení na okně pro nouzový únik pilota, v jiném schváleném místě, pokud by uložené zařízení nebo jeho upevnění omezovalo výhled pilota; a
 - (2) Být schopen (včetně jeho upevnění) odolat statickému zatížení 1 779 N (400 lbf).

CS 23.807 Nouzové východy

- (a) *Počet a umístění.* Nouzové východy musí být umístěny tak, aby dovolily únik bez vzniku tlačence v každé pravděpodobné havarijní poloze. Letoun musí mít nejméně následující počet nouzových východů:
 - (1) U všech letounů s kapacitou sedadel dvě nebo více, kromě letounů s otevíratelným krytem kabiny, alespoň jeden nouzový východ na opačné straně kabiny od hlavních dveří specifikovaných v CS 23.783.
 - (2) Vyhrazeno.
 - (3) V případě, že je pilotní prostor oddělen od kabiny dveřmi, které by pravděpodobně pilotovi znemožnily opuštění letounu v případě menší havárie, musí být východ v pilotním prostoru. Počet východů požadovaných pododstavcem (1) musí být potom stanoven zvlášť pro prostor cestujících podle kapacity sedadel v tomto prostoru.

- (4) Nouzové východy nesmí být nevhodně umístěny s ohledem na kterýkoliv vrtulový disk nebo jiné potenciální nebezpečí, kterým by byly ohroženy osoby užívající tento východ.
- (b) *Typy a obsluha.* Nouzovými východy musí být pohyblivá okna, panely, kryty kabiny nebo vnější dveře otevíratelné jak zevnitř, tak i zvenčí letounu, které skýtají volný (nezatarasený) prostor dostatečně velký k průchodu elipsy 48 x 66 cm (19 x 26 palců). Příkladná zajišťovací zařízení, používaná k zabezpečení letounu, musí být navržena tak, aby je bylo možné překonat normálními vnitřními prostředky pro otvírání. Vnitřní kliky nouzových východů, které se otevírají směrem ven, musí být přiměřeně chráněny proti neúmyslnému použití. Každý nouzový východ musí navíc:
- (1) Být pohotově přístupný a nevyžadující mimořádnou hbitost při použití v nouzi.
 - (2) Mít jednoduchý a zřejmý způsob otvírání.
 - (3) Být uspořádán a označen pro snadné vyhledání a použití i ve tmě.
 - (4) Mít přiměřená opatření proti zablokování při deformaci trupu.
 - (5) V případě letounů akrobatické kategorie dovolit každé osobě na palubě opustit letoun při jakékoliv rychlosti letu mezi V_{SO} a V_D .
 - (6) V případě letounů cvičné kategorie certifikovaných pro vývrtky dovolit každé osobě na palubě opustit letoun při nejvyšší rychlosti, která je pravděpodobně dosažitelná při obratech, pro které je letoun certifikován.
- (c) *Zkoušky.* Správná funkce každého nouzového východu musí být prokázána zkouškami.
- (d) *Dveře a východy.* Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí navíc následující požadavky:
- (1) Navíc ke vstupním dveřím pro cestující:
 - (i) Pro letoun s celkovou sedadlovou kapacitou 15 nebo méně cestujících je nouzový východ, jak je definován v pododstavci (b), požadován na každé straně kabiny; a
 - (ii) Pro letouny s celkovou sedadlovou kapacitou 16 až 19 cestujících jsou požadovány tři nouzové východy, jak je definován v pododstavci (b), jeden na stejné straně jako vstupní dveře pro cestující a dva na straně proti dveřím.
 - (2) Musí být k dispozici prostředky k uzamčení nouzových východů a jejich zajištění proti otevření za letu buď neúmyslně osobami, nebo v důsledku mechanické poruchy. Dále musí být možnost přímé vizuální kontroly zajišťovacího mechanismu, aby bylo možné určit, že každý nouzový východ, jehož počáteční pohyb při otvírání směřuje ven, je úplně zajištěný.
 - (3) Každý požadovaný nouzový východ – mimo východů na úrovni podlahy – musí být umístěn nad křídlem, nebo pokud není níže než 1,8 m (6 ft) nad zemí, musí být opatřen přijatelnými prostředky pro pomoc osobám na palubě při sestupu na zem. Nouzové východy musí být rozmístěny co možná nejrovnoměrněji s ohledem na konfiguraci sedadel cestujících.
 - (4) Pokud letadlo nevyhovuje pododstavci (d)(1), musí být opatřeno nouzovým východem na straně kabiny proti nástupním dveřím pro cestující, za předpokladu, že:
 - (i) U letounu s konfigurací sedadel pro devět nebo méně cestujících má nouzový únik obdélníkový průřez ne menší než 48 x 66 cm (19 x 26 palců) výšky s poloměrem zaoblení rohu ne větším než jedna třetina celkové šířky východu, který bude umístěn nad křídlem a jehož výška od podlahy uvnitř letounu nebude vyšší než 74 cm (29 palců) a sestup z něj vně letadla nebude vyšší než 91 cm (36 palců).
 - (ii) U letounů s konfigurací sedadel pro 10 až 19 cestujících musí mít nouzový východ obdélníkový průřez o rozměrech ne menších než 51 cm (20 palců) na šířku x 91 cm (36 palců) na výšku, přičemž poloměr zaoblení rohů nesmí být větší než jedna třetina šířky východu a výška východu uvnitř letadla nebude větší než 51 cm (20 palců). Pokud bude východ umístěn nad křídlem, sestup na křídlo nesmí být vyšší než 69 cm (27 palců); a
 - (iii) Letoun vyhovuje dodatečným požadavkům CS 23.561 (b)(2)(iv), CS 23.803 (b), CS 23.811 (c), CS 23.812, CS 23.813 (b) a CS 23.815.
- (e) U dvoumotorových letounů musí být k dispozici nouzové východy pro případ nouzového přistání na vodu dle následujících požadavků, pokud už nouzové východy vyžadované v pododstavci (a) nebo (d) tomuto požadavku nevyhovují:

- (1) Jeden východ nad úrovní hladiny vody na každé straně letounu o rozměrech specifikovaných v pododstavci (b) nebo (d) – podle příslušnosti; a
- (2) Pokud boční nouzové východy nemohou být nad úrovní hladiny vody, musí být k dispozici snadno přístupný nouzový východ stropním průlezem s obdélníkovým průřezem ne menším než 51 cm (20 palců) na šířku x 91 cm (36 palců) na výšku s poloměrem zaoblení rohů ne větším než jedna třetina šířky východu.

CS 23.811 Označení nouzového východu

- (a) Každý nouzový východ a vnější dveře v prostoru pro cestující musí být označeny z vnější strany a pohotově identifikovatelné z vnější strany letounu:
 - (1) Nápadným vizuálním identifikačním vyobrazením; a
 - (2) Stálou nálepkou nebo štítkem na nouzovém východu nebo v jeho těsné blízkosti, který ukazuje způsob otevírání nouzového východu včetně zvláštních pokynů, jsou-li potřeba.
- (b) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí být navíc tyto východy a dveře uvnitř označeny slovem „exit“ světélkujícími nebo nezávisle zevnitř elektricky osvětlenými bílými 25 mm (1 palec) vysokými písmeny na červeném 51 mm (2 palce) vysokém podkladu. Tento nápis musí mít jas nejméně $0,51 \text{ cd/m}^2$ (160 mikrolambert). Barvy mohou být použity obráceně, jestliže je v zásadě stejné osvětlení prostoru pro cestující.
- (c) Je-li požadována certifikace nouzových východů dle CS 23.807 (d)(4), platí navíc následující:
 - (1) Každý nouzový východ, prostředky pro jeho zpřístupnění a prostředky pro otevření musí být zřetelně označeny.
 - (2) Identita a umístění každého nouzového východu musí být rozpoznatelné ze vzdálenosti rovné šířce kabiny.
 - (3) Musí být k dispozici prostředky pomáhající osobám na palubě v nalezení nouzových východů v podmínkách hustého kouře.
 - (4) Umístění ovládací kliky a pokyny pro otevření každého nouzového východu zevnitř letounu musí být vyvedeny pomocí značení, které bude čitelné ze vzdálenosti 76 cm (30 palců).
 - (5) Každá ovládací klika nástupních dveří pro cestující musí:
 - (i) Být světélkující s počátečním jasnem $0,51 \text{ cd/m}^2$ (160 mikrolambert); nebo
 - (ii) Musí být nápadně umístěna a dobře osvětlena nouzovým osvětlením i v případě natlačení cestujících u dveří.
 - (6) Každé nástupní dveře pro cestující s uzamykacím mechanismem, který se otevírá rotačním pohybem kliky, musí být označeny:
 - (i) Červenou šipkou šířky minimálně tři čtvrtin 25 mm (tři čtvrtin 1 palce) s dvojnásobnou šířkou zakončení šipky, která bude vyznačovat alespoň 70 stupňů oblouku otáčení s poloměrem přibližně $\frac{3}{4}$ délky kliky.
 - (ii) Tak, aby osa kliky východu byla ve vzdálenosti do 25 mm (1 palec) od průmětu špičky šipky, když je klika na konci své dráhy a uvolní uzamykací mechanismus; a
 - (iii) Červeně napsaným slovem „open“ (otevřeno), které bude napsáno písmem 25 mm (1 palec) vysokým a umístěno vodorovně blízko zakončení šipky; a
 - (7) Navíc k požadavkům pododstavce (a) musí vnější značení každého nouzového východu:
 - (i) Zahrnovat 51mm (2palcový) barevný pás vyznačující východ; a
 - (ii) Být barevně kontrastní, aby bylo jasné odlišitelné od okolního povrchu trupu. Kontrast musí být takový, že když je odrazivost (tj. poměr odraženého světelného toku povrchem k přijatému světelnému toku) tmavší barvy 15 procent či méně, musí být odrazivost světlejší barvy minimálně 45 procent. Když je odrazivost tmavší barvy více než 15 procent, musí mít světlejší barva odrazivost minimálně o 30 procent vyšší.

CS 23.812 Nouzové osvětlení

Je-li požadována certifikace prostředků pro nouzový únik dle CS 23.807 (d)(4), platí následující:

- (a) Musí být zastavěn systém nouzového osvětlení, který bude nezávislý na hlavním systému osvětlení kabiny. Nicméně, zdroj běžného osvětlení kabiny může být společný jak pro nouzový, tak pro hlavní systém osvětlení, jestliže zdroj napájení nouzového osvětlení je nezávislý na zdroji napájení hlavního systému osvětlení.
- (b) Musí být k dispozici výstražné světlo pro posádku, které se rozsvítí v pilotní kabině, když v letounu bude zapnuta elektřina a ovládací zařízení nouzového osvětlení nebude připraveno.
- (c) Nouzová světla musí být možné zapnout manuálně ze stanoviště letové posádky a zároveň musí být k dispozici automatická aktivace. Ovladač v pilotní kabině musí mít polohy „zapnuto“ („on“), „vypnuto“ („off“) a „připraveno“ („armed“) tak, aby při nastavení polohy „připraveno“ v pilotní kabině bylo možné automatické zapnutí nouzového osvětlení.
- (d) Musí být k dispozici bezpečnostní prvek bránící neúmyslnému přepnutí ovladače umístěného v pilotní kabině z polohy „připraveno“ do polohy „zapnuto“.
- (e) Ovladač v pilotní kabině musí být vybaven prostředky, které umožní přepnutí systému nouzového osvětlení do stavu připraveno nebo jeho aktivaci kdykoliv, kdy to může být potřeba.
- (f) Je-li systém nouzového osvětlení připraven, musí se aktivovat a zůstat rozsvícen, když:
 - (1) Dojde ke ztrátě normálního elektrického výkonu dodávaného letounem; nebo
 - (2) Je letoun vystaven nárazu, který způsobí zpomalení překračující 2 g a změnu rychlosti přesahující 1,07 m/s (3,5 ft/s) ve směru podélné osy letadla; nebo
 - (3) Nastanou jakékoliv jiné nouzové podmínky, při nichž je nezbytná aktivace nouzového osvětlení za účelem usnadnění evakuace osob na palubě.
- (g) Systém nouzového osvětlení musí být po automatické aktivaci možné letovou posádkou vypnout a resetovat.
- (h) Systém nouzového osvětlení musí zajistit vnitřní osvětlení letadla, včetně:
 - (1) Osvětleného značení nouzových východů a polohového značení včetně značení vyžadovaného dle CS 23.811 (b);
 - (2) Zdrojů běžného osvětlení v kabině, které zajistí průměrné osvětlení ne slabší než 0,5 lux (0,05 stopových kandel*) a osvětlení v kterémkoliv bodě ne slabší než 0,1 lux (0,01 stopových kandel) při měření podél středové čáry hlavní uličky pro cestující a ve výšce opěrek rukou na sedadlech; a
 - (3) Podlahového značení pro případ nouzového úniku, které zajistí vedení při nouzové evakuaci osob na palubě letounu v případě, kdy všechny zdroje osvětlení výše než 1,2 m (4 ft) nad podlahou uličky v kabině budou zcela zastíněny.
- (i) Napájení každé jednotky nouzového osvětlení musí zajišťovat odpovídající úroveň osvětlení po dobu nejméně 10 minut při kritických okolních podmínkách po aktivaci systému nouzového osvětlení.
- (j) Jsou-li k napájení systému nouzového osvětlení použity dobíjecí baterie, mohou být dobíjeny z hlavního systému napájení letounu za předpokladu, že dobíjecí obvod je navržen tak, aby bránil neúmyslnému vybití baterií při poruše nabíjecího obvodu. Pokud systém nouzového osvětlení nezahrnuje nabíjecí okruh, je nezbytný ukazatel stavu baterií.
- (k) Součásti systému nouzového osvětlení včetně baterií, kabeláže, relé, světel a spínačů musí být schopny normálního provozu po vystavení setrvačným silám odpovídajícím početním násobkům zatížení uvedených v CS 23.561 (b)(2).
- (l) Systém nouzového osvětlení musí být navržen tak, aby po jakémkoliv samostatném příčném svislém oddělení trupu při havarijním přistání:
 - (1) Přinejmenším 75 procent všech elektricky napájených nouzových světel požadovaných v tomto odstavci zůstalo funkčních; a
 - (2) Každý elektricky napájený nápis označující východ, který je vyžadován v CS 23.811 (b) a (c), zůstal funkční s výjimkou těch, které jsou přímo poškozené oddělením trupu.

* poznámka překladatele: *foot-candle* [fc] – britská jednotka osvětlení

CS 23.813 Přístup k nouzovým východům

- (a) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu nesmí být přístup k nouzovým východům typu okno ztěžován sedačkami nebo opěradly sedadel.
- (b) Při certifikaci prostředků nouzových východů dle CS 23.807 (d)(4) je navíc požadováno, aby byl zajištěn následující přístup k nouzovým východům:
- (1) Průchod vedoucí od uličky k nástupním dveřím pro cestující musí být volný v šíři nejméně 51 cm (20 palců).
 - (2) Vedle nástupních dveří pro cestující musí být dostatek prostoru, který umožní asistovat při evakuaci cestujících bez zúžení volného průchodu pod 51 cm (20 palců).
 - (3) Pokud je nezbytné projít průchodem mezi prostory pro cestující za účelem dosažení nouzového východu na cestě z kteréhokoliv sedadla v kabině pro cestující, průchod musí být volný; nicméně mohou být použity závěsy, pokud tyto umožňují volný průchod.
 - (4) V přepážkách mezi odděleními průchodu nesmí být zastavěny žádné dveře, pokud tyto dveře nejsou vybaveny západkou pro jejich zajištění v otevřené poloze. Západka musí být schopna odolat zatížením působícím na ni při vystavení dveří zatížení od setrvačných sil v důsledku početních násobků statického zatížení dle CS 23.561 (b)(2).
 - (5) Pokud je při cestě z jakéhokoli sedadla pro cestující nutné projít dveřmi oddělovacími kabinu pro cestující od ostatních prostor, aby byl dosažen požadovaný nouzový východ, tyto dveře musí být vybaveny prostředky (západkou) pro zajištění v otevřené poloze. Západka musí být schopna odolat zatížením působícím na ni při vystavení dveří zatížení od setrvačných sil v důsledku početních násobků statického zatížení dle CS 23.561 (b)(2).

CS 23.815 Šířka uličky

- (a) S výjimkou případů uvedených v pododstavci (b) musí u letounů kategorie pro sběrnou dopravu šířka hlavní uličky pro cestující v každém bodě mezi sedačkami být rovna nebo přesahovat hodnoty v následující tabulce:

Počet sedadel pro cestující	Minimální šířka hlavní uličky pro cestující	
	Méně než 63 cm (25 palců) nad podlahou cm (palce)	63 cm (25 palců) a více nad podlahou cm (palce)
10 až 19	23 (9)	38 (15)

- (b) Je-li požadována certifikace prostředků nouzových úniků dle odstavce 23.807 (d)(4), musí být šířka uličky pro cestující v jakémkoliv bodě mezi sedadly rovna nebo vyšší než následující hodnoty:

Počet sedadel pro cestující	Minimální šířka hlavní uličky pro cestující	
	Méně než 63 cm (25 palců) nad podlahou cm (palce)	63 cm (25 palců) a více nad podlahou cm (palce)
Menší než 10	30 (12)	38 (15)
11 až 19	30 (12)	51 (20)

Užší šířka, ale ne menší než 23 cm (9 palců) může být schválena, je-li doložena zkouškami, které považuje Agentura za nezbytné.

CS 23.831 Větrání

- (a) Všechna oddělení pro posádku i cestující musí být vhodně větrána. Koncentrace oxidu uhelnatého nesmí ve vzduchu překročit poměr 1:20 000.
- (b) U letounů s přetlakovou kabinou musí být vzduch pro větrání prostoru pro posádku a cestující prost všech škodlivých a nebezpečných koncentrací plynů a par při normálním provozu, i v případech důvodně pravděpodobné poruchy nebo nesprávné činnosti ventilace, topení, přetlakování nebo jiných systémů a vybavení. Jestliže je důvodně pravděpodobné nahromadění nebezpečného množství kouře v prostoru pilotní kabiny, musí být okamžitě proveden odvod kouře počínaje plným přetlakováním a bez dekomprese pod bezpečné meze.

PŘETLAKOVÁNÍ**CS 23.841 Přetlakové kabiny**

- (a) Požaduje-li se schválení pro provoz nad 7 620 m (25 000 ft), musí být letoun v případě jakékoliv pravděpodobné poruchy nebo nesprávné činnosti přetlakového systému schopen udržet v kabině tlakovou nadmořskou výšku alespoň 4 572 m (15 000 ft).
- (b) Přetlakové kabiny musí mít alespoň následující ventily, ovládání a ukazatele k řízení tlaku v kabině.
 - (1) Dva tlakové přepouštěcí ventily k automatickému omezení kladného tlakového rozdílu na předem stanovenou hodnotu při maximální dodávce ze zdroje tlaku. Spojená kapacita přepouštěcích ventilů musí být tak velká, aby porucha kteréhokoliv z ventilů nezpůsobila značné zvýšení přetlaku. Tlakový rozdíl je kladný, je-li vnitřní tlak větší než vnější.
 - (2) Dva zpětné přepouštěcí ventily (nebo jejich ekvivalent) k automatickému zabránění vzniku záporného tlakového rozdílu, který by poškodil konstrukci. Jeden ventil je dostačující v případě, je-li takové konstrukce, která přiměřeně vylučuje jeho nesprávnou činnost.
 - (3) Zařízení, kterým může být tlakový rozdíl rychle vyrovnán.
 - (4) Automatický nebo ruční regulátor k řízení sání nebo výfuku proudu vzduchu nebo obojího pro udržení požadovaného vnitřního tlaku vzduchu a průtoku vzduchu.
 - (5) Přístroje ukazující pilotovi přetlak, tlakovou nadmořskou výšku v kabině a rychlost změny tlakové nadmořské výšky v kabině.
 - (6) Výstražné znamení na stanovišti pilota indikující, je-li překročena bezpečná nebo předem nastavená hodnota přetlaku a je-li překročena v kabině tlaková nadmořská výška 3 048 m (10 000 ft).
 - (7) Výstražný štítek pro pilota, není-li konstrukce navržena pro přetlak až do maximálního nastavení pojistného ventilu v kombinaci se zatížením při přistání.
 - (8) Prostředky k zastavení otáčení kompresoru nebo k odvedení proudu vzduchu z kabiny, jestliže pokračující otáčení kabinového kompresoru poháněného motorem nebo pokračující tok vzduchu z kteréhokoliv kompresoru vytváří v případě nesprávné činnosti nebezpečí.

CS 23.843 Zkoušky přetlakování

- (a) *Pevnostní zkouška.* Celá přetlaková kabina včetně dveří, oken, krytů kabiny a ventilů musí být zkoušena jako tlaková nádoba na přetlak určený v CS 23.365 (d).
- (b) *Funkční zkoušky.* Musí být provedeny následující funkční zkoušky:
 - (1) Funkční a kapacitní zkoušky ventilů pozitivního i negativního tlakového rozdílu a nouzových pojistných ventilů za účelem napodobení vlivů uzavřených regulačních ventilů.
 - (2) Zkoušky přetlakového systému, aby byla prokázána správná funkce za všech možných podmínek tlaku, teploty a vlhkosti až do maximální nadmořské výšky, pro kterou se požaduje schválení.

- (3) Letové zkoušky k prokázání výkonu zdroje tlaku, regulátorů tlaku a průtoku, ukazatelů a výstražné signalizace při rovnoměrném i stupňovitém stoupání a klesání rychlostmi odpovídajícími maximu dosažitelnému v rámci provozních omezení letounu až do maximální nadmořské výšky, pro kterou se požaduje schválení.
- (4) Zkoušky všech dveří a nouzových východů pro prokázání jejich správné činnosti po provedení letových zkoušek předepsaných v pododstavci (3).

POŽÁRNÍ OCHRANA

CS 23.851 **Hasicí přístroje** (Viz AMC 23.851 (c))

- (a) K dispozici musí být alespoň jeden ruční hasicí přístroj pro použití v pilotním prostoru, který bude umístěn snadno v dosahu sedícího pilota.
- (b) Musí být k dispozici jeden ruční hasicí přístroj vhodně umístěný v prostoru pro cestující:
 - (1) Každého letounu pro více než 6 cestujících; a
 - (2) Každého letounu kategorie pro sběrnou dopravu.
- (c) Pro ruční hasicí přístroje platí následující:
 - (1) Typy a množství každého použitého hasiva musí odpovídat druhu požáru, na který bude pravděpodobně v případě výskytu použito.
 - (2) Každý hasicí přístroj pro použití v prostoru pro cestující a posádku musí být navržen tak, aby se minimalizovaly nebezpečné koncentrace toxických plynů.

CS 23.853 **Interiéry prostorů pro cestující a posádku**

Pro každý prostor používaný posádkou nebo cestujícími platí:

- (a) Materiály musí být alespoň odolné vůči plameni;
- (b) Vyhrazeno;
- (c) Má-li být zakázáno kouření, musí to být výslovně uvedeno na štítku; má-li být kouření dovoleno:
 - (1) Musí být k dispozici přiměřený počet samostatných vyjímatelných popelníků; a
 - (2) Kde je prostor pro posádku oddělen od prostoru pro cestující, musí být alespoň jedno světelné znamení (užívající nápis nebo symboly) upozorňující všechny cestující, že je kouření zakázáno. Znamení upozorňující, že je kouření zakázáno, musí:
 - (i) Při osvětlení být čitelné pro každého cestujícího sedícího v kabině pro cestující za všech pravděpodobných světelných podmínek; a
 - (ii) Být sestrojeno tak, aby mohla posádka osvětlení rozsvítit a zhasnout.
- (d) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu navíc platí následující požadavky:
 - (1) Každá odpadní nádoba na ručníky, papír nebo smetí musí být zcela uzavřena a provedena z žáruvzdorných materiálů a musí v sobě izolovat oheň, který v ní může případně vzniknout při jejím normálním užívání. Schopnost odpadních nádob v sobě izolovat takový oheň za všech pravděpodobných v provozu předpokládaných podmínek opotřebení, převrácení a větrání musí být prokázána zkouškou. Na dvířkách odpadní nádoby nebo v jejich blízkosti musí být umístěn štítek s čitelnými slovy „No Cigarette Disposal“ („Není určeno pro cigarety“).
 - (2) Toalety musí mít štítky „No Smoking“ („Nekouřit“) nebo „No Smoking in Lavatory“ („Nekouřit na toaletě“), které budou umístěny nápadně na každé straně vstupních dveří, a samostatné vyjímatelné popelníky umístěné viditelně na vstupní straně každých dveří toalety nebo v jejich blízkosti kromě případů, kdy jeden popelník může sloužit pro více dveří toalet, pokud je viditelný z vnější strany každých dveří toalet. Štítky musí mít červená písmena nejméně 13 mm ($\frac{1}{2}$ palce) vysoká na bílém podkladu nejméně 25 mm (1 palec) vysokém (na štítku může být symbol „Nekouřit“).
 - (3) Materiály (včetně povrchové úpravy nebo dekorativních ploch na materiálech) použité v každém prostoru pro posádku nebo cestující musí splňovat následující příslušná zkušební kritéria:

- (i) Vnitřní stropní panely, vnitřní stěnové panely, příčky, konstrukce kuchyněk, stěny velkých skříněk, podlahové konstrukce a materiály použité na konstrukci úložných prostorů (jiné než úložné prostory pod sedadly a prostory pro ukládání drobných předmětů jako časopisů a map) musí být samozhášecí, pokud jsou zkoušeny vertikálně v souladu s příslušnou částí Dodatku F k CS-23 nebo jinou ekvivalentní metodou. Průměrná délka spálené plochy nesmí přesáhnout 15 cm (6 palců) a průměrná doba hoření plamenem po odstranění zdroje plamene nesmí přesáhnout 15 sekund. Kapající hmota zkušebního vzorku nesmí hořet v průměru déle než 3 sekundy po odkápnutí.
 - (ii) Podlahová krytina, textilie (včetně závěsů a čalounění), polštáře sedadel, vycpávky, dekorativní a nedekoratивní potahové látky, usně, podložky a zařízení kuchyněk, elektrické vedení, tepelná a akustická izolace a izolační kryty, vedení vzduchu, kryty spojů a hran, obložení prostoru pro náklad, izolační brzdy, kryty a průhledné obaly nákladu, lisované a teplem tvářené části, spoje vzduchotechniky, lemovací pásy (dekorativní a ochranné), které jsou provedeny z materiálů neodpovídajících požadavkům pododstavce (d)(3)(iv), musí být samozhášecí, pokud jsou zkoušeny vertikálně v souladu s příslušnou částí Dodatku F k CS-23 nebo jinou schválenou ekvivalentní metodou. Průměrná délka spálené plochy nesmí přesáhnout 20 cm (8 palců) a průměrná doba hoření plamenem nesmí po odstranění zdroje plamene překročit 15 sekund. Kapající hmota zkušebního vzorku nesmí v průměru hořet déle než 5 sekund po odkápnutí.
 - (iii) Filmy (pro promítání) musí bezpečně plnit *Standard Specifications for Safety Photographic Film* PH 1.25 (k dispozici u American National Standards Institute, 1430 Broadway, New York, N.Y. 10018) nebo ekvivalent schválený FAA. Prochází-li film potrubím, musí toto potrubí splňovat požadavky pododstavce (d)(3)(ii).
 - (iv) Akrylová okna a značení, části konstruované částečně nebo úplně z elastomerních materiálů, soustavy přístrojů s okrajovým osvětlením zahrnující dva nebo více přístrojů v jednom krytu, bezpečnostní pásy, ramenní vícebodové pásy a zařízení k upevnění nákladu a zavazadel včetně kontejnerů, košů, palet, atd. použité v prostoru pro cestující nebo posádku nesmí mít průměrnou rychlost hoření větší než 63 cm (2,5 palce) za minutu, pokud jsou zkoušeny horizontálně v souladu s příslušnou částí Dodatku F k CS-23 nebo jinou schválenou ekvivalentní metodou.
 - (v) Kromě izolace elektrických kabelů a malých částí (jako jsou knoflíky, rukojeti, válečky, držáky, spony, průchodky, ochranné pásy proti odření, kladky a malé elektrické součástky), u nichž Agentura neshledává, že významně přispívají k šíření požáru, nesmí mít materiály položek neuvedených v (d)(3)(i), (ii), (iii) nebo (iv) rychlost hoření větší než 10 cm (4 palce) za minutu, pokud jsou zkoušeny horizontálně v souladu s příslušnou částí Dodatku F k CS-23 nebo jinou schválenou ekvivalentní metodou.
- (e) Potrubí, nádrže nebo vybavení obsahující palivo, olej nebo jiné hořlavé kapaliny nesmí být v těchto prostorech zastavěny, pokud nejsou adekvátně odstíněny (zakryty), izolovány nebo jiným způsobem chráněny tak, aby žádné jejich poškození nebo porucha nemohly způsobit nebezpečí.
- (f) Materiály letounu umístěné na straně kabiny od protipožární přepážky musí být samozhášecí nebo musí být umístěny v takové vzdálenosti od přepážky nebo jinak chráněny tak, aby nedošlo ke vznícení, působí-li na přepážku plamen nejméně o teplotě 1 093°C (2 000°F) po dobu 15 minut. Pro samozhášecí materiály (kromě elektrického vedení a izolace kabelů a malých částí, které podle Agentury významně nepřispívají k šíření ohně) musí být provedena zkouška samozhášení ve vertikální poloze v souladu s Dodatkem F k CS-23 nebo ekvivalentní metodou schválenou Agenturou. Průměrná délka spálené plochy materiálu nesmí přesahovat 15 cm (6 palců) a průměrná doba hoření plamenem po odstranění zdroje plamene nesmí přesahovat 15 sekund. Kapající hmota ze zkušebního vzorku nesmí v průměru hořet déle, než 3 sekundy po odkápnutí.

CS 23.855 Požární ochrana nákladního a zavazadlového prostoru

- (a) Zdroje tepla v každém nákladním a zavazadlovém prostoru, které jsou schopny zapálit náklad nebo zavazadla, musí být odstíněny (zakryty) nebo izolovány tak, aby bylo zabráněno takovému zapálení.
- (b) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická musí být každý nákladový a zavazadlový prostor konstruován z materiálů, které jsou alespoň odolné vůči plameni.
- (c) Každý nákladový a zavazadlový prostor letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí navíc splňovat ustanovení CS 23.853 (d)(3), a buď:
 - (1) Být umístěn tak, aby oheň mohl být snadno objeven pilotem, pokud je na svém stanovišti, nebo musí být vybaven samostatným systémem detektorů kouře nebo ohně dávajícím výstrahu na stanoviště pilota a skýtat za letu pilotovi dostatečný přístup ke kterékoli části prostoru pro zásah pomocí ručního hasicího přístroje; nebo
 - (2) Být vybaven samostatným systémem detektorů kouře nebo ohně dávajícím výstrahu na stanoviště pilotů a mít stropní a podlahové panely a stěnové výplňové desky konstruovány z materiálů, které byly zkoušeny při úhlu 45° v souladu s příslušnými částmi Dodatku F k CS-23. Plamen nesmí proniknout (prohořet) materiálem během působení plamene nebo následně po jeho odstranění. Průměrná doba hoření plamenem po odstranění zdroje plamene nesmí přesáhnout 15 sekund a průměrná doba doutnání nesmí přesáhnout 10 sekund. Prostor musí být konstruován tak, aby zajistil ochranu před požárem alespoň takovou, jaká je požadována pro jeho jednotlivé panely; nebo
 - (3) Být konstruován a utěsněn tak, aby v sobě izoloval jakýkoliv požár.

CS 23.859 Požární ochrana spalovacích ohřivačů

- (a) *Oblasti požáru spalovacích ohřivačů.* Následující oblasti požáru u spalovacích ohřivačů musí být chráněny proti ohni v souladu s příslušnými ustanoveními CS 23.1182 až 23.1191 a 23.1203:
 - (1) Jestliže v oblasti okolo ohřivače jsou části jakéhokoli systému s hořlavinou (kromě palivového systému ohřivače samého), které by:
 - (i) Mohly být poškozeny nesprávnou činností ohřivače; nebo
 - (ii) V případě úniku by hořlavina nebo výpary mohly zasáhnout ohřivač.
 - (2) Oblast kolem ohřivače, jestliže palivový systém má spoje, které by v případě netěsnosti dovolily parám paliva vniknout do této oblasti.
 - (3) Část ventilačního vzduchového vedení, které obklopuje spalovací komoru.
- (b) *Ventilační vzduchové vedení.* Každé ventilační vzduchové vedení procházející každou požární oblastí musí být žárupevné. Navíc:
 - (1) Pokud není izolace zajištěna žárupevnými ventily (klapkami) nebo stejně účinnými prostředky, musí být ventilační vzduchovod podél každého ohřivače v dostatečné délce žárupevný, aby se zajistilo, že požár vzniklý v ohřivači může být udržen v potrubí; a
 - (2) Každá část kteréhokoli ventilačního potrubí, které prochází kteroukoli oblastí se systémem s hořlavinou, musí být konstruována nebo izolována od tohoto systému tak, aby nesprávná činnost jakékoliv části této soustavy nemohla zavést hořlavé kapaliny nebo páry do vzduchového proudu ventilace.
- (c) *Vzduchovody na spalovací vzduch.* Každý vzduchovod vedoucí spalovací vzduch musí být žárupevný v dostatečné délce, aby se předešlo poškození od zpětného vyšlehnutí plamene nebo obráceného šíření plamene. Navíc:
 - (1) Žádný vzduchovod vedoucí spalovací vzduch nesmí mít společný výstup s ventilačním proudem vzduchu, jestliže mohou vniknout do ventilačního proudu vzduchu plameny od zpětného vyšlehnutí nebo obráceným šířením za všech provozních podmínek včetně zpětného průtoku nebo nesprávné činnosti ohřivače nebo jeho přidružených součástí; a
 - (2) Žádný vzduchovod vedoucí spalovací vzduch nesmí způsobit omezení rychlého rozptýlení zpětného vyšlehnutí plamene, které by mohlo v případě omezování způsobit poruchu ohřivače.

- (d) *Ovládání ohříváče: všeobecně.* Musí být učiněno opatření k zabránění nebezpečného hromadění vody nebo námrazy uvnitř nebo na jakékoliv části ovládání ohříváče, potrubí ovládacího systému nebo bezpečnostního ovládání.
- (e) *Bezpečnostní ovládání ohříváče*
- (1) Každý spalovací ohříváč musí mít následující bezpečnostní ovládání:
 - (i) Musí zde být prostředky nezávislé na součástech pro normální plynulé řízení teploty, průtoku vzduchu a paliva, které na dálku automaticky vypnou zapalování a přeruší přívod paliva do ohříváče, nastane-li některá z následujících situací:
 - (A) Teplota v tepelném výměníku překročí bezpečné hodnoty.
 - (B) Teplota ventilačního vzduchu překročí bezpečné hodnoty.
 - (C) Průtok vzduchu pro spalování přestane odpovídat bezpečnému provozu.
 - (D) Průtok ventilačního vzduchu přestane odpovídat bezpečnému provozu.
 - (ii) Prostředky poskytující výstrahu posádce, když kterýkoliv ohříváč, jehož ohřívací výstup je nezbytný pro bezpečný provoz, byl vypnut automatickými prostředky předepsanými v pododstavci (i).
 - (2) Prostředky pro vyhovění pododstavci (1)(i) pro kterýkoliv jednotlivý ohříváč musí:
 - (i) Být nezávislé na součástích sloužících kterémukoliv jinému ohříváči, jehož ohřívací výstup je nezbytný pro bezpečný provoz; a
 - (ii) Udržovat ohříváč vypnutý, dokud nebude opětovně spuštěn posádkou.
- (f) *Vzduchové vstupy.* Každý vstup spalovacího nebo ventilačního vzduchu musí být umístěn tak, aby hořlavé kapaliny nebo páry nemohly za všech provozních podmínek vniknout do systému ohříváče:
 - (1) Během normálního provozu; nebo
 - (2) V důsledku nesprávné činnosti jakékoliv jiné části.
- (g) *Výfuk ohříváče.* Výfukové systémy ohříváčů musí plnit ustanovení CS 23.1121 a 23.1123. Mimo to musí být konstrukcí výfukového systému ohříváče zajištěn bezpečný odvod zplodin spalování, aby se zabránilo výskytu:
 - (1) Úniku paliva z výfuků do okolních prostorů;
 - (2) Působení výfukových plynů na okolním vybavení nebo konstrukci;
 - (3) Vznícení hořlavých kapalin od výfuku, je-li výfuk v prostoru, kde se vyskytuje potrubí s hořlavou kapalinou; a
 - (4) Překážek v rozptýlení zpětného plamene ve výfukovém systému, který by v případě takového omezení mohl způsobit poruchu ohříváče.
- (h) *Palivové systémy ohříváčů.* Každý palivový systém ohříváče musí splňovat všechny požadavky na palivový systém pohonné jednotky, které mají vliv na bezpečný provoz ohříváče. Každá část palivového systému ohříváče v proudu ventilačního vzduchu musí být chráněna kryty tak, aby vyteklo palivo z těchto částí nemohlo vniknout do proudu ventilačního vzduchu.
- (i) *Odtoky (drenáže).* Musí být k dispozici prostředky k bezpečnému odvodu paliva, které by se mohlo nahromadit ve spalovací komoře tepelného výměníku ohříváče. Navíc:
 - (1) Každá část odtokového systému, která pracuje za vysokých teplot, musí být chráněna stejným způsobem jako výfuky ohříváčů; a
 - (2) Každý odtok musí být za všech provozních podmínek chráněn před nebezpečím nahromadění námrazy.

CS 23.863 Požární ochrana hořlavých kapalin

- (a) V každém prostoru, kde by mohly netěsností kapalinového systému unikat hořlavé kapaliny nebo páry, musí být prostředky, které minimalizují pravděpodobnost zapálení kapalin nebo par a následně nebezpečí v případě, kdyby nastalo vznícení.
- (b) Vyhovění pododstavci (a) musí být prokázáno rozborem nebo zkouškami, při nichž musí být uváženy následující činitele:
 - (1) Možné zdroje a cesty úniku kapaliny a způsoby zjištění netěsnosti.

- (2) Charakteristiky hoření kapalin včetně vlivu na všechny hořlavé nebo nasákavé materiály.
 - (3) Možné zdroje zapálení včetně elektrických poruch, přehřátí zařízení a nesprávná činnost ochranných zařízení.
 - (4) Dostupné prostředky pro kontrolu nebo hašení požáru, jako je zastavení průtoku kapalin, vypnutí zařízení, žárupevné opouzďení nebo použití hasicích prostředků (hasiv).
 - (5) Schopnost součástí letounu, které jsou kritické z hlediska letové bezpečnosti, odolat ohni a žáru.
- (c) Požaduje-li se zásah letové posádky k zabránění nebo působení proti požáru kapaliny (např. vypnutí zařízení nebo uvedení hasicího zařízení v činnost), musí být k dispozici okamžitě působící prostředky pro uvedení posádky do pohotovosti.
- (d) Musí být určeny a definovány všechny prostory, kde by mohly vlivem netěsnosti kapalinového systému unikat hořlavé kapaliny nebo páry.

CS 23.865 Požární ochrana řízení letu, uložení motoru a dalších letových konstrukcí
(Viz AMC 23.865)

Řízení letu, uložení motoru a další letové konstrukce umístěné ve vymezených požárních zónách nebo v přilehlých prostorech, které by byly vystaveny účinkům požáru ve vymezených požárních zónách, musí být zhotoveny z žárupevných materiálů nebo být chráněny (odstíněny) tak, že budou schopny odolat účinkům požáru. Tlumiče vibrací motoru musí být vybaveny vhodným zařízením, které zajistí, že poloha motoru zůstane zachována, i když budou nežárupevné části tlumičů znehodnoceny vlivem ohně.

ELEKTRICKÉ PROPOJENÍ A OCHRANA PROTI BLESKU

CS 23.867 Elektrické propojení a ochrana proti blesku a statické elektřině

- (a) Letoun musí být chráněn proti katastrofickým účinkům blesku.
- (b) Pro kovové části může být vyhovění požadavkům pododstavce (a) prokázáno:
- (1) Správným vodivým spojením částí s kostrou letadla; nebo
 - (2) Takovým konstrukčním řešením částí, že úder neohrozí letoun.
- (c) Pro nekovové části může být vyhovění požadavkům pododstavce (a) prokázáno:
- (1) Takovým konstrukčním řešením částí, aby byl účinek úderu minimální; nebo
 - (2) Zástavbou přijatelných prostředků k odvedení výsledného elektrického proudu tak, aby letoun nebyl ohrožen.

RŮZNÉ

CS 23.871 Zařízení pro ověření vodorovné polohy

Musí být k dispozici prostředky umožňující určení, kdy je letoun ve vodorovné poloze na zemi.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA E – POHONNÁ JEDNOTKA**VŠEOBECNĚ****CS 23.901 Zástavba**

- (a) Pro účely CS-23 se do zástavby pohonné jednotky zahrnují všechny části letounu, které:
- (1) Jsou nutné k pohonu; a
 - (2) Ovlivňují bezpečnost hlavních propulzních jednotek.
- (b) Každá pohonná jednotka musí být zkonstruována a uspořádána tak, aby splňovala následující požadavky:
- (1) Zajištění bezpečného provozu do maximální nadmořské výšky, pro kterou je požadováno schválení.
 - (2) Zajištění přístupnosti pro provádění nutných prohlídek a údržby.
- (c) Kryty motorů a gondoly motorů musí být snadno snímatelné nebo otvíratelné tak, aby umožňovaly pilotovi přiměřený přístup a odkrytí motorového prostoru pro provedení předletové prohlídky.
- (d) Zástavba každého turbínového motoru musí být zkonstruována a uspořádána tak, aby:
- (1) Zajišťovala vibrační charakteristiky kostry, které nepřekročí hodnoty stanovené při typové certifikaci motoru.
 - (2) Umožnila plynulý bezpečný provoz v dešti po dobu nejméně 3 minut při obsahu nasávané vody ne menším než 4 hmotnostní procenta v motorem nasávaném vzduchu, a to bez nebezpečné ztráty výkonu nebo tahu při maximálním instalovaném výkonu nebo tahu schváleném pro vzlet a letovém volnoběhu.
- (e) Zástavba pohonné jednotky musí vyhovovat:
- (1) Instrukcím pro zástavbu uvedeným v:
 - (i) Typovém osvědčení motoru; a
 - (ii) Typovém osvědčení vrtule nebo v ekvivalentním schválení.
 - (2) Použitelným ustanovením této Hlavy.
- (f) Zástavba každé pomocné energetické jednotky (APU) musí splňovat platné části předpisu CS-23.

CS 23.903 Motory a pomocné energetické jednotky
(Viz AMC 23.903 (a)(1) a AMC 23.903 (f))

- (a) Každý turbínový motor musí buď:
- (1) Vyhovovat CS E-790 a CS E-800, nebo
 - (2) Musí být prokázáno na základě předcházejících zkušeností z provozu s podobným umístěním zástavby, že případné nasátí cizího předmětu nemělo za následek nebezpečnou situaci.
- (b) *Zástavby turbínových motorů.* Pro zástavby turbínových motorů platí:
- (1) Turbínový motor musí být navržen tak, aby v případě poruchy rotoru motoru, nebo v případě požáru uvnitř motoru, který prohoří vně skříň motoru, bylo sníženo nebezpečí pro letoun na minimum. (Viz AMC 20-128A)
 - (2) Soustavy pohonné jednotky související s ovládacími zařízeními motoru, systémy a přístroji musí být navrženy tak, aby poskytovaly dostatečnou jistotu, že ta provozní omezení motoru, která nepříznivě ovlivňují integritu konstrukce turbínového motoru, nebudou v provozu překročena.
- (c) *Izolace motoru.* Pohonné jednotky musí být uspořádány a navzájem izolovány tak, aby umožňovaly provoz alespoň v jedné konfiguraci tak, aby porucha nebo nesprávná činnost

kteréhokoliv motoru nebo porucha nebo nesprávná činnost (včetně zničení ohněm v motorovém prostoru) kteréhokoliv systému, které by mohly ovlivnit motor:

- (1) Nezabránilo pokračování bezpečného chodu zbývajících motorů; nebo
- (2) Nevyžadovaly okamžitý zásah některého člena posádky pro zajištění dalšího bezpečného chodu zbývajících motorů.

(d) *Spouštění a zastavování (pístový motor)*

- (1) Konstrukce zástavby musí být provedena tak, aby bylo sníženo na minimum nebezpečí vzniku požáru nebo mechanického poškození motoru nebo letounu v důsledku spouštění motoru za všech podmínek, za kterých má být spouštění povoleno. Jakékoliv postupy a příslušná omezení spojená se spouštěním motoru musí být ustanoveny a uvedeny v letové příručce nebo na příslušných provozních štítcích. Musí být k dispozici prostředky pro:
 - (i) Opětovné spuštění kteréhokoliv motoru za letu; a
 - (ii) Zastavení kteréhokoliv motoru za letu po poruše motoru v případě, že by pokračující rotace motoru mohla vyvolat situaci představující nebezpečí pro letoun.
- (2) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu navíc platí:
 - (i) Každá součást systému pro zastavení motoru na motorové straně protipožární přepážky, která by mohla být vystavena ohni, musí být nejméně žáruvzdorná.
 - (ii) Je-li pro tento účel použit hydraulický systém praporování vrtule, musí být příslušné potrubí nejméně žáruvzdorné při provozních podmínkách, které mohou nastat během praporování.

(e) *Spouštění a zastavování (turbínový motor).* Zástavba turbínových motorů musí vyhovovat následujícím požadavkům:

- (1) Konstrukce zástavby musí být provedena tak, aby bylo sníženo na minimum nebezpečí vzniku požáru nebo mechanického poškození motoru nebo letounu v důsledku spouštění motoru za všech podmínek, za kterých má být spouštění povoleno. Jakékoliv postupy a příslušná omezení musí být stanoveny v letové příručce nebo na příslušných provozních štítcích.
- (2) Musí být k dispozici prostředky umožňující zastavení spalování a rotace kteréhokoliv motoru, jehož pokračující rotace by mohla vyvolat nebezpečnou situaci pro letoun. Každá součást systému pro zastavení motoru umístěná v požární zóně musí být žáruvzdorná. Je-li pro zastavení motoru použit hydraulický systém praporování vrtule, musí být příslušné potrubí nebo hadice žáruvzdorné.
- (3) Musí být možné opětovné spuštění kteréhokoliv motoru za letu. Jakékoliv postupy a příslušná omezení musí být stanoveny a uvedeny v letové příručce nebo na příslušných provozních štítcích.
- (4) Musí být předvedeno za letu, že při opětovném spouštění motorů po neúspěšném spouštění je všechno palivo nebo výpary vypouštěno takovým způsobem, při kterém nevznikne nebezpečí požáru.

(f) *Obálka opětovného spuštění.* Pro letouny musí být stanovena obálka pro opětovné spouštění motoru za letu v závislosti na nadmořské výšce a rychlosti letu. Každý zastavěný motor musí být způsobilý k opětovnému spouštění za letu v rozsahu této obálky.

(g) *Způsobilost k opětovnému spuštění.* U letounů poháněných turbínovými motory v případě, že minimální otáčky „mlýnkování“ motorů po vypnutí všech motorů za letu nejsou dostatečné k získání nezbytné elektrické energie pro „zapálení“ motoru, musí být k dispozici zdroj energie, který je nezávislý na zdroji elektrické energie (generátoru) poháněném motorem. Tento zdroj musí zajistit možnost opětovného spuštění motoru za letu.

(h) *Pomocné energetické jednotky.* Každá APU musí splňovat požadavky CS-APU.

CS 23.904 **Systém automatického zálohování výkonu**

Je-li zastavěn, musí systém automatického zálohování výkonu (APR), který automaticky zvyšuje výkon nebo tah pracujícího motoru, když některý z motorů selže při vzletu, vyhovovat Dodatku H k CS-23.

CS 23.905 Vrtule

- (a) *(Vyhrazeno)*
- (b) Výkon motoru a otáčky vrtulové hřídele nesmí překročit meze, pro které je vrtule certifikována.
- (c) Každá praporovatelná vrtule musí mít zařízení umožňující provést odpraporování za letu.
- (d) Každá součást systému ovládání nastavení listů vrtule musí splňovat požadavky v CS-P-210.
- (e) Všechny části letounu před tlačnou vrtulí, na kterých by se mohla tvořit námraza a odpadávat do vrtulového disku za jakýchkoli provozních podmínek, musí být vhodně chráněny, aby bylo zabráněno tvoření námrazy, nebo musí být prokázáno, že padání námrazy do vrtulového disku nevyvolá nebezpečné podmínky letu. (Viz AMC 23.905 (e))
- (f) Každá tlačná vrtule musí být označena tak, aby byl disk zřetelně viditelný při normálních denních světelných podmínkách na zemi.
- (g) Procházejí-li výfukové plyny motoru diskem tlačné vrtule, musí být prokázáno zkouškami nebo analýzou doplněnou zkouškou, že vrtule může pokračovat v bezpečném provozu. (Viz AMC 23.905 (g))
- (h) Všechny motorové kryty, přístupové dveře a ostatní odnímatelné části musí být navrženy tak, aby bylo zajištěno, že nedojde k jejich oddělení od letounu a střetu s tlačnou vrtulí.

CS 23.907 Vibrace vrtule
(Viz AMC 23.907 (a))

- (a) U každé vrtule jiné než konvenční pevné dřevěné vrtule musí být prokázáno, že namáhání od vibrací nepřekračuje za normálních provozních podmínek hodnoty, které byly prokázány výrobcem vrtule jako bezpečné pro trvalý provoz. Tyto požadavky musí být prokázány některým z následujících způsobů:
 - (1) Měřením namáhání přímo při zkouškách vrtule;
 - (2) Porovnáním s podobnými zástavbami, pro které tato měření byla prováděna; nebo
 - (3) Jinou přijatelnou zkušební metodou nebo provozními zkušenostmi, které prokazují bezpečnost zástavby.
- (b) Průkaz bezpečných vibračních charakteristik u každého typu vrtule, s výjimkou konvenčních pevných dřevěných vrtulí, musí být proveden tam, kde je to nutné.

CS 23.909 Turbodmychadlové systémy
(Viz AMC 23.909 (a)(1))

- (a) Každé turbodmychadlo musí být schváleno v typovém osvědčení motoru nebo musí být prokázáno, že systém turbodmychadla při běžné zástavbě a v normálním provozu motoru splňuje tyto požadavky:
 - (1) Vydrží bez poruchy 150hodinovou vytrvalostní zkoušku tak, že splňuje příslušné požadavky CS-E 440; a
 - (2) Nebude mít nepříznivý vliv na motor.
- (b) Nesprávná činnost ovládacího systému, vibrace a abnormální otáčky i teploty předpokládané v provozu nesmí poškodit kompresor nebo turbínu turbodmychadla.
- (c) Skříň každého turbodmychadla musí zadržet úlomky kompresoru nebo turbíny, u kterých došlo k poruše při nejvyšších dosažitelných otáčkách, jestliže nepracuje normální regulátor otáček.
- (d) Každý mezistupňový chladič, je-li použit, musí splňovat následující podmínky:
 - (1) Upevnění mezistupňového chladiče musí být navrženo tak, aby odolalo zatížením působícím na systém.
 - (2) Musí být prokázáno, že vlivem vibrací nedojde k takovému poškození mezistupňového chladiče, kdy by části chladiče mohly být nasáty motorem; a
 - (3) Proud vzduchu procházející chladičem nesmí být veden přímo na některou část letounu (např. čelní sklo), pokud není prokázáno, že to nemůže způsobit žádné nebezpečí pro letoun za jakýchkoli provozních podmínek.

- (e) Výkon motoru, chladicí charakteristiky, provozní omezení a postupy ovlivněné zástavbou systému turbodmychadla musí být zhodnoceny. Provozní postupy a omezení pro turbodmychadlo musí být zahrnuty do letové příručky letounu dle CS 23.1581.

CS 23.925 Vzdálenost vrtule

Vzdálenosti vrtule při nejnepríznivější kombinaci hmotnosti a těžiště letounu a při nejnepríznivějším nastavení listů nesmí být menší než:

- (a) *Vzdálenost od země.* Vzdálenost mezi každou vrtulí a zemí při staticky stlačeném přistávacím zařízení v normální vodorovné vzletové nebo pojížděcí poloze, podle toho, která z nich je nejkritičtější, musí být nejméně 18 cm (7 palců) (pro každý letoun s příďovým přistávacím podvozkem) nebo 23 cm (9 palců) (pro každý letoun se záďovým podvozkem). Mimo to u každého letounu s obvyklými podvozkovými nohama, které využívají hydraulické nebo mechanické prostředky tlumení přistávacích nárazů, musí být spolehlivá vzdálenost mezi vrtulí a zemí při vodorovné vzletové poloze letounu s úplně vypuštěnou kritickou pneumatikou a s příslušnou podvozkovou nohou stlačenou na doraz. U letounů používajících podvozkové nohy s listovými pružinami musí být prokázána spolehlivá vzdálenost při prohnutí odpovídajícím zatížení 1,5 g.
- (b) *Vrtule umístěné vzadu.* Navíc ke vzdálenostem uvedeným v pododstavci (a) musí být letoun s vrtulami umístěnými vzadu navržen tak, aby vrtule nepřišly do styku s povrchem dráhy při maximálním sklonu podélné osy letadla během normálního vzletu a přistání.
- (c) *Vzdálenost od vodní hladiny.* Mezi každou vrtulí a vodní hladinou musí být vzdálenost nejméně 46 cm (18 palců), pokud není možné prokázat vyhovění CS 23.239 při menší vzdálenosti.
- (d) *Vzdálenost od konstrukce.* Musí být:
- (1) Radiální vzdálenost mezi špičkami listů a konstrukcí letounu nejméně 25 mm (1 palec), plus jakákoliv další radiální vzdálenost nutná k zabránění škodlivým vibracím;
 - (2) Podélná vzdálenost mezi listy vrtule nebo manžetami a stacionárními částmi letounu nejméně 12,7 mm ($\frac{1}{2}$ palce); a
 - (3) Spolehlivá vzdálenost mezi ostatními rotujícími částmi vrtule nebo krytu vrtulové hlavy a stacionárními částmi letounu.

CS 23.929 Ochrana zástavby motoru proti námraze

Vrtule a ostatní části úplné zástavby motoru musí být chráněny proti hromadění námrazy tak, aby byla umožněna jejich správná funkce bez větší ztráty tahu při provozu v podmínkách námrazy, pro které je požadováno schválení.

CS 23.933 Systémy obrácení tahu

- (a) *Systémy obrácení tahu proudových motorů a turbodmychadlových motorů:*
- (1) Každý systém určený pouze pro využití na zemi musí být navržen tak, že při jakékoliv reverzaci za letu bude motor pracovat pouze v režimu volnoběhu. K tomu musí být navíc prokázáno analýzou, zkouškou nebo oběma způsoby, že:
 - (i) Každý provozuschopný obraceč tahu může být přestaven do polohy dopředného tahu; nebo
 - (ii) Letoun je schopen pokračovat v bezpečném letu a přistání při jakékoliv možné poloze obraceče tahu.
 - (2) Každý systém určený pro použití za letu musí být navržen tak, aby nemohly vzniknout žádné nebezpečné podmínky během normálního provozu systému nebo vlivem poruchy (nebo pravděpodobnou kombinací poruch) obraceče tahu při provozních podmínkách včetně pozemního provozu. Poruchy konstrukčních prvků se nemusí brát v úvahu, je-li možnost vzniku poruchy tohoto druhu nepravděpodobná s velmi malou pravděpodobností výskytu (extremely remote).
 - (3) Každý systém musí mít prostředky k zabránění motoru vyvinout při poruše obraceče tahu větší tah, než je tah volnoběhu, s výjimkou toho, kdy bylo prokázáno, že jakýkoliv větší dopředný tah dovolí zachovat účinnost funkce směrového řízení pouze

aerodynamickými prostředky za nejkritičtějších podmínek pro činnost systému obraceče tahu, které lze v provozu očekávat.

(b) *Pro zařízení k obracení tahu vrtulí*

- (1) Každý systém musí být navržen tak, aby jednotlivá porucha (nebo důvodně pravděpodobná kombinace poruch) nebo nesprávná činnost systému nezpůsobily nechtěné obrácení tahu za jakýchkoliv očekávaných provozních podmínek. Poruchy konstrukčních prvků se nemusí brát v úvahu, jestliže je možnost výskytu jejich poruchy nepravděpodobná s velmi malou pravděpodobností výskytu.
- (2) Vyhovění požadavkům pododstavce (b)(1) pro vrtulové systémy, které umožňují přestavení vrtulových listů z letové polohy s malým úhlem náběhu do polohy s podstatně menším úhlem, než je poloha s malým úhlem při normálním letu, může být prokázáno analýzou poruch, zkouškami nebo oběma způsoby. Analýza má zahrnovat nebo být doplněna analýzou, která byla použita při průkazu požadavků dle CS-P pro vrtuli a související části zástavby.
- (3) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu poháněné turbovrtulovým pohonem platí požadavky pododstavce (a)(2). Musí být prokázáno vyhovění tomuto odstavci analýzou poruch, zkouškami nebo oběma způsoby pro vrtulové systémy, které umožňují přestavení vrtulových listů z polohy odpovídající letu s malým úhlem nastavení do polohy s podstatně menším úhlem než je poloha na dorazu za normálního letu s malým úhlem nastavení. Analýza má zahrnovat nebo být doplněna analýzou, která byla použita k průkazu vyhovění pro typové osvědčení vrtule a souvisejících částí zástavby.

CS 23.934 Zkoušky obraceče tahu proudových a turbodmychadlových motorů

Systémy obraceče tahu u proudových nebo turbodmychadlových motorů musí splňovat příslušné požadavky CS-E 650 a CS-E 890.

CS 23.937 Systémy omezující odpor turbovrtulových systémů

- (a) Systémy omezující odpor vrtulí u letounů s turbovrtulovým pohonem musí být navrženy tak, že žádná jednotlivá porucha nebo selhání kteréhokoliv ze systémů během normálního nebo nouzového provozu nezpůsobí překročení odporu vrtule, pro který byl letoun navržen podle konstrukčních požadavků předpisu CS-23. Porucha konstrukčních prvků systémů omezujících odpor se nemusí brát v úvahu, je-li vznik tohoto druhu poruchy nepravděpodobný s velmi malou pravděpodobností výskytu (extremely remote).
- (b) Ve smyslu tohoto odstavce systémy omezující odpor zahrnují manuální nebo automatická zařízení, která při uvedení v činnost po ztrátě výkonu motoru mohou zapraporovat vrtulové listy, aby byl snížen odpor při mlýnkování na bezpečnou úroveň.

CS 23.939 Provozní charakteristiky pohonných jednotek

- (a) Provozní charakteristiky pohonných jednotek s turbínovými motory se musí zkoušet za letu, aby bylo prokázáno, že nepříznivé vlastnosti (jako odtržení proudu, pumpáž, utržení plamene) se nevyskytují v nebezpečné míře během normálního či nouzového provozu v celém provozním rozsahu v rámci provozních omezení letounu i motoru.
- (b) Provozní charakteristiky pístových motorů přepřehovaných turbodmychadlem se musí zkoušet za letu, aby bylo prokázáno, že žádné nepříznivé vlastnosti jako náhodné zvýšení plnicího tlaku, pumpáž, zahlcení nebo kavitační zámky se nevyskytují během normálního nebo nouzového provozu motoru v celém rozsahu provozních omezení letounu i motoru.
- (c) Systém sání vzduchu turbínových motorů nesmí vlivem nerovnoměrného proudu vzduchu vyvolat vibrace škodící motoru.

CS 23.943 Záporné zrychlení

Při provozu letounu při působení záporných zrychlení v rozsahu letové obálky, předepsané v CS 23.333, se nesmí vyskytnout žádná nebezpečná nesprávná činnost motoru, pomocné energetické jednotky schválené pro použití za letu nebo jakékoliv součásti nebo systému, které jsou spojeny s pohonnou jednotkou nebo s pomocnou energetickou jednotkou. Způsobilst musí být prokázána pro nejvyšší hodnotu a dobu trvání záporného zrychlení očekávanou v provozu.

PALIVOVÝ SYSTÉM**CS 23.951 Všeobecně**

- (a) Každý palivový systém musí být navržen a uspořádán tak, aby za všech předpokládaných provozních podmínek včetně obrátů, pro které se požaduje schválení, a během nichž motor nebo pomocná energetická jednotka mohou být v provozu, zajišťoval přívod paliva v takovém množství a tlaku, jaké jsou stanoveny pro správnou činnost motoru nebo pomocné energetické jednotky.
- (b) Každý palivový systém musí být uspořádán tak, aby byly splněny tyto požadavky:
 - (1) Žádné palivové čerpadlo nesmí současně nasávat palivo z více než jedné palivové nádrže; nebo
 - (2) Musí existovat prostředky k zabránění vstupu vzduchu do palivového systému.
- (c) Každý palivový systém pro turbínový motor musí být schopen nepřetržitého provozu v celém rozsahu průtočného množství a tlaku s palivem zpočátku nasyceným vodou při 27°C (80°F), do kterého bylo přidáno 0,75 cm³ volné vody na 3,8 l (US galon) a které bylo ochlazené na nejkritičtější podmínky pro vytváření ledu, jaké se mohou v provozních podmínkách vyskytnout.

CS 23.953 Nezávislost palivového systému

- (a) Každý palivový systém dvumotorového letounu musí být uspořádán tak, aby alespoň v jedné konfiguraci systému nevedla porucha jakékoli součásti ke ztrátě výkonu u více než jednoho motoru nebo nevyžadovala okamžitý zásah pilota k zabránění ztráty výkonu na více než jednom motoru.

CS 23.954 Ochrana palivového systému proti blesku

Palivový systém musí být navržen a uspořádán tak, aby bylo zabráněno zapálení par paliva v systému vlivem následujících jevů:

- (a) Přímých úderů blesku do oblasti s velkou pravděpodobností zásahu;
- (b) Rozmítaných výbojů v oblastech, kde je vznik rozmítaných výbojů vysoce pravděpodobný; a
- (c) Korónou nebo sršením na výpustích odvodu paliva.

CS 23.955 Průtok paliva

- (a) *Všeobecně.* Schopnost palivového systému dodávat palivo v průtočném množství specifikovaném v tomto odstavci při dostatečném tlaku pro správnou funkci motoru musí být prokázána v poloze, která je nejnepríznivější z hlediska dodávky paliva a nevyužitelného množství paliva. Tyto podmínky mohou být napodobeny na vhodném modelu. Mimo to musí být splněny následující požadavky:
 - (1) Objem paliva v nádrži nesmí přesáhnout množství stanovené jako nevyužitelný zbytek paliva v nádrži podle požadavku CS 23.959 (a) a navíc takové množství paliva, které je nutné k průkazu vyhovění požadavkům tohoto odstavce.
 - (2) Je-li používán průtokoměr paliva, musí být během zkoušek průtoku zablokován a palivo jím musí pouze protékat nebo musí být vedeno jeho obtokem.

- (3) Je-li používán průtokoměr paliva bez obtoku, nesmí vzniknou žádný druh poruchy, který by mohl způsobit snížení průtoku paliva pod úroveň potřebnou pro tento průkaz.
 - (4) Průtočné množství paliva musí zahrnovat množství paliva připadající na zpětný odvod par do nádrže, napájení ejektorového čerpadla a všechny ostatní účely, pro které je palivo používáno.
- (b) *Spádové systémy.* Průtočné množství paliva u spádových systémů (hlavní a rezervní přívod) musí činit 150 % spotřeby paliva motoru při vzletu.
- (c) *Čerpadlové systémy.* Průtočné množství paliva každým čerpadlovým systémem (hlavního i rezervního přívodu) musí být u každého pístového motoru 125 % průtočného množství požadovaného motorem při maximálním vzletovém výkonu schváleném dle CS-23.
- (1) Toto průtočné množství paliva se požaduje pro každé hlavní palivové čerpadlo i pro každé nouzové čerpadlo a musí být dodáváno při chodu čerpadla pracujícího v podmínkách odpovídajících vzletu;
 - (2) Pro každé ručně poháněné čerpadlo musí být zajištěno dodávání požadovaného průtočného množství paliva při frekvenci čerpání ne vyšší než 60 úplných cyklů za minutu (tj. 120 jednoduchých cyklů za minutu).
 - (3) Pracují-li hlavní i nouzové čerpadlo současně, nesmí tlak paliva překročit mezní vstupní tlak motoru, pokud není prokázáno, že to nemá žádný škodlivý vliv.
- (d) *Pomocné palivové systémy a systémy pro přečerpávání paliva.* Pododstavce (b), (c) a (f) platí pro každý pomocný a systém pro přečerpávání paliva s následujícími výjimkami:
- (1) Požadované průtočné množství paliva musí být stanoveno na základě maximálního trvalého výkonu a otáček motoru namísto vzletového výkonu a spotřeby paliva; a
 - (2) Je-li v letounu umístěn štítek s příslušnými pokyny, může být pro přečerpávání paliva z pomocné nádrže do větší hlavní nádrže použito menší průtočné množství paliva. Toto menší průtočné množství musí umožnit udržet maximální trvalý výkon, ale nesmí vést k přeplnění hlavní nádrže při nižším výkonu motoru.
- (e) *Vícečetné palivové nádrže.* Může-li být pístový motor zásobován palivem z více než jedné nádrže, musí být při vodorovném letu možné, když se projeví ztráta výkonu motoru v důsledku vyčerpání paliva ze zvolené nádrže, dosáhnout po přepnutí na kteroukoliv plnou nádrž 75% maximálního trvalého výkonu tohoto motoru v čase ne delším než:
- (1) 10 sekund pro jednomotorové letouny s přirozeným sáním; nebo
 - (2) 20 sekund pro jednomotorové letouny s přepřehováním, pokud je během 10 sekund dosaženo 75% maximálního trvalého výkonu s přirozeným sáním; nebo
 - (3) 20 sekund pro dvoumotorové letouny.
- (f) *Palivové systémy turbínových motorů.* Každý palivový systém turbínového motoru musí zajistit nejméně 100 % průtočného množství paliva potřebného pro chod motoru při všech předpokládaných provozních podmínkách a obrazech. Tyto podmínky mohou být napodobeny na vhodném modelu. Dále musí být splněny tyto požadavky:
- (1) Požadované průtočné množství musí být prokázáno s letounem při nejnepríznivějších podmínkách pro přívod paliva (z hlediska nadmořské výšky, polohy a jiných podmínek), předpokládaných v provozu; a
 - (2) Pro dvoumotorové letouny, přestože je povoleno nižší průtočné množství podle pododstavce (d), nesmí být průtok automaticky přerušován u kteréhokoliv motoru, pokud nebude využito všechno palivo určené ke spotřebě tímto motorem. Dále:
 - (i) Pro účely tohoto odstavce „palivo určené ke spotřebě tímto motorem“ představuje všechno palivo v kterékoli nádrži určené pro určitý motor.
 - (ii) Z konstrukce palivového systému musí být zřejmé, pro který motor je palivo v určité nádrži určeno.
 - (iii) Průkaz vyhovění požadavkům tohoto odstavce nesmí vyžadovat žádnou činnost pilota po dokončení spuštění motoru.
 - (3) Pro jednomotorové letouny; nevyžadovat žádnou činnost pilota po dokončení spuštění motoru, pokud nejsou k dispozici prostředky, které pilota jednoznačně upozorní, že bude třeba, aby provedl určitý zásah. Pilot musí být upozorněn nejméně 5 minut před provedením potřebného zásahu. Tento zásah nesmí způsobit změnu v chodu motoru

a nesmí odvést pozornost pilota od podstatných letových povinností při kterékoliv fázi provozu, pro který je letoun schválen.

CS 23.957 Průtok mezi propojenými nádržemi

- (a) U spádového systému s navzájem propojenými vývody z nádrží musí být zajištěno, aby mezi nádržemi nemohlo protékat takové množství paliva, které by mělo za následek přetékání paliva odvětrávacím potrubím z nádrže za podmínek uvedených v CS 23.959 s výjimkou případů, kdy musí být používány plné nádrže.
- (b) Může-li být palivo přečerpáno z jedné nádrže do jiné za letu, odvětrávací systém a přečerpávací systém musí být navrženy tak, aby nemohlo dojít k poškození jakékoliv části letounu při přeplnění některé nádrže.

CS 23.959 Nevyužitelný zbytek paliva (Viz AMC 23.959 (a))

- (a) Musí být stanoven nevyužitelný zbytek paliva pro každou nádrž a to jako množství, které není menší než to, při kterém se poprvé vyskytnou neklamné známky nesprávné činnosti za nejnepríznivějších podmínek přívodu paliva, ke kterým dochází při všech předpokládaných provozních podmínkách a letových obrazech při odběru z této nádrže. Poruchy jednotlivých součástí palivového systému se nemusí brát v úvahu.
- (b) Navíc musí být stanoven vliv poruchy kteréhokoliv čerpadla na nevyužitelné množství paliva.

CS 23.961 Provoz palivového systému za horkého počasí (Viz AMC 23.961)

V žádném palivovém systému nesmí být místa, ve kterých by mohlo dojít k vytvoření kavitačního zámku při použití paliva při kritické teplotě z pohledu tvorby par paliva za provozu letounu ve všech kritických provozních podmínkách a podmínkách okolního prostředí, pro které je požadováno schválení. U paliva pro turbínové motory musí být počáteční teplota 43°C, -0°, +2,7° (110°F, -0°, +5°), nebo maximální teplota okolního vzduchu, pro kterou je požadováno schválení, podle toho, která z teplot je kritičtější.

CS 23.963 Palivové nádrže: všeobecně

- (a) Každá palivová nádrž musí být schopna odolávat bez poruchy vibracím, zatížením od setrvačných sil, kapalin a konstrukčním zatížením, kterým může být během provozu vystavena.
- (b) Každá pružná vložka palivové nádrže musí být prokázána jako vhodná pro specifické použití.
- (c) Každá integrální palivová nádrž musí být opatřena vhodnými prostředky pro provádění prohlídek a oprav vnitřních částí nádrží.
- (d) Celkový použitelný objem palivových nádrží musí být dostatečný pro minimálně půlhodinový provoz při maximálním trvalém výkonu.
- (e) Každý ukazatel množství paliva musí být seřízen podle CS 23.1337 (b) tak, aby byl vzat v úvahu nevyužitelný zbytek paliva stanovený podle CS 23.959 (a).

CS 23.965 Zkoušky palivových nádrží

- (a) Každá palivová nádrž musí být schopna odolávat následujícím tlakům bez porušení nebo vzniku netěsnosti:
 - (1) Každá konvenční kovová i nekovová palivová nádrž, jejíž stěny nejsou podepřeny konstrukcí letounu, musí odolávat tlaku 24 kPa (3,5 psi), nebo tlaku vzniklému při maximálním početním zrychlení s plnou nádrží, podle toho, který z tlaků je větší.
 - (2) Každá integrální nádrž musí odolávat tlaku vzniklému při maximálním provozním zrychlení letounu s plnou nádrží při současném působení kritických provozních zatížení konstrukce.

- (3) Každá nekovová nádrž, jejíž stěny jsou nesený konstrukcí letounu, a která je zkonstruována vhodným způsobem používajícím vhodného základního materiálu na nádrž, musí při skutečných nebo napodobených podmínkách uložení odolávat tlaku o hodnotě 14 kPa (2 psi) pro první nádrž specifické konstrukce. Nosná konstrukce musí být navržena pro kritická zatížení vznikající za letu a síly při přistání kombinované se zatížením od tlaku paliva v důsledku odpovídajících zrychlení.
- (b) Každá palivová nádrž s velkými, nepodepřenými nebo nevyztuženými rovnými plochami, jejichž porušení nebo deformace by mohly způsobit netěsnost, musí vydržet dále uvedené zkoušky, aniž by došlo k jejímu porušení, vzniku netěsnosti nebo nadměrné deformaci stěn nádrže:
- (1) Celková sestava každé nádrže a její podpory musí být podrobeny vibračním zkouškám, při kterých musí být upevněna tak, aby se napodobovala skutečná zástavba.
 - (2) S výjimkou uvedenou v pododstavci (b)(4) musí sestava nádrže vibrovat po dobu 25 hodin při amplitudě ne menší než 0,8 mm ($1/32$ palce) (není-li opodstatněna jiná amplituda), při naplnění vodou nebo jinou vhodnou zkušební kapalinou do objemu $2/3$ nádrže.
 - (3) Zkušební frekvence vibrací musí být následující:
 - (i) Není-li žádná frekvence vibrací buzených při všech otáčkách za minutu v normálním provozním rozsahu otáček motoru a vrtule kritická, zkušební frekvence vibrací je počet cyklů za minutu získaný vynásobením maximálních trvalých otáček číslem 0,9 pro vrtulové letouny, kromě toho je u nevrtulových letounů zkušební frekvence vibrací 2 000 cyklů za minutu.
 - (ii) Je-li jen jedna frekvence vibrací buzených otáčkami v normálním rozsahu provozních otáček motoru nebo vrtule kritická, musí být zkoušky provedeny s touto frekvencí.
 - (iii) Je-li více než jedna frekvence vibrací buzených otáčkami v normálním rozsahu provozních otáček motoru nebo vrtule kritická, musí být zkoušky provedeny s nejkritičtější z těchto frekvencí.
 - (4) Doba trvání zkoušky podle pododstavce (3)(ii) a (3)(iii) musí být stanovena tak, aby bylo dosaženo stejného počtu cyklů, jako by bylo dosaženo za 25 hodin při frekvenci uvedené v pododstavci (3)(i).
 - (5) Během zkoušky musí být sestava nádrže kolébána rychlostí 16 až 20 úplných cyklů za minutu v rozmezí úhlu 15° na obě strany od vodorovné roviny (celkem 30°) kolem osy rovnoběžné s osou trupu, a to po dobu 25 hodin.
- (c) Každá integrální nádrž, u které jsou použity takové konstrukční metody a těsnění, o kterých nebylo předem odpovídajícími zkouškami nebo zkušenostmi z provozu prokázáno, že vyhovují, musí vydržet působení vibračních zkoušek dle pododstavce (1) až (4) odstavce (b).
- (d) Každá nádrž s nekovovou vložkou musí být podrobena zkouškám přelévání (kolébáním) dle pododstavce (5) odstavce (b) a to s palivem o pokojové teplotě. Vzorek vložky stejné základní konstrukce jako ten, který má být použit v letounu, musí navíc – zastavěný ve vhodné zkušební nádrži – odolat zkouškám přelévání paliva o teplotě 43°C (110°F).

CS 23.967 Zástavba palivové nádrže

- (a) Každá palivová nádrž musí být uložena tak, aby zatížení nádrže nebyla koncentrována. Mimo to musí být splněny následující požadavky:
- (1) Kde je to nezbytné, musí být použity podložky, aby se zabránilo odírání mezi každou nádrží a jejími nosnými prvky;
 - (2) Podložky nesmí být z absorpčního (nasákového) materiálu, nebo musí být chráněny tak, aby se předešlo absorpci paliva;
 - (3) Je-li použita pružná vložka nádrže, musí být uložena tak, aby nemusela přenášet zatížení od kapaliny;
 - (4) Vnitřní plochy nádrže přiléhající k této vložce musí být hladké a bez výstupků, které by mohly způsobit její opotřebení, pokud:
 - (i) Nejsou provedena opatření k ochraně vložky v těchto místech; nebo
 - (ii) Vlastní konstrukce vložky nezajišťuje sama takovou ochranu.

- (5) Ve výparném prostoru každé vakové nádrže musí být udržován přetlak za všech provozních podmínek s výjimkou specifikovaných podmínek, pro které se prokáže, že nulový tlak nebo podtlak nezpůsobí zborcení vakové nádrže; a
 - (6) Nesmí dojít k odsávání paliva sifónovým účinkem (jinému, než drobnému odkapávání) nebo ke zborcení vakové nádrže v důsledku nesprávného zajištění nebo ztráty uzávěru plnicího otvoru.
- (b) Každý prostor, ve kterém je umístěna nádrž, musí být větrán a opatřen odtoky, aby se zabránilo hromadění hořlavých kapalin nebo výparů. Prostory sousedící s nádržemi, které tvoří integrální část konstrukce letounu, musí být rovněž větrány a opatřeny odtoky.
 - (c) Žádná palivová nádrž nesmí být umístěna na motorové straně protipožární přepážky. Mezi palivovou nádrží a protipožární stěnou musí být vzdálenost nejméně 13 mm ($\frac{1}{2}$ palce). Žádná část pláště motorové gondoly, která je umístěna bezprostředně za většími otvory pro výstup vzduchu z motorového prostoru, nesmí být využita jako stěna integrální nádrže.
 - (d) Každá palivová nádrž musí být od prostoru pro osoby oddělena krytem nepropouštějícím výpary ani palivo a prostor, kde je uložena, musí být odvětrán a opatřen odtoky s vývody vně letounu. Kryt musí odolat zatížením vzniklým od přetlakování prostoru pro osoby bez trvalých deformací a porušení v podmínkách dle CS 23.365 a 23.843. Nádrž vakového typu, pokud je použita, musí mít opěrný plášť nejméně ekvivalentní kovové nádrži z hlediska integrity konstrukce.
 - (e) Palivové nádrže musí být navrženy, umístěny a zastavěny:
 - (1) Tak, aby zadržely palivo při působení setrvačných sil odpovídajících početním násobkům statického zatížení podle CS 23.561 (b)(2); a
 - (2) Tak, aby zadržely palivo za podmínek, které se mohou vyskytnout při přistání letounu na zpevněnou dráhu při normální přistávací rychlosti za následujících podmínek:
 - (i) Letoun je v normální přistávací poloze se zasunutým přistávacím zařízením; a
 - (ii) Nejkritičtější podvozková noha je zborcená a ostatní podvozkové nohy jsou vysunuty.
- Při průkazu splnění požadavků pododstavce (e)(2) se musí vzít v úvahu možnost utržení motorového lože, pokud nejsou všechny motory uloženy nad křídlem nebo na zadní části trupu letounu.
- (3) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být palivové nádrže umístěné v rámci obrysu trupu schopné odolat protržení a musí být chráněny svou polohou tak, aby bylo nepravděpodobné, že dojde k odírání nádrží o zem.

CS 23.969 Expanzní prostor palivové nádrže

Každá palivová nádrž musí mít expanzní prostor o objemu ne menším než 2 % kapacity nádrže za předpokladu, že vývod odvětrání nádrže není vyveden mimo letoun (je-li vyveden mimo letoun, expanzní prostor se v takovém případě nepožaduje). Nesmí být možné neúmyslně naplnit expanzní prostor palivové nádrže, je-li letoun v normální poloze na zemi.

CS 23.971 Odkalovací jímka palivové nádrže

- (a) Každá palivová nádrž musí mít odkalovací jímku, kterou je možné vypustit. Její skutečná kapacita v normální poloze na zemi a v polohách za letu musí být nejméně 0,25 % objemu nádrže, nebo 0,24 litru (0,05 britského galonu; $\frac{1}{16}$ US galonu) – podle toho, která hodnota je větší.
- (b) Musí být možné, aby jakékoliv nebezpečné množství vody z kterékoliv části každé palivové nádrže steklo do odkalovací jímky, je-li letoun v normální poloze na zemi.
- (c) Každý palivový systém pístového motoru musí mít usazovací nádobu nebo komoru, kterou je možné vypustit a která má obsah 30 cm³ (1 oz (unce)) na každých 75,7 litru (16,7 britského galonu; 20 US galonů) obsahu palivové nádrže. Každý vývod z nádrže je umístěn tak, že v normální letové poloze stéká voda ze všech částí nádrže kromě odkalovací jímky do usazovací nádoby nebo komory.

- (d) Výpust každé odkalovací jímky, usazovací nádoby a usazovací komory, vyžadovaných v odstavcích (a), (b) a (c), musí vyhovovat požadavkům na vypouštění podle CS 23.999 (b)(1) a (2).

CS 23.973 Plnicí hrdlo palivové nádrže

- (a) Každé plnicí hrdlo palivové nádrže musí být označeno tak, jak je stanoveno v CS 23.1557 (c).
 (b) Musí být zabráněno možnosti vniknutí rozlitého paliva do jiných prostorů okolo palivové nádrže nebo do jiných částí letounu mimo samotné palivové nádrže.
 (c) Každý uzávěr plnicího hrdla musí být opatřen na hlavním otvoru plnicího hrdla těsněním nepropouštějícím palivo. V uzávěru palivové nádrže však mohou být malé otvory k odvětrání nebo zasunutí palivoměru skrz uzávěr. Tyto otvory musí vyhovovat požadavkům CS 23.975 (a).
 (d) Každé plnicí místo (kromě místa pro tlakové plnění paliva) musí mít zařízení pro elektrické propojení letounu s pozemním tankovacím zařízením.
 (e) Letouny s motory vyžadujícími jako jediné palivo benzín nesmí mít vnitřní průměr otvoru plnicího hrdla větší než 60 mm (2,36 palce).
 (f) Letouny s turbínovými motory nesmí mít vnitřní průměr otvoru plnicího hrdla menší než 75 mm (2,95 palce).

CS 23.975 Odvětrání palivové nádrže a odvětrání par z karburátoru

- (a) Každá palivová nádrž musí být odvětrána v nejvyšší části expanzního prostoru. Navíc:
 (1) Každý vývod odvětrání musí být umístěn tak, aby možnost jeho ucpání ledem nebo jinými cizími látkami byla snížena na minimum;
 (2) Každé odvětrání musí být navrženo tak, aby se zabránilo vysávání paliva (sifónovým účinkem) během normálního provozu;
 (3) Kapacita odvětracího systému musí umožňovat rychlé snížení nadměrných rozdílů tlaků mezi vnějším a vnitřním prostředím nádrže;
 (4) Vzduchové prostory nádrží s navzájem propojenými vývody musí být vzájemně propojeny;
 (5) V odvětrávacím potrubí nesmí být místa, kde by se mohla shromažďovat vlhkost, je-li letoun na zemi nebo v poloze pro vodorovný let, pokud není zajištěno vypouštění.
 (6) Žádné odvětrání nesmí vyústit v místech, kde by vytékající palivo z odvětracího otvoru mohlo způsobit nebezpečí požáru, nebo tam, kde by unikající výpary z odvětrání mohly vnikat do prostorů pro osoby na palubě letounu; a
 (7) Odvětrání musí být uspořádáno tak, aby zabránilo ztrátám paliva s výjimkou vytékání paliva vlivem tepelné roztažnosti při parkování letounu v jakémkoliv směru na odbavovací ploše s 1% sklonem.
- (b) Každý karburátor s odlučovačem par a každý motor se vstřikováním paliva vybavený zařízením pro návrat výparů musí mít samostatné odvětrávací potrubí, které odvede výpary zpět do horní části některé nádrže. Má-li letoun více než jednu palivovou nádrž a je-li nutno z jakýchkoliv důvodů použít tyto nádrže v určitém pořadí, musí zpětné odvětrávací potrubí, odvádějící výpary, vést zpět do nádrže, která se používá jako první, pokud není – s ohledem na vzájemné objemy nádrží – výhodnější vést výpary zpět do jiné nádrže.
- (c) U letounů akrobatické kategorie musí být zabráněno nadměrné ztrátě paliva během provádění akrobatických obrátů včetně krátkodobého letu na zádech. Při pokračování v normálním letu nesmí dojít k vysávání paliva odvětráním (sifónovým účinkem) po kterémkoliv obrátu, pro který je požadováno schválení.

CS 23.977 Vývod z palivové nádrže

- (a) Vývod z palivové nádrže nebo vstřikovací čerpadlo musí být opatřeny palivovým sítkem, které splňuje tyto požadavky:
 (1) U letounů s pístovými motory musí mít 3 až 6 ok na cm (8 až 16 ok na 1 palec); a
 (2) U letounů s turbínovými motory musí zabránit průchodu všech předmětů, které by mohly omezit průtok paliva nebo poškodit některou součást palivového systému.

- (b) Funkční plocha každého sítko ve výstupu z palivové nádrže musí být alespoň pětinasobkem plochy průřezu výstupního potrubí.
- (c) Průměr každého sítko musí být nejméně stejný, jako průměr výstupu z palivové nádrže.
- (d) Každé sítko musí být přístupné za účelem provádění prohlídky a čištění.

CS 23.979 Přetlakové plnění paliva

Pro přetlakové plnění paliva platí následující požadavky:

- (a) Každá přípojka potrubí přetlakového systému plnění paliva musí mít zařízení bránící unikání nebezpečného množství paliva ze systému v případě poruchy vstupního palivového ventilu.
- (b) V systému musí být automatické uzavírací prostředky znemožňující překročení schváleného maximálního množství paliva pro jednotlivé nádrže. Tyto prostředky musí:
 - (1) Umožňovat před každým plněním nádrže kontrolu správné funkce uzavíracího zařízení.
 - (2) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – u každé plnicí stanice indikovat závadu uzavíracích prostředků k zastavení průtoku paliva při maximální hladině.
- (c) V systému musí být prostředky bránící poškození palivového systému v případě poruchy automatických uzavíracích prostředků předepsaných v pododstavci (b).
- (d) Všechny části palivového systému až k nádrži, které jsou při plnění paliva pod tlakem, musí být zkoušeny průkazným tlakem o velikosti 1,33násobku pravděpodobného tlaku odpovídajícího rázu při plnění a jejich početní únosnost musí odpovídat 2násobku tohoto plnicího tlaku.

SOUČÁSTI PALIVOVÉHO SYSTÉMU

CS 23.991 Palivová čerpadla

(a) *Hlavní čerpadla.* Pro hlavní čerpadla platí následující požadavky:

- (1) Pro palivové systémy pístových motorů, ve kterých jsou palivová čerpadla pro dodávku paliva do motoru, musí být nejméně jedno čerpadlo pro každý motor přímo poháněno motorem a musí splňovat požadavky CS 23.955. Takové čerpadlo je čerpadlem hlavním.
- (2) Pro palivové systémy turbínových motorů je každé palivové čerpadlo požadované pro správný chod motoru nebo takové, které má splňovat požadavky předpisu pro palivové systémy dle této Hlavy (jiné, než jsou uvedeny v pododstavci (b)), čerpadlem hlavním. Dále musí být splněny tyto požadavky:
 - (i) Pro každý turbínový motor musí být k dispozici alespoň jedno hlavní čerpadlo;
 - (ii) Příkon hlavního čerpadla každého motoru musí být nezávislý na příkonu každého hlavního čerpadla kteréhokoliv jiného motoru; a
 - (iii) U každého hlavního čerpadla musí být provedeno opatření umožňující obtok každého objemového palivového čerpadla jiného než vstřikovacího čerpadla, které je schváleno jako část motoru.
- (b) *Nouzová čerpadla.* V palivové systému musí být začleněno nouzové čerpadlo, které bude okamžitě moci dodávat palivo do motoru, jestliže dojde k poruše některého hlavního čerpadla (jiného než vstřikovacího čerpadla schváleného jako část motoru). Příkon každého nouzového čerpadla musí být nezávislý na příkonu každého odpovídajícího čerpadla.
- (c) *Výstražná zařízení.* Pracuje-li jak hlavní, tak i nouzové čerpadlo nepřetržitě, musí být k dispozici prostředky, které upozorní příslušného člena letové posádky na nesprávnou činnost kteréhokoliv čerpadla.
- (d) Provoz žádného palivového čerpadla nesmí ovlivnit provoz motoru tak, aby mohlo nastat nebezpečí, a to bez ohledu na nastavení výkonu nebo tahu motoru nebo funkční stav jiného palivového čerpadla.

CS 23.993 Potrubí a spoje palivového systému

- (a) Každé palivové potrubí musí být zastavěno a uloženo takovým způsobem, který zabraňuje nadměrnému chvění a umožňuje přenést zatížení vznikající tlakem paliva a zrychlením za letu.
- (b) Každé palivové potrubí, spojené s částmi letounu, mezi kterými může dojít k vzájemnému pohybu, musí být vybaveno prostředky umožňujícími pružné přizpůsobení.
- (c) Každý pružný spoj v palivovém potrubí, který může být pod tlakem a axiálně zatížen, se musí používat v sestavě s pružnou hadicí.
- (d) Musí být prokázáno, že každá použitá pružná hadice je vhodná pro daný účel.
- (e) Pružná hadice, která by mohla být nepříznivě ovlivněna vysokými teplotami, nesmí být použita tam, kde by mohly nastat během provozu nebo po vypnutí motoru nebo pomocné energetické jednotky nadměrné teploty.

CS 23.994 Součásti palivového systému

Součásti palivového systému v motorové gondole nebo v trupu musí být chráněny před poškozením, které by mohlo mít za následek vytékání takového množství paliva, které by mohlo vytvořit předpoklady pro vznik požáru v důsledku přistání se zasunutým přistávacím zařízením na zpevněné dráze.

CS 23.995 Palivové ventily a řízení paliva

- (a) Musí být k dispozici prostředky umožňující příslušným členům letové posádky uzavřít za letu rychle přívod paliva ke každému motoru samostatně.
- (b) Žádný uzavírací ventil nesmí být na motorové straně kterékoliv protipožární přepážky. Mimo to musí být k dispozici prostředky:
 - (1) K ochraně každého uzavíracího ventilu před neúmyslným přestavením; a
 - (2) Umožňující příslušným členům letové posádky každý ventil po uzavření opět rychle otevřít.
- (c) Každý ventil a řídicí prvek palivového systému musí být upevněny tak, aby se zatížení vznikající při jeho obsluze nebo vlivem zrychlení za letu nepřenášela do potrubí spojeného ventilem.
- (d) Každé zařízení k řízení ventilů a palivového systému musí být uloženo tak, aby tíhové zrychlení a vibrace neovlivnily jeho nastavenou polohu.
- (e) Každá rukojeť palivového ventilu a její připojení k mechanismu ventilu musí být navrženy tak, aby možnost nesprávné zástavby byla snížena na minimum.
- (f) Každý ventil musí být navržen tak, nebo zahrnovat taková opatření, aby jeho konstrukce vylučovala možnost nesprávného sestavení nebo připojení ventilu.
- (g) Přepínací ventily palivových nádrží musí splňovat tyto požadavky:
 - (1) Nastavení přepínacího ventilu palivových nádrží do polohy „VYPNUTO“ („OFF“) musí vyžadovat samostatný a odlišný úkon; a
 - (2) Polohy přepínacího ventilu palivových nádrží musí být stanoveny tak, aby při přepínání nádrží z jedné na druhou nemohl přepínací ventil procházet polohou „VYPNUTO“ („OFF“).

CS 23.997 Palivové sítko nebo filtr

Mezi výstupem z palivové nádrže a vstupem buď do měřiče průtoku paliva, nebo do objemového čerpadla poháněného motorem (podle toho, co je blíže k výstupu z palivové nádrže) musí být palivové sítko nebo filtr. Toto palivové sítko nebo filtr musí splňovat následující požadavky:

- (a) Být přístupné za účelem vypouštění a čištění a být opatřeny sítkem nebo vložkou, které jsou snadno vyjímatelné;
- (b) Musí být vybaveny odlučovačem usazenin a výpustí s tou výjimkou, že nemusí mít výpust v případě, jsou-li sítko nebo filtr snadno vyjímatelné za účelem vypuštění;
- (c) Být připevněny tak, aby jejich hmotnost nebyla přenášena připojovacím potrubím nebo vstupní či výstupní přípojkou samotného sítko nebo filtru, pokud potrubí a přípojky nemají dostatečnou rezervu pevnosti za všech podmínek zatížení; a

- (d) Musí mít kapacitu (vzhledem k provozním omezením motoru) zajišťující, že funkce palivového systému motoru nebude narušena palivem znečištěným na stupeň (vzhledem k velikosti a hustotě částic) překračující hodnoty stanovené pro motor během jeho typové certifikace.
- (e) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu, nejsou-li v palivovém systému provedena opatření zabráňující hromadění ledu ve filtru, musí být navíc k dispozici prostředky k automatickému zajištění průtoku paliva filtrem, dojde-li k jeho ucpání ledem.

CS 23.999 Výpusti palivového systému

- (a) Letoun musí mít nejméně jednu výpust umožňující bezpečné vypuštění celého palivového systému letounu v jeho normální poloze na zemi.
- (b) Každá výpust požadovaná podle pododstavce (a) a CS 23.971 musí splňovat následující požadavky:
 - (1) Vyúsťovat dostatečně daleko od všech částí letounu;
 - (2) Mít vypouštěcí ventil:
 - (i) který má ruční nebo automatické prostředky k spolehlivému zajištění v uzavřené poloze;
 - (ii) který je snadno přístupný;
 - (iii) který lze snadno otevřít a zavřít;
 - (iv) který umožňuje odebrat palivo pro zkoušku;
 - (v) u kterého lze vizuálně ověřit správnost uzavření; a
 - (vi) který je umístěn nebo chráněn tak, aby bylo zabráněno vytékání paliva v případě přistání se zasunutým přistávacím zařízením.

CS 23.1001 Systém vypouštění paliva za letu

- (a) Je-li návrhová přistávací hmotnost menší, než je povoleno podle požadavků CS 23.473 (b), musí mít letoun systém pro vypouštění paliva za letu, který umožní vypustit takové množství paliva, které je nutné pro snížení maximální hmotnosti na hodnotu odpovídající návrhové přistávací hmotnosti. Průměrná rychlost vypouštění paliva musí být nejméně 1 % maximální hmotnosti za minutu, přičemž doba potřebná k vypuštění paliva, nemusí být kratší než 10 minut.
- (b) Vypouštění paliva musí být předvedeno při maximální hmotnosti se vztakovými klapkami a přistávacím zařízením zasunutými a za následujících podmínek:
 - (1) Klouzavý let s volnoběžným motorem rychlostí $1,4 V_{S1}$; a
 - (2) Stoupání při rychlosti stoupání, při které byly stanoveny údaje pro stoupání na trati s jedním motorem mimo provoz dle CS 23.69 (b), a to s nepracujícím kritickým motorem a zbývajícím motorem na maximálním trvalém výkonu; a
 - (3) Vodorovný let rychlostí $1,4 V_{S1}$, jestliže výsledky zkoušek provedených za podmínek stanovených v pododstavcích (1) a (2) prokázaly, že tyto podmínky mohou být kritické.
- (c) Během letových zkoušek stanovených v pododstavci (b) musí být prokázány následující požadavky:
 - (1) Systém vypouštění paliva za letu a jeho provoz nejsou nebezpečné z hlediska požáru;
 - (2) Rozptylované palivo nezasáhne žádnou část letounu;
 - (3) Palivo nebo jeho výpary neproniknou do žádné části letounu; a
 - (4) Průběh vypouštění paliva neovlivní nepříznivě řiditelnost letounu.
- (d) U letounů s pístovými motory musí být systém vypouštění paliva navržen tak, aby nebylo možné vypustit palivo z nádrží používaných pro vzlet a pro přistání pod množstvím umožňujícím let po dobu 45 minut při 75 % maximálního trvalého výkonu. Je-li však k dispozici pomocné ovládací zařízení, které je nezávislé na hlavním ovládání vypouštění paliva, může být systém navržen pro vypuštění veškerého paliva.
- (e) U letounů s turbínovými motory musí být systém vypouštění paliva navržen tak, aby nebylo možné vypustit palivo z nádrží používaných pro vzlet a přistání pod množstvím umožňujícím stoupání z nulové výšky MSA do výšky 3 048 m (10 000 ft) a dále následující cestovní let po dobu 45 minut rychlostí stanovenou pro maximální dolet.
- (f) Ventil vypouštění paliva musí být navržen tak, aby umožnil letové posádce uzavřít tento ventil v kterémkoliv fázi vypouštění paliva.

- (g) Pokud není prokázáno, že použití některých prostředků (včetně vztakových klapek, slotů a náběžných klapek) zajišťujících změnu obtékání přes nebo podél křídla neovlivní nepříznivě vypouštění paliva, musí být u ovladače vypouštění paliva štítek varující posádku před vypouštěním paliva, když jsou tyto prostředky měnící obtékání vzduchu použity.
- (h) Systém vypouštění paliva musí být navržen tak, aby jakákoliv přiměřeně pravděpodobná jednotlivá porucha systému neměla za následek nebezpečné podmínky v důsledku nesymetrického vypouštění paliva, nebo aby tato porucha neznemožnila vypouštění paliva.

OLEJOVÝ SYSTÉM

CS 23.1011 Všeobecně (Viz AMC 23.1011 (b))

- (a) Pro olejové systémy a součásti, které byly schváleny podle požadavků na letovou způsobilost motorů a tam, kde jsou tyto požadavky rovnocenné či přísnější než odpovídající požadavky Hlavy E CS-23, nemusí být schválení duplikováno. Tam, kde jsou požadavky Hlavy E CS-23 přísnější, musí být průkaz proveden dle požadavků Hlavy E.
- (b) Každý motor a každá pomocná energetická jednotka musí mít nezávislý olejový systém, který je schopen je zásobovat příslušným množstvím oleje o teplotě nepřesahující bezpečnou teplotu pro trvalý provoz.
- (c) Použitelný objem nádrže nesmí být menší, než je součin maximální doby trvání letu (vytrvalosti letounu) za kritických provozních podmínek a maximální spotřeby oleje motoru za stejných podmínek, plus odpovídající rezerva k zajištění přiměřené cirkulace a chlazení.
- (d) U olejového systému, který nemá zařízení pro přečerpávání oleje, musí být brán v úvahu pouze použitelný objem olejové nádrže. Množství oleje v motoru, potrubí, olejovém chladiči a rezerva pro praparování vrtule nesmí být brány v úvahu.
- (e) Je-li použit přečerpávací systém oleje a přečerpávací čerpadlo může čerpat olej z dopravního potrubí do hlavních olejových nádrží, může být množství oleje v tomto dopravním potrubí, které může být čerpáno přečerpávacím čerpadlem, zahrnuto do použitelného množství oleje.

CS 23.1013 Olejové nádrže

- (a) *Zástavba.* Každá olejová nádrž musí být zástavěna tak, aby:
 - (1) Splňovala požadavky stanovené v CS 23.967 (a) a (b); a
 - (2) Odolávala zatížením vznikajícím vlivem vibrací, setrvačných sil a kapalin, která je možno předpokládat v provozu.
- (b) *Expanzní prostor.* Expanzní prostor olejové nádrže musí být proveden tak, aby splňoval následující požadavky:
 - (1) Každá olejová nádrž používaná u pístových motorů musí mít expanzní prostor, který není menší než větší z následujících: 10 % objemu nádrže nebo 1,9 litru (0,42 britského galonu / 0,5 US galonu); a každá olejová nádrž použitá u turbínových motorů musí mít expanzní prostor nejméně 10 % objemu nádrže; a
 - (2) Expanzní prostor olejové nádrže není možné neúmyslně naplnit, je-li letoun v normální poloze na zemi.
- (c) *Plnicí hrdlo.* Každé plnicí hrdlo olejové nádrže musí být označeno podle CS 23.1557 (c). Každé zapuštěné plnicí hrdlo olejové nádrže pro turbínový motor, které by mohlo zadržovat větší množství oleje, musí být opatřeno připojením odtoku.
- (d) *Odvětrání.* Olejové nádrže musí být odvětrány následovně:
 - (1) Každá olejová nádrž musí být odvětrána do motoru z horní části expanzního prostoru tak, aby přípojka odvětrání nebyla pod hladinou oleje za jakýchkoliv normálních letových podmínek.
 - (2) Odvětrání olejových nádrží musí být provedeno tak, aby se kondenzované vodní páry, které by mohly zamrznout a ucpat potrubí, nemohly hromadit v žádném místě odvětrání.

- (3) U letounů akrobatické kategorie musí být použity prostředky, které zabrání nebezpečné ztrátě oleje při provádění akrobatických obrátů, a to včetně krátkých časových úseků při letu na zádech.
- (e) *Vývod.* Žádný vývod z olejové nádrže nesmí být omezen sítkem nebo ochrannou mřížkou snižující průtok oleje pod bezpečnou hodnotu při všech provozních teplotách. Žádný vývod z olejové nádrže nesmí být menší, než je průměr vstupu u čerpadla motorového oleje. Každá olejová nádrž pro turbínový motor musí mít prostředky bránící vstupu jakéhokoliv předmětu, který by mohl být překážkou v proudění olejovým systémem, do samotné olejové nádrže nebo do vývodu z nádrže. U vývodu z každé olejové nádrže pro turbínový motor musí být umístěn uzavírací ventil, pokud vnější část olejového systému (včetně uložení olejové nádrže) není žárupevná.
- (f) *Pružné vložky.* Jakákoliv pružná vložka v olejové nádrži musí být přijatelného druhu.
- (g) Každé víčko plnicího hrdla olejové nádrže pro motor musí mít olejotěsné těsnění.

CS 23.1015 Zkoušky olejových nádrží

Každá olejová nádrž musí být podrobena zkouškám podle požadavků CS 23.965 s následujícími výjimkami:

- (a) Použitý tlak musí být 34 kPa (5 psi) pro konstrukci nádrže – namísto tlaku uvedeného v CS 23.965 (a);
- (b) U olejové nádrže s nekovovou vložkou musí být jako zkušební kapalina použit olej místo paliva, jak je uvedeno v CS 23.965 (d), a zkouška přeléváním na vzorku vložky musí být provedena s olejem o teplotě 121°C (250°F); a
- (c) U přetlakových olejových nádrží používaných pro turbínové motory nesmí být zkušební tlak menší než 34 kPa (5 psi) plus maximální provozní tlak v nádrži.

CS 23.1017 Olejová potrubí a jejich spoje

- (a) *Olejová potrubí.* Olejová potrubí musí splňovat požadavky CS 23.993 a musí vyhovovat proudění oleje při rychlosti a tlaku odpovídajícím správné funkci motoru za všech normálních provozních podmínek.
- (b) *Odvětrávací potrubí.* Odvětrávací potrubí musí být provedeno tak, aby:
- (1) Se v žádném místě neshromažďovaly kondenzované výpary vody nebo oleje, které by mohly zamrznout a ucpat potrubí;
 - (2) Výstup z potrubí nevytvářel nebezpečí vzniku požáru v případě zpěnění oleje, nebo aby vytékající olej nepotřísnil čelní sklo pilota;
 - (3) Vývod odvětrání nevyústoval do sacího systému motoru;
 - (4) U letounů akrobatické kategorie nedocházelo k nadměrným ztrátám oleje z odvětrávacího potrubí během provádění akrobatických obrátů včetně krátkých časových úseků při letu na zádech; a
 - (5) Vývod odvětrání byl ochráněn proti ucpání ledem nebo jinou cizí látkou.

CS 23.1019 Olejové sítko nebo filtr

- (a) Každá zástavba turbínového motoru musí zahrnovat olejové sítko nebo filtr, kterými protéká veškerý motorový olej, a které musí dále splňovat tyto požadavky:
- (1) Všechna olejová sítká nebo filtry, které mají obtok, musí být navrženy a zastavěny tak, aby olej protékal v normálním průtočném množství zbytkem systému při ucpání sítka nebo filtru.
 - (2) Olejové sítko nebo filtr musí mít dostatečnou kapacitu (vzhledem k provozním omezením stanoveným pro motor) zajišťující, že funkce olejového systému motoru nebude nepříznivě ovlivněna znečištěním oleje do stupně (vzhledem k velikosti a hustotě částic) přesahujícího stupeň znečištění stanovený pro jeho typovou certifikaci.
 - (3) Olejové sítko nebo filtr, pokud nejsou umístěny ve vývodu z olejové nádrže, musí mít prostředky informující o znečištění dříve, než se dosáhne snížení jejich kapacity stanovené podle pododstavce (2).

- (4) Obtok sítka nebo filtru musí být navržen a umístěn tak, aby možnost uvolnění nahromaděných nečistot bylo vhodným umístěním obtoku snížena na minimum a aby bylo zajištěno, že nahromaděné nečistoty nebudou v cestě proudění obtokem.
 - (5) Olejové sítka nebo filtry, které nemají žádný obtok mimo ten, který je umístěn ve vývodu z olejové nádrže, musí mít prostředky umožňující jeho připojení k výstražnému systému podle požadavků uvedených v CS 23.1305 (c)(9).
- (b) Každé olejové sítka nebo filtry pohonné soustavy s pístovými motory musí být navržen a umístěn tak, aby olej mohl protékat v normálním průtočném množství zbytkem soustavy v případě, že je čisticí nebo filtrační prvek úplně ucpaný.

CS 23.1021 Výpusti olejového systému

V olejovém systému musí být vypouštěcí otvor nebo otvory, který musí umožnit bezpečné vypuštění celého olejového systému a musí dále splňovat následující požadavky:

- (a) Musí být přístupný;
- (b) Musí mít vypouštěcí ventily nebo jiné uzávěry, které jsou opatřeny ručními nebo automatickými prostředky pro bezpečné zajištění v uzavřené poloze; a
- (c) Musí být umístěny nebo chráněny tak, aby nedošlo k neúmyslnému otevření.

CS 23.1023 Olejové chladiče

Každý olejový chladič a jeho nosná konstrukce musí být schopny odolávat zatížením vibracemi, setrvačnými silami a tlakem oleje, kterým budou během provozu vystaveny.

CS 23.1027 Systém praparování vrtule

- (a) Jestliže systém praparování využívá motorový olej, a je-li dodávka oleje snížena vlivem poruchy některé části olejového systému, musí být zajištěna rezerva oleje dostatečná pro provoz systému praparování vrtule.
- (b) Tento zbytek množství oleje musí stačit k zajištění přestavení vrtule do praporu a smí být využitelný výhradně jen prostřednictvím čerpadla určeného pro činnost systému praparování vrtule.
- (c) Musí být prokázána schopnost systému provést přestavení vrtule do praporu pouze s tímto vyhrazeným množstvím oleje.
- (d) Musí být provedena opatření, která zabrání nečistotám nebo jiným cizím látkám v ovlivnění bezpečné funkce systému praparování vrtule.

CHLAZENÍ

CS 23.1041 Všeobecně

Chladicí systém pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky musí udržovat teplotu součástí pohonné jednotky a motorových kapalin a součástí a kapalin pomocné energetické jednotky v mezích stanovených pro tyto součásti a kapaliny v nejnejpříznivějších podmínkách pozemního, vodního a letového provozu až do maximální nadmořské výšky a maximálních teplotních podmínek okolní atmosféry, pro které je požadováno schválení, a po normálním zastavení motoru a pomocné energetické jednotky.

CS 23.1043 Zkoušky chlazení

- (a) Všeobecně. Splnění požadavků CS 23.1041 musí být prokázáno na základě zkoušek, pro které platí následující:

- (1) Jsou-li zkoušky prováděny v podmínkách okolní atmosféry teplotně odlišných od maximální teploty, pro kterou je požadováno schválení, musí být zaznamenané teploty pohonné jednotky korigovány podle pododstavců (c) a (d), pokud není použita jiná racionálnější korekční metoda.
 - (2) Korigované teploty stanovené podle pododstavce (a)(1) nesmí překročit stanovené meze.
 - (3) Palivo používané při zkouškách chlazení musí mít minimální třídu jakosti schválenou pro motor(y).
 - (4) Pro přepíňované motory: každý turbokompresor musí být v činnosti v té fázi profilu stoupání, pro kterou je provoz turbokompresoru požadován.
 - (5) Pro pístové motory: nastavení směsí musí být nejchudší doporučené pro stoupání.
- (b) *Maximální teplota okolního vzduchu.* Musí být prokázána maximální teplota okolního vzduchu odpovídající podmínkám nulové výšky MSA při teplotě alespoň 38°C (100°F). Předpokládaný teplotní gradient je 2°C (3,6°F) na 305 m (1 000 ft) nadmořské výšky od nulové výšky MSA až po dosažení teploty odpovídající hodnotě –56,5°C (–69,7°F). Nad touto nadmořskou výškou se teplota považuje za konstantní o hodnotě –56,5°C (–69,7°F). Pro zimní provedení zástaveb pohonných jednotek může žadatel zvolit maximální teplotu okolního vzduchu odpovídající podmínkám v nulové výšce MSA teplotě nižší než 38°C (100°F).
- (c) *Korekční součinitel (s výjimkou válců).* Teploty motorových kapalin a součástí pohonné jednotky (s výjimkou válců), pro které jsou stanoveny teplotní meze, musí být korigovány tak, že se k nim připočte rozdíl mezi maximální teplotou okolního vzduchu odpovídající nadmořské výšce, pro kterou bylo požadováno schválení, a skutečnou teplotou okolního vzduchu v době, kdy se poprvé vyskytnou maximální teploty součástí nebo kapalin zaznamenané během zkoušky chlazení.
- (d) *Korekční součinitel pro teplotu válců.* Teploty válců musí být korigovány připočtením 0,7 násobku rozdílu mezi maximální teplotou okolního vzduchu odpovídající nadmořské výšce, pro kterou je požadováno schválení, a skutečnou teplotou okolního vzduchu v době prvního výskytu maximální teploty válců zaznamenané během zkoušky chlazení.

CS 23.1045 Postupy při zkouškách chlazení pro letouny s turbínovými motory

- (a) Splnění požadavků CS 23.1041 musí být prokázáno během všech fází provozu letounu. Zkoušky se musí provádět s letounem v konfiguracích, při rychlostech a podle postupů doporučených v letové příručce letounu pro dané fáze letu, odpovídajících příslušným požadavkům na výkon, které jsou z hlediska chlazení kritické.
- (b) Teploty musí být ustáleny při všech výchozích podmínkách pro každou vyšetřovanou fázi letu, pokud normálně nerozhoduje pouze jedna podmínka, při které by se teploty součástí a motorových kapalin ustálily (v takovém případě se musí před zahájením příslušné části letu, která má být vyšetřována, udržovat tato vstupní podmínka v plném rozsahu tak, aby v době zahájení mohly teploty dosáhnout svých normálních hodnot). Zkoušce chlazení při vzletu musí předcházet takový časový úsek, během kterého se teploty součástí pohonné jednotky a motorových kapalin ustálí při chodu motorů s volnoběžným režimem na zemi. (Viz AMC 23.1045 (b))
- (c) Při zkouškách chlazení se musí v každé fázi letu pokračovat tak dlouho, dokud nejsou splněny následující požadavky:
- (1) Teploty součástí motoru a motorových kapalin se ustálí; nebo
 - (2) Příslušná fáze letu je dokončena; nebo
 - (3) Jsou dosažena provozní omezení.

CS 23.1047 Postupy při zkouškách chlazení pro letouny s pístovými motory

Splnění požadavků CS 23.1041 musí být prokazováno pro fázi stoupání (nebo klesání; pro dvoumotorové letouny s negativní rychlostí stoupání s jedním nepracujícím motorem). Letoun musí letět v konfiguraci, při rychlostech a podle postupů doporučených v letové příručce, které odpovídají příslušným požadavkům na výkon, které jsou kritické z hlediska chlazení.

KAPALINOVÉ CHLAZENÍ

CS 23.1061 Zástavba

- (a) *Všeobecně.* Každý motor chlazený kapalinou musí být opatřen nezávislým chladicím systémem (včetně nádrže chladicí kapaliny) zastavěným tak, aby splňoval následující požadavky:
- (1) Každá nádrž chladicí kapaliny je uložena tak, že zatížení nádrže jsou rozdělena na velké ploše povrchu nádrže;
 - (2) Mezi nádrží a jejím uložením jsou umístěny vložky nebo jiné izolační prostředky bránící jejímu odírání; a
 - (3) Vložky nebo jiné izolační prostředky nesmí mít absorpční vlastnosti nebo musí být upraveny tak, aby se zabránilo absorbování hořlavých kapalin; a
 - (4) V žádné části systému, s výjimkou expanzního prostoru nádrže chladicí kapaliny, nesmí vznikat kapsy vzduchu nebo par během plnění nebo při provozu.
- (b) *Nádrž chladicí kapaliny.* Objem nádrže musí být nejméně 3,8 litrů (0,83 britského galonu / 1 US galon) plus 10 % objemu chladicího systému. Navíc:
- (1) Každá nádrž chladicí kapaliny musí odolávat vibracím, setrvačným silám a zatížení kapalinami, kterým může být vystavena během provozu;
 - (2) Každá nádrž chladicí kapaliny musí mít expanzní prostor o objemu nejméně 10 % celkového objemu chladicího systému; a
 - (3) Nesmí být možné naplnit neúmyslně expanzní prostor, je-li letoun v normální poloze na zemi.
- (c) *Plnicí hrdlo.* Každé plnicí hrdlo nádrže chladicí kapaliny musí být označeno podle požadavků CS 23.1557 (c). Mimo to musí být splněny následující požadavky:
- (1) Musí být zajištěno, aby rozlitá chladicí kapalina nemohla vniknout do prostoru v okolí nádrže chladicí kapaliny nebo do jiných částí letounu než do samotné nádrže; a
 - (2) Zapuštěné plnicí hrdlo nádrže chladicí kapaliny musí mít vhodné odtoky, které odvedou případně přelitou kapalinu mimo letoun.
- (d) *Potrubí a spojovací části.* Všechna potrubí a spojovací části v chladicím systému musí splňovat požadavky CS 23.993 s tou výjimkou, že vnitřní průměr přívodního potrubí chladicí kapaliny do motoru a vývodního potrubí z motoru nesmí být menší než průměr příslušných vstupů a výstupů motoru.
- (e) *Chladiče.* Každý chladič chladicí kapaliny musí být schopen vzdorovat jakýmkoliv vibracím, setrvačným silám a zatížením od tlaku chladicí kapaliny, kterým může být normálně vystaven. Kromě toho musí být splněny následující požadavky:
- (1) Každý chladič musí být uložen tak, aby bylo umožněno rozpínání v důsledku provozních teplot a aby se zabránilo přenosu škodlivých vibrací na chladič; a
 - (2) Je-li použita hořlavá chladicí kapalina, musí být vedení přivádějící vzduch do chladiče umístěno tak, aby v případě požáru plameny šlehající z gondoly motoru nemohly zasáhnout chladič.
- (f) *Výpusti.* V systému musí být přístupná výpust, která splňuje následující požadavky:
- (1) Umožňuje vypuštění celé chladicího systému (včetně nádrže chladicí kapaliny, chladiče a motoru), je-li letoun v normální poloze na zemi;
 - (2) Vyústění výpusti vychází mimo jakékoliv části letounu; a
 - (3) Výpust je opatřena prostředky ke spolehlivému zajištění v uzavřené poloze.

CS 23.1063 Zkoušky nádrže chladicí kapaliny

Každá nádrž chladicí kapaliny musí být zkoušena podle požadavků CS 23.965 s následujícími výjimkami:

- (a) Zkouška požadovaná podle CS 23.965 (a)(1) musí být nahrazena podobnou zkouškou, avšak s použitím výsledného součtu tlaku vyvolaného při maximálním konečném zrychlení s plnou nádrží, nebo tlaku o hodnotě 24 kPa (3,5 psi), podle toho, který tlak je větší, plus maximální pracovní tlak v systému; a

- (b) U nádrže s nekovovou vložkou musí být jako zkušební kapalina použita místo paliva, jak je uvedeno v CS 23.965 (d), chladicí kapalina. Zkouška přeléváním prováděná se vzorkem vložky musí být provedena s chladicí kapalinou při provozní teplotě.

SYSTÉM SÁNÍ

CS 23.1091 Systém vzduchového sání

- (a) Systém vzduchového sání do každého motoru a pomocné energetické jednotky a jejich příslušenství musí dodávat vzduch, který tento motor a pomocná energetická jednotka a jejich příslušenství potřebují za provozních podmínek, pro které je požadováno osvědčení.
- (b) Zástavba každého pístového motoru musí mít alespoň dva oddělené zdroje nasávaného vzduchu a musí splňovat následující požadavky:
- (1) Primární přívod vzduchu může mít vstupní otvor v aerodynamickém krytu, je-li tato část prostoru izolována od prostoru, ve kterém je příslušenství motoru, žáruvzdornou přepážkou, nebo jsou-li použity prostředky zamezující zpětnému vyšlehnutí plamene.
 - (2) Každý přímý přívod vzduchu musí být umístěn v chráněné poloze a jeho vstup se nesmí nacházet uvnitř aerodynamického krytu, jestliže by zpětné vyšlehnutí plamenů mělo za následek nebezpečí požáru.
 - (3) Dodávání vzduchu do motoru systémem přímého vzduchového sání nesmí mít za následek vyšší pokles výkonu, než je pokles v důsledku vzrůstu teploty vzduchu.
 - (4) Posádka musí disponovat prostředky k překonání automatického ovládnutí vstupní klapky systému přímého vzduchového sání.
 - (5) Každý automatický uzávěr přímého vzduchového sání musí být vybaven prostředky, které upozorní posádku, není-li přívod uzavřen.
- (c) U letounů s turbínovými motory musí být splněny následující požadavky:
- (1) Musí být k dispozici prostředky, které zabrání přetékání nebo unikání nebezpečného množství paliva z odtoků, odvětrání nebo z jiných částí systémů s hořlavými kapalinami do systému vzduchového sání motoru nebo pomocné energetické jednotky a jejich příslušenství.
 - (2) Letoun musí být navržen tak, aby bylo zabráněno vniknutí nebezpečného množství vody nebo roztaveného sněhu na vzletové dráze, pojezdové dráze nebo jiných letištních provozních plochách do vzduchového sání motoru nebo pomocné energetické jednotky a sací otvory musí být umístěny nebo chráněny tak, aby byla minimalizována možnost nasátí cizího předmětu během vzletu, přistání a pojezdění.

CS 23.1093 Ochrana systému vzduchového sání proti námraze

- (a) *Pístové motory.* Každý systém vzduchového sání pístového motoru musí mít prostředky k zamezení vzniku a k odstraňování námrazy. Pokud to není zajištěno jinými prostředky, musí být ve vzduchu bez viditelné vlhkosti prokázáno při teplotě -1°C (30°F), že:
- (1) Každý letoun s nevýškovými motory, na kterých jsou použity konvenční Venturiho (difuzorové) karburátory, má předeřhřivač, který může zajistit zvýšení teploty o 50°C (90°F) s motory pracujícími při 75 % maximálního trvalého výkonu;
 - (2) Každý letoun s výškovými motory, na kterých jsou použity konvenční Venturiho (difuzorové) karburátory, má předeřhřivač, který může zajistit zvýšení teploty o 67°C (120°F) s motory pracujícími při 75 % maximálního trvalého výkonu;
 - (3) Každý letoun s výškovými motory, na kterých jsou použity karburátory, které mají sklon předcházet tvoření námrazy, má předeřhřivač, který může s motory pracujícími při 60 % maximálního trvalého výkonu zajistit zvýšení teploty o následující hodnoty:
 - (i) 56°C (100°F); nebo
 - (ii) 22°C (40°F), je-li použit kapalinový odmrazovací systém splňující požadavky CS 23.1095 až 23.1099;

- (4) Každý jednomotorový letoun s nevýškovým motorem užívající karburátor, který má sklon předcházet tvoření námrazy, má chráněný přímý vstup vzduchu s předehtíváním ne nižším, než které zajišťuje chladicí vzduch motoru po průchodu kolem válců.
 - (5) Každý dvumotorový letoun s nevýškovými motory užívající karburátor, který má sklon předcházet tvoření námrazy, má předehtívač, který může zajistit vzrůst teploty o 50°C (90°F) s motory pracujícími na 75 % maximálního trvalého výkonu.
 - (6) Každý letoun s nevýškovým nebo výškovým motorem (motory) používajícím systémy vstřikování paliva, který nemá součásti dávkování paliva vyčnívající do proudu vzduchu, na nichž by se mohla tvořit námraza, a nepřivádí palivo do systému sání vzduchu kolem jakékoliv součásti nebo jiné překážky, na nichž by se mohla tvořit námraza vypařováním paliva, má chráněný přímý vstup vzduchu s předehtíváním ne nižším než 16°C (60°F) s motory na 75 % jeho maximálního trvalého výkonu.
- (b) *Turbínové motory*
- (1) Každý turbínový motor a jeho systém vzduchového sání musí pracovat v celém rozsahu letových výkonů (včetně volnoběhu) motoru bez hromadění námrazy na částech motoru nebo systému vzduchového sání, které by mohlo nepříznivě ovlivnit chod motoru nebo způsobit vážné snížení výkonu nebo tahu:
 - (i) V podmínkách námrazy stanovených dle CS-Definice; a
 - (ii) Při sněžení, padajícím i hnaném větrem, v rámci omezení stanovených pro letoun pro takovýto provoz.
 - (2) Každý turbínový motor musí běžet na zemi při volnoběžném režimu po dobu 30 minut při odběru vzduchu pro ochranu proti námraze za kritických podmínek z pohledu tvorby námrazy, aniž by to mělo nepříznivý vliv při atmosférických podmínkách odpovídajících teplotě mezi -9° a -1°C (mezi 15° a 30°F) a vzduchu s obsahem vody v kapalném skupenství ne méně než 0,3 gramu na metr krychlový ve formě kapek o středním efektivním průměru nejméně 20 mikrometrů, kdy následně dojde k přechodu do krátkodobého chodu při vzletovém výkonu nebo tahu. Během 30 minutového volnoběžného režimu může být výkon nebo tah pravidelně mírně zvyšován pro Agenturu přijatelným způsobem.
- (c) *Pístové motory s plnicím dmychadlem.* U letounů s pístovými motory vybavenými dmychadly ke stlačení vzduchu před vstupem do karburátoru, může být teplotní přírůstek způsobený stlačováním vzduchu v jakékoliv nadmořské výšce využit pro vyhovění odstavci (a), je-li příslušný přírůstek tepla získaný automatickým stlačováním vzduchu dostatečný pro příslušné nadmořské výšky a provozní podmínky při přepřehování.

CS 23.1095 Průtočné množství odmrazovací kapaliny karburátorem

- (a) Je-li použit kapalinový odmrazovací systém karburátoru, musí dodávat současně každému motoru takové průtočné množství odmrazovací kapaliny, které – vyjádřené hodnotou v librách za hodinu – není menší, než 2,5násobek druhé odmocniny maximálního trvalého výkonu motoru.
- (b) Odmrazovací kapalina musí být zavedena do systému vzduchového sání následujícím způsobem:
 - (1) Těsně před (ve smyslu proudění) karburátorem; a
 - (2) Tak, že je rovnoměrně rozdělována po celém průřezu kanálu vzduchového sání.

CS 23.1097 Kapacita systému kapalinového odmrazování karburátoru

- (a) Kapacita systému kapalinového odmrazování karburátoru musí vyhovovat následujícím požadavkům:
 - (1) Nesmí být menší, než je větší z následujících hodnot:
 - (i) Hodnota potřebná k zajištění množství kapaliny podle CS 23.1095 na dobu odpovídající 3 % maximální vytrvalosti letounu; nebo
 - (ii) 20 minut při uvedeném průtočném množství; a

- (2) Nemusí mít větší kapacitu, než je potřeba pro 2hodinový provoz.
- (b) V případě, kdy dosažitelné přehřívání přesahuje 28°C (50°F), ale je menší než 56°C (100°F), může být kapacita systému snížena poměrně k převýšení, o které teplota přesáhla 28°C (50°F).

CS 23.1099 Podrobný návrh systému kapalinového odmrazování karburátoru

Každý systém kapalinového odmrazování karburátoru musí splňovat platné požadavky na návrh palivového systému s výjimkou požadavků uvedených v CS 23.1095 a 23.1097.

CS 23.1101 Návrh přehříváče nasávaného vzduchu

Každý spaliny vyhřívající přehříváč nasávaného vzduchu musí být navržen a konstruován tak, aby bylo:

- (a) Zajištěno odvětrání přehříváče, není-li přehříváč využíván během chodu motoru;
- (b) Možné provádět prohlídky části výfukového potrubí, které ho obklopují; a
- (c) Možné provádět prohlídky kritických částí samotného přehříváče.

CS 23.1103 Potrubí systému vzduchového sání

- (a) Každé potrubí systému vzduchového sání musí být opatřeno odtokem, aby se předešlo hromadění paliva nebo vlhkosti při normální poloze letounu na zemi i za letu. Žádné odtoky nesmí vyúšťovat v místě, kde by mohlo vzniknout nebezpečí požáru.
- (b) Každé potrubí připojené k součástem, mezi nimiž může dojít k vzájemnému pohybu, musí být opatřeno flexibilními prvky.
- (c) Každé flexibilní potrubí systému vzduchového sání musí být schopno odolat působení teplotních extrémů, paliva, oleje, vody a rozpouštědel, jejichž působení může být vystaveno v provozu a při údržbě, a to bez vzniku nebezpečného narušení nebo roztřepení.
- (d) U zástaveb pístových motorů musí být každé potrubí systému vzduchového sání:
 - (1) Dostatečně pevné, aby nedošlo k poruše systému sání v důsledku běžných podmínek zpětného vyšlehnutí.
 - (2) Žáruvzdorné v každém prostoru, pro který je vyžadován hasicí systém.
- (e) Každé vstupní potrubí systému sání pro pomocnou energetickou jednotku musí být:
 - (1) Žárupevné v prostoru pomocné energetické jednotky;
 - (2) Žárupevné v dostatečné vzdálenosti proti proudu vzduchu od prostoru pomocné energetické jednotky, aby se zabránilo propálení potrubí v důsledku obráceného proudění horkých plynů a jejich následnému průniku do jakéhokoliv prostoru letounu, kde by tyto horké plyny mohly způsobit nebezpečí.
 - (3) Sestaveno z materiálů vhodných z hlediska podmínek okolního prostředí očekávaných v provozu, pouze s výjimkou oblastí, kde jsou požadovány žárupevné nebo žáruvzdorné materiály; a
 - (4) Sestaveno z materiálů, které nebudou absorbovat nebo zachycovat nebezpečné množství hořlavých kapalin, které by mohly být zapáleny pumpáží nebo obráceným prouděním plynů.
- (f) Potrubí systému vzduchového sání, které přivádí vzduch do systému pro přetlakování kabiny, musí být vhodně izolováno nebo sestaveno z materiálu, který nevytvoří v případě požáru pohonné jednotky nebezpečné množství toxických plynů, které by pronikly do kabiny.

CS 23.1105 Clony v systému vzduchového sání

Jsou-li v systému vzduchového sání pístového motoru použity clony:

- (a) Každá clona musí být umístěna proti proudu před karburátorem nebo systémem vstřikování paliva;

- (b) V žádné části systému vzduchového sání, která je jediným přívodem vzduchu k motoru, nesmí být žádná clona, ledaže by:
 - (1) Dosažitelné přehřátí bylo nejméně 56°C (100°F); a
 - (2) Clona mohla být odmrazována ohřátým vzduchem.
- (c) Žádná clona nesmí být odmrazována pouze alkoholem; a
- (d) Musí být zcela vyloučena možnost zasažení clony palivem.

CS 23.1107 Filtry v systému vzduchového sání

Je-li v zástavbě pístového motoru v systému vzduchového sání použit vzduchový filtr k zabránění vniknutí částic cizí látky do motoru:

- (a) Každý vzduchový filtr musí být schopen odolat působení teplotních extrémů, deště, paliva, oleje a rozpouštědel, kterým může být vystaven za provozu a při provádění údržby; a
- (b) Každý vzduchový filtr musí mít takové konstrukční prvky, které zabrání uvolněným částem filtračního média v ovlivnění správné funkce dávkování paliva.

CS 23.1109 Systém pro odběr tlakového vzduchu z turbodmychadla

Pro systémy odběru vzduchu z turbodmychadla pro přetlakování kabiny platí:

- (a) Vzduch dodávaný do kabiny nesmí být nebezpečně znečištěn v důsledku jakékoliv pravděpodobné poruchy turbodmychadla nebo systému jeho mazání.
- (b) Vzduch nasávaný turbodmychadlem musí být odebírán ze zdroje, kde nemůže být znečištěn škodlivými nebo nebezpečnými plyny nebo výparry v důsledku jakékoliv poruchy nebo nesprávné činnosti výfukového, hydraulického, palivového nebo olejového systému motoru.

CS 23.1111 Systém pro odběr tlakového vzduchu z turbínového motoru

Systém odebírající tlakový vzduch z turbínových motorů musí splňovat následující požadavky:

- (a) Nesmí vzniknout žádné nebezpečí, dojde-li kdekoli mezi výstupem z motoru a jednotkou v letounu používající tlakový vzduch z motoru k prasknutí nebo poruše potrubí.
- (b) Musí být stanoven vliv maximálního odběru tlakového vzduchu na výkony motoru a letounu.
- (c) Porucha systému mazání motoru nesmí způsobit nebezpečnou kontaminaci systémů dodávajících vzduch do kabiny.

VÝFUKOVÝ SYSTÉM

CS 23.1121 Všeobecně

Pro zástavbu pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky platí:

- (a) Každý výfukový systém musí zajišťovat bezpečné odvádění výfukových plynů bez nebezpečí možnosti vzniku požáru nebo kontaminace vzduchu v kterémkoliv oddělení pro posádku nebo cestující oxidem uhelnatým.
- (b) Každá část výfukového systému, jejíž povrch je tak horký, že by se od něj mohly vznítit hořlavé kapaliny nebo výparry, musí být umístěna nebo zakrytována tak, aby jakákoliv netěsnost systému s hořlavými kapalinami nebo výparry nemohla mít za následek požár způsobený stykem kapaliny nebo výparů s kteroukoliv částí výfukového systému včetně jejich krytů.
- (c) Každý výfukový systém musí být oddělen žáropevným stíněním od přilehlých hořlavých částí letounu, které jsou na vnější straně motorového prostoru a prostoru pro pomocnou energetickou jednotku.
- (d) Žádné výfukové plyny nesmí vyúšťovat v nebezpečné blízkosti výpustí palivového nebo olejového systému.
- (e) Žádné výfukové plyny nesmí vyúšťovat v místech, kde by mohly způsobit oslnění, které by významně omezilo pilotovo vidění v noci.

- (f) Každá část výfukového systému musí být ofukována, aby se zabránilo vzniku míst s příliš vysokou teplotou.
- (g) Jsou-li ve výfukovém systému místa, kde by se mohlo shromažďovat palivo po nezdařeném pokusu o spuštění motoru nebo pomocné energetické jednotky, musí být každý výfukový systém turbínového motoru nebo pomocné energetické jednotky opatřen odtoky vyvedenými mimo letoun, aby se zabránilo takovému hromadění v kterékoliv normální poloze na zemi i ve vzduchu.
- (h) Každý výměník tepla ve výfukovém systému musí být opatřen prostředky zabraňujícími zablokování výstupu výfukového systému po jakékoliv vnitřní poruše výměníku tepla.
- (i) Pro účely vyhovění požadavkům CS 23.603 bude každá porucha kterékoliv části výfukového systému nepříznivě ovlivňovat bezpečnost.

CS 23.1123 Výfukový systém

- (a) Každý výfukový systém musí být žáropevný, odolná vůči korozi a musí být opatřen prostředky, které zabrání vzniku poruchy v důsledku rozpínání vlivem provozních teplot.
- (b) Každý výfukový systém musí být uložen tak, aby odolával vibracím a zatížením od setrvačných sil, kterým může být vystaven během provozu.
- (c) Části výfukového systému připojené k částem, mezi kterými může dojít k vzájemnému pohybu, musí být opatřeny prostředky umožňujícími vzájemné přizpůsobení.

CS 23.1125 Výměníky tepla ve výfukovém systému

Pro letouny s pístovými motory platí následující požadavky:

- (a) Každý výměník tepla ve výfukovém systému musí být navržen a zastavěn tak, aby odolával vibracím, zatížením od setrvačných sil a jiným zatížením, kterým může být vystaven během normálního provozu. Kromě toho musí splňovat následující požadavky:
 - (1) Každý výměník musí být vhodný pro trvalý provoz při vysokých teplotách a musí být odolný vůči korozi způsobené výfukovými plyny;
 - (2) Musí být možné provádět prohlídky kritických částí každého výměníku; a
 - (3) Každý výměník musí být ochlazován na všech místech, kde je ve styku s výfukovými plyny.
- (b) Každý výměník tepla používaný k ohřívání vzduchu pro ventilaci musí být navržen tak, aby výfukové plyny nemohly vniknout do systému ventilačního vzduchu.

OVLÁDÁNÍ A PŘÍSLUŠENSTVÍ POHONNÉ JEDNOTKY

CS 23.1141 Ovládání pohonné jednotky: všeobecně (Viz AMC 23.1141 (g)(2))

- (a) Ovládání pohonné jednotky musí být umístěno a uspořádáno podle požadavků CS 23.777 a označeno podle požadavků CS 23.1555 (a).
- (b) Musí být prokázána přiměřenost každého flexibilního ovládacího prvku k danému použití.
- (c) Každý ovládací prvek musí udržovat jakoukoliv potřebnou polohu bez:
 - (1) stálé pozornosti členů letové posádky; nebo
 - (2) sklonů k posouvání vlivem zatížení ovládání nebo vibrací.
- (d) Každý řídicí prvek musí odolávat provozním zatížením bez poruchy nebo nadměrných deformací.
- (e) U letounů s turbínovými motory nesmí žádná jednotlivá porucha nebo nesprávná činnost ve kterémkoliv systému ovládání pohonné jednotky, nebo jejich pravděpodobná kombinace, způsobit poruchu kterékoliv funkce pohonné jednotky nezbytné k zachování bezpečnosti.
- (f) Část ovládání každé pohonné jednotky umístěná v motorovém prostoru, u které je požadováno, aby byla v činnosti i v případě požáru, musí být alespoň žáruvzdorná.

- (g) Ovládání ventilů pohonné jednotky umístěné v pilotním prostoru musí mít:
- (1) Pro ruční ovládání ventilů – pevné dorazy nebo v případě palivových ventilů vhodné označení pro polohy otevřeno a zavřeno; a
 - (2) Pro servomotorem ovládané ventily – zařízení udávající posádce, že ventil:
 - (i) Je v poloze plně otevřeno nebo plně zavřeno; nebo
 - (ii) Se pohybuje mezi polohami plně otevřeno a plně zavřeno.

CS 23.1142 Ovládání pomocné energetické jednotky

V pilotním prostoru musí být zařízení ke spuštění, zastavení, sledování a nouzovému zastavení pro každou zastavěnou pomocnou energetickou jednotku.

CS 23.1143 Ovládání motoru (Viz AMC 23.1143 (g))

- (a) Každý motor musí mít oddělené ovládání výkonu nebo tahu a oddělené ovládání každého plnicího dmychadla, pokud vyžaduje ovládání.
- (b) Ovládání výkonu, tahu a plnicího dmychadla musí být uspořádáno tak, aby umožňovalo:
 - (1) Oddělené ovládání každého motoru a každého plnicího dmychadla; a
 - (2) Současné ovládání všech motorů a všech plnicích dmychadel.
- (c) Každý zásah při ovládání výkonu, tahu nebo plnicího dmychadla musí vyvolávat jednoznačnou a okamžitou odezvu prostředků řídicích příslušný motor a plnicí dmychadlo.
- (d) Ovládání výkonu, tahu nebo plnicího dmychadla musí být nezávislé na ovládání každého jiného motoru nebo plnicího dmychadla.
- (e) U každého kapalinového vstřikovacího systému a jeho ovládání (kromě systému vstřikování paliva), které nebyly dodány a schváleny jako součást motoru, musí žadatel prokázat, že průtok vstřikované kapaliny je přiměřeně ovladatelný.
- (f) Je-li v ovládání výkonu nebo tahu nebo v ovládání paliva (jiném než ovládání směsi) zařazeno uzavírací zařízení, musí být k dispozici prostředky k zabránění neúmyslnému nastavení ovládání do polohy zavřeno. Zařízení musí:
 - (1) Mít ve volnoběžné poloze spolehlivý zámek nebo doraz; a
 - (2) Přestavení ovládání do polohy zavřeno musí vyžadovat samostatné a jasně odlišné úkony.
- (g) U jednomotorových letounů s pístovým motorem musí být každé ovládání výkonu nebo tahu navrženo tak, že jestliže dojde k oddělení ovládacího prvku od zařízení pro dávkování paliva, letoun bude schopen pokračovat v bezpečném letu.

CS 23.1145 Spínače zapalování

- (a) Spínače zapalování musí umožňovat ovládání a vypnutí každého okruhu zapalování u každého motoru.
- (b) Musí být k dispozici zařízení k rychlému vypnutí všech zapalování u dvoumotorových letounů, a to seskupením spínačů nebo hlavním spínačem zapalování.
- (c) Každá skupina spínačů zapalování nebo každý hlavní spínač zapalování musí být opatřeny zařízením zabraňujícím neúmyslnému vypnutí (neplatí pro turbínové motory, u kterých není potřeba nepřetržité zapalování).

CS 23.1147 Ovládání směsi (Viz AMC 23.1147 (b))

- (a) Každý motor s ovládáním směsi musí mít oddělené ovládání a každý ovládací prvek pro řízení složení směsi musí být chráněn, tvarován nebo uspořádán tak, aby se hmatovým vjemem zabránilo jeho záměně s jinými ovladači.

- (1) Ovladače složení směsi musí být seskupeny a uspořádány tak, aby umožňovaly splnění následujících požadavků:
 - (i) Samostatné ovládání u každého motoru; a
 - (ii) Současné ovládání u všech motorů.
 - (2) Ovládání musí vyžadovat samostatné a jasně odlišné úkony k přesunutí ovladače do polohy „chudá směs“ nebo „vypnuto“.
- (b) Každé ruční ovládání směsi musí být navrženo tak, že jestliže dojde k oddělení ovládacího prvku od zařízení pro dávkování paliva, bude letoun schopen pokračovat v bezpečném letu.

CS 23.1149 Ovládání otáček a nastavení vrtule

- (a) Je-li použito ovládání otáček nebo nastavení úhlu vrtule, musí být toto ovládání seskupeno a uspořádáno tak, aby umožňovalo splnění následujících požadavků:
- (1) Samostatné ovládání každé vrtule; a
 - (2) Současné ovládání všech vrtulí.
- (b) Ovládání musí umožňovat pohotovou synchronizaci všech vrtulí u dvumotorových letounů.

CS 23.1153 Ovládání praporování vrtule

Jsou-li zastavěny ovladače praporování vrtule, musí být možné zapraporovat každou vrtuli zvlášť. Každé ovládání musí mít zařízení k zabránění neúmyslného použití.

CS 23.1155 Nastavení reverzního tahu turbínového motoru a nastavení úhlu vrtule pod letový režim

U zástavby turbínových motorů musí mít každé ovládání reverzního tahu a nastavení úhlu vrtule pod letový režim zařízení bránící jejich neúmyslnému použití. Tato zařízení musí mít pevnou zarážku nebo doraz ve volnoběžné letové poloze a musí vyžadovat samostatné a jasně odlišné úkony posádky k přestavení ovládání z letového režimu (režim dopředného tahu u letounů s proudovým pohonem).

CS 23.1157 Ovládání přehřívání vzduchu do karburátoru

Každý motor musí mít samostatné ovládání přehřívání vzduchu pro karburátor.

CS 23.1163 Příslušenství pohonné jednotky

- (a) Každé příslušenství připevněné na motor musí:
- (1) Být schváleno pro montáž na příslušný typ motoru a využívat přípravu na motorech pro montáž příslušenství; nebo
 - (2) Mít prostředky omezující kroutící moment u všech pohonů příslušenství, které zabrání překročení stanovených omezení kroutících momentů těchto pohonů.
 - (3) Navíc k pododstavcům (a)(1) nebo (a)(2) musí být utěsněno tak, aby se zamezilo znečištění olejového systému motoru nebo příslušenství.
- (b) Elektrické vybavení, u kterého dochází k vytváření oblouku nebo jiskření, musí být zastavěno tak, aby pravděpodobnost styku s jakoukoliv hořlavou kapalinou nebo s výpary, které by se mohly vyskytovat ve volném stavu, byla minimální.
- (c) Každý generátor dimenzovaný na výkon 6 kW a větší musí být navržen a zastavěn tak, aby v případě nesprávné činnosti byla pravděpodobnost vzniku nebezpečí požáru snížena na minimum.

- (d) Jestliže trvalé otáčení některého z příslušenství, jehož pohon je odvozen od motoru, je v případě nesprávné činnosti nebezpečné, musí být možno otáčení zastavit bez narušení plynulého chodu motoru.
- (e) Každé příslušenství poháněné pomocí převodové skříně, která není schválena jako součást pohonné jednotky, musí:
 - (1) Mít opatření omezující kroutící moment, která zabrání překročení stanovených omezení kroutících momentů daného pohonu.
 - (2) Využít k montáži prostředky na převodové skříni; a
 - (3) Být utěsněno tak, aby se zamezilo znečištění olejového systému převodové skříně a příslušenství.

CS 23.1165 Systémy zapalování motoru

- (a) Každý bateriový zapalovací systém musí být doplněn generátorem, který je automaticky k dispozici jako náhradní zdroj elektrické energie za účelem zajištění plynulého provozu motoru v případě vybití některé baterie.
- (b) Kapacita baterií a generátoru musí být dostačující pro pokrytí současné spotřeby systému zapalování motoru a největší spotřeby jakéhokoli prvku elektrického systému zásobovaného z téhož zdroje.
- (c) Konstrukce systému zapalování motoru musí zohledňovat následující podmínky:
 - (1) Vysazení generátoru;
 - (2) Úplné vybití baterie s generátorem pracujícím při normálních provozních otáčkách; a
 - (3) Úplné vybití baterie s generátorem pracujícím při volnoběhu, je-li zastavěna jen jedna baterie.
- (d) Musí být k dispozici zařízení varující příslušného člena posádky, jestliže nesprávná činnost kterékoliv části elektrického systému způsobuje trvalé vybíjení baterie používané k zapalování motoru.
- (e) Každý systém zapalování turbínového motoru musí být nezávislý na všech elektrických obvodech, které nejsou používány k podpoře, ovládání a analyzování provozu tohoto systému.
- (f) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí navíc každý systém zapalování turbovrtulového letounu být základní elektrickou zátěží.

PROTIPOŽÁRNÍ OCHRANA POHONNÉ JEDNOTKY

CS 23.1181 Vyhrazené požární zóny; zahrnuté oblasti

Vyhrazené požární zóny jsou:

- (a) Pro pístové motory:
 - (1) Prostor pohonu;
 - (2) Prostor příslušenství;
 - (3) Jakýkoliv celý prostor pohonné jednotky, ve kterém není izolován prostor pohonu od prostoru příslušenství.
- (b) Pro turbínové motory:
 - (1) Prostor kompresoru a příslušenství;
 - (2) Prostory spalovací komory, turbíny a výfukového potrubí, které obsahují potrubí nebo součásti vedoucí hořlavé kapaliny nebo plyny.
 - (3) Jakýkoliv celý prostor pohonné jednotky, ve kterém nejsou izolovány prostory kompresoru, příslušenství, spalovací komory, turbíny a výfuku.
- (c) Každý prostor pomocné energetické jednotky; a
- (d) Jakákoliv zástavba ohřívače spalujícího palivo a ostatní spalovací zařízení popsána v CS 23.859.

CS 23.1182 Prostory v motorové gondole za protipožární stěnou
(Viz AMC 23.1182)

Součásti, potrubí a spojovací části (armatury) umístěné za protipožární stěnou motorového prostoru, kromě těch, pro které platí ustanovení CS 23.1351 (e), musí být zkonstruovány z takových materiálů a umístěny v takové vzdálenosti od protipožární stěny, aby nemohly být poškozeny tak, aby ohrozily letoun v případě, že je protipožární stěna ze strany motoru vystavena působení plamene o teplotě nejméně 1 093°C (2 000°F) po dobu 15 minut.

CS 23.1183 Potrubí, spojovací části a součásti

- (a) S výjimkou případů uvedených v pododstavci (b) musí být všechny součásti, potrubí a spojovací části dopravující hořlavé kapaliny, plyny nebo vzduch do kteréhokoliv prostoru, na který se vztahují protipožární podmínky motoru, alespoň žáruvzdorné s tou výjimkou, že nádrže pro hořlavé kapaliny a jejich uložení, které jsou částí motoru a jsou k němu připojeny, musí být žárupevné nebo mít uzavřený žárupevný kryt kromě případů, kdy poškození některé části ohněm, která není žárupevná, nemá za následek prosakování nebo vytékání hořlavé kapaliny. Součásti musí být chráněny nebo umístěny tak, aby zaručovaly, že nedojde k zapálení prosakujících hořlavých kapalin. U sestav pružných hadic (hadice a koncovky) musí být prokázána vhodnost pro dané použití. Integrální olejová vana v pístovém motoru o objemu menším než 23,7 litru (5,2 britského galonu / 25 US galonů) nemusí být žárupevná, ani nemusí být uzavřena v žárupevném krytu.
- (b) Požadavky pododstavce (a) se nevztahují na:
- (1) Potrubí a jejich spojovací části a součásti, které již byly schváleny jako část typově osvědčeného motoru; a
 - (2) Odvzdušňovací a vypouštěcí potrubí a jejich spojovací části, jejichž závady nebudou mít za následek možnost vzniku nebo zvýšení nebezpečí požáru.

CS 23.1189 Závěrné prostředky
(Viz AMC 23.1189 (a)(5))

- (a) Pro každý dvoumotorový letoun platí následující:
- (1) Každý motor musí mít prostředky k uzavření nebo k jinému způsobu zastavení proudění nebezpečného množství paliva, oleje, odmrazovací kapaliny nebo jiných hořlavých kapalin do, přes nebo z prostoru motoru, avšak s výjimkou kapalin v potrubí, spojovacích částech a součástech tvořících integrální část motoru.
 - (2) Uzavřením palivového uzavíracího ventilu pro kterýkoliv motor se nesmí zabránit přívodu paliva do zbývajících motorů, které by bylo k dispozici, pokud by ventil zůstal otevřen.
 - (3) Použití některého z uzavíracích prostředků nesmí bránit pozdějšímu nouzovému použití jiného zařízení, jako je zařízení pro praporování vrtule.
 - (4) Každý závěrný prostředek musí být umístěn mimo motorový prostor, pokud uvnitř motorového prostoru není zajištěn stejný stupeň bezpečnosti.
 - (5) Po uzavření nesmí do motorového prostoru proniknout žádné nebezpečné množství hořlavé kapaliny.
 - (6) Každý závěrný prostředek musí mít zařízení chránící před neúmyslným použitím a umožňující posádce za letu uzavírací prostředek po jeho uzavření opět otevřít.
- (b) Zástavby turbínových motorů nemusí být vybaveny uzavíracími prostředky olejového systému, jestliže:
- (1) Olejová nádrž je integrální částí motoru, nebo je namontována na motoru; a
 - (2) Všechny části olejového systému vně motoru jsou žárupevné nebo jsou umístěny v prostorech, kde nemohou být vystaveny požáru motoru.
- (c) Servomotory ovládané ventily musí mít zařízení udávající letové posádce, kdy ventil dosáhl zvolené polohy, a musí být navrženy tak, aby se ventil ze zvolené polohy nepřemístil vlivem vibrací, které se mohou pravděpodobně vyskytnout v místě umístění ventilu.

CS 23.1191 Protipožární stěny

- (a) Každý motor, pomocná energetická jednotka, ohřívač spalující palivo a jiná spalovací zařízení musí být izolovány od ostatních částí letounu protipožárními stěnami, kryty nebo rovnocennými prostředky.
- (b) Každá protipožární stěna nebo kryt musí být konstruovány tak, aby žádné nebezpečné množství kapalin, plynů nebo plamenů nemohlo pronikat z jimi uzavřeného prostoru do ostatních částí letounu.
- (c) Každý otvor v protipožární stěně musí být utěsněn pomocí těsného průvlaku, žárovevné průchodky, pouzdra nebo šroubení na protipožární stěně.
- (d) Vyhrazeno.
- (e) Všechny protipožární stěny a kryty musí být žárovevné a musí být chráněny vůči korozi.
- (f) Vyhovění kritériím pro žárovevné materiály nebo součásti musí být prokázáno následovně:
 - (1) Materiály nebo součásti musí být vystaveny plameni o teplotě $1\,093 \pm 83^{\circ}\text{C}$ ($2\,000 \pm 150^{\circ}\text{F}$).
 - (2) Plamen z vhodného hořáku musí být vystaven plát ve tvaru čtverce o straně přibližně 25 cm (10 palců).
 - (3) Plamen musí být dostatečně velký, aby mohl udržovat požadovanou zkušební teplotu na ploše čtverce přibližně o straně 13 cm (5 palců).
- (g) Materiály protipožární stěny a spojovacích částí musí odolávat proniknutí plamenů po dobu nejméně 15 minut.
- (h) Na protipožární stěny nebo kryty je možné použít následující materiály bez nutnosti provádět zkoušky požadované v tomto odstavci:
 - (1) Plech z nerezavějící oceli o tloušťce 0,38 mm (0,015 palce).
 - (2) Měkký ocelový plech (s povlakem hliníku nebo jinak chráněný proti korozi) o tloušťce 0,45 mm (0,018 palce).
 - (3) Matový bílý (pokryt slitinou olova a cínu) plech o tloušťce 0,45 mm (0,018 palce).
 - (4) Monelův kov o tloušťce 0,45 mm (0,018 palce).
 - (5) Spojovací kusy potrubí na požární stěně ze slitin na bázi oceli nebo mědi.
 - (6) Plech z titanu o tloušťce 0,41 mm (0,016 palce).

CS 23.1192 Přepážka prostoru pro příslušenství motoru

U vzduchem chlazených hvězdicových motorů musí být prostor pohonu motoru a všechny části výfukového systému izolovány od prostoru pro příslušenství motoru přepážkou, která splňuje požadavky pro protipožární stěny dle CS 23.1191.

CS 23.1193 Aerodynamické kryty a gondola motoru

- (a) Každý aerodynamický kryt musí být konstruován a upevněn tak, aby mohl odolat vibracím, zatížením od setrvačných sil a aerodynamickým zatížením, kterým může být vystaven během provozu.
- (b) Musí být k dispozici prostředky pro rychlé a úplné odvedení kapalin z každé části aerodynamického krytu v normální poloze na zemi i za letu. Odtoky nesmí vyúsťovat tam, kde by mohly způsobit nebezpečí požáru.
- (c) Aerodynamický kryt musí být alespoň žáruvzdorný.
- (d) Všechny části za otvory v aerodynamickém krytu motorového prostoru musí být alespoň žáruvzdorné do vzdálenosti nejméně 61cm (24 palce) za otvory.
- (e) Každá část aerodynamického krytu motoru vystavená působení vysokých teplot vlivem blízkosti průchodu výfukového systému nebo dopadu výfukových plynů musí být žárupevná.
- (f) U dvoumotorových letounů s přepřehovanými motory musí být gondola navržena a provedena tak, aby se zasunutým přistávacím zařízením nemohlo dojít v případě požáru v motorovém prostoru k prohoření aerodynamického krytu nebo gondoly motoru a aby požár nezasáhl jiný prostor gondoly, než je motorový prostor.
- (g) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu navíc platí, že letoun musí být navržen tak, aby požár vzniklý v kterémkoliv motorovém prostoru nemohl proniknout – buď otvory, nebo prohořením – do jakéhokoliv jiného prostoru, kde by mohl vyvolat další nebezpečí.

CS 23.1195 Hasicí systémy

- (a) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí být zastavěn hasicí systém, u kterého musí být prokázáno vyhovění následujícím požadavkům:
- (1) Kromě prostoru spalovací komory, turbíny a výfukového potrubí turbínového motoru, které obsahují potrubí nebo součásti vedoucí hořlavé kapaliny nebo plyny, u nichž je vznik požáru prokazatelně zvládnutelný, musí být hasicí systém k dispozici v každé vyhrazené požární zóně.
 - (2) Hasicí systém, množství hasicího činidla, rychlost jeho vypouštění a jeho rozdělení musí zajistit uhašení požáru. Mohou být použity jednotlivé jednorázové systémy.
 - (3) Hasicí systém pro motorovou gondolu musí být schopen chránit současně každou zónu gondoly, pro kterou je ochrana zajišťována.
- (b) Je-li v jakémkoli letounu certifikovaném podle CS-23 zastavěna pomocná energetická jednotka, musí být prostor pomocné energetické jednotky vybaven hasicím systémem splňujícím požadavky pododstavce (a)(2).

CS 23.1197 Hasicí čidla

Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí následující:

- (a) Hasicí čidla musí:
- (1) Být schopna uhasit plameny vzniklé hořením kapaliny nebo jiného hořlavého materiálu v prostoru chráněném hasicím systémem.
 - (2) Mít teplotní stabilitu v teplotním rozhraní, které se pravděpodobně vyskytuje v prostoru, kde jsou umístěna.
- (b) Je-li používáno jedovaté hasicí čidlo, musí být provedena opatření, aby nedošlo k nebezpečnému hromadění kapaliny nebo výparů (od prosakování během normálního provozu letounu nebo vypuštění hasicího přístroje na zemi nebo ve vzduchu) v kterémkoliv prostoru pro osoby, a to ani v případě poruchy hasicího systému. Toto musí být prokázáno zkouškami, ze kterých jsou vyňaty pouze zabudované hasicí systémy uvnitř trupu, které používají oxid uhličitý a které splňují následující požadavky:
- (1) Podle stanovených hasicích postupů bude do prostoru v trupu vypuštěno 2,3 kg (5 liber) nebo méně oxidu uhličitého; nebo
 - (2) Každý člen posádky s letovými povinnostmi má k dispozici ochranné dýchací vybavení.

CS 23.1199 Nádoby s hasicími čidly

Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí následující:

- (a) Každá nádoba s hasicím čidlem musí být vybavena tlakový pojistný ventil, aby nedošlo k jejímu roztržení vlivem vnitřního přetlaku.
- (b) Konec vyústění vedení tlakového pojistného ventilu musí být umístěn tak, aby při vypouštění hasicího čidla nedošlo k poškození letounu. Vedení musí být umístěno nebo chráněno tak, aby nedošlo k jeho ucpání ledem nebo jinými cizími látkami.
- (c) Každá nádoba s hasicími čidly musí být vybavena prostředky pro indikaci, je-li nádoba prázdná nebo je-li vnitřní tlak nižší, než je potřebný tlak pro řádnou funkci hasicího systému.
- (d) Teplota každé nádoby musí být udržována v zamýšlených provozních podmínkách, aby:
- (1) Nedošlo k poklesu vnitřního tlaku pod hodnotu potřebnou pro vhodnou rychlost vypouštění; nebo
 - (2) Nedošlo ke zvýšení vnitřního tlaku, což by mohlo způsobit předčasné vypuštění.
- (e) Je-li pro vypouštění hasicího čidla použit pyrotechnický náboj, musí být každá nádoba zastavěna tak, aby vlivem teploty nedošlo k nebezpečnému poškození pyrotechnického náboje.

CS 23.1201 Materiály pro hasicí systémy

Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí následující:

- (a) Žádný materiál použitý v hasicím systému nesmí chemicky reagovat s hasicím činidlem, tak že by došlo ke vzniku nebezpečí.
- (b) Každá část systému, která je v motorovém prostoru, musí být žárupevná.

CS 23.1203 Systém pro detekci požáru

- (a) Musí být k dispozici prostředky, které zajistí rychlé zjištění požáru:
 - (1) V každé vyhrazené požární zóně:
 - (i) Dvoumotorových letounů poháněných turbínovými motory;
 - (ii) Dvoumotorových letounů poháněných pístovými motory s turbodmychadly;
 - (iii) Letounů s motorem(y) umístěnými tak, že nejsou dobře viditelné z místa pilota;
 - a
 - (iv) Všech letounů pro sběrnou dopravu.
 - (2) V prostoru pomocné energetické jednotky každého letounu vybaveného pomocnou energetickou jednotkou.
- (b) Každý systém pro detekci požáru musí být konstruován tak, aby odolal vibracím, zatížením od setrvačných sil a ostatním zatížením, které se mohou vyskytnout v provozu.
- (c) Žádný detektor požáru nesmí být ovlivňován jakýmkoliv olejem, vodou a ostatními kapalinami nebo kouřem, které se zde mohou vyskytnout.
- (d) Musí být k dispozici prostředky umožňující posádce kontrolu činnosti každého elektrického obvodu detektoru požáru za letu.
- (e) Kabeláž a ostatní části každého systému pro detekci požáru ve vyhrazené požární zóně musí být nejméně žáruvzdorné.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA F – VYBAVENÍ

VŠEOBECNĚ

CS 23.1301 Funkce a zástavba

Každá součást zastavěného vybavení musí:

- (a) Být takového druhu a provedení, aby správně plnilo stanovenou funkci;
- (b) Mít štítek s uvedením identifikace, funkce nebo provozních omezení nebo jakékoliv vhodné kombinace těchto údajů;
- (c) Být zastavěna podle provozních omezení stanovených pro toto vybavení;
- (d) Po zástavbě správně fungovat.

CS 23.1303 Letové a navigační přístroje

Jsou požadovány minimálně následující letové a navigační přístroje:

- (a) Rychloměr.
- (b) Výškoměr.
- (c) Nestabilizovaný ukazatel magnetického kurzu.
- (d) U letounů poháněných pístovými motory s maximální hmotností větší než 2 722 kg (6 000 lb) a u letounů poháněných turbínovými motory – ukazatel teploty vnějšího vzduchu nebo ukazatel teploty vzduchu poskytující údaje, jež jsou převoditelné na hodnoty odpovídající teplotě vnějšího vzduchu.
- (e) Výstražné zařízení rychlosti pro:
 - (1) Letouny s turbínovými motory; a
 - (2) Ostatní letouny, jestliže je V_{MO}/M_{MO} větší než $0,8 V_{MO}/M_{MO}$, pro které jsou V_{MO}/M_{MO} a V_D/M_D stanoveny dle CS 23.335 (b)(4) a 23.1505 (c).

Výstražné zařízení rychlosti musí vydávat účinný akustický výstražný signál (zřetelně se lišící od akustických výstražných signálů používaných pro jiné účely) pilotům, kdykoliv rychlost letu překročí hodnotu V_{MO} plus 11km/h (6 kt), nebo $M_{MO} + 0,01$. Horní hranice tolerance pro výstražné zařízení nesmí překročit předepsanou rychlost pro výstrahu. Spodní hranice musí být nastavena tak, aby minimalizovala obtěžující zbytečné výstrahy.

- (f) Pokud je zastavěn ukazatel polohy (umělý horizont), nesmí být v konstrukci přístroje žádné zařízení dostupné posádce, které by umožnilo nastavení polohy u referenčního symbolu a horizontální linie ve větší míře, než je nutné pro korekci paralaxy.
- (g) U kategorie letounů pro sběrnou dopravu navíc platí:
 - (1) Pokud se omezení vzdušné rychlosti liší s nadmořskou výškou, musí být rychloměr vybaven ukazatelem maximální přípustné vzdušné rychlosti, který bude ukazovat změny V_{MO} s nadmořskou výškou.
 - (2) Výškoměr musí být citlivý výškoměr.
 - (3) Mají-li konfiguraci sedadel pro 10 a více cestujících (bez sedadla pilota) a jsou-li schváleny pro IFR provoz, musí být k dispozici třetí přístroj informující o letové poloze, který:
 - (i) Je napájen ze zdroje nezávislého na systému pro generování elektrické energie;
 - (ii) Je schopen pokračovat ve spolehlivém provozu po dobu minimálně 30 minut po úplné poruše systému pro generování elektrické energie.
 - (iii) Pracuje nezávisle na ostatních systémech pro indikaci letové polohy.
 - (iv) Pracuje bez nutnosti aktivace po celkové poruše systému pro generování elektrické energie.
 - (v) Je umístěn na přístrojové desce v takové poloze, která je přijatelná pro Agenturu a která zajistí jeho snadnou viditelnost a použitelnost pilotem ze stanoviště pilota.
 - (vi) Je ve všech fázích provozu přiměřeně osvětlen.

CS 23.1305 Přístroje pohonné jednotky

Jsou požadovány následující přístroje pro kontrolu chodu pohonné jednotky:

- (a) *Pro všechny letouny:*
- (1) Ukazatel množství paliva pro každou palivovou nádrž zastavěný v souladu s CS 23.1337 (b).
 - (2) Ukazatel tlaku oleje pro každý motor.
 - (3) Ukazatel teploty oleje pro každý motor.
 - (4) Zařízení měřící množství oleje pro každou olejovou nádrž, které splňuje požadavky CS 23.1337(d).
 - (5) Výstražné požární zařízení u těch letounů, které musí vyhovovat CS 23.1203.
- (b) *Pro letouny poháněné pístovými motory.* Vedle přístrojů uvedených v pododstavci (a) jsou požadovány následující přístroje pohonné jednotky:
- (1) Ukazatel teploty vzduchu systému sání každého motoru, který je vybaven předeříváčem a má definovaná omezení teploty vzduchu, která by mohla být v důsledku předeřívání překročena.
 - (2) Ukazatel otáček pro každý motor.
 - (3) Ukazatel teploty hlav válců pro:
 - (i) Každý vzduchem chlazený motor s klapkami krytu motoru.
 - (ii) Vyřazeno a vyhrazeno.
 - (iii) Každý letoun kategorie pro sběrnou dopravu.
 - (4) Ukazatel tlaku paliva pro čerpadlem plněné motory.
 - (5) Ukazatel plnicího tlaku pro každý výškový motor a pro každý motor se stavitelnou vrtulí.
 - (6) Pro každou zástavbu turbodmychadla:
 - (i) Pokud jsou stanovena omezení vstupní teploty karburátoru (nebo plnicího potrubí) nebo výfukových plynů nebo vstupní teploty vzduchu do turbodmychadla, musí být k dispozici ukazatele pro každou teplotu, pro kterou je stanoveno omezení, pokud není prokázáno, že omezení nemůže být za všech plánovaných typů provozu překročeno.
 - (ii) Pokud je olejový systém oddělen od olejového systému motoru, musí být zastavěny ukazatele tlaku oleje a teploty oleje.
 - (7) Ukazatel teploty chladiva pro každý kapalinou chlazený motor.
- (c) *Pro letouny poháněné turbínovým motorem.* Vedle přístrojů požadovaných v pododstavci (a) jsou požadovány následující přístroje pohonné jednotky:
- (1) Ukazatel teploty plynů pro každý motor.
 - (2) Ukazatel průtoku paliva pro každý motor.
 - (3) Výstražný prostředek pro nízký tlak paliva.
 - (4) Výstražný prostředek pro nízkou hladinu paliva pro každou palivovou nádrž, z níž by za normálního provozu nemělo být vyčerpáno palivo.
 - (5) Ukazatel otáček (indikující rychlost otáček rotorů se stanovenými mezními rychlostmi) pro každý motor.
 - (6) Výstražný prostředek pro nízký tlak oleje pro každý motor.
 - (7) Prostředek indikace funkčnosti protínámrazového systému každého motoru.
 - (8) Pro každý turbínový motor indikační zařízení pro olejové sítko nebo filtr požadované v CS 23.997, které indikuje výskyt znečištění sítka nebo filtru ještě předtím, než dojde ke snížení kapacity na úroveň stanovenou v CS 23.997 (d).
 - (9) Pro každý turbínový motor výstražné zařízení pro olejové sítko nebo filtr požadované v CS 23.1019, pokud nemá obtok, varující pilota před výskytem znečištění sítka nebo sítka filtru dříve, než dojde ke snížení kapacity na úroveň stanovenou v CS 23.1019 (a)(5).
 - (10) Prostředek pro indikaci funkčnosti každého ohřívače používaného k zabránění ucpání palivového systému ledem.
- (d) *Pro letouny poháněné proudovými / dvouproudovými motory.* Vedle přístrojů požadovaných v pododstavcích (a) a (c) jsou požadovány následující přístroje pohonné jednotky:

- (1) Pro každý motor ukazatel tahu nebo parametru, který může být vztažen k tahu, včetně ukazatele teploty okolního vzduchu, je-li pro tento účel potřeba.
 - (2) Pro každý motor prostředek indikující polohu, který informuje letovou posádku, když je obraceč tahu, je-li zastavěn, v poloze pro obrácení tahu.
- (e) *Pro letouny poháněné turbovrtulovými motory.* Vedle přístrojů požadovaných v pododstavcích (a) a (c) jsou požadovány následující přístroje pohonné jednotky:
- (1) Ukazatel kroutícího momentu pro každý motor.
 - (2) Prostředek indikující polohu poskytující posádce informaci, když jsou listy vrtule nastaveny do polohy s příliš nízkým stoupáním pro let, a to pro každou vrtuli, pokud není možné prokázat, že výskyt takových podmínek je vysoce nepravděpodobný.

CS 23.1309 Vybavení, systémy a zástavby

- (a) Každá součást vybavení, každý systém a každá zástavba:
- (1) Při plnění určené funkce nesmí nepříznivě ovlivňovat citlivost, funkci nebo přesnost:
 - (i) Vybavení nezbytného pro bezpečný provoz; nebo
 - (ii) Ostatních vybavení, pokud nejsou k dispozici prostředky informující pilota o takovém účinku.
 - (2) U jednomotorového letadla musí být navrženy tak, aby byla minimalizována nebezpečí pro letoun v případě pravděpodobné nesprávné činnosti nebo poruchy.
 - (3) U dvoumotorového letadla musí být navrženy tak, aby se předcházelo nebezpečí pro letoun v případě pravděpodobné nesprávné činnosti nebo poruchy.
 - (4) U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být navrženy tak, aby chránily před vznikem nebezpečí pro letadlo v případě nesprávné činnosti nebo poruchy.
- (b) Konstrukce každé součásti vybavení, každého systému a každé zástavby musí být prověřena samostatně a ve vazbě na ostatní systémy a zástavby letounu, aby se zjistila závislost letounu na jejich funkci pro bezpečný let a přistání a u letounů, které nemají omezení na podmínky VFR, zda porucha systému výrazně nesníží schopnost letounu nebo schopnost posádky vyrovnat se s nepříznivými provozními podmínkami. Každá součást vybavení, každý systém a každá zástavba určené těmito prověrkami jako takové, na jejichž správné činnosti závisí bezpečnost letu a přistání letounu, nebo jako takové, že jejich porucha by výrazně snížila schopnost letounu nebo schopnost posádky vyrovnat se s nepříznivými provozními podmínkami, musí být navrženy tak, aby vyhovovaly následujícím doplňujícím požadavkům:
- (1) Musí plnit svou určenou funkci za jakýchkoliv předvídatelných provozních podmínek.
 - (2) Jsou-li systémy a související součásti posuzovány samostatně a ve vazbě na ostatní systémy:
 - (i) Pravděpodobnost výskytu jakékoliv poruchy, která by mohla ohrozit bezpečnost letu a přistání letounu, musí být mimořádně nepravděpodobná (extremely improbable); a
 - (ii) Výskyt jakékoliv jiné poruchy, která by mohla výrazně snížit schopnost letounu nebo schopnost posádky vyrovnat se s nepříznivými provozními podmínkami, musí být nepravděpodobný (improbable).
 - (3) Musí být poskytnuta varovná informace upozorňující posádku na nebezpečné provozní podmínky systému a umožňující jí provést příslušná nápravná opatření. Systémy, ovládání a připojené monitorovací a výstražné prostředky musí být navrženy tak, aby minimalizovaly chyby posádky, které by mohly vyvolat další nebezpečí.
 - (4) Vyhovění požadavkům pododstavce (b)(2) může být prokázáno analýzou a tam, kde je to nutné, vhodnými pozemními, letovými nebo simulátorovými zkouškami. Analýza musí brát v úvahu:
 - (i) Možné způsoby vzniku poruchy včetně nesprávné činnosti a poškození způsobeného vnějšími vlivy;
 - (ii) Pravděpodobnost vícenásobných poruch a pravděpodobnost nezjištěných závad;
 - (iii) Výsledný vliv na letoun a osoby na palubě s ohledem na letovou fázi a provozní podmínky; a

- (iv) Výstražné podněty pro posádku, požadované nápravné kroky a schopnost posádky odhalit závady.
- (c) Každá součást vybavení, každý systém a každá zástavba, jejichž činnost je požadována pro certifikaci a vyžaduje přívod energie, je „nezbytnou zátěží“ napájecího systému. Výkonové zdroje a napájecí systém musí být schopny napájet následující zátěže v pravděpodobné provozní kombinaci a po pravděpodobnou dobu:
- (1) Zátěže napojené k rozvodnému systému v normálním provozu.
 - (2) Nezbytné zátěže po poruše:
 - (i) Kteréhokoliv jednoho motoru u dvumotorových letounů; nebo
 - (ii) Kterékoli měniče nebo zařízení akumulujícího energii.
 - (3) Nezbytné zátěže, pro které je provozními předpisy požadován náhradní zdroj energie, po jakémkoliv poruše nebo nesprávné činnosti kteréhokoliv napájecího systému, rozvodného systému nebo jiného užívaného systému.
- (d) Při stanovení vyhovění pododstavci (c)(2) se může předpokládat snížení zátěží při monitorovacím procesu odpovídající požadavkům bezpečnosti schválených druhů provozu.
- (e) Při průkazu vyhovění tomuto odstavci z pohledu elektrického systému a konstrukce a zástavby vybavení musí být vzaty v úvahu kritické okolní a atmosférické podmínky včetně vysokofrekvenční energie a účinků (přímých i nepřímých) zásahů blesku. Pro vybavení zajišťující generování elektrické energie, její rozvodu a využití, které je nezbytné nebo používané pro průkaz vyhovění této Hlavě, může být schopnost zajistit plynulou a bezpečnou činnost v předvídatelných podmínkách okolního prostředí prokázána zkoušením odolnosti proti vnějším vlivům, analýzou konstrukce nebo porovnáním se zkušenostmi získanými z předchozího srovnatelného provozu na jiných letounech.
- (f) V tomto odstavci se výraz „systémy“ vztahuje ke všem pneumatickým systémům, kapalinovým systémům, elektrickým systémům, mechanickým systémům a systémům pohonných jednotek zahrnutým do konstrukce letounu s výjimkou následujících:
- (1) Systémy pohonné jednotky, které jsou součástí certifikovaného motoru.
 - (2) Části letounu (jako křídlo, ocasní plochy, řídicí plochy a jejich systémy, trup, závěs motoru a podvozek a jejich související primární uchycení), jejichž požadavky jsou uvedeny v Hlavách C a D těchto CS-23.

PŘÍSTROJE: ZÁSTAVBA

CS 23.1311 Přístrojové systémy s elektronickými zobrazovacími jednotkami

- (a) Ukazatele s elektronickou zobrazovací jednotkou včetně takových, u nichž je oddělení a nezávislost přístrojových systémů pohonné jednotky nepraktické, musí:
- (1) Splňovat požadavky na uspořádání a viditelnost dle CS 23.1321;
 - (2) Být snadno čitelné při všech možných způsobech osvětlení vyskytujících se v kabině včetně přímého osvětlení slunečním svitem, s uvážením předpokládané úrovně jasu elektronické zobrazovací jednotky na konci efektivní doby životnosti ukazatele. Specifická omezení efektivní doby životnosti zobrazovacího systému musí být uvedena v instrukcích pro zachování letové způsobilosti dle požadavků CS 23.1529;
 - (3) Nebránit primárnímu zobrazení polohy, rychlosti letu, nadmořské výšky nebo parametrů pohonné jednotky potřebných pro každého pilota, aby udržoval výkon ve stanovených mezích v každém normálním provozním režimu.
 - (4) Nebránit primárnímu zobrazení parametrů motoru potřebných pro každého pilota, aby správně nastavil nebo sledoval parametry v provozním režimu spouštění motoru.
 - (5) Mít nezávislý ukazatel magnetického kurzu a nezávislý sekundární mechanický výškoměr, ukazatel rychlosti letu, ukazatel magnetického kurzu, ukazatel polohy nebo samostatné elektronické zobrazovací jednotky pro výškoměr, rychloměr a ukazatel polohy, které jsou nezávislé na primárním systému elektrického napájení letounu. Tyto sekundární přístroje mohou být zastavěny na palubní desce mimo primární polohy

- určené CS 23.1321 (d), ale musí být umístěny tak, aby byly splněny požadavky na viditelnost pilotem dle CS 23.1321 (a).
- (6) Zahrnovat vjemové informace, které jsou ekvivalentní těm, které pilotovi poskytovaly přístroje nahrazené elektronickou zobrazovací jednotkou; a
 - (7) Zahrnovat vizuální zobrazení značení přístrojů požadované CS 23.1541 až 23.1553 nebo vizuální zobrazení, které upozorní pilota na abnormální provozní hodnoty nebo přiblížení se k stanoveným hodnotám omezení pro každý parametr, který musí být zobrazován dle CS-23.
- (b) Ukazatele s elektronickou zobrazovací jednotkou, včetně jejich systémů a zástaveb a při uvážení ostatních systémů letounu, musí být navrženy tak, aby jedno zobrazení informace důležité pro pokračování v bezpečném letu a přistání zůstalo zachováno pro posádku bez nutnosti okamžitého zásahu kteréhokoli pilota pro zajištění dalšího bezpečného provozu po jakémkoliv jednotlivé poruše nebo pravděpodobné kombinaci poruch.
 - (c) V tomto odstavci se výraz „přístroj“ vztahuje na zařízení, která jsou fyzicky tvořena jednou jednotkou, a zařízení, která jsou složena ze dvou nebo více fyzicky oddělených jednotek nebo částí navzájem propojených (jako je dálkový gyroskopický kompas, který se skládá z magnetického snímače, gyroskopické jednotky, zesilovače a ukazatele, které jsou navzájem propojeny). V tomto odstavci výraz „primární“ zobrazovací jednotka znamená takové zobrazení parametru, které je umístěno na přístrojové desce, na které se pilot podívá jako na první, když chce zjistit hodnotu daného parametru.

CS 23.1321 Uspořádání a viditelnost

- (a) Každý letový a navigační přístroj a přístroj pohonné jednotky používaný kterýmkoliv pilotem během vzletu, počátečního stoupání, konečného přiblížení a přistání musí být umístěn tak, aby kterýkoliv pilot sedící za řízením mohl sledovat dráhu letu letadla a uvedené přístroje s minimálním pohybem hlavy a očí. Přístroje pohonné jednotky pro tyto letové podmínky jsou ty, které jsou potřebné pro řízení výkonu v rámci omezení stanovených pro pohonné jednotky.
- (b) U každého dvoumotorového letounu musí být totožné přístroje pohonné soustavy umístěny tak, aby bylo zabráněno záměně, který přístroj patří ke kterému motoru.
- (c) Vibrace přístrojové desky nesmí být příčinou poškození nebo snížení přesnosti kteréhokoli přístroje.
- (d) U každého letounu musí letové přístroje požadované dle CS 23.1303, a pokud je to použitelné, dle provozních předpisů být seskupeny na přístrojové desce a soustředěny co možná nejlépe vertikální roviny v ose zorného pole pilota ve směru letu. Kromě toho:
 - (1) Přístroj, který nejefektivněji udává polohu letounu, musí být umístěn uprostřed horní části přístrojové desky;
 - (2) Přístroj, který nejefektivněji udává rychlost letu, musí být umístěn vlevo těsně vedle přístroje, který je nahoře uprostřed;
 - (3) Přístroj, který nejefektivněji udává nadmořskou výšku letu, musí být umístěn vpravo těsně vedle přístroje, který je nahoře uprostřed; a
 - (4) Přístroj, který nejefektivněji udává směr letu a je jiný než ukazatel magnetického kurzu požadovaný podle CS 23.1303 (c), musí být umístěn těsně pod přístrojem, který je nahoře uprostřed.
 - (5) Pro vyhovění pododstavcům (d)(1) až (d)(4) mohou být použity ukazatele s elektronickou zobrazovací jednotkou, pokud jsou jejich zobrazovací jednotky vyhovují požadavkům CS 23.1311.
- (e) Pokud je k dispozici vizuální ukazatel pro signalizaci nesprávné činnosti přístroje, musí být účinný za všech pravděpodobných světelných podmínek v pilotní kabině.

CS 23.1322 Výstražná, varovná a návěstní světla

Jsou-li výstražná, varovná nebo návěstní světla umístěna v pilotní kabině, musí, pokud Agentura nestanoví jinak, být:

- (a) Červená pro výstražná světla (světla označující nebezpečí vyžadující okamžitý zásah);
- (b) Žlutá pro varovná světla (světla oznamující možnost potřeby pozdějšího zásahu);

- (c) Zelená pro světla bezpečného provozu; a
- (d) Jakákoliv jiné barvy včetně bílé pro světla, která nejsou popsána v pododstavcích (a) až (c), za předpokladu, že se tato barva natolik dostatečně liší od barev stanovených v pododstavcích (a) až (c), aby se zabránilo možné záměně.
- (e) Účinná za všech pravděpodobných světelných podmínek v pilotní kabině.

CS 23.1323 Systém pro indikaci vzdušné rychlosti

- (a) Každý přístroj systému pro indikaci vzdušné rychlosti musí být kalibrován tak, aby udával pravou vzdušnou rychlost (při hladině moře se standardní atmosférou) s nejmenší dosažitelnou kalibrační chybou přístroje při působení odpovídajících Pitotových a statických tlaků.
- (b) Každý systém pro indikaci vzdušné rychlosti musí být kalibrován za letu pro určení chyby systému. Tato chyba systému, včetně polohové chyby, ale s vyloučením chyby kalibrace rychloměru, nesmí překročit 3% kalibrované rychlosti letu nebo 9,3 km/h (5 kt), podle toho, která z chyb je větší, v následujících rozsazích rychlosti:
 - (1) $1,3 V_{S1}$ až V_{MO}/M_{MO} nebo V_{NE} , podle toho, která rychlost odpovídá rychlosti se zasunutými vztlačovými klapkami.
 - (2) $1,3 V_{S1}$ až V_{FE} s vysunutými vztlačovými klapkami.
- (c) Konstrukce a zástavba každého systému pro indikaci vzdušné rychlosti musí zabezpečit spolehlivý odvod vlhkosti z pitot-statického systému.
- (d) Je-li požadována certifikace pro IFR lety nebo lety v podmínkách tvorby námrazy, musí být každý systém pro indikaci vzdušné rychlosti vybaven vyhřívanou Pitotovou trubicí nebo ekvivalentními prostředky bránícími nesprávné činnosti v důsledku námrazy.
- (e) Pro letadla kategorie pro sběrnou dopravu musí být navíc systém pro indikaci vzdušné rychlosti kalibrován za účelem určení chyby systému během rozjezdu při startu. Tato kalibrace musí být provedena v rozsahu mezi 0,8násobku minimální hodnoty V_1 a 1,2násobku maximální hodnoty V_1 s uvažováním schválených rozsahů nadmořské výšky a hmotnosti. Tato kalibrace musí být provedena za předpokladu poruchy motoru při minimální hodnotě V_1 .
- (f) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu, pro které je požadováno zdvojení ukazatelů rychlosti letu, musí být jejich Pitotovy trubice dostatečně vzdáleny, aby se předešlo poškození obou trubic v případě kolize s ptákem.

CS 23.1325 Systém pro snímání statického tlaku

- (a) Každý přístroj vybavený přípojkami ke statickému tlaku musí být odvodušněn tak, aby vliv rychlosti letu, otvírání a zavírání oken, změn obtékání, vlhkosti nebo ostatních cizích látek na přesnost přístrojů byl co nejmenší (s výjimkou uvedenou v pododstavci (b)(3)).
- (b) Je-li systém pro snímání statického tlaku nezbytný pro funkci přístrojů, systémů nebo zařízení, musí splňovat ustanovení pododstavců (1) až (3).
 - (1) Konstrukce a zástavba systému pro snímání statického tlaku musí být takové, aby byly splněny následující podmínky:
 - (i) Je zajištěno spolehlivé odvedení vlhkosti;
 - (ii) Je zabráněno odírání potrubí, nadměrné deformaci nebo zmenšení průřezu potrubí v ohybech; a
 - (iii) Použité materiály jsou trvanlivé, vhodné pro předpokládané účely a chráněné proti korozi.
 - (2) Musí být následujícím způsobem provedena ověřovací zkouška k prokázání neporušenosti systému pro snímání statického tlaku:
 - (i) *Letouny bez přetlakové kabiny.* Vyčerpajte vzduch ze systému pro snímání statického tlaku na rozdíl tlaku cca 3,4 kPa (1 palec rtuťového sloupce) nebo při odečtu na výškoměru na výšku 305 m (1 000 ft) nad výškou, ve které je letoun při provádění letové zkoušky. Bez dalšího odčerpávání nesmí po dobu jedné minuty poklesnout indikovaná nadmořská výška na výškoměru o hodnotu větší než 30 m (100 ft).
 - (ii) *Letouny s přetlakovou kabinou.* Vyčerpajte vzduch ze systému pro snímání statického tlaku až na tlakový rozdíl, který je ekvivalentní maximálnímu přetlaku

v kabině schválenému při typovém osvědčování daného letounu. Bez dalšího odčerpávání nesmí po dobu 1 minuty překročit ztráta hodnoty indikované nadmořské výšky více než 2% z ekvivalentní nadmořské výšky odpovídající maximálnímu přetlaku v kabině nebo o 30 m (100 ft) podle toho, co je větší.

- (3) Je-li systém pro snímání statického tlaku použit pro jakýkoliv přístroj, zařízení nebo systém vyžadované provozními předpisy, musí být každý vstup statického tlaku navržen nebo umístěn tak, aby se nezměnil vztah mezi tlakem vzduchu v systému pro snímání statického tlaku vzduchu a skutečným vnějším atmosférickým statickým tlakem, pokud se letoun setká s podmínkami tvorby námrazy. Pro průkaz vyhovění tomuto požadavku může být použito odmrazovací zařízení nebo záložní zdroj statického tlaku. Pokud se údaje na výškoměru připojeném na záložní systém pro snímání statického tlaku liší o více než 15 m (50 ft) od údajů na výškoměru připojeném na hlavní statický systém, musí být k dispozici korekční tabulka pro záložní statický systém.
- (c) Je-li systém pro snímání statického tlaku vytvořen jak z hlavního, tak ze záložního zdroje statického tlaku, musí být – s výjimkou požadavku uvedeného v pododstavci (d) – prostředky pro výběr jednoho nebo druhého zdroje navrženy tak, že:
 - (1) Je-li zvolen jeden zdroj, druhý zdroj je uzavřen; a
 - (2) Oba zdroje nemohou být uzavřeny současně.
- (d) Požadavky pododstavce (c)(1) se nevztahují na letouny, které nemají přetlakovou kabinu, pokud lze prokázat, že pokud je vybrán jeden zdroj statického tlaku, nemění se kalibrace systému pro snímání statického tlaku, když je druhý zdroj statického tlaku otevřen nebo uzavřen.
- (e) Každý systém pro snímání statického tlaku musí být kalibrován za letu, aby byla stanovena chyba systému. Chyba systému v indikované tlakové nadmořské výšce při hladině moře se standardní atmosférou nezahrnující přístrojovou chybu nesmí překročit $\pm 9\text{ m}$ ($\pm 30\text{ ft}$) při rychlosti 185 km/h (100 kt) pro příslušnou konfiguraci v rozsahu rychlostí mezi $1,3 V_{SO}$ s vysunutými vztlačovými klapkami a $1,8 V_{S1}$ se zasunutými klapkami. Chyba nemusí být menší než $\pm 9\text{ m}$ ($\pm 30\text{ ft}$).
- (f) Vyhrazeno.
- (g) Pododstavec (b)(3) neplatí pro letouny, které nesmějí létat za podmínek letu podle přístrojů (IFR) nebo v známých podmínkách námrazy v souladu s CS 23.1525.

CS 23.1326 Systém pro indikaci vyhřívání Pitotovy trubice

Pokud je zastavěna vyhřívána Pitotova trubice, musí být opatřena indikačním systémem upozorňujícím posádku, že systém vyhřívání Pitotovy trubice není v provozu. Indikační systém musí splňovat následující požadavky:

- (a) Použitá indikace musí zahrnovat žluté světlo, které bude viditelné pro člena letové posádky.
- (b) Indikace musí být navržena tak, aby varovala letovou posádku, že nastal některý z následujících stavů:
 - (1) Systém vyhřívání Pitotovy trubice je vypnut;
 - (2) Systém vyhřívání Pitotovy trubice je zapnut, ale některý topný článek je nefunkční.

CS 23.1327 Ukazatel magnetického kurzu

- (a) S výjimkami uvedenými v pododstavci (b):
 - (1) Každý ukazatel magnetického kurzu musí být zastavěn tak, aby jeho přesnost nebyla nadměrně ovlivňována vibracemi nebo magnetickými poli letounu; a
 - (2) Po kompenzaci nesmí mít při vodorovném letu větší odchylku než 10° při kterémkoliv kurzu.
- (b) Neustálený ukazatel magnetického kurzu může mít větší odchylku než 10° způsobenou činností elektricky napájených systémů, jako je elektricky vyhřívané čelní sklo, pokud je zastavěn buď ustálený ukazatel magnetického kurzu, který nemá při vodorovném letu větší odchylku než 10° při kterémkoliv kurzu, nebo gyroskopický směrový ukazatel. Odchylky neustáleného ukazatele magnetického kurzu větší než 10° musí být uvedeny na štítku v souladu s CS 23.1547 (e).

CS 23.1329 Systém autopilota

Je-li zabudován systém autopilota, musí splňovat následující požadavky:

- (a) Každý systém musí být navržen tak, aby autopilot mohl:
 - (1) Být rychle a spolehlivě vypnut piloty, aby se zabránilo jeho rušivému působení na jejich řízení letounu; nebo
 - (2) Být snadno překonán silou jednoho pilota, aby mu bylo umožněno řídit letoun.
- (b) Je-li uplatněno ustanovení pododstavce (a)(1), musí na volantovém řídidle (na obou volantových řídidlech, pokud letoun může být řízen z kteréhokoliv pilotního sedadla) na straně opačné než je páka přípusti, nebo na řídicí páce (obou řídicích pákách, pokud letoun může být řízen z kteréhokoliv pilotního sedadla) umístěno rychlé vypnutí (nouzové) autopilota tak, aby ho bylo možno ovládat bez pohybu ruky z její normální polohy na řídidle.
- (c) Pokud není použita automatická synchronizace, musí každý systém mít zařízení, které pohotově udá pilotovi vzájemnou polohu ovládacího prvku řízení vzhledem k systému řízení, který ovládá.
- (d) Každé ručně ovládané řízení činnosti systému musí být pro pilota snadno dosažitelné. Každé řízení musí pracovat ve stejné rovině a smyslu pohybu, jak je uvedeno v CS 23.779 pro řídicí prvky v pilotní kabině. Směr pohybu musí být zřetelně vyznačen na každém řízení nebo v jeho blízkosti.
- (e) Každý systém musí být navržen a seřízen tak, že v rozsahu seřízení, které může provádět pilot, nemůže způsobit nebezpečné zatížení letounu nebo nebezpečnou odchylku letounu od dráhy letu při jakýchkoliv letových podmínkách odpovídajících jeho použití, a to při normálním provozu nebo v případě poruchy za předpokladu, že během přiměřeného času dojde k opravnému zásahu.
- (f) Každý systém musí být navržen tak, aby jednotlivá porucha nevyvolala signalizaci předání ve více než jedné ose řiditelnosti. Jestliže autopilot sdružuje signály z pomocného řízení nebo dodává signály pro ovládání jiného vybavení, je požadováno spolehlivé vzájemné blokování a posloupnost zapojování tak, aby bylo zabráněno nesprávné činnosti.
- (g) Musí být zajištěna ochrana proti nežádoucímu vzájemnému ovlivňování sdružených součástí v důsledku nesprávné činnosti.
- (h) Pokud může být systém autopilota spojen s leteckým navigačním systémem, musí být zajištěny prostředky udávající letové posádce aktuální režim provozu. Polohový přepínač není jako takovýto prostředek indikace přijatelný.

CS 23.1331 Přístroje užívající zdroj energie

Pro každý přístroj používající zdroj energie platí následující:

- (a) Každý přístroj musí být vybaven integrální vizuální signalizací napájení nebo odděleným ukazatelem napájení, který bude indikovat nedostatečné napájení pro zajištění správné činnosti přístroje. Je-li použit samostatný ukazatel, musí být umístěn tak, aby pilot využívající přístroje mohl ukazatel sledovat při minimálním pohybu hlavy a očí. Napájení (příkon) musí být snímáno v bodě vstupu do přístroje nebo v jeho blízkosti. U elektrických a vakuových/tlakových přístrojů je napájení považováno za odpovídající, když jsou napětí nebo vakuum/tlak v rámci schválených mezí.
- (b) Zástavba a systémy dodávající energii musí být navrženy tak, aby:
 - (1) Porucha jednoho přístroje neovlivnila řádnou dodávku energie pro zbývající přístroje; a
 - (2) Porucha dodávky energie z jednoho zdroje nenarušila řádnou dodávku energie z kteréhokoliv jiného zdroje energie.
- (c) Musí být k dispozici alespoň dva nezávislé zdroje energie (nepoháněné stejným motorem dvumotorového letounu) a ruční nebo automatické prostředky pro volbu každého zdroje.

CS 23.1335 Systémy letového povelového přístroje

Jestliže je zabudován systém letového povelového přístroje, potom musí mít zařízení indikující letové posádce jeho aktuální režim provozu. Polohový přepínač není jako prostředek takového indikace přijatelný.

CS 23.1337 Zástavba přístrojů pohonné jednotky

- (a) *Přístroje a jejich potrubí*
- (1) Každé potrubí k přístroji pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky musí splňovat požadavky CS 23.993.
 - (2) Každé potrubí dopravující hořlavé kapaliny pod tlakem musí:
 - (i) Být osazeno clonami nebo mít jiné bezpečnostní zařízení u zdroje tlaku, aby bylo zabráněno úniku nadměrného množství kapaliny při poruše potrubí; a
 - (ii) Být zastavěno a umístěno tak, aby únik kapalin nezpůsobil nebezpečí.
 - (3) Každý přístroj pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky, který používá hořlavé kapaliny, musí být zastavěn a umístěn tak, aby únik kapalin nezpůsobil nebezpečí.
- (b) *Ukazatel množství paliva.* Musí existovat prostředek indikující členům posádky množství použitelného paliva v každé nádrži v průběhu letu. Musí být použit ukazatel kalibrovaný a zřetelně označený ve vhodných jednotkách.
Navíc platí:
- (1) Každý ukazatel množství paliva musí být cejchován tak, aby při vodorovném letu indikoval hodnotu „nula“, pokud je množství paliva v nádrži rovno nevyužitelnému množství paliva, jak je určeno v CS 23.959 (a);
 - (2) Každý průhledový palivoznak použitý jako ukazatel množství paliva musí být chráněn proti poškození;
 - (3) Každý průhledový palivoznak, který vytváří prostor, v němž se může hromadit a zamrznat voda, musí být opatřen odtokem vypustitelným na zemi;
 - (4) Musí existovat prostředek indikující množství využitelného paliva v každé nádrži, pokud je letoun na zemi (jako je ponorná měrka paliva);
 - (5) Nádrže se vzájemně propojenými vývody a expanzními prostory mohou být považovány za jednu nádrž a nemusí mít samostatné ukazatele; a
 - (6) Žádný ukazatel množství paliva není požadován pro pomocnou nádrž, která je používána pouze pro přečerpání paliva do ostatních nádrží, pokud relativní velikost nádrže, průtočné množství paliva a provozní instrukce zajišťují následující:
 - (i) Odpovídající ochranu proti přeplnění; a
 - (ii) Dávají členům letové posádky okamžitou výstrahu, pokud přečerpávání neprobíhá podle plánu.
- (c) *Systém průtokoměru paliva.* Jestliže je zastavěn systém průtokoměru, musí mít každá měřicí část takového zařízení obtok, který umožní obtékání dodávaného paliva v případě, že nesprávná funkce této části vážně omezí průtok paliva.
- (d) *Ukazatel množství oleje.* Musí existovat prostředky umožňující indikovat množství oleje v každé nádrži:
- (1) Na zemi (např. olejová měrka); a
 - (2) Za letu, pokud je použit přečerpávací systém oleje nebo systém záložní dodávky oleje.

ELEKTRICKÉ SYSTÉMY A VYBAVENÍ**CS 23.1351 Všeobecně**
(Viz AMC 23.1351 (a)(2) a AMC 23.1351 (b)(5)(iv))

- (a) *Kapacita elektrického systému.* Každý elektrický systém musí být vhodný pro předpokládané použití. Dále:
- (1) Zdroje elektrické energie, jejich přenosové kabely a jejich připojená řídicí a ochranná zařízení musí být schopny dodávat požadovanou energii o správném napětí do každého obvodu nezbytného pro bezpečný provoz; a
 - (2) Vyhovění požadavkům pododstavce (1) musí být prokázáno následovně:

- (i) Pro kategorii letounů normální, cvičná a akrobatická – rozbořem elektrického zatížení nebo elektrickým měřením, které zahrnuje elektrické zatížení v elektrickém systému v pravděpodobných kombinacích po předpokládanou dobu trvání; a
 - (ii) Pro letadla kategorie pro sběrnou dopravu – rozbořem elektrického zatížení, které zahrnuje elektrické zatížení v elektrickém systému v pravděpodobných kombinacích po pravděpodobnou dobu trvání.
- (b) *Funkce.* Pro každý elektrický systém platí následující:
 - (1) Každý systém, pokud je zastavěn, musí být:
 - (i) Prost nebezpečí sám o sobě, ve svém způsobu provozu a ve svých účincích na ostatní části letounu;
 - (ii) Chráněn proti palivu, oleji, vodě a jiným škodlivým látkám a proti mechanickému poškození; a
 - (iii) Navržen tak, aby nebezpečí zásahu elektrickým proudem bylo pro posádku, cestující a pozemní personál sníženo na minimum.
 - (2) Zdroje elektrické energie musí správně pracovat jak při kombinovaném zapojení, tak při nezávislém zapojení.
 - (3) Žádná porucha nebo nesprávná činnost kteréhokoliv zdroje elektrické energie nesmí zhoršit schopnost kteréhokoliv zbývajících zdrojů napájet obvody nezbytné pro bezpečný provoz.
 - (4) Vyhrazeno.
 - (5) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu platí navíc následující:
 - (i) Každý systém musí být navržen tak, aby nezbytné obvody mohly být napájeny v případě přiměřeně pravděpodobných poruch nebo přerušení obvodů včetně poruch silnoproudých kabelů;
 - (ii) Musí existovat prostředek, který umožní posádce za letu jednotlivě nebo kompletně odpojit zdroje elektrické energie od systému;
 - (iii) Systém musí být navržen tak, aby za všech pravděpodobných provozních podmínek napětí a frekvence, přichází-li v úvahu, na svorkách vybavení nezbytných obvodů mohly být udržovány v mezích, pro které bylo zařízení navrženo;
 - (iv) Jestliže jsou pro jednotlivé vybavení nebo systémy požadovány dva nezávislé zdroje elektrické energie, pak musí být jejich napájení zajištěno takovými prostředky, jako je zdvojení elektrického vybavení, přepínání, vícekanálové uspořádání nebo samostatné vedení uzavřenými obvody; a
 - (v) Pro účely vyhovění požadavkům pododstavce (b)(5) rozvodný systém zahrnuje napájecí sběrnice, připojené napáječe a každé ovládací a ochranné zařízení.
- (c) *Generátorový systém.* Napájí-li elektrický systém obvody nezbytné pro bezpečný provoz, musí být použit alespoň jeden generátor/alternátor. Navíc:
 - (1) Každý generátor/alternátor musí být schopen dodávat trvalý jmenovitý výkon nebo takový výkon, který je omezen jeho regulačním systémem;
 - (2) Regulátor napětí generátoru/alternátoru musí být schopen spolehlivě regulovat výstupní napětí generátoru/alternátoru ve stanovených mezích;
 - (3) Musí být k dispozici automatické prostředky bránící jak poškození generátoru/alternátoru, tak škodlivým vlivům na elektrický systém letounu působením zpětných proudů. Musí být k dispozici také prostředky k odpojení každého generátoru/alternátoru od baterie a od ostatních generátorů/alternátorů;
 - (4) Musí být k dispozici výstražný prostředek, který okamžitě upozorní posádku v případě poruchy kteréhokoliv generátoru/alternátoru; a
 - (5) Každý generátor/alternátor musí mít přepětovou ochranu navrženou a zapojenou tak, aby zabránila poškození elektrického systému nebo vybavení napájených z elektrického systému, které by mohlo nastat při vzniku přepětí v generátoru/alternátoru.
- (d) *Přístroje.* Musí existovat zařízení, které udává příslušným členům letové posádky veličiny elektrického systému nezbytné pro bezpečný provoz:
 - (1) Pro kategorii letounů normální, cvičná a akrobatická se systémy se stejnosměrným proudem může být použit ampérmetr, který může být zapojen do každého napájecího

- vedení generátoru, a pokud existuje pouze jeden generátor, může být ampérmetr zapojen v napájecím vedení baterie.
- (2) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu nezbytné veličiny elektrického systému zahrnují napětí a proud dodávané každým generátorem.
- (e) *Odolnost proti požáru.* Elektrické zařízení musí být navrženo a zastavěno tak, aby v případě požáru v motorovém prostoru, během kterého by byl povrch protipožární stěny sousedící s požárem zahřátý na teplotu 1 100°C (2 000°F) po dobu 5 minut nebo na nižší teplotu zdůvodněnou pro letoun žadatelem, zařízení nezbytné pro pokračování bezpečného provozu a umístěné za protipožární stěnou pracovalo spolehlivě a nevytvořilo další nebezpečí požáru.
- (f) *Vnější zdroj.* Jestliže jsou vytvořena opatření pro připojení vnějšího zdroje a tento vnější zdroj může být elektricky propojen se zařízením odlišným od toho, které se používá ke spouštění motoru, musí být k dispozici prostředky zajišťující, že žádný vnější zdroj energie mající opačnou polaritu nebo opačný sled fází nebude moci dodat energii do elektrického systému letounu. Umístění přípojky pro vnější zdroj musí být takové, aby její použití nezpůsobilo nebezpečí pro letoun nebo pozemní personál.
- (g) Analýzou, zkouškami nebo obojím musí být prokázáno, že letoun je možné bezpečně provozovat v podmínkách VFR po dobu ne méně než pěti minut při poruše normálního zdroje elektrické energie (elektrického zdroje s výjimkou baterie a veškerých záložních elektrických zdrojů), při kritickém typu paliva (z pohledu utržení plamene a schopnosti opětovného spuštění) a s letounem v počátečním bodě v maximální certifikované nadmořské výšce. Části elektrického systému mohou zůstat zapnuty, pokud:
- (1) Jednotlivá nesprávná činnost včetně vyhoření kabelového svazku či rozvodné skříně nesmí vést ke ztrátě zapnutých či vypnutých součástí; a
 - (2) Zapnuté součásti jsou elektricky a mechanicky izolovány od vypnutých součástí.

CS 23.1353 Konstrukce a zástavba akumulátorové baterie

- (a) Každá akumulátorová baterie musí být navržena a zastavěna tak, jak je popsáno v tomto odstavci.
- (b) Bezpečná teplota a tlak v článcích musejí být zachovány během všech pravděpodobných podmínek nabíjení a vybíjení. Žádný nekontrolovatelný růst teploty článku nesmí nastat, když je baterie nabíjena (po předchozím úplném vybití):
- (1) Při maximálním regulovaném napětí nebo výkonu;
 - (2) Během letu s maximální dobou trvání; a
 - (3) Za nejnepríznivějších podmínek chlazení, které se mohou pravděpodobně vyskytnout v provozu.
- (c) Vyhovění pododstavci (b) musí být prokázáno zkouškami, pokud zkušenosti s podobnými bateriemi a jejich zástavbou neprokázaly, že s udržováním bezpečných teplot a tlaků v článcích nejsou žádné problémy.
- (d) V letounu se nesmí v nebezpečném množství shromažďovat žádné výbušné nebo toxické plyny vylučované kteroukoliv baterií v normálním provozu nebo jako výsledek jakékoliv pravděpodobné poruchy nabíjecího systému nebo zástavby baterie.
- (e) Jakékoliv korozivní kapaliny nebo plyny, které by mohly unikát z baterie, nesmí poškodit okolní konstrukci nebo okolní nezbytné vybavení.
- (f) Zástavba každé nikl-kadmiové baterie, která může být použita ke spouštění motoru nebo pomocné energetické jednotky, musí mít opatření zabráňující nebezpečným vlivům na konstrukci nebo nezbytné systémy, které by mohly být způsobeny maximálním přehřátím baterie vzniklým zkratem baterie nebo jejích jednotlivých článků.
- (g) Zástavby nikl-kadmiových baterií používané ke spouštění motoru nebo pomocné energetické jednotky musí mít:
- (1) Systém ovládající automaticky rychlost nabíjení baterie jako ochranu před přehřátím baterie; nebo
 - (2) Snímač teploty baterie a výstražný systém přehřátí baterie se zařízením pro odpojení baterie od jejího nabíjecího zdroje v případě podmínek přehřátí; nebo
 - (3) Snímač pro indikaci poruchy baterie a výstražný systém se zařízením pro odpojení baterie od jejího nabíjecího zdroje v případě poruchy baterie.

- (h) V případě úplného výpadku primárního systému generujícího elektrickou energii musí být baterie schopna po dobu 30 minut dodávat elektrickou energii těm zátěžím, které jsou nezbytné pro bezpečné pokračování letu a přistání. Časový úsek 30 minut zahrnuje i čas potřebný k tomu, aby pilot zjistil ztrátu generované elektrické energie a provedl příslušná opatření.

CS 23.1357 Zařízení pro ochranu obvodů

- (a) Ochranná zařízení, jako jsou pojistky nebo jističe, musí být instalována do všech elektrických obvodů, kromě:
- (1) Hlavních obvodů spouštěcích motorů užívaných pouze při spouštění; a
 - (2) Obvodů, ve kterých nemůže žádné nebezpečí vzniknout, pokud nejsou ochrany použity.
- (b) Zařízení pro ochranu obvodu nezbytného pro bezpečnost letu nesmí být použito pro ochranu jakéhokoliv jiného obvodu.
- (c) Každé ochranné zařízení, které umožňuje opětovné zapojení („nezávislá ochrana“, ve které funkce mechanismu ovládajícího vypínací pohyb nemůže být překonána provozním ovládáním), musí být navrženo tak, že:
- (1) Po rozpojení je požadován ruční zásah pro obnovení funkce; a
 - (2) Pokud nastane přetížení nebo závada obvodu, musí zařízení obvod rozpojit bez ohledu na polohu provozního ovládání.
- (d) Jestliže je schopnost opětovně zapnout jistič nebo vyměnit pojistky nezbytná pro bezpečnost letu, musí být takový jistič nebo pojistka umístěny a označeny tak, aby mohly být snadno za letu opět zapnuty nebo vyměněny.
- (e) Pro pojistky označené jako vyměnitelné za letu platí:
- (1) Musí být k dispozici jedna náhradní pojistka od každého druhu nebo 50 % náhradních pojistek od každého druhu, podle toho, který počet je vyšší; a
 - (2) Náhradní pojistka (pojistky) musí být snadno přístupná pro každého požadovaného pilota.

CS 23.1359 Protipožární ochrana elektrického systému

- (a) Části elektrického systému musí splňovat příslušné protipožární požadavky podle CS 23.1182 a 23.863.
- (b) Elektrické kabely, svorkovnice a vybavení ve vyhrazených požárních zónách, které jsou používány při nouzových postupech, musí být žáruvzdorné.
- (c) Izolace zastavěných elektrických kabelů a vodičů musí být samozhášecí, pokud je zkoušena v úhlu 60° v souladu s odpovídajícími částmi Dodatku F k CS-23 nebo jinou schválenou ekvivalentní metodou. Průměrná délka spálené plochy nesmí přesáhnout 76 mm a průměrná doba hoření plamenem po odstranění zdroje plamene nesmí překročit 30 sekund. Odkapávající hmota ze zkoušeného vzorku nesmí pokračovat v hoření průměrně déle než 3 sekundy po odkápnutí.

CS 23.1361 Uspořádání hlavního vypínače

- (a) Uspořádání hlavního vypínače musí být takové, aby umožnilo snadné odpojení každého zdroje energie od hlavní sběrnice, s výjimkou uvedenou v pododstavci (b). Bod rozpojení musí přiléhat ke zdroji ovládanému tímto vypínačem. Samostatný vypínač může být zařazen do uspořádání každého samostatného zdroje energie za předpokladu, že toto uspořádání může být ovládáno jednorázovým pohybem jedné ruky.
- (b) Zátěžové obvody mohou být zapojeny tak, že zůstávají napájeny, i když je hlavní vypínač vypnut, jestliže:
- (1) Obvody jsou izolovány nebo fyzicky zakryty tak, aby bylo zabráněno vznícení hořlavých kapalin nebo výparů, které se mohou uvolnit prosakováním nebo porušením jakýchkoliv systémů s hořlavými kapalinami; a
 - (2) Obvody jsou nezbytné pro nepřetržitý chod motoru; nebo

- (3) Obvody jsou jištěny ochranami dimenzovanými na 5 ampér nebo méně a sousedícími se zdroji elektrické energie.

Navíc nesmí být dva nebo více obvodů zastavěných v souladu s požadavky pododstavce (b)(2) používáno tak, aby jejich spotřeba přesáhla 5 ampér.

- (c) Hlavní vypínač nebo jeho ovládání musí být zastavěny tak, že vypínač je snadno rozeznatelný a přístupný členu posádky.

CS 23.1365 Elektrické kabely a vybavení

- (a) Každý elektrický spojovací kabel musí mít přiměřený průřez.
- (b) Jakékoliv vybavení, které je spojeno se zástavbou elektrických kabelů a které by se v případě přetížení obvodu nebo při závadě přehřálo, musí být odolné vůči plameni a nesmí uvolňovat nebezpečné množství toxických zplodin.
- (c) Elektrické kabely, konektory a svorkovnice musí být opatřeny identifikačními prvky.
- (d) Elektrické kabely musí být zastavěny tak, aby bylo minimalizováno nebezpečí mechanického poškození a/nebo poškození způsobeného kapalinami, výpary nebo zdroji tepla.
- (e) Hlavní elektrické kabely (včetně kabelů generátoru) musí být navrženy tak, aby umožnily přiměřený stupeň deformace a napínání bez poruchy, a musí:
- (1) Být odděleny od potrubí vedoucích hořlavé látky; nebo
 - (2) Být kromě běžné izolace kabelů uloženy v elektricky izolovaných pružných trubkách nebo rovnocenným způsobem.
- (f) Tam, kde kabel nemůže být chráněn ochrannými zařízeními obvodu nebo jinou přepětovou ochranou, nesmí při poruše způsobit nebezpečí požáru.

CS 23.1367 Spínače

Každý spínač musí být:

- (a) Schopen přenášet stanovený jmenovitý proud;
- (b) Konstruován s dostatečnou vzdáleností nebo s izolačním materiálem mezi částmi přenášejícími proud a krytem tak, aby vibrace za letu nezpůsobily zkrat;
- (c) Přístupný všem příslušným členům letové posádky; a
- (d) Označen štítkem s údaji týkajícími se činnosti a ovládaného obvodu.

SVĚTLA

CS 23.1381 Osvětlení přístrojů

Osvětlení přístrojů musí:

- (a) Zajistit, aby všechny přístroje a ovladače byly snadno čitelné a rozeznatelné;
- (b) Být zastavěno tak, že jsou od očí pilota odstíněny jeho přímé paprsky a paprsky odražené čelním sklem nebo jiným povrchem; a
- (c) Mít dostatečnou vzdálenost nebo dostatečnou vrstvu izolačního materiálu mezi částmi přenášejícími proud a krytem tak, aby vibrace za letu nezpůsobily zkrat.

Světlo osvětlující vnitřní prostor kabiny není osvětlením přístrojů.

CS 23.1383 Pojížděcí a přistávací světla

Každé pojížděcí a přistávací světlo musí být navrženo a zastavěno tak, že:

- (a) Pilota neoslňuje žádná nebezpečná záře;
- (b) Pilot není vážně ovlivněn halací;

- (c) Poskytuje dostatek světla pro noční provoz; a
- (d) Nepůsobí nebezpečí požáru v žádném uspořádání.

CS 23.1385 Zástavba systému polohových světel

- (a) *Všeobecně.* Každá část každého systému polohových světel musí splňovat platné požadavky a každý systém jako celek musí splňovat požadavky CS 23.1387 až 23.1397.
- (b) *Levé a pravé polohové světlo.* Levé a pravé polohové světlo musí sestávat z červeného a zeleného světla umístěných příčně do stran tak daleko od sebe, jak je to možné, a zastavěných na letounu tak, že je-li letoun v normální letové poloze, je červené světlo na levé straně a zelené světlo na pravé straně.
- (c) *Zadní polohové světlo.* Zadní polohové světlo musí být bílé a umístěné co nejdále vzadu na ocase letounu nebo na každém konci křídla.
- (d) *Kryty světel a barevné filtry.* Každý kryt světla nebo barevný filtr musí být alespoň odolný vůči plameni a nesmí měnit barvu, tvar nebo významně ztrácet světelnou propustnost během normálního použití.

CS 23.1387 Úhly viditelnosti světelných kuželů systému polohových světel

- (a) S výjimkami uvedenými v pododstavci (e) musí každé polohové světlo po zástavbě na letoun svítit souvislým světlem v rozmezí úhlů mezi rovinami popsány v tomto odstavci.
- (b) Levý úhel viditelnosti (L) je tvořen dvěma svislými navzájem se protínajícími rovinami, z nichž jedna je rovnoběžná s podélnou osou letounu a druhá s ní svírá úhel 110° doleva od první při pohledu dopředu ve směru podélné osy.
- (c) Pravý úhel viditelnosti (R) je tvořen dvěma svislými navzájem se protínajícími rovinami, z nichž první je rovnoběžná s podélnou osou letounu a druhá s ní svírá úhel 110° doprava od první při pohledu dopředu ve směru podélné osy.
- (d) Zadní úhel viditelnosti (A) je tvořen dvěma svislými navzájem se protínajícími rovinami svírajícími úhel 70° vpravo a vlevo, respektive se svislou rovinou procházející podélnou osou při pohledu dozadu ve směru podélné osy.
- (e) Jestliže zadní polohové světlo, je-li zastavěno v nejzazší možné poloze vzadu v souladu s CS 23.1385 (c), nemůže vyzařovat souvislý kužel světla v rozsahu úhlu mezi rovinami A (jak je definován v odstavci (d)), je přípustné, aby prostorový úhel nebo úhly zakryté viditelnosti v součtu nepřevyšovaly 0,04 steradiánu, pokud je takový prostorový úhel uvnitř kužele, jehož vrchol je v zadním polohovém světle a jehož strana svírá se svislou osou procházející zadním polohovým světlem úhel 30°.

CS 23.1389 Rozložení světla a svítivosti polohových světel

- (a) *Všeobecně.* Svítivosti stanovené v tomto odstavci musí být zajištěny novými zařízeními se všemi použitými kryty světel a barevnými filtry. Svítivosti musí být určeny se zdrojem světla pracujícím při stálé hodnotě odpovídající průměrnému světelnému výkonu zdroje při normálním provozním napětí elektrické sítě letounu. Rozložení světla a svítivost každého polohového světla musí splňovat požadavky pododstavce (b).
- (b) *Polohová světla.* Rozložení světla a svítivosti polohových světel musí být vyjádřeny hodnotou minimální svítivosti ve vodorovné rovině, minimální svítivosti v jakékoli svislé rovině a maximální svítivosti v překrývajících se světelných paprscích mezi úhly viditelnosti L, R a A, a musí splňovat následující požadavky:
 - (1) *Svítivosti ve vodorovné rovině.* Každá svítivost ve vodorovné rovině (rovina proložená podélnou osou letounu a kolmá k rovině symetrie letounu) musí splňovat nebo překračovat hodnoty uvedené v CS 23.1391.
 - (2) *Svítivost v kterékoliv svislé rovině.* Každá svítivost v kterékoliv svislé rovině (rovina kolmá k vodorovné rovině) musí splňovat nebo překračovat příslušné hodnoty uvedené v CS 23.1393, kde hodnota I je minimální svítivost stanovená v CS 23.1391 pro odpovídající úhly ve vodorovné rovině.
 - (3) *Svítivost při překrývání mezi sousedními světly.* Žádná svítivost v kterémkoliv překrytí mezi sousedními světly nesmí překročit hodnoty uvedené v CS 23.1395 s tou výjimkou,

že vyšší intenzity v překrytích mohou být použity u svítivosti hlavních světelných paprsků, které jsou podstatně vyšší než minima určená v CS 23.1391 a 23.1393, pokud svítivost v překrytí vzhledem ke svítivosti hlavních světelných paprsků neovlivní nepříznivě jednoznačnost signálu. Pokud je nejvyšší svítivost levého a pravého pozičního světla vyšší než 100 kandel, mohou maximální svítivosti v jejich překrytí překročit hodnoty uvedené v CS 23.1395, jestliže svítivost překrytí v oblasti A není vyšší než 10 % nejvyšší svítivosti polohového světla a svítivost překrytí v oblasti B není vyšší než 2,5 % nejvyšší svítivosti polohového světla.

- (c) *Zástavba zadního polohového světla.* Samotné zadní polohové světlo může být zastavěno v místě mimo rovinu symetrie letounu, pokud:
- (1) Osa minimálního kužele světelného toku je rovnoběžná s dráhou letu při vodorovném letu; a
 - (2) Nejsou žádné překážky vzadu za světlem a mezi rovinami 70° vpravo a vlevo od osy maximálního světelného toku.

CS 23.1391 Minimální svítivosti polohových světel ve vodorovné rovině

Svítivost každého polohového světla musí být rovna nebo větší než příslušné hodnoty v následující tabulce:

Úhel viditelnosti (zahrnující světlo)	Úhel vpravo nebo vlevo od podélné osy, měřeno od nulového bodu dopředu	Svítivost (kandely)
L a R (červené a zelené)	0° až 10°	40
	10° až 20°	30
	20° až 110°	5
A (zadní bílé)	110° až 180°	20

CS 23.1393 Minimální svítivost polohových světel v kterékoliv svislé rovině

Svítivost každého polohového světla musí být rovna nebo větší než příslušné hodnoty v následující tabulce:

Úhel nad nebo pod vodorovnou rovinou	Svítivost
0	1,00 l.
0° až 5°	0,90 l.
5° až 10°	0,80 l.
10° až 15°	0,70 l.
15° až 20°	0,50 l.
20° až 30°	0,30 l.
30° až 40°	0,10 l.
40° až 90°	0,05 l.

CS 23.1395 Maximální svítivost v překrytí paprsků polohových světel

Svítivost žádného polohového světla nesmí překročit příslušné hodnoty uvedené v následující tabulce, s výjimkou uvedenou v CS 23.1389 (b)(3):

Překrytí	Maximální svítivost	
	Oblast A (kandely)	Oblast B (kandely)
Zelená v úhlu mezi rovinami L	10	1
Červená v úhlu mezi rovinami R	10	1
Zelená v úhlu mezi rovinami A	5	1
Červená v úhlu mezi rovinami A	5	1
Zadní bílá v úhlu mezi rovinami L	5	1
Zadní bílá v úhlu mezi rovinami R	5	1

Kde:

- (a) Oblast A zahrnuje všechny směry v přilehlém úhlu mezi rovinami, které procházejí světelným zdrojem a svírají se společnou mezní rovinou úhel větší než 10° , ale menší než 20° ; a
- (b) Oblast B zahrnuje všechny směry v přilehlém úhlu mezi rovinami, které procházejí světelným zdrojem a svírají se společnou mezní rovinou úhel větší než 20° .

CS 23.1397 Specifikace barev

Barva každého polohového světla musí mít příslušné chromatické souřadnice dle Mezinárodní komise pro osvětlení (International Commission on Illumination), které jsou následující:

- (a) *Letecká červeně*:
„y“ není větší než 0,335; a
„z“ není větší než 0,002.
- (b) *Letecká zeleň*:
„x“ není větší než $0,440 - 0,320y$;
„x“ není větší než $y - 0,170$; a
„y“ není menší než $0,390 - 0,170x$.
- (c) *Letecká bílá*:
„x“ není menší než 0,300, a není větší než 0,540;
„y“ není menší než „ $x - 0,040$ “ nebo „ $y - 0,010$ “ podle toho, která hodnota je menší; a
„y“ není větší než „ $x + 0,020$ “ nebo „ $0,636 - 0,400x$ “;

Kde „ y° “ je souřadnice „y“ černého tělesa (podle Planckova zákona) posuzovaného pro uvažovanou hodnotu „x“.

CS 23.1399 Kotevní světlo

- (a) Každé kotevní světlo požadované pro hydroplán nebo pro obojživelný letoun musí být zastavěno tak, že může:
 - (1) Vydávat bílé světlo viditelné v noci za jasných klimatických podmínek na vzdálenost alespoň 3,2 km (2 míle); a
 - (2) Vydávat maximální nepřerušované světlo použitelné při kotvení nebo unášení letounu po vodě.
- (b) Mohou být použita vnější závěsná svítidla.

CS 23.1401 Protisrážkový světelný systém

- (a) *Všeobecně.* Letoun musí mít protisrážkový světelný systém, který:
- (1) Sestává z jednoho nebo více schválených protisrážkových světel umístěných tak, že jejich světlo neruší výhled členů letové posádky nebo nesnižuje zřetelnost polohových světel; a
 - (2) Splňuje požadavky pododstavců (b) až (f).
- (b) *Pokrytý prostor.* Systém musí sestávat z dostatečného počtu světel, aby byly osvětleny životně důležité oblasti okolo letounu se zřetelem na fyzikální konfiguraci a letové charakteristiky letounu. Pokrytý prostor se musí rozprostírat v každém směru alespoň 75° nad a 75° pod vodorovnou rovinou letounu, avšak s výjimkou prostorových úhlů se zastíněnou viditelností, jejichž součet nesmí být větší než 0,5 steradiánu.
- (c) *Zábleskové charakteristiky.* Uspořádání systému, tj. počet světelných zdrojů, šířka svazku, rychlost otáčení a jiné charakteristiky, musí poskytovat účinnou frekvenci záblesků v rozsahu minimálně 40, a maximálně 100 cyklů za minutu. Účinná frekvence záblesků je frekvence, při které je kompletní protisrážkový systém letounu pozorovatelný z dálky, a vztahuje se na každý světelný úsek včetně překrytí vzniklého u systémů sestávajících z více než jednoho zdroje. Při překrytí může frekvence záblesků překročit 100 cyklů za minutu, nesmí však překročit 180 cyklů za minutu.
- (d) *Barva.* Barva každého protisrážkového světla musí být buď letecká červeň, nebo letecká bílá a musí splňovat příslušné požadavky CS 23.1397.
- (e) *Svítivost.* Minimální svítivost v kterékoliv svislé rovině měřená s červeným filtrem (je-li použit) a vyjádřená v hodnotách efektivní svítivosti musí splňovat požadavky pododstavce (f). Musí být použit následující vztah:

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0,2 + (t_2 - t_1)}$$

kde:

- I_e = efektivní svítivost (kandely);
 $I(t)$ = okamžitá svítivost jako funkce času;
 $(t_2 - t_1)$ = interval doby záblesku (sekundy).

Normálně je maximální hodnota efektivní svítivosti získána, pokud hodnoty t_2 a t_1 jsou vybrány tak, že efektivní svítivost se rovná okamžité svítivosti při t_2 a t_1 .

- (f) *Minimální efektivní svítivost pro protisrážková světla.* Efektivní svítivost každého protisrážkového světla musí být rovna nebo větší než příslušné hodnoty v následující tabulce:

Úhel nad nebo pod vodorovnou rovinou	Efektivní svítivost (kandely)
0° až 5°	400
5° až 10°	240
10° až 20°	80
20° až 30°	40
30° až 75°	20

BEZPEČNOSTNÍ VYBAVENÍ**CS 23.1411 Všeobecně**

- (a) Požadované bezpečnostní vybavení, která má být použito letovou posádkou v nouzových případech, jako je například automatické spouštění záchranných člunů, musí být snadno přístupné.
- (b) Pro požadované bezpečnostní vybavení musí být zřízeny prostředky pro uložení, které musí:
 - (1) Být uspořádány tak, aby vybavení bylo snadno dostupné a jeho umístění nápadné; a
 - (2) Bezpečnostní vybavení ochránit před poškozením způsobeným vystavením zatížením od setrvačných sil vyplývajícím z početních násobků statistického zatížení uvedených v CS 23.561 (b)(3).

CS 23.1415 Vybavení pro nouzové přistání na vodu

- (a) Nouzová plovací a signalizační vybavení požadovaná provozními předpisy musí být zastavěna tak, aby byla posádce a cestujícím pohotově k dispozici.
- (b) Každý záchranný člun a každá záchranná vesta (záchranný pás) musí být schváleného typu.
- (c) Každý záchranný člun, který je spouštěn automaticky nebo pilotem, musí být připevněn k letounu lanem, které jej přidržuje těsně vedle letounu. Toto lano musí být dostatečně slabé, aby se přetrhlo dříve, než by způsobilo potopení prázdného člunu, ke kterému je připevněno.
- (d) Každé signalizační zařízení požadované provozními předpisy musí být přístupné, musí uspokojivě pracovat a nesmí při použití způsobit žádné nebezpečí.

CS 23.1416 Pneumatický odmrazovací systém

Požaduje-li se schválení letounu se zařízením na ochranu před námrazou, a je-li zastavěn pneumatický odmrazovací systém:

- (a) Systém musí splňovat požadavky uvedené v CS 23.1419.
- (b) Systém a jeho součásti musí být navrženy tak, aby plnily předpokládanou funkci za jakýchkoliv normálních provozních teplot nebo tlaků v systému; a
- (c) Musí být zajištěny prostředky, které udávají letové posádce, že pneumatický odmrazovací systém je pod dostatečným tlakem a pracuje normálně.

CS 23.1419 Ochrana proti námraze
(Viz AMC 23.1419)

Požaduje-li se schválení letounu se zařízením na ochranu proti námraze, musí být prokázáno vyhovění následujícím požadavkům:

- (a) Doporučené postupy pro použití zařízení na ochranu před námrazou musí být uvedeny v letové příručce letounu nebo v jiné schválené příručce.
- (b) Musí být proveden rozbor, aby se na základě provozních potřeb letounu stanovila vhodnost systému na ochranu proti námraze pro různé části letounu. Mimo to musí být provedeny zkoušky systému na ochranu proti námraze, aby se prokázalo, že letoun je schopný bezpečného provozu v podmínkách jak trvalé, tak občasné maximální námrazy, popsanych v CS-Definice.
- (c) Tam, kde to umožňuje podobnost konstrukce, může být vyhovění celé nebo dílčí části dosaženo odkazem na rozbor a zkoušky provedené pro typovou certifikaci již dříve osvědčeného letadla.
- (d) Pokud je pro správnou činnost zařízení pro ochranu proti námraze požadováno, aby letová posádka sledovala vnější plochy letadla, musí být zajištěno osvětlení umožňující přiměřené sledování v noci.

RŮZNÉ VYBAVENÍ**CS 23.1431 Elektronické vybavení**

- (a) Při průkazu vyhovění CS 23.1309 (b)(1) a (2) se zřetelem na radiové a elektronické vybavení a jejich zástavby musí být vzaty v úvahu kritické podmínky okolního prostředí.
- (b) Radiové a elektronické vybavení, ovládací prvky a kabeláž musí být zastavěny tak, že provoz jakékoliv jednotky nebo systému jednotek nebude nepříznivě ovlivňovat současný provoz jakékoliv jiné rádiové nebo elektronické jednotky nebo systému jednotek.
- (c) Pilotní kabina letounů, které mají více než jednoho člena letové posádky nebo jejichž provoz vyžaduje více než jednočlennou letovou posádku, musí být posouzena, aby bylo určeno, zda se členové posádky, pokud sedí na svých pracovních místech, mohou za daných hlukových podmínek, které panují v pilotní kabině během provozu letadla, bez obtíží dorozumívat. Jestliže konstrukce letounu zahrnuje prostředky pro použití komunikačních sluchátek, posouzení musí také zvážit podmínky, za kterých mají být sluchátka použita. Jestliže posouzení prokáže podmínky, při kterých bude dorozumívání obtížné, musí být použito palubní dorozumívací zařízení.
- (d) Jestliže je dorozumívací zařízení vybaveno přepínačem vysílače, musí být takový, že se po uvolnění z polohy „vysílání“ vrátí do polohy „vypnuto“ a zajistí, že vysílač se vrátí do vypnutého (nevysílacího) stavu.
- (e) Jsou-li k dispozici prostředky pro používání komunikačních sluchátek, musí být prokázáno, že členové letové posádky budou vnímat všechny zvukové výstražné signály, jestliže bude použita kterákoliv souprava sluchátek. (Viz AMC 23.1431 (e)).

CS 23.1435 Hydraulické systémy

- (a) *Návrh.* Každý hydraulický systém musí být navržen tak, aby splňoval následující:
 - (1) Každý hydraulický systém a jeho části musí bez trvalých deformací vydržet zatížení konstrukce předpokládané společně s hydraulickým zatížením.
 - (2) Letová posádka musí mít k dispozici zařízení, které udává tlak v každém hydraulickém systému, který zabezpečuje dvě nebo více základních funkcí.
 - (3) Musí existovat prostředky, které zajišťují, že tlak, včetně přechodného (rázového) tlaku, v kterékoliv části systému nepřekročí bezpečnou mez nad návrhovým provozním tlakem a které zabrání výskytu nadměrného tlaku vznikajícího z objemových změn kapalin ve všech vedeních, která pravděpodobně zůstanou uzavřena dostatečně dlouho k tomu, aby se takové změny vyskytly.
 - (4) Minimální návrhový tlak roztržení musí být 2,5násobkem provozního tlaku.
- (b) *Zkoušky.* Způsobilost každého systému musí být prokázána zkouškami zkušebním tlakem. Při tlakové zkoušce nesmí žádná část systému selhat, nesprávně pracovat nebo zůstat trvale deformovaná. Zkušební zatížení každého systému musí být alespoň 1,5násobkem maximálního provozního tlaku v tomto systému.
- (c) *Akumulátory.* Hydraulický akumulátor nebo nádrže mohou být zastavěny na motorové straně protipožární stěny, jestliže:
 - (1) Je integrální částí systému motoru nebo vrtule; nebo
 - (2) Nádrž není tlaková a celkový objem všech takových netlakových nádrží je 1 litr nebo méně.

CS 23.1437 Příslušenství dvumotorových letounů

U dvumotorových letounů musí být nezbytná příslušenství, která jsou poháněna motorem, rozdělena mezi dva motory tak, aby porucha některého motoru neohrozila bezpečný provoz vlivem nesprávné činnosti takovýchto příslušenství.

CS 23.1438 Systém přetlakování a pneumatické systémy

- (a) Části systému přetlakování musí být zkoušeny na odolnost proti prasknutí 2,0násobkem maximálního normálního provozního tlaku a zkušebním tlakem, jenž je 1,5násobkem maximálního normálního provozního tlaku.
- (b) Části pneumatického systému musí být zkoušeny na odolnost proti prasknutí 3,0násobkem maximálního normálního provozního tlaku a zkušebním tlakem, jenž je 1,5násobkem maximálního normálního provozního tlaku.
- (c) Analýza nebo kombinace analýzy a zkoušky mohou nahradit jakoukoliv zkoušku požadovanou podle pododstavce (a) nebo (b), jestliže Agentura uzná, že jsou ekvivalentní požadované zkoušce.

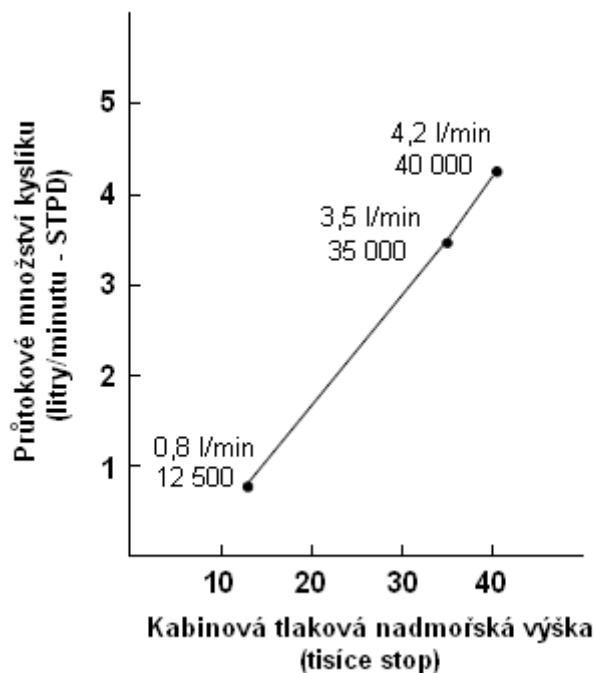
CS 23.1441 Kyslíkové vybavení a dodávka kyslíku

- (a) Je-li požadována certifikace s vybavením pro doplňkovou dodávku kyslíku nebo je-li letoun určen pro provoz v nadmořských výškách, kde je provozními předpisy požadováno použití kyslíku, musí být zajištěno kyslíkové vybavení, které splňuje požadavky a CS 23.1443 až 23.1449. Požadavky CS-23 mohou být splněny také použitím přenosného kyslíkového vybavení, pokud je prokázáno, že toto vybavení vyhovuje příslušným požadavkům, je uvedeno v typovém návrhu letounu a jeho uložení vyhovuje požadavkům CS 23.561.
- (b) Kyslíkový systém sám o sobě, způsoby jeho používání a jeho působení na ostatní části letounu nesmějí být nebezpečné.
- (c) Musí být k dispozici prostředky, které umožní posádce během letu snadno určit množství kyslíku dosažitelné v každém zdroji dodávky.
- (d) Každý stanovený člen letové posádky musí mít k dispozici:
 - (1) Kyslíkové vybavení o požadovaném průtoku, jestliže letoun má být schválen pro provoz nad 7 620 m (25 000 ft).
 - (2) Požadované přetlakové kyslíkové vybavení, jestliže letoun má být schválen pro provoz nad 12 192 m (40 000 ft).
- (e) Musí existovat pro posádku snadno dostupné prostředky za letu, které umožňují okamžité otevření a zavření dodávky kyslíku z vysokotlakého zdroje. Tento požadavek se nevztahuje na chemické generátory kyslíku.

CS 23.1443 Minimální průtočné množství doplňkové dodávky kyslíku

- (a) Je-li zastavěno vybavení s trvalou dodávkou kyslíku, musí tato zástavba vyhovovat požadavkům buď pododstavců (a)(1) a (a)(2) nebo pododstavce (a)(3).
 - (1) Pro každého cestujícího nesmí být minimální průtočné množství doplňkové dodávky kyslíku požadované při různých tlakových nadmořských výškách v kabině menší než průtok potřebný pro udržování následujících středních tracheálních parciálních tlaků kyslíku během vdechování a při použití kyslíkového vybavení (včetně masek):
 - (i) Při tlaku v kabině odpovídajícím nadmořským výškám nad 3 048 m (10 000 ft) až po 5 639 m (18 500 ft) včetně – střední tracheální parciální tlak kyslíku 100 mmHg při dýchání 15 litrů za minutu, BTPS a s vdechovaným množstvím 700 cc s konstantním časovým intervalem mezi vdechy.
 - (ii) Při tlaku v kabině odpovídajícím nadmořským výškám nad 5 639 m (18 500 ft), až po 12 192 m (40 000 ft) včetně – střední tracheální parciální tlak kyslíku 83,8 mmHg při dýchání 30 litrů za minutu, BTPS a s vdechovaným množstvím 1 100 cc a s konstantním časovým intervalem mezi vdechy.
 - (2) Pro každého člena letové posádky nesmí být minimální průtočné množství menší než průtok potřebný během vdechování pro udržení středního tracheálního parciálního tlaku kyslíku 149 mmHg při dýchání 15 litrů za minutu, BTPS a s maximálním vdechovaným množstvím 700 cc a s konstantním časovým intervalem mezi vdechy.
 - (3) Minimální průtočné množství doplňkové dodávky kyslíku dodávané pro každého uživatele musí dosahovat hodnoty ne menší, než jaká je uvedena v následujícím

obrázku pro každou nadmořskou výšku až po maximální provozní nadmořskou výšku letounu a včetně ní.



- (b) Jestliže je požadováno vybavení zastavěné pro použití členy letové posádky, potom minimální průtočné množství doplňkové dodávky kyslíku požadované pro každého člena posádky nesmí být menší než průtok potřebný během vdechování pro udržení středního tracheálního parciálního tlaku 122 mmHg do a včetně tlaku v kabině odpovídající nadmořské výšce 10 668 m (35 000 ft) a 95% kyslíku pro tlaky v kabině odpovídající nadmořským výškám mezi 10 668 a 12 192 m (35 000 a 40 000 ft) při dýchání 20 litrů za minutu BTPS. Kromě toho musí být k dispozici prostředky, které umožní posádce použít nezředěný kyslík dle vlastního uvážení.
- (c) Je-li zabudováno kyslíkové vybavení pro první pomoc, minimální průtočné množství kyslíku pro každého uživatele nesmí být menší než 4 litry za minutu, STPD. Nicméně mohou existovat prostředky pro snížení tohoto průtoku na minimálně 2 litry za minutu, STPD, při jakékoliv kabinové nadmořské výšce. Množství požadovaného kyslíku je založeno na středním průtoku 3 litry za minutu na osobu, pro niž je kyslík pro potřeby první pomoci požadován.
- (d) Zkratky použité v tomto odstavci:
- (1) BTPS znamená Body Temperature (tělesná teplota), Pressure (tlak), Saturated (nasyceno) (což je 37°C a okolní tlak, kterému je tělo vystaveno, mínus 47 mmHg, což je tracheální tlak nahrazený tlakem vodní páry, když je vydechovaný vzduch nasycen vodní parou při teplotě 37°C).
 - (2) STPD znamená Standard (standardní), Temperature (teplota) a Pressure (tlak), Dry (suchý) (což je 0°C při 760 mmHg bez vodní páry).

CS 23.1445 Systém rozvodu kyslíku

- (a) S výjimkou pružného vedení od výpustných otvorů k dávkovacím jednotkám nebo případů, kde je prokázána vhodnost pro zástavbu, nesmí být používáno nekovové potrubí pro jakékoliv vedení kyslíku, které je za letu normálně pod tlakem.
- (b) Nekovové rozvody kyslíku nesmí být vedeny tam, kde mohou být vystaveny zvýšeným teplotám, elektrickému jiskření a unikajícím hořlavým kapalinám, které by mohly vzniknout vlivem jakékoliv pravděpodobné poruchy.

CS 23.1447 Standardy vybavení pro kyslíkové dýchací soupravy/přístroje

Jsou-li zastavěny kyslíkové dýchací soupravy, musí splňovat následující:

- (a) Pro každou osobu na palubě letounu, pro kterou je zabezpečována doplňková dodávka kyslíku, musí být k dispozici samostatná dýchací souprava. Každá dýchací souprava musí:
 - (1) Zajišťovat efektivní využití kyslíku dodávaného do soupravy.
 - (2) Být schopna pohotového nasazení do správné polohy na obličej uživatele.
 - (3) Být vybavena vhodnými prostředky k udržení přístroje ve správné poloze na obličej.
 - (4) Je-li v ní zastavěno radiové vybavení, kyslíková dýchací souprava pro letovou posádku musí být navržena tak, aby umožnila použití tohoto vybavení a umožnila komunikaci s ostatními členy posádky rozmístěnými na svých stanovištích.
- (b) Pokud se požaduje schválení pro provoz ve výškách do 5 486 m (18 000 ft) včetně (MSL), potom každá kyslíková dýchací souprava musí:
 - (1) Zakrývat nos a ústa uživatele; nebo
 - (2) Vytvářet nosní trubici, v tomto případě musí být k dispozici jedna kyslíková dýchací souprava, která zakrývá jak nos, tak i ústa uživatele. Kromě toho musí být na každé nosní trubici nebo její připojovací hadičce stabilně uchyceno:
 - (i) Viditelné výstražné upozornění o zákazu kouření během používání;
 - (ii) Obrázek s pokyny pro správné nasazení; a
 - (iii) Viditelné výstražné upozornění o zákazu používání při ucpání nosu nebo rýmě doprovázené ucpáním nosu.
- (c) Je-li požadováno schválení pro provoz ve výškách nad 5 486 m (18 000 ft) (MSL), musí každá kyslíková dýchací souprava zakrývat nos a ústa uživatele.
- (d) U letounů s přetlakovou kabinou navrhovaných pro provoz v letových nadmořských výškách nad 7 620 m (25 000 ft) (MSL) musí dýchací soupravy splňovat následující:
 - (1) Dýchací soupravy pro cestující musí být připojeny na rozvod kyslíku a být okamžitě použitelné na všech místech pro sedící cestující.
 - (2) Dýchací soupravy pro členy posádky musí být automaticky poskytnuty každému členu posádky dříve, než tlaková nadmořská výška v kabině překročí 4 572 m (15 000 ft), nebo soupravy musí být vhodné pro rychlé nasazení, připojené k rozvodu kyslíku a okamžitě použitelné pro členy posádky na jejich místech.
- (e) Je-li požadováno schválení pro provoz v nadmořských výškách nad 9 144 m (30 000 ft), musí být dýchací soupravy pro cestující automaticky poskytnuty každému cestujícímu dříve, než tlaková nadmořská výška v kabině překročí 4 572 m (15 000 ft).
- (f) Je-li zabudována automatický systém dýchacích přístrojů (hadice a maska nebo jiná souprava), musí být posádka vybavena ručními prostředky, které jí v případě poruchy automatického systému umožní uvést dýchací přístroje ihned do provozu.

CS 23.1449 Prostředky ke zjištění použití kyslíku

Musí existovat prostředky, které umožňují posádce určit, zda je kyslík dodáván do dávkovacího zařízení.

CS 23.1450 Chemické vyvíječe kyslíku

- (a) Pro účely tohoto odstavce je chemický vyvíječ kyslíku definován jako zařízení, které vytváří kyslík prostřednictvím chemické reakce.
- (b) Každý chemický vyvíječ kyslíku musí být navržen a zastavěn v souladu s následujícími požadavky:
 - (1) Povrchová teplota vyvíječe, vznikající během jeho činnosti, nesmí vytvářet nebezpečí pro letoun a osoby na jeho palubě.
 - (2) Musí být zajištěny prostředky k uvolnění jakéhokoliv vnitřního tlaku, který by mohl být nebezpečný.
- (c) Vedle splnění požadavků pododstavce (b) musí každý přenosný chemický vyvíječ kyslíku, který je schopen nepřetržitého provozu při výměně části vyvíječe, být opatřen štítkem s těmito údaji:

- (1) Průtočné množství kyslíku v litrech za minutu;
- (2) Doba průtoku kyslíku v minutách pro vyměnitelnou část vyvíječe; a
- (3) Varování, že vyměnitelná část vyvíječe může být horká, s výjimkou případu, kdy je konstrukce vyměnitelné části taková, že povrchová teplota nemůže překročit 38°C (100°F).

CS 23.1451 Protipožární ochrana kyslíkového vybavení

Kyslíkové vybavení a potrubí:

- (a) Nesmí být v jakémkoliv vyhrazené požární zóně.
- (b) Musí být chráněny před teplem, které může vznikat v jakémkoliv vyhrazené požární zóně nebo z ní unikat.
- (c) Musí být zastavěny tak, aby unikající kyslík nemohl způsobit vznícení nahromaděného maziva, kapalin nebo výparů, které se vyskytují při normálním provozu nebo které se mohou uvolnit v důsledku poruchy nebo nesprávné činnosti jiného systému.

CS 23.1453 Ochrana kyslíkového vybavení proti mechanickému poškození

- (a) Každá část kyslíkového systému musí mít dostatečnou pevnost, aby odolala maximálnímu tlaku a teplotě v kombinaci s jakýmkoliv vnějším zatížením vzniklým v důsledku provozních zatížení konstrukce, které může na tuto část systému působit.
- (b) Zdroje stlačeného kyslíku a potrubí mezi zdrojem a uzavíracími prvky musí být:
 - (1) Chráněny před nebezpečnými teplotami; a
 - (2) Umístěny tam, kde pravděpodobnost a nebezpečí jejich roztržení při havarijním přistání budou minimalizovány.

CS 23.1457 Zapisovače hlasu v pilotním prostoru

- (a) Každý zapisovač hlasu v pilotním prostoru požadovaný provozními předpisy musí být schválen a musí být zastavěn tak, aby zaznamenával následující:
 - (1) Hlasovou komunikaci vysílanou a přijímanou v letounu radiem.
 - (2) Hlasovou komunikaci členů letové posádky na palubě.
 - (3) Hlasovou komunikaci členů letové posádky na palubě použitím systému palubního telefonu.
 - (4) Hlasové nebo zvukové signály při navigaci nebo přiblížení přenášené sluchátky nebo reproduktorem.
 - (5) Hlasovou komunikaci členů letové posádky použitím reproduktorového systému pro cestující, pokud takový systém existuje a je-li k dispozici čtvrtý kanál v souladu s požadavky pododstavce (c)(4)(ii).
- (b) Požadavky na záznam podle pododstavce (a)(2) musí být splněny zástavbou mikrofonu umístěného v pilotní kabině v místě, kde nejlépe zaznamenává hlasovou komunikaci na místě kapitána a druhého pilota a hlasovou komunikaci ostatních členů posádky na palubě, pokud je směřována k těmto místům. Mikrofon musí být také umístěn, a pokud je nutné, předzesilovače a filtry zapisovače musí být nastaveny a doplněny tak, že srozumitelnost nahrávaných hovorů je tak vysoká, jak je to jen možné při nahrávání v podmínkách hluku v pilotní kabině během letu a dalším přehrávání. Pro zhodnocení srozumitelnosti může být použito opakované sluchové nebo vizuální přehrávání nahrávky.
- (c) Každý zapisovač hlasu v pilotním prostoru musí být zastavěn tak, aby část komunikace nebo zvukových signálů specifikovaných v pododstavci (a) získaná z každého z následujících zdrojů byla zaznamenávána na samostatný kanál:
 - (1) První kanál – z každého ramínkového mikrofonu, mikrofonu v masce, ručního mikrofonu, sluchátek nebo reproduktoru použitého na místě kapitána.
 - (2) Druhý kanál – z každého ramínkového mikrofonu, mikrofonu v masce, ručního mikrofonu, sluchátek nebo reproduktoru použitého na místě druhého pilota.
 - (3) Třetí kanál – z mikrofonu umístěného v pilotní kabině.
 - (4) Čtvrtý kanál:

- (i) Z každého ramínkového mikrofonu, mikrofonu v masce, ručního mikrofonu, sluchátek nebo reproduktoru použitého na místě pro třetího a čtvrtého člena posádky.
 - (ii) Pokud nejsou požadována umístění určená v odstavci (c)(4)(i) nebo pokud signál z těchto míst je zachycován jiným kanálem, potom z každého mikrofonu na letové palubě, který je použit pro reproduktorový systém pro cestující, pokud jeho signál není zachycen jiným kanálem.
- (5) Všechny zvuky přijímané mikrofony uvedenými v pododstavcích (c)(1), (2) a (4) musí být v maximální možné míře zaznamenávány bez přerušení nezávisle na poloze přepínače palubního telefonu. Konstrukce musí zajišťovat, že místní vazby pro letovou posádku se uskutečňují pouze tehdy, jsou-li palubní telefon, reproduktorová soustava nebo radiový vysílač zapnuty.
- (d) Každý zapisovač hlasu v pilotním prostoru musí být zastavěn tak, že:
 - (1) Odebírá elektrickou energii ze sběrnice zaručující maximální spolehlivost pro činnost zapisovače hlasu v pilotním prostoru bez nebezpečí ohrožení činnosti nezbytných nebo nouzových zátěží.
 - (2) Jsou k dispozici automatické prostředky, které během 10 minut po havárii letounu současně vypnou zapisovač a zabrání vymazání záznamu; a
 - (3) Jsou k dispozici sluchové nebo vizuální prostředky pro předletovou kontrolu správné činnosti zapisovače.
- (e) Ochranné pouzdro zapisovače musí být umístěno a připevněno tak, aby byla minimalizována pravděpodobnost porušení pouzdra v důsledku havárie letounu a následného tepelného poškození záznamu vlivem požáru. Pro splnění tohoto požadavku musí být pouzdro zapisovače tak daleko vzadu, jak je to možné, ale nesmí být tam, kde by motory připevněné na zadní části letounu mohly způsobit rozdrčení zapisovače při havárii. Nicméně nesmí být umístěno mimo přetlakový prostor.
- (f) Pokud je zapisovač hlasu v pilotním prostoru opatřen zařízením pro vymazání záznamu, musí být zástavba konstruována tak, aby byla minimalizována pravděpodobnost náhodných činností nebo spuštění tohoto zařízení při havárii letounu.
- (g) Každé pouzdro zapisovače musí:
 - (1) Být buď jasně oranžové, nebo jasně žluté;
 - (2) Mít reflexní pás připevněný k vnějšímu povrchu pro usnadnění jeho lokalizace pod vodou; a
 - (3) Mít zařízení pro lokalizaci pod vodou, pokud je takové zařízení požadováno provozními předpisy, umístěné na pouzdro zapisovače nebo u něj a zabezpečené takovým způsobem, že je nepravděpodobné, aby se při havárii letounu oddělily.

CS 23.1459 Letové zapisovače
(Viz AMC 23.1459 (b))

- (a) Každý letový zapisovač požadovaný provozními předpisy musí být zastavěn tak, že:
 - (1) Jsou do něho dodávána data týkající se rychlosti letu, nadmořské výšky a kurzu, která jsou získávána ze zdrojů, které splňují příslušné požadavky na přesnost dle CS 23.1323, 23.1325 a 23.1327;
 - (2) Snímač vertikálního zrychlení je pevně uchycen a umístěn podélně buď ve schváleném rozmezí polohy těžiště letounu nebo ve vzdálenosti před nebo za tímto rozmezím, která nepřesahuje 25 % střední aerodynamické tělivy letounu;
 - (3) Odebírá elektrickou energii ze sběrnice zaručující maximální spolehlivost pro činnosti letového zapisovače bez nebezpečí ohrožení činnosti nezbytných nebo nouzových zátěží;
 - (4) Existují sluchové nebo vizuální prostředky pro předletovou kontrolu správného zaznamenání dat na nosné médium zapisovače.
 - (5) S výjimkou zapisovačů napájených pouze systémem pro generování elektrické energie poháněným motorem existují automatické prostředky, které do 10 minut po havárii letounu současně vypnou zapisovač, který má zařízení pro vymazání dat, a zabrání každému tomuto zařízení v činnosti; a

- (b) Každé ochranné pouzdro zapisovače, které není katapultovací, musí být umístěno a připevněno tak, aby byla minimalizována pravděpodobnost porušení pouzdra a následného tepelného poškození záznamu při havárii letounu vlivem požáru. Pro splnění tohoto požadavku musí být pouzdro zapisovače umístěno tak daleko vzadu, jak je to jen možné, ale nesmí být tam, kde by motory připevněné na zadní části letounu mohly po havárii rozdrtit pouzdro zapisovače.
- (c) Musí být stanoven vztah mezi hodnotami rychlosti, nadmořské výšky a kurzu odečtenými ze záznamu letového zapisovače a odpovídajícími hodnotami odečtenými z přístrojů kapitána (pro zavedení korekčních součinitelů). Tento vztah musí pokrýt rozsah rychlosti letu, ve kterém má být letoun provozován, rozsah nadmořské výšky, kterou je letoun omezen, a 360° kurzu. Stanovení vztahů může být provedeno na zemi, pokud je to vhodné.
- (d) Každé pouzdro zapisovače musí:
 - (1) Být buď jasně oranžové, nebo jasně žluté;
 - (2) Mít reflexní pás připevněný k povrchu pro usnadnění jeho lokalizace pod vodou; a
 - (3) Mít zařízení pro lokalizaci pod vodou, pokud je takové zařízení požadováno provozními předpisy, umístěné na pouzdru zapisovače nebo u něj a zabezpečené takovým způsobem, že je nepravděpodobné, aby se při havárii letounu oddělily.
- (e) Jakákoliv nová nebo jedinečná konstrukce nebo provozní charakteristiky letounu musí být posouzeny, aby se určilo, zda musí být jakýkoliv určený parametr zaznamenán letovým zapisovačem navíc k stávajícím parametrům nebo místo některého z nich.

CS 23.1461 Vybavení obsahující rotory s vysokou energií

- (a) Vybavení obsahující rotory s vysokou energií musí splňovat pododstavce (b), (c) nebo (d).
- (b) Rotory s vysokou energií obsažené ve vybavení musí odolávat poškození způsobenému nesprávnou činností, vibracemi, abnormálními otáčkami a abnormální teplotou. Dále:
 - (1) Pomocné rotorové skříně musí být schopny zabránit škodám způsobeným poruchou lopatek rotorů s vysokou energií.
 - (2) Zařízení pro ovládání vybavení, systémy a přístroje musí přijatelně zajistit, že během provozu nebudou překročena žádná provozní omezení ohrožující integritu rotorů s vysokou energií.
- (c) Zkouškou musí být prokázáno, že vybavení obsahující rotory s vysokou energií může zachytit úlomky při poruše rotoru s vysokou energií, která může nastat při nejvyšších otáčkách s nepracujícím zařízením pro regulaci normálních otáček.
- (d) Vybavení obsahující rotory s vysokou energií musí být umístěno tam, kde porucha rotoru nezpůsobí ani ohrožení osob na palubě, ani nepříznivě neovlivní pokračující bezpečný let.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA G – PROVOZNÍ OMEZENÍ A INFORMACE

VŠEOBECNĚ

CS 23.1501 Všeobecně

- (a) Musí být stanovena všechna provozní omezení uvedená v CS 23.1505 až 23.1527 a další omezení a informace, které jsou nezbytné pro bezpečný provoz.
- (b) Provozní omezení a další informace nezbytné pro bezpečný provoz musí být dostupné členům posádky způsobem stanoveným v CS 23.1541 až 23.1589.

CS 23.1505 Omezení rychlosti

- (a) Maximální nepřekročitelná rychlost letu V_{NE} musí být stanovena tak, aby splňovala následující podmínky:
 - (1) Nesmí být menší než 0,9 násobek minimální hodnoty V_D povolené podle CS 23.335; a
 - (2) Nesmí být větší než menší z následujících hodnot:
 - (i) 0,9 V_D stanovené podle CS 23.335; nebo
 - (ii) 0,9 násobek maximální rychlosti prokázané podle požadavku CS 23.251.
- (b) Maximální návrhová cestovní rychlost V_{NO} musí být stanovena tak, aby splňovala následující podmínky:
 - (1) Nesmí být menší než minimální hodnota V_C povolená podle CS 23.335; a
 - (2) Nesmí být větší než menší z následujících hodnot:
 - (i) V_C stanovená podle CS 23.335; nebo
 - (ii) 0,89 V_{NE} stanovené podle pododstavce (a).
- (c) Pododstavce (a) a (b) se netýkají letounů s turbínovými motory, nebo těch letounů, u kterých je návrhová rychlost strmého letu V_D/M_D stanovena podle CS 23.335 (b)(4). Pro tyto letouny musí být stanovena maximální provozní rychlost letu (V_{MO}/M_{MO} – rychlost letu nebo Machovo číslo, podle toho, co je v určité nadmořské výšce kritické) jako rychlost, která nesmí být úmyslně překročena v kterémkoliv režimu letu (stoupání, cestovní let nebo sestup), pokud není pro letové zkoušky nebo výcvik pilotů povolena vyšší rychlost. V_{MO}/M_{MO} musí být stanovena tak, aby nebyla větší než navrhovaná cestovní rychlost V_C/M_C , a současně tak, aby byla dostatečně menší než V_D/M_D , a menší než maximální rychlost prokázaná podle požadavku CS 23.251, aby bylo vysoce nepravděpodobné, že poslední uvedené rychlosti budou v provozu neúmyslně překročeny. Rozdíl mezi rychlostmi V_{MO}/M_{MO} a V_D/M_D , nebo maximální rychlostí prokázanou podle požadavku CS 23.251, nesmí být menší než rozdíl mezi rychlostmi V_C/M_C a V_D/M_D stanovenými podle požadavku CS 23.335 (b), nebo rychlostní rozdíl, který byl shledán nezbytným při provádění letových zkoušek podle požadavků uvedených v CS 23.253.

CS 23.1507 Obrátová rychlost

Maximální provozní obrátová rychlost V_O musí být stanovena coby provozní omezení. V_O je zvolená rychlost, která není větší než $V_S \sqrt{n}$ stanovená dle CS 23.335 (c).

CS 23.1511 Rychlost s vysunutými klapkami

- (a) Rychlost s vysunutými vztakovými klapkami V_{FE} musí být stanovena tak, aby splňovala následující požadavky:
 - (1) Nesmí být menší než minimální hodnota V_F povolená podle CS 23.345 (b); a
 - (2) Nesmí být větší než V_F stanovená podle CS 23.345 (a), (c) a (d).

- (b) Dodatečné kombinace nastavení polohy vztakových klapek, rychlosti letu a výkonu motoru mohou být stanoveny za předpokladu, že konstrukce byla prověřena pro příslušné návrhové podmínky.

CS 23.1513 Minimální rychlost řiditelnosti

Minimální rychlost(i) řiditelnosti V_{MC} určená dle CS 23.149 (b) musí být stanovena (stanoveny) jako provozní omezení.

CS 23.1519 Hmotnost a těžiště

Omezení hmotnosti a polohy těžiště určená podle CS 23.23 musí být stanovena jako provozní omezení.

CS 23.1521 Omezení pohonné jednotky

- (a) *Všeobecně.* Omezení pohonné jednotky předepsaná v tomto oddíle musí být stanovena tak, aby nepřesahovala odpovídající meze, pro které byly motory nebo vrtule typově osvědčeny.
- (b) *Vzlet.* Pro provoz pohonné jednotky při vzletu musí být stanovena následující omezení:
- (1) Maximální otáčky (ot./min.);
 - (2) Maximální přípustný plnicí tlak (u pístových motorů);
 - (3) Maximální přípustná teplota plynů (u turbínových motorů);
 - (4) Časové omezení pro použití výkonu nebo tahu odpovídajících omezením stanoveným v pododstavcích (1) až (3); a
 - (5) Maximální povolená teplota hlav válců (je-li použita), chladicí kapaliny a oleje.
- (c) *Trvalý provoz.* Pro trvalý provoz musí být stanovena následující omezení:
- (1) Maximální otáčky (ot./min.);
 - (2) Maximální přípustný plnicí tlak (u pístových motorů);
 - (3) Maximální přípustná teplota plynů (u turbínových motorů); a
 - (4) Maximální přípustná teplota hlav válců, oleje a chladicí kapaliny.
- (d) *Oktanové číslo (třída) nebo označení paliva.* Musí být stanoveno minimální oktanové číslo paliva (u pístových motorů) nebo označení paliva (u turbínových motorů), které nesmí být nižší, než se požaduje pro provoz motorů v rozsahu omezení stanovených podle pododstavců (b) a (c) tohoto odstavce.
- (e) *Teplota vnějšího vzduchu.* Pro všechny letouny kromě letounů s pístovými motory o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo nižší musí být stanovena omezení vnější teploty (včetně omezení při úpravě pro zimní podmínky, je-li to použitelné), jako maximální vnější atmosférická teplota, pro kterou je proveden průkaz vyhovění požadavkům chlazení podle CS 23.1041 až 23.1047.

CS 23.1522 Omezení pomocné energetické jednotky

Je-li v letounu zastavěna pomocná energetická jednotka, musí být omezení týkající se pomocné energetické jednotky zahrnuta do provozních omezení letounu.

CS 23.1523 Minimální letová posádka

Musí být stanovena minimální letová posádka, dostatečná pro bezpečný provoz z hlediska:

- (a) Pracovního zatížení jednotlivých členů posádky, a navíc pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí být z hlediska pracovního zatížení každého člena posádky zajištěno následující:
- (1) řízení letu po trati;
 - (2) předcházení kolizím;
 - (3) navigace;
 - (4) zajištění spojení;

- (5) obsluha a sledování všech nezbytných systémů letounu;
 - (6) velitelská rozhodnutí; a
 - (7) dosažitelnost a snadné ovládání nezbytného řízení příslušným členem posádky během normálního a nouzového provozu, je-li člen posádky na svém stanovišti.
- (b) Dosažitelnosti a snadného ovládání nezbytného řízení příslušným členem posádky; a
- (c) Druhů provozů schválených podle CS 23.1525.

CS 23.1524 Konfigurace s maximálním počtem sedadel pro cestující

Musí být stanovena konfigurace s maximálním počtem sedadel pro cestující.

CS 23.1525 Druhy provozu

Druhy provozu (jako jsou VFR, IFR, den nebo noc) a meteorologické podmínky (např. tvoření námrazy), pro které je provoz letounu omezen nebo od nichž je zakázán, musí být stanoveny s ohledem na zastavěné vybavení letounu.

CS 23.1527 Maximální provozní nadmořská výška

- (a) Musí být stanovena maximální nadmořská výška, do které je provoz letounu povolen v závislosti na omezeních vyplývajících z letových, konstrukčních, motorových a funkčních charakteristik nebo charakteristik vybavení.
- (b) Není-li prokázáno vyhovění požadavkům podle CS 23.775 (e), musí být pro letouny s přetlakovou kabinou stanoveno omezení maximální provozní nadmořské výšky, které nesmí být větší než 7 620 m (25 000 ft).

CS 23.1529 Instrukce pro zachování letové způsobilosti

Musí být vypracovány instrukce pro zachování letové způsobilosti podle Dodatku G.

ZNAČENÍ A ŠTÍTKY

CS 23.1541 Všeobecně

- (a) Každý letoun musí:
- (1) Mít značení a štítky dle CS 23.1545 až 23.1567; a
 - (2) Mít označení přístrojů a štítky poskytující další informace nutné k bezpečnému provozu v případě, má-li letoun neobvyklé konstrukční nebo provozní charakteristiky nebo neobvyklý způsob ovládání.
- (b) Každé značení a štítek předepsané v pododstavci (a) musí splňovat následující požadavky:
- (1) Musí být umístěn na nápadném místě; a
 - (2) Štítek nesmí být možné snadno odřít, zdeformovat nebo učinit nečitelným.
- (c) Pokud mají být letouny certifikovány ve více než jedné kategorii, musí splňovat následující požadavky:
- (1) Musí být zvolena jedna kategorie, na níž budou založeny štítky a značení pro letoun; a
 - (2) Příslušné údaje na štítcích a označení pro všechny kategorie, ve kterých má být letoun certifikován, musí být uvedeny v Letové příručce.

CS 23.1543 Značení přístrojů: všeobecně (Viz AMC 23.1543 (b))

Pro každý přístroj platí:

- (a) Je-li značení na krycím skle přístroje, musí být provedeno opatření k zajištění správné polohy krycího skla vzhledem k přední straně číselníku; a
- (b) Všechny čáry a oblouky musí být dostatečně široké a musí být umístěny tak, aby je mohl pilot zřetelně vidět.
- (c) Všechny související přístroje musí být kalibrovány ve srovnatelných jednotkách.

CS 23.1545 Ukazatel vzdušné rychlosti

- (a) Každý ukazatel vzdušné rychlosti musí být označen značkami umístěnými u odpovídajících indikovaných rychlostí letu (IAS) podle požadavků uvedených v pododstavci (b).
- (b) Na každém rychloměru musí být provedeno následující značení:
 - (1) Červená radiální čára – pro maximální nepřekročitelnou rychlost letu V_{NE} .
 - (2) Žlutý oblouk sahající od červené radiální čáry uvedené v pododstavci (b)(1) k horní mezi zeleného oblouku podle pododstavce (3) v rozsahu rychlostí, které vyžadují zvýšenou pozornost.
 - (3) Zelený oblouk s dolní mezí u rychlosti V_{S1} při maximální hmotnosti se zasunutými vztlačovými klapkami a přistávacím zařízením zasunutým a s horní mezí u maximální návrhové cestovní rychlosti V_{NO} stanovené podle CS 23.1505 (b) – pro normální provozní rozsah rychlostí.
 - (4) Bílý oblouk se spodní mezí u rychlosti V_{SO} při maximální hmotnosti a s horní mezí u maximální přípustné rychlosti letu s vysunutými vztlačovými klapkami V_{FE} stanovené podle CS 23.1511 – pro provozní rozsah rychlostí s vysunutými vztlačovými klapkami.
 - (5) Modrá radiální čára – pro dvěma pístovými motory poháněné letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo méně, pro rychlost, při které byl prováděn průkaz vyhovění CS 23.69 (b) týkající se stoupání při maximální hmotnosti při hladině moře.
 - (6) Červená radiální čára – pro dvěma pístovými motory poháněné letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo méně pro maximální hodnotu minimální rychlosti řiditelnosti V_{MC} (s jedním nepracujícím motorem) stanovenou podle CS 23.149 (b).
- (c) Mění-li se rychlosti V_{NE} nebo V_{NO} s nadmořskou výškou, musí existovat prostředky udávající pilotovi příslušná omezení v celém rozsahu provozní nadmořské výšky.
- (d) Pododstavce (b)(1) až (b)(3) a pododstavec (c) neplatí pro letouny, pro které je stanovena maximální provozní rychlost letu V_{MO}/M_{MO} podle CS 23.1505 (c). U takových letounů musí buď značka maximální přípustné rychlosti letu ukazovat změnu rychlosti V_{MO}/M_{MO} s nadmořskou výškou nebo omezení stlačitelnosti (podle toho, co přichází v úvahu), nebo musí být radiální červenou čarou pro rychlost V_{MO}/M_{MO} vyznačena nejnižší hodnota rychlosti V_{MO}/M_{MO} stanovená pro kteroukoliv nadmořskou výšku až do maximální provozní nadmořské výšky letu pro letoun.

CS 23.1547 Ukazatel magnetického kurzu

- (a) Na ukazateli magnetického kurzu nebo v jeho blízkosti musí být umístěn štítek odpovídající požadavkům uvedeným v tomto odstavci.
- (b) Na štítku musí být uvedeny kalibrační hodnoty přístroje při vodorovném letu s pracujícími motory.
- (c) Na štítku musí být uvedeno, byla-li kalibrace provedena se zapnutými nebo vypnutými radiopřijímači.
- (d) Žádný kalibrační odečet nesmí být vzhledem k magnetickému kursu prováděn pod větším úhlem než 30°.
- (e) Může-li mít nestabilizovaný ukazatel magnetického kurzu odchylku větší než 10°, která je způsobena činností elektrického vybavení, musí být na štítku uvedeny příslušné elektrické zátěže nebo jejich kombinace, které ovlivňují odchylku o více než 10°, jsou-li zapnuty.

CS 23.1549 Přístroje pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky

Každý požadovaný přístroj pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky musí splňovat následující požadavky značení odpovídající typu přístroje:

- (a) Červená radiální čára nebo červená čára – pro každou horní a (je-li to pro daný případ použitelné) pro každou dolní mez bezpečného provozu.
- (b) Zelený oblouk nebo zelená čára – pro každý normální provozní rozsah, nepřesahující bezpečné horní a dolní provozní meze.
- (c) Žlutý oblouk nebo žlutá čára – pro každý rozsah zahrnující vzletový režim a režim vyžadující zvýšenou pozornost.
- (d) Červený oblouk nebo červená čára – pro takový rozsah otáček motoru, pomocné energetické jednotky nebo vrtule, které jsou zakázány vzhledem k nadměrným zatížením vlivem vibrací.

CS 23.1551 Ukazatel množství oleje

Každý ukazatel množství oleje musí být označen dostatečně velkými dílky udávajícími zřetelně a přesně množství oleje.

CS 23.1553 Ukazatel množství paliva

Na každém ukazateli musí být vyznačena červenou radiální čarou hodnota udávající cejchovanou nulu dle CS 23.1337 (b)(1).

CS 23.1555 Značení řízení a ovládání
(Viz AMC 23.1555 (e)(2))

- (a) U každého řízení a ovládání v pilotní kabině, mimo primární řízení a jednoduché tlačítkové spínače typu spouštění motoru, musí být jednoduše vyznačena jeho funkce a způsob použití.
- (b) Každé sekundární řízení nebo ovládání musí být vhodně označeno.
- (c) U ovládání přívodu paliva do pohonné jednotky musí být splněny následující požadavky:
 - (1) U každého přepínacího ventilu palivových nádrží musí být označeny polohy odpovídající jednotlivým nádržím a každá propojující poloha ventilu;
 - (2) Vyžaduje-li bezpečný provoz použití některých nádrží ve stanoveném pořadí, musí být toto pořadí vyznačeno buď přímo na přepínacím ventilu těchto nádrží, anebo v jeho blízkosti;
 - (3) Pro každou palivovou nádrž, která má omezení pro její bezpečné použití, musí být v blízkosti přepínacího kohoutu této nádrže štítek obsahující podmínky, za kterých může být celé využitelné množství paliva z této nádrže bezpečně využito.
 - (4) Každý palivový kohout pro každou pohonnou jednotku dvoumotorového letounu musí mít označení, které udává odpovídající polohu nastavení pro příslušnou pohonnou jednotku.
- (d) Využitelné množství paliva musí být uvedeno následovně:
 - (1) U palivových systémů bez ovladače přepínání paliva musí být využitelné množství paliva uvedeno na ukazateli množství paliva.
 - (2) U palivových systémů s ovladačem přepínání paliva musí být využitelné množství paliva pro každou polohu ventilu uvedeno v blízkosti takového ovladače přepínání paliva.
- (e) U přídatného, pomocného a nouzového ovládání musí být splněny následující požadavky:
 - (1) Je-li použito zatahovacího přístávacího zařízení, musí být ukazatel požadovaný v CS 23.729 označen tak, aby se pilot mohl kdykoliv přesvědčit, že kola jsou zajištěna v krajních polohách; a
 - (2) Každé nouzové ovládání musí být červené a musí být označeno postupem pro jeho ovládání. Žádné jiné ovládání než je nouzové nesmí být touto barvou označeno.

CS 23.1557 Různé značení a štítky

- (a) *Prostory pro zavazadla a náklad a umístění přítěže.* Každý prostor pro zavazadla a náklad, každé místo pro přítěž musí mít štítek udávající všechna omezení obsahu, včetně hmotnosti vyplývající z požadavků zatížení.
- (b) *Sedadla.* Je-li maximální přípustná hmotnost zatížení sedadla menší než 77 kg (170 lb), musí být na konstrukci sedadla trvale připevněn štítek udávající tuto menší hmotnost.
- (c) *Plnicí otvory pro palivo, olej a chladivo.* Platí následující:
 - (1) Na krytu plnicího otvoru paliva nebo v jeho blízkosti musí být následující označení:
 - (i) Pro letouny poháněné pístovými motory:
 - (A) Slovo „Avgas“; a
 - (B) Minimální oktanové číslo (třída) paliva.
 - (ii) Pro letouny poháněné turbínovými motory:
 - (A) Slovo „Jet Fuel“; a
 - (B) Označení povoleného paliva nebo odkaz na Letovou příručku (AFM), kde je označení povoleného paliva uvedeno.
 - (iii) Pro přetlakový systém plnění paliva – maximální dovolený plnicí tlak a maximální dovolený tlak při odčerpávání.
 - (2) Na krytu plnicího otvoru oleje nebo v jeho blízkosti musí být následující označení:
 - (i) Slovo „Oil“; a
 - (ii) Označení povoleného oleje nebo odkaz na Letovou příručku (AFM), kde je označení povoleného oleje uvedeno.
 - (3) Na krytu plnicího otvoru chladicí kapaliny nebo v jeho blízkosti musí být nápis „Coolant“.
- (d) *Štítky u nouzových východů.* Každý štítek a ovládací prvky u každého nouzového východu musí být červené. Štítek musí být v blízkosti každého ovládnutí nouzového východu a musí jasně označovat umístění tohoto východu a uvádět způsob použití.
- (e) Napětí v každém rozvodu stejnosměrného proudu musí být zřetelně vyznačeno v blízkosti místa vnější přípojky.

CS 23.1559 Štítek provozních omezení

- (a) Na pilotem dobře viditelném místě musí být umístěn štítek udávající:
 - (1) že letoun musí být provozován podle Letové příručky; a
 - (2) certifikovanou kategorii, pro kterou štítek platí.
- (b) U letounů certifikovaných ve více než jedné kategorii musí být na místě pilotem dobře viditelném umístěn štítek udávající, že ostatní omezení jsou uvedena v Letové příručce.
- (c) Na pilotem dobře viditelném místě musí být štítek udávající druhy provozu, na které je provoz letounu omezen nebo které jsou zakázány podle CS 23.1525.

CS 23.1561 Bezpečnostní vybavení

- (a) Bezpečnostní vybavení musí být jasně označeno a opatřeno návodem k obsluze.
- (b) Místa uložení požadovaného bezpečnostního vybavení musí být v zájmu osob na palubě označena.

CS 23.1563 Štítky s rychlostmi letu

Štítek s rychlostmi letu musí být umístěn na místě dobře viditelném pilotem v nejtěsnější možné blízkosti ukazatele vzdušné rychlosti. Štítek musí obsahovat:

- (a) Provozní obrátovou rychlost V_O ; a
- (b) Maximální rychlost letu pro ovládání přistávacího zařízení V_{LO} ; a

- (c) Pro pístovými motory poháněné letouny o maximální hmotnosti větší než 2 722 kg (6 000 lb) a pro letouny s turbínovými motory maximální hodnotu minimální rychlosti řiditelnosti V_{MC} (s jedním nepracujícím motorem) stanovenou podle CS 23.149 (b).

CS 23.1567 Štítky s letovými obraty

- (a) U letounů normální kategorie: Na dobře viditelném místě před pilotem musí být umístěn štítek s textem: „Akrobatické obraty včetně vývrtek nejsou povoleny“.
- (b) U letounů cvičné kategorie:
- (1) Na dobře viditelném místě před pilotem musí být umístěn štítek s textem: „Akrobatické obraty jsou omezeny na následující:“ (uveďte se seznam schválených akrobatických obrátů s doporučenými vstupními rychlostmi pro každý obrat); a
 - (2) U letounů, které nesplňují požadavky na vývrtky pro letouny akrobatické kategorie, musí být na pilotem dobře viditelném místě další štítek s textem: „Vývrtky zakázány“.
- (c) U letounů akrobatické kategorie: Na dobře viditelném místě před pilotem musí být umístěn štítek uvádějící seznam schválených akrobatických obrátů s doporučenými vstupními rychlostmi pro každý obrat. Nejsou-li povoleny obraty při letu na zádech, musí text na štítku na tuto skutečnost upozorňovat.
- (d) Pro letouny akrobatické a cvičné kategorie schválené pro vývrtky musí být na pilotem dobře viditelném místě štítek udávající:
- (1) Postup řízení při vybírání vývrtek; a
 - (2) Upozornění, že vybrání vývrtek musí být zahájeno, jestliže se letoun pohybuje po spirále nebo po ne více než šesti otáčkách nebo po jakémkoliv větším počtu otáček, pro který byl letoun schválen.

LETOVÁ PŘÍRUČKA LETOUNU

CS 23.1581 Všeobecně

- (a) Letová příručka musí být předložena Agentuře a musí obsahovat následující:
- (1) Údaje požadované dle CS 23.1583 až 23.1589.
 - (2) Ostatní údaje, které jsou nutné pro bezpečný provoz z hlediska konstrukce, provozních nebo ovládacích charakteristik.
 - (3) Další údaje potřebné pro vyhovění odpovídajícím provozním předpisům.
- (b) *Schválené informace*
- (1) S výjimkou uvedenou v pododstavci (b)(2) každá část Letové příručky obsahující údaje předepsané v CS 23.1583 až 23.1589 musí být schválena, oddělena, označena a jasně odlišena od každé jiné neschválené části této Letové příručky.
 - (2) Požadavky v pododstavci (b)(1) neplatí pro pístovými motory poháněné letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo menší, jsou-li splněny následující požadavky:
 - (i) Každá část Letové příručky obsahující údaje předepsané v CS 23.1583 musí být omezena na tyto údaje, musí být schválena, označena a jasně odlišena od všech ostatních částí Letové příručky.
 - (ii) Údaje předepsané v CS 23.1585 až 23.1589 musí být stanoveny v souladu s platnými požadavky předpisu CS-23 a musí být uvedeny v rozsahu a způsobem přijatelným pro Agenturu.
- (c) Jednotky použité v Letové příručce musí být shodné se značením na příslušných přístrojích a štítcích.
- (d) Všechny provozní rychlosti letu udávané v Letové příručce musí být uváděny jako indikované rychlosti letu, pokud není stanoveno jinak.
- (e) Musí být zajištěno uložení Letové příručky do vhodné pevné schránky, která je pilotovi snadno dostupná.

- (f) *Opravy a/nebo změny.* Každá Letová příručka musí obsahovat prostředky zaznamenání informace o včlenění oprav a/nebo změn.

CS 23.1583 Provozní omezení

Letová příručka musí obsahovat provozní omezení stanovená dle CS-23, zahrnující následující:

- (a) *Omezení rychlostí*
- (1) Informace nutné k označení omezení rychlostí na ukazateli podle požadavků v CS 23.1545, význam každého z těchto omezení a význam barevného označení použitého na ukazateli.
 - (2) Rychlosti V_{MC} , V_O , V_{LE} a V_{LO} a jejich význam.
 - (3) Navíc pro turbínovými motory poháněné letouny kategorie pro sběrnou dopravu:
 - (i) Maximální provozní rychlost letu V_{MO}/M_{MO} a prohlášení, že tato rychlost nesmí být záměrně překročena v jakémkoliv režimu letu (stoupání, cestovní let, klesání), pokud není vyšší rychlost povolena pro letové zkoušky nebo výcvik pilotů.
 - (ii) Pokud je omezení rychlosti založeno na vlivu stlačitelnosti, upozornění na tento vliv a informace o příznacích, pravděpodobném chování letounu a doporučené nápravné postupy; a
 - (iii) Omezení rychlosti musí být prokázána na základě V_{MO}/M_{MO} místo V_{NO} a V_{NE} .
- (b) *Omezení pohonné jednotky*
- (1) Omezení požadovaná CS 23.1521.
 - (2) Vysvětlení k omezením tam, kde je to vhodné.
 - (3) Informace nutné k označení přístrojů podle požadavků uvedených v CS 23.1549 až 23.1553.
- (c) *Hmotnost*
- (1) Maximální hmotnost; a
 - (2) Maximální přistávací hmotnost, je-li návrhová přistávací hmotnost zvolená žadatelem menší než maximální hmotnost.
 - (3) Pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická poháněné pístovým motorem o maximální hmotnosti větší než 2 722 kg (6 000 lb) a pro letouny poháněné turbínovým motorem v kategorii normální, cvičná a akrobatická platí následující výkonová provozní omezení:
 - (i) Maximální vzletová hmotnost pro každou nadmořskou výšku letiště a okolní teplotu v rozsahu stanoveném žadatelem, při kterých letoun vyhovuje požadavkům pro stoupání dle CS 23.63 (c)(1).
 - (ii) Maximální přistávací hmotnost pro každou nadmořskou výšku letiště a okolní teplotu v rozsahu stanoveném žadatelem, při kterých letoun vyhovuje požadavkům na stoupání podle CS 23.63 (c)(2).
 - (4) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu – maximální vzletová hmotnost pro každou nadmořskou výšku letiště a okolní teplotu v rozsahu stanoveném žadatelem, při kterých:
 - (i) Letoun odpovídá požadavkům na stoupání podle CS 23.63 (d)(1); a
 - (ii) Délka přerušeného vzletu stanovená podle CS 23.55 se rovná použitelné délce dráhy (RWY) plus délce dojezdové dráhy, je-li použita; a buď:
 - (iii) Délka vzletu stanovená podle CS 23.59 (a) se rovná použitelné délce dráhy; nebo
 - (iv) Podle volby žadatele se délka vzletu stanovená podle CS 23.59 (a) rovná použitelné délce dráhy plus předpolí a délka rozjezdu stanovená podle CS 23.59 (b) se rovná použitelné délce dráhy.
 - (5) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu – maximální přistávací hmotnost pro každou nadmořskou výšku letiště v rozsahu stanoveném žadatelem, při které:
 - (i) Letoun splňuje požadavky na stoupání dle požadavků CS 23.63 (d)(2) pro okolní teploty v rozsahu stanoveném žadatelem.
 - (ii) Délka přistání stanovená dle CS 23.75 pro standardní teploty je rovna použitelné délce dráhy; a

- (6) Maximální hmotnost při prázdných palivových nádržích v křídlech, kde je to vhodné, stanovená podle CS 23.343.
- (d) *Těžiště.* Stanovené krajní meze těžiště.
- (e) *Obraty.* Následující schválené obraty, příslušná omezení rychlostí a neschválené obraty, jak jsou popsány v tomto oddílu.
- (1) *Letouny normální kategorie.* Žádné akrobatické obraty, včetně vývrtek, nejsou povoleny.
 - (2) *Letouny cvičné kategorie.* Seznam schválených obrátů předvedených při letových zkouškách spolu s doporučenými vstupními rychlostmi a ostatními souvisejícími omezeními. Žádné jiné obraty nejsou schváleny.
 - (3) *Letouny akrobatické kategorie.* Seznam schválených letových obrátů předvedených při letových zkouškách spolu s doporučenými vstupními rychlostmi a ostatními souvisejícími omezeními.
 - (4) *Letouny akrobatické kategorie a letouny cvičné kategorie schválené pro vývrty.* Postup pro vybrání vývrty stanovený pro průkaz vyhovění CS 23.221 (c).
 - (5) *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu.* Obraty jsou omezeny na obraty, které se vyskytují při normálním letu, přetaženích (mimo strmých přetažení) a ostrých zatáčkách, při kterých není úhel náklonu větší než 60°.
- (f) *Násobek zatížení při obratech.* Kladné provozní násobky zatížení v g a k tomu záporný provozní násobek zatížení pro letouny akrobatické kategorie.
- (g) *Minimální letová posádka.* Počet a funkce minimální letové posádky stanovené podle CS 23.1523.
- (h) *Druhy provozu.* Seznam druhů provozu, ke kterým je letoun omezen nebo které jsou zakázány podle CS 23.1525, a také seznam zastavěného vybavení, které může mít vliv na provozní omezení a identifikaci, pokud jde o požadovaný provozní stav vybavení pro druhy provozu, pro které bylo schválení uděleno.
- (i) *Maximální provozní nadmořská výška.* Maximální nadmořská výška stanovená podle CS 23.1527.
- (j) *Konfigurace s maximálním počtem sedadel pro cestující.* Konfigurace s maximálním počtem sedadel pro cestující.
- (k) *Přípustné příčné zatížení palivem.* Maximální přípustný rozdíl v příčném zatížení palivem, je-li menší, než je maximální možný.
- (l) *Zatížení zavazadly a nákladem.* Následující údaje pro každý zavazadlový a nákladní prostor nebo zónu.
- (1) maximální povolené zatížení; a
 - (2) maximální měrné zatížení.
- (m) *Systémy.* Jakákoliv omezení týkající se použití systémů a vybavení letounu.
- (n) *Okolní teploty.* Kde je to vhodné, maximální a minimální teplota vnějšího vzduchu při provozu letounu.
- (o) *Kouření.* Jakékoliv zákazy týkající se kouření v letounu.
- (p) *Typy povrchu.* Údaj o typech povrchu, na kterých může být prováděn provoz (viz CS 23.45 (g) a CS 23.1587 (a)(4), (c)(2) s (d)(4)).

CS 23.1585 Provozní postupy

- (a) Pro všechny letouny musí být uvedeny informace týkající se normálních, abnormálních (je-li to použitelné) a nouzových postupů a jiné účelné informace nezbytné pro bezpečný provoz a provedení zamýšlených činností, včetně následujících údajů:
- (1) Výkladu významových a nebo neobvyklých letových a pozemně obslužných charakteristik.
 - (2) Maximální prokázané rychlosti bočního větru pro vzlet a přistání a postupů a informací důležitých pro provoz za bočního větru;
 - (3) Doporučené rychlosti pro let v turbulentním ovzduší. Tato rychlost musí být stanovena k zabránění událostí, jako jsou poškození konstrukce letounu nebo ztráta ovladatelnosti (např. přetažení), v důsledku porывů;

- (4) Postupy pro opětovné spuštění kteréhokoliv motoru za letu, zahrnující vlivy nadmořské výšky;
- (5) Postupy, rychlosti a konfigurace pro normální přiblížení a přistání v souladu s CS 23.73 a 23.75 a přechod do režimu přerušeno přistání.
- (b) Navíc k pododstavci (a) musí být pro všechny jednomotorové letouny uvedeny postupy, rychlosti a konfigurace pro klouzavý let následující po vysazení motoru v souladu s CS 23.71 a pro následné vynucené přistání.
- (c) Navíc k pododstavci (a) musí být pro všechny dvumotorové letouny uvedeny následující informace:
 - (1) Postupy, rychlosti a konfigurace pro přiblížení a přistání s jedním nepracujícím motorem.
 - (2) Postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení průletu s jedním nepracujícím motorem a podmínky, při kterých lze bezpečně provést průlet, nebo výstraha před snahou o průlet.
 - (3) V_{SSE} stanovená v CS 23.149.
- (d) Navíc k pododstavcům (a) a (b) nebo (c) podle vhodnosti pro všechny letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie musí být udány následující informace:
 - (1) Postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení normálního vzletu v souladu s CS 23.51 (a) a (b) a CS 23.53(a) a (b) a následujícího stoupání v souladu s CS 23.65 a 23.69 (a).
 - (2) Postupy pro přerušování vzletu z důvodu poruchy motoru nebo z jiného důvodu.
- (e) Navíc k pododstavcům (a), (c) a (d) pro dvumotorové letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie musí informace obsahovat:
 - (1) Postupy a rychlosti pro pokračování ve vzletu při poruše motoru a podmínky, při kterých je pokračování ve vzletu bezpečné, nebo výstraha před pokračováním ve vzletu.
 - (2) Postupy, rychlosti a konfigurace pro pokračování ve stoupání po vzletu při poruše motoru v souladu s CS 23.67 nebo traťovém letu v souladu s CS 23.69 (b).
- (f) Navíc k pododstavcům (a) a (c) musí být pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu uvedeno následující:
 - (1) Postupy, rychlosti a konfigurace pro vykonání normálního vzletu.
 - (2) Postupy a rychlosti pro provedení přerušeno vzletu v souladu s CS 23.55.
 - (3) Postupy a rychlosti pro pokračování ve vzletu při poruše motoru v souladu s CS 23.59 (a)(1) a sledování dráhy letu určené podle CS 23.57 a CS 23.61 (a).
- (g) Pro dvumotorové letouny musí být uvedeny informace popisující každé provozní podmínky, při kterých je pro bezpečnost nezbytná nezávislost palivového systému dle CS 23.953, společně s instrukcemi pro uvedení palivového systému do stavu použitého k průkazu vyhovění tomuto oddílu.
- (h) Pro každý letoun vyhovující požadavkům CS 23.1353 (g)(2) nebo (g)(3) musí být uveden postup odpojení baterie od jejího zdroje nabíjení.
- (i) Musí být uvedeny informace o celkovém množství využitelného paliva pro každou nádrž a vlivu poruchy kteréhokoliv palivového čerpadla na celkové množství využitelného paliva.
- (j) Musí být uvedeny postupy pro bezpečný provoz systémů a vybavení letounu při normálním používání i v případě selhání.

CS 23.1587 Informace o výkonech

Pokud není uvedeno jinak, musí být informace o výkonech poskytovány v rozmezích nadmořské výšky a teploty požadovaných v CS 23.45 (b).

- (a) Pro všechny letouny musí být uvedeny následující informace:
 - (1) Rychlosti přetažení V_{SO} a V_{S1} se zataženým přistávacím zařízením a zasunutými vztlačovými klapkami při maximální hmotnosti dle CS 23.49 a vliv úhlů náklonu až do 60° na tyto rychlosti;
 - (2) Ustálená rychlost a gradient stoupání se všemi pracujícími motory, stanovené podle CS 23.69 (a);
 - (3) Délka přistání stanovená podle CS 23.75 pro každou nadmořskou výšku letiště a standardní teplotu a typ povrchu, pro který tyto údaje platí;

- (4) Vlivy povrchu plochy na délku přistání, je-li suchá, ale má jiný než hladký tvrdý povrch, stanovené dle CS 23.45 (g); a
- (5) Vliv sklonu dráhy a 50% čelní složky a 150% zadní složky větru na délku přistání.
- (b) Navíc k pododstavci (a) pro všechny pístovými motory poháněné letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo menší musí být uveden ustálený úhel stoupání/klesání dle CS 23.77 (a).
- (c) Navíc k pododstavcům (a) a (b), je-li to vhodné, musí být pro letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie uvedeny následující informace:
 - (1) Délka vzletu stanovená dle CS 23.53 a typ povrchu, pro který platí;
 - (2) Vlivy povrchu plochy na délku vzletu, je-li suchá, ale má jiný než hladký tvrdý povrch, stanovené dle CS 23.45 (g);
 - (3) Vliv sklonu dráhy a 50% čelní složky a 150% zadní složky větru na délku vzletu;
 - (4) Pro pístovými motory poháněné dvoumotorové letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) a turbínovými motory poháněné dvoumotorové letouny – gradient stoupání/klesání při vzletu s jedním nepracujícím motorem stanovený podle CS 23.66;
 - (5) Pro dvoumotorové letouny – traťová rychlost a gradient stoupání/klesání s jedním nepracujícím motorem, stanovené podle CS 23.69 (b); a
 - (6) Pro jednomotorové letouny – výkony při klouzavém letu stanovené podle CS 23.71.
- (d) Navíc k pododstavci (a) musí být pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu uvedeny následující informace:
 - (1) Délka přerušného vzletu stanovená podle CS 23.55;
 - (2) Délka vzletu stanovená podle CS 23.59 (a);
 - (3) Dle volby žadatele, délka rozjezdu stanovená podle CS 23.59 (b);
 - (4) Vliv povrchu plochy, je-li suchá, ale nemá-li hladký, tvrdý povrch, na délku přerušného vzletu, délku vzletu, a je-li stanovena, délku rozjezdu podle CS 23.45 (g);
 - (5) Vliv sklonu dráhy a 50% čelní složky a 150% zadní složky větru na délku přerušného vzletu a délku vzletu, a je-li stanovena, délku vzletu;
 - (6) Čistá dráha vzletu stanovená dle CS 23.61 (b);
 - (7) Gradient stoupání/klesání na trati s jedním nepracujícím motorem, stanovený podle CS 23.69 (b);
 - (8) Vliv 50% čelní a 150% zadní složky větru na čistou dráhu vzletu a na gradient stoupání/klesání na trati s jedním nepracujícím motorem.
 - (9) Informace o výkonech při překročení přistávací hmotnosti (stanovené extrapolací a vypočtené pro rozsah hmotností mezi maximální přistávací a maximální vzletovou hmotností):
 - (i) Maximální hmotnost pro každou nadmořskou výšku letiště a okolní teplotu, při kterých letoun vyhovuje požadavkům na stoupání podle CS 23.63 (d)(2); a
 - (ii) Délka přistání stanovená podle CS 23.75 pro každou nadmořskou výšku letiště a standardní teplotu.
 - (10) Vztah mezi IAS a CAS stanovený v souladu s CS 23.1323 (b) a (c); a
 - (11) Kalibrace výškoměrného systému požadovaná podle CS 23.1325 (e).

CS 23.1589 Informace o zátěži

Musí být uvedeny následující informace o zátěži:

- (a) Hmotnost a umístění každé položky vybavení, která může být snadno odstraněna, přemístěna nebo nahrazena a která je zastavěna při vážení letounu podle požadavků CS 23.25.
- (b) Příslušné instrukce ohledně zátěže pro každé možné podmínky zatížení mezi maximální a minimální hmotnostmi stanovenými podle CS 23.25 k zajištění polohy těžiště ve zbývajících mezích stanovených dle CS 23.23.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATKY

Dodatek A – Zjednodušená kritéria návrhových zatížení pro konvenční jednomotorové letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo méně

A23.1 Všeobecně
(Viz AMC A23.1)

- (a) Kritéria návrhových zatížení uvedená v tomto Dodatku jsou schválenými ekvivalenty kritérií uvedených v odstavcích CS 23.321 až 23.459 předpisu CS-23 pro letouny o maximální hmotnosti 2 722 kg (6 000 lb) nebo méně v následující konfiguraci:
- (1) Jeden motor s výjimkou turbínových pohonných jednotek;
 - (2) Hlavní křídlo umístěné blíže k těžišti než k ocasním plochám upevněným na trupu;
 - (3) Hlavní křídlo s kladným nebo záporným úhlem šípu ve čtvrtině tětiny ne větším než 15 stupňů;
 - (4) Hlavní křídlo je vybaveno ovládacími prvky odtokové hrany (křídélka, vztlkové klapky nebo obojí);
 - (5) Štíhlostní poměr hlavního křídla ne větší než 7;
 - (6) Štíhlostní poměr vodorovné ocasní plochy ne větší než 4;
 - (7) Objemový součinitel vodorovné ocasní plochy ne nižší než 0,34.
 - (8) Štíhlostní poměr svislé ocasní plochy ne větší než 2.
 - (9) Plocha základny svislé ocasní plochy ne větší než 10 procent plochy základny křídla.
 - (10) Musí být použity symetrické profily křídla jak u vodorovných tak u svislých konstrukcí ocasních ploch.
- (b) Kritéria Dodatku A nesmí být použity na žádné konfiguraci letounu, která obsahuje některý z následujících konstrukčních prvků:
- (1) Uspořádání nosných ploch typu kachna, tandemové křídlo, nosné plochy o malé vzdálenosti nebo bezocasé uspořádání nosných ploch;
 - (2) Dvouplošnickové či víceplošnickové uspořádání křídel;
 - (3) Uspořádání ocasních ploch ve tvaru T, V nebo kříže.
 - (4) Nosné plochy s velkým úhlem šípu (více než 15° úhel šípu ve čtvrtině tětiny), delta půdorys křídla nebo šterbinové nosné plochy; nebo
 - (5) Winglety nebo jiné koncové úpravy křídel nebo úpravy vnějších kýlových ploch.
- (c) Pokud není stanoveno jinak, názvosloví a symboly v tomto Dodatku se shodují s názvoslovím a symboly používanými v CS-23.

A23.3 Zvláštní symboly

- n_1 = kladný provozní násobek zatížení letounu při obratech.
- n_2 = záporný provozní násobek zatížení letounu při obratech.
- n_3 = provozní násobek zatížení letounu při kladném poryvu při V_C .
- n_4 = provozní násobek zatížení letounu při záporném poryvu při V_C .
- n_{flap} = kladný provozní násobek zatížení s plně vysunutými vztlkovými klapkami při V_F .
- $*V_{F\ min}$ = minimální návrhová rychlost letu s vysunutými vztlkovými klapkami;
= $11,0\sqrt{n_1 W/S}$ (kt).
- $*V_{A\ min}$ = minimální návrhová rychlost při obratech;
= $15,0\sqrt{n_1 W/S}$ (kt).
- $*V_{C\ min}$ = minimální návrhová cestovní rychlost;
= $17,0\sqrt{n_1 W/S}$ (kt).

$$\begin{aligned} *V_{D \min} &= \text{minimální návrhová rychlost strmého letu;} \\ &= 24,0 \sqrt{n_1 W/S} \text{ (kt).} \end{aligned}$$

* Viz též pododstavec A 23.7 (e)(2) tohoto Dodatku.

A23.5 Certifikace ve více kategoriích

Kritéria tohoto Dodatku mohou být použita pro certifikaci letounů v kategorii normální, cvičná a akrobatická nebo v jakékoliv kombinaci těchto kategorií. Je-li požadována certifikace ve více než jedné kategorii, musí být návrhové hmotnosti pro jednotlivé kategorie zvoleny tak, aby součin „ $n_1 W$ “ byl stejný pro všechny kategorie, nebo byl pro jednu požadovanou kategorii větší než pro ostatní kategorie. Křídla a řídicí plochy (včetně vztlakových klapek a pomocných plošek) je nutné vyšetřovat pouze pro maximální hodnotu „ $n_1 W$ “, nebo pro kategorii odpovídající maximální návrhové hmotnosti, kde „ $n_1 W$ “ je konstantní. Je-li zvolena akrobatická kategorie, musí být provedeno zvláštní prošetření nesymetrického letového zatížení v souladu s požadavky uvedenými v pododstavcích A23.9 (c)(2) a A23.11 (c)(2) tohoto Dodatku. Křídlo, jeho centroplán a vodorovné ocasní plochy musí být kontrolovány na tato zatížení. Základní konstrukci trupu je nutné vyšetřovat pouze na nejvyšší násobek zatížení stanovený pro zvolenou kategorii. Místní nosné konstrukce pro uchycení přítěže mají být navrženy pouze na nejvyšší násobek zatížení v případě, je-li přítěž zastavěna v letounu. Je-li požadována certifikace pro akrobatickou kategorii, musí být motorové lože navrženo pro vyšší násobek bočního zatížení, než je při certifikaci v normální a cvičné kategorii. Při návrhu přístávacích zatížení je nutno přístávací zařízení a letoun jako celek vyšetřovat pro tu kategorii, která odpovídá maximální návrhové hmotnosti. Uvedená zjednodušení se vztahují na jednomotorové letouny konvenčního typu, u kterých jsou k dispozici zkušenosti. Agentura může požadovat doplňující vyšetřování, jedná-li se o letouny s neobvyklými konstrukčními prvky.

A23.7 Letová zatížení

- (a) Každé letové zatížení může být posuzováno nezávisle na nadmořské výšce a pouze pro podmínky maximální návrhové hmotnosti s výjimkou míst nosné konstrukce pro uchycení přítěže.
- (b) Pro ustanovení hodnot n_1 , n_2 , n_3 , a n_4 odpovídajících maximálním návrhovým hmotnostem v požadovaných kategoriích musí být použita tabulka 1 a obrázky 3 a 4 uvedené v tomto Dodatku.
- (c) Pro stanovení hodnot n_3 a n_4 odpovídajících minimálním letovým hmotnostem v požadovaných kategoriích musí být použity obrázky 1 a 2 uvedené v tomto Dodatku. Jsou-li tyto násobky větší než násobky zatížení při návrhové hmotnosti, musí být pro nosnou konstrukci přítěže doloženy výsledné vyšší násobky zatížení.
- (d) Každé předepsané zatížení křídla a ocasních ploch je nezávislé na rozsahu polohy těžiště. Navrhovatel však musí zvolit rozsah polohy těžiště a základní konstrukce trupu musí být vyšetřena na nejnejpříznivější podmínky zatížení s přítěží pro zvolený rozsah polohy těžiště.
- (e) Následující zatížení a podmínky zatížení jsou minimální hodnoty, pro které musí být zajištěna pevnost konstrukce:
 - (1) *Rovnováha letounu.* Je možno předpokládat, že aerodynamická zatížení křídla působí kolmo na relativní proud vzduchu a jejich velikost je rovna 1,05 násobku normálního zatížení letounu (jak je definováno v pododstavci A23.9 (b) a (c) tohoto Dodatku) pro kladné letové podmínky a pro záporné letové podmínky je velikost zatížení rovna normálnímu zatížení letounu. V úvahu se musí vzít normální složky zatížení a složky zatížení ve směru tětiny aerodynamického profilu křídla.
 - (2) *Minimální návrhové rychlosti letu.* Minimální návrhové rychlosti letu mohou být zvoleny navrhovatelem s tou výjimkou, že nesmí být menší než minimální rychlosti uvedené na obrázku 3 tohoto Dodatku. Rychlost $V_{C \min}$ navíc nemusí překročit hodnoty $0,9 V_H$, které jsou obvykle dosaženy v nulové výšce MSA pro kategorii s nejmenší návrhovou hmotností, pro kterou se požaduje certifikace. Při výpočtu těchto minimálních návrhových rychlostí letu nesmí být n_1 menší než 3,8.
 - (3) *Letový násobek zatížení.* Provozní letové násobky zatížení uvedené v tabulce 1 tohoto Dodatku představují poměr složky aerodynamické síly (působící kolmo k předpokládané podélné ose letounu) a hmotnosti letounu. Kladný letový násobek zatížení vyvolává aerodynamická síla působící vzhledem k letounu směrem nahoru.

A23.9 Letové podmínky

- (a) *Všeobecně.* Pro zajištění dostatečné pevnosti konstrukce za všech podmínek rychlostí a násobků zatížení daných ohraničením V-n diagramu letounu, podobném diagramu na obrázku 4 tohoto Dodatku, musí být použity všechny navrhované podmínky uvedené v pododstavcích (b) a (c). Tento diagram musí být také použit ke stanovení provozních omezení konstrukce letounu podle požadavků CS 23.1501 (c) až 23.1513 a CS 23.1519.
- (b) *Symetrické letové podmínky.* Letoun musí být navržen pro symetrické letové podmínky v souladu s následujícími požadavky:
- (1) Letoun musí být navržen nejméně pro čtyři základní letové podmínky, odpovídající bodům „A“, „D“, „E“ a „G“ letové obálky uvedené na obrázku tohoto Dodatku. Dále platí následující požadavky:
 - (i) Návrhové provozní letové násobky zatížení odpovídající podmínkám bodů „D“ a „E“ podle obrázku 4 musí být nejméně tak velké jako násobky uvedené v tabulce 1 a na obrázku 4 tohoto Dodatku. Návrhová rychlost pro tyto podmínky se musí rovnat alespoň hodnotě odpovídající rychlosti V_D stanovené podle obrázku 3 tohoto Dodatku.
 - (ii) Pro podmínky bodů „A“ a „G“ na obrázku 4 musí násobky zatížení odpovídat násobkům uvedeným v tabulce 1 tohoto Dodatku. Návrhové rychlosti letu musí být vypočteny za použití těchto násobků zatížení při maximálním součiniteli vztlaku C_{NA} stanoveném návrhovatelem. Pokud nejsou k dispozici přesnější výpočty, mohou být uvedené podmínky stanoveny na základě hodnoty $C_{NA} = \pm 1,35$ a návrhová rychlost pro podmínku v bodě „A“ může být menší než $V_{A \min}$.
 - (iii) Podmínky bodů „C“ a „F“ na obrázku 4 tohoto Dodatku se musí prošetřit pouze tehdy, když: $n_3 W/S$ nebo $n_4 W/S$ jsou větší než $n_1 W/S$ nebo $n_2 W/S$.
 - (2) Má-li letoun vztlakové klapky nebo jiné zařízení pro zvýšení vztlaku určené pro relativně nízké rychlosti letu při přiblížení, přistání a při vzletu, musí být letoun navržen pro dvě letové podmínky odpovídající hodnotám provozních násobků s vysunutými vztlakovými klapkami uvedeným v tabulce 1 tohoto Dodatku. Rychlost letu s plně vysunutými vztlakovými klapkami nesmí být nižší než návrhová rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami $V_{F \min}$ podle obrázku 3 tohoto Dodatku.
- (c) *Nesymetrické letové podmínky.* Každá část konstrukce, která je ovlivněna nesymetrickým zatížením, musí být navržena následovně:
- (1) Zadní spoj trupu s křídly musí být navržen na kritické zatížení od svislých ocasních ploch v souladu s požadavky A23.11 (c)(1) a (2) tohoto Dodatku.
 - (2) Konstrukce křídla a centroplánu musí být navrženy tak, že pro certifikaci v kategorii normální a cvičné je jedna strana od roviny souměrnosti zatížena 100 % a opačná strana je zatížena 70 % zatížení odpovídajícího podmínkám bodu „A“ obálky; a pro certifikaci v kategorii akrobatické je jedna strana od roviny souměrnosti zatížena 100 % a opačná strana je zatížena 60 %.
 - (3) Konstrukce křídla a centroplánu musí být navrženy pro výsledná zatížení vyplývající z kombinace 75% kladného zatížení křídla při obrazech působícího na obou stranách od roviny souměrnosti a maximálního kroutícího momentu křídla vyplývajícího z vychýlení křídélka. Vliv vychýlení křídélka na kroutící moment křídla při rychlosti V_C nebo V_A , za použití součinitele momentu základní nosné plochy upraveného pro danou část rozpětí křídélka, musí být vypočítán následovně:
 - (i) $C_{mres} = C_m + 0,01\delta_u$ (vychýlení křídélka nahoru)
 - (ii) $C_{mres} = C_m - 0,01\delta_d$ (vychýlení křídélka dolů),
 kde:

C_{mres}	= výsledný součinitel momentu;
C_m	= součinitel momentu základní nosné plochy křídla;
δ_u	= výchylka křídélka nahoru ve stupních;
δ_d	= výchylka křídélka dolů ve stupních.
 - (4) Δ kritická, která je dána součtem $\delta_u + \delta_d$ se musí vypočítat následovně:

- (i) Δ_a a Δ_b se vypočítá z následujících vzorců:

$$\Delta_a = \frac{V_A}{V_C} \times \Delta_p \quad \text{a} \quad \Delta_b = 0,5 \frac{V_A}{V_D} \times \Delta_p$$

kde: Δ_p je maximální celková výchylka (součet obou výchylek křídélka) při rychlosti V_A , přičemž V_A , V_C a V_D jsou popsány v pododstavci A23.7 (e)(2) tohoto Dodatku.

- (ii) Hodnota součinitele K se vypočítá ze vzorce:

$$K = \frac{(C_m - 0,01\delta_b)V_D^2}{(C_m - 0,01\delta_a)V_C^2}$$

kde: δ_a je výchylka křídélka dolů odpovídající Δ_a , δ_b je výchylka křídélka dolů odpovídající Δ_b (jak bylo vypočítáno podle bodu (i)).

- (iii) Je-li K menší než 1,0, potom Δ_a je Δ kritické, které musí být použito pro stanovení δ_u a δ_d . V tomto případě je V_C ta kritická rychlost, která musí být použita při výpočtu torzního zatížení křídla po celém rozpětí křídélka.
- (iv) Je-li K rovno nebo větší než 1,0, potom Δ_b je Δ kritické, které musí být použito pro stanovení δ_u a δ_d . V tomto případě je V_D ta kritická rychlost, která musí být použita při výpočtu torzního zatížení křídla po celém rozpětí křídélka.
- (d) *Dodatečné podmínky pro ofukování zezadu, kroutící moment od motoru a boční zatížení motorového lože.* Musí být prošetřena každá z následujících dodatečných podmínek:
- (1) Při použití konstrukce s ofukováním zezadu mohou být místo podmínek bodu „G“ podle obrázku 4 tohoto Dodatku vyšetřovány zvláštní podmínky stanovené v CS 23.369. Při splnění tohoto požadavku musí být v případě, je-li certifikace požadována pro více kategorií, použita ve vzorci podle CS 23.369 hodnota W/S odpovídající té kategorii, které přísluší maximální celková hmotnost.
 - (2) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy pro:
 - (i) Maximální provozní kroutící moment odpovídající maximálnímu vzletovému výkonu (MTO výkon) a otáčkám vrtule působícím současně s 75 % provozních zatížení, která vyplývají z maximálního kladného násobku zatížení při obratech n_1 .
 - (ii) Maximální provozní kroutící moment odpovídající MCP (maximálnímu trvalému výkonu) a otáčkám vrtule působícím současně s provozními zatíženími, která vyplývají z maximálního kladného násobku zatížení při obratech n_1 ; a
 - (iii) Mezní kroutící moment musí být stanoven vynásobením střední hodnoty kroutícího momentu následujícím součinitelem: 1,33 pro motory s pěti a více válci; 2,0 pro motory se čtyřmi válci; 3,0 pro motory se třemi válci; a 4,0 pro dvouválcové motory.
 - (3) Každé motorové lože a jeho nosná konstrukce musí být navrženy na zatížení vyplývající z bočního provozního násobku zatížení, který musí být nejméně: 1,47 pro normální a cvičnou kategorii; a 2,0 pro akrobatickou kategorii.

A23.11 Zatížení řídicích ploch

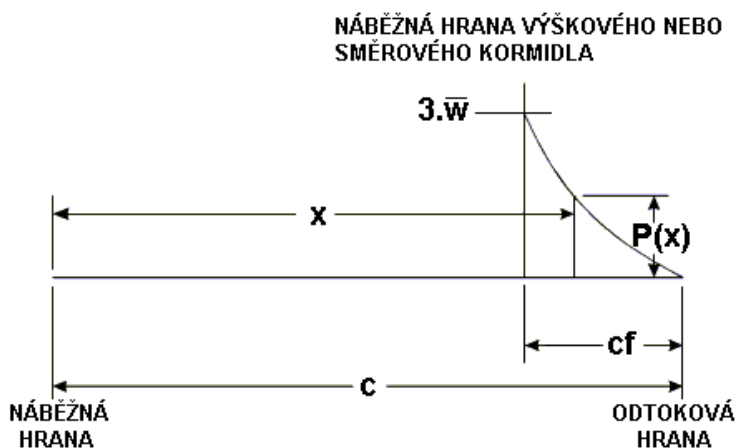
- (a) *Všeobecně.* Zatížení každé řídicí plochy musí být stanoveno použitím kritérií uvedených v pododstavci (b) a musí být v mezích zjednodušených zatížení uvedených v pododstavci (c).
- (b) *Mezní síly pilota.* Za všech podmínek zatížení řídicích ploch podle požadavků uvedených v pododstavcích (c) až (e) nemusí aerodynamické zatížení pohyblivých ploch a jejich odpovídající výchylky překročit taková zatížení a výchylky, které by mohly vzniknout za letu při použití maximálních mezních sil pilota stanovených podle tabulky uvedené v CS 23.397 (b). Jsou-li zatížení ploch omezena těmito mezními silami pilota, musí se buď předpokládat, že vyvažovací plošky jsou vychýleny do krajních poloh ve směru, který napomáhá pilotovi, anebo

výchylka musí odpovídat maximálnímu stupni nevyváženosti, který se předpokládá při rychlosti letu vzhledem k uvažovaným podmínkám. Zatížení vyvažovacích plošek však nemusí překročit hodnoty uvedené v tabulce 2 tohoto Dodatku.

(c) **Podmínky zatížení řídicích ploch.** Podmínky zatížení každé řídicí plochy musí být vyšetřovány následovně:

- (1) Zjednodušená provozní zatížení ploch a rozložení na vodorovnou ocasní plochu, svislou ocasní plochu, křídélko, vztlakové klapky a vyvažovací plošky jsou uvedena na obrázcích A5 a A6 tohoto Dodatku.
 - (i) Rozložení zatížení podél rozpětí plochy, bez ohledu na rozložení ve směru tětiny, musí být považováno za úměrné celkové délce tětiny, avšak kromě ploch s rohovým aerodynamickým odlehčením.
 - (ii) Zatížení stabilizátoru a výškového kormidla a zatížení kýlové plochy a směrového kormidla musí být podél tětiny rozložena tak, jak je uvedeno na obrázku A7 tohoto Dodatku.
 - (iii) Aby byla zajištěna odpovídající torzní pevnost a také za účelem zohlednění obrátů a poryvů, musí být vzato v úvahu nejnepříznivější zatížení týkající se působíště tlaku mezi náběžnou hranou a půlícím bodem střední tětiny plochy (stabilizátor a výškové kormidlo nebo kýlová plocha a směrové kormidlo).
 - (iv) Aby byla zajištěna odpovídající pevnost při velkém zatížení náběžné hrany, musí být uvažována nejnepříznivější zatížení stabilizátoru a kýlové plochy zvýšená o 50 % působící na čelní náběžnou část plochy odpovídající 10 % délky tětiny, v další části pak zatížení směrem dozadu přiměřeně klesá na původní celkovou hodnotu.
 - (v) Rozložení nejnepříznivějších zatížení výškového a směrového kormidla by měla být považována za parabolická, s maximální hodnotou zatížení rovnou trojnásobku středního zatížení plochy (stabilizátor a výškové kormidlo, nebo kýlová plocha a směrové kormidlo) na náběžné hraně výškového nebo směrového kormidla po nulové zatížení na odtokové hraně podle rovnice:

$$P(x) = 3 \cdot \bar{w} \left(\frac{c - x}{cf} \right)^2$$



Kde:

$P(x)$ = místní tlak odpovídající délce tětiny x ;

c = délka tětiny ocasní plochy;

cf = délka tětiny výškového nebo směrového kormidla; a

$\bar{w}$ = průměrné zatížení plochy podle obrázku A5.

- (vi) Rozložení zatížení ve směru tětiny pro křídélka, vztlakové klapky a vyvažovací plošky je specifikováno v tabulce 2 tohoto Dodatku.

- (2) Je-li požadována certifikace v akrobatické kategorii, musí být vodorovné ocasní plochy prošetřeny z hlediska nesymetrického zatížení tak, že jedna strana od osy letounu je zatížena 100% $\bar{w}$ a druhá strana 50% $\bar{w}$.

A23.13 Zatížení systému řízení

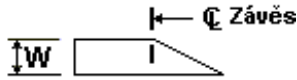
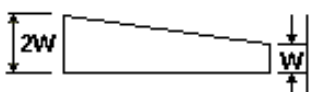
- (a) *Primární řízení a systémy letu.* Každý primární systém a řízení letu musí být navržen tak, aby splňoval následující požadavky:
- (1) Systém řízení letu a jeho nosná konstrukce musí být navrženy na zatížení odpovídající 125 % vypočítaných závěsových momentů pohyblivých řídicích ploch za podmínek stanovených v A23.11 tohoto Dodatku. Dále musí být splněny následující požadavky:
 - (i) Provozní zatížení systému řízení nemusí být větší než ta, která může vyvinout pilot a automatická zařízení obsluhující řízení; a
 - (ii) Návrh musí zajišťovat takovou robustnost systému, aby odolával provozním podmínkám, včetně váznutí, zaseknutí při pozemních poryvech, pojíždění po větru, setrvačnosti a tření řízení.
 - (2) Přijatelné maximální a minimální mezní síly pilota pro řízení výškového kormidla, křidélek a směrového kormidla jsou uvedeny v tabulce v CS 23.397 (b). Předpokládá se, že tyto síly působí na příslušných rukojetích nebo pedálech za stejných podmínek jako za letu a vyvolávají reakci na pákách řídicích ploch v místě připojení k systému řízení.
- (b) *Dvojitě řízení.* Je-li použito dvojitě řízení, musí být systémy řízení navrženy na síly pilota působící proti sobě. Použijí se individuální síly pilota, které odpovídají 75 % zatížení stanovených podle pododstavce (a), avšak s tou výjimkou, že síla od jednoho pilota nesmí být menší než jsou minimální mezní síly pilota uvedené v CS 23.397 (b).
- (c) *Podmínky pozemních poryvů.* Podmínky pozemních poryvů musí splňovat požadavky uvedené v CS 23.415.
- (d) *Sekundární řízení a systémy.* Sekundární řízení a systémy musí splňovat požadavky uvedené v CS 23.405.

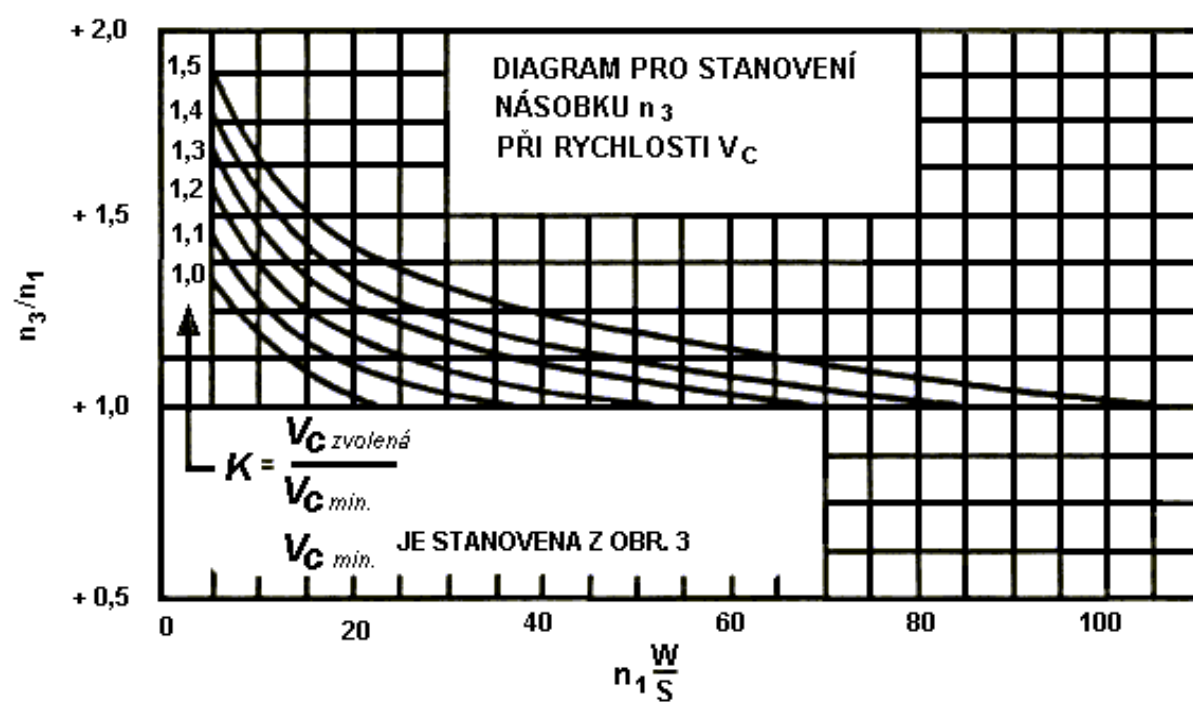
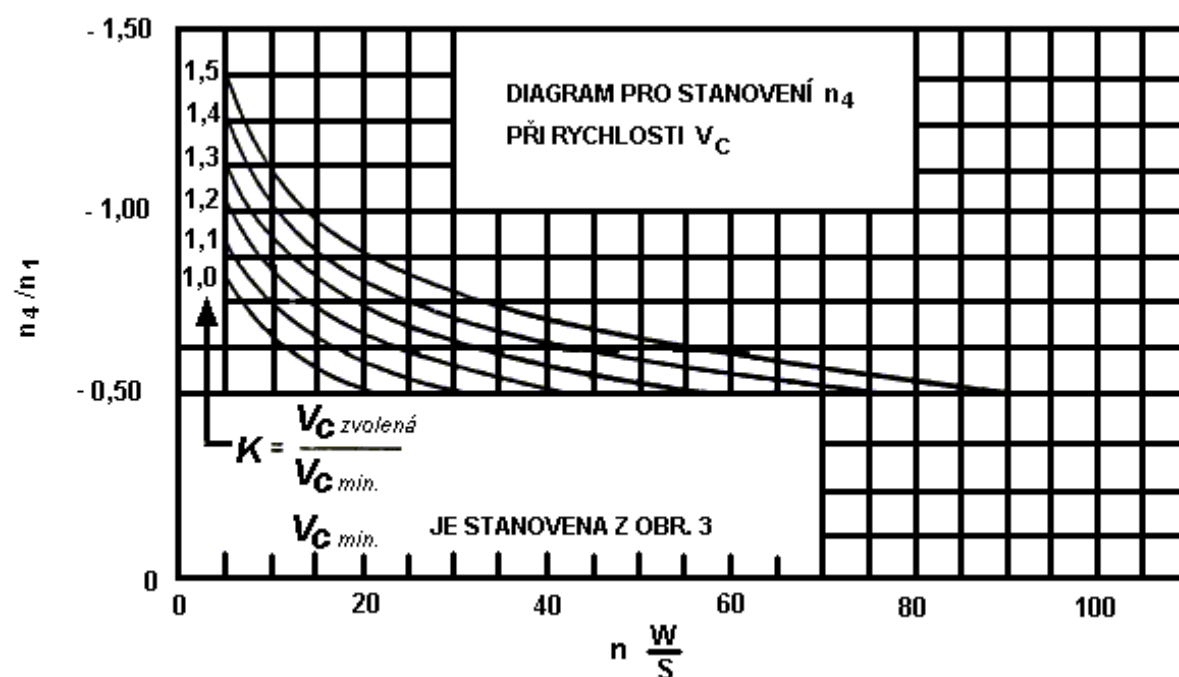
TABULKA 1 – Provozní letové násobky zatížení

PROVOZNÍ LETOVÉ NÁSOBKY ZATÍŽENÍ					
			Normální kategorie	Cvičná kategorie	Akrobatická kategorie
Letové násobky zatížení	klapky zasunuty	n_1	3,8	4,4	6,0
		n_2	$-0,5n_1$		
		n_3	n_3 podle obr. 1		
		n_4	n_4 podle obr. 2		
	klapky vysunuty	n_{flap}	$0,5n_1$		
		n_{flap}	nula*		

* Může se předpokládat, že svislé zatížení křídla je rovno nule. Na tuto podmínku se musí kontrolovat pouze část křídla se vztlakovými klapkami.

TABULKA 2 – Průměrná provozní zatížení řídicích ploch

PRŮMĚRNÁ PROVOZNÍ ZATÍŽENÍ PROVOZNÍCH PLOCH			
PLOCHA	SMĚR ZATÍŽENÍ	VELIKOST ZATÍŽENÍ	ROZDĚLENÍ ZATÍŽENÍ PO HLOUBCE
VODOROVNÁ OCASNÍ PLOCHA I	(a) Nahoru a dolů	Obrázek A5 křivka (2)	viz obr. A7
	(b) Nesymetrická zatížení (nahoru a dolů)	100% $\bar{w}$ na jedné straně letounu; C_L 65% $\bar{w}$ na druhé straně letounu pro normální a cvičnou kategorii. Pro akrobatickou kategorii viz A23.11 (c)	
SVISLÁ OCASNÍ PLOCHA II	Doprava a doleva	Obr. A5 křivka (1)	Stejná jako výše
KŘIDÉLKA III	(a) Nahoru a Dolů	Obr. A6 křivka (5)	(C) 
VZTLAKOVÁ KLAPKA IV	(a) Nahoru	Obr. A6 křivka (4)	(D) 
	(b) Dolů	0,25 x zatížení nahoru (a)	
VYVAŽOVACÍ PLOŠKA V	(a) Nahoru a dolů	Obr. A6 křivka (3)	Stejná jako (D) výše
POZNÁMKA: Výše uvedená zatížení ploch I, II, III, a V výše vycházejí z rychlostí $V_{A \min}$ a $V_{C \min}$. Zatížení IV vychází z $V_{F \min}$. Jsou-li v návrhu zvoleny vyšší rychlosti než tyto minimální, musí být příslušná zatížení ploch vynásobena hodnotou $\left[\frac{V_{\text{zvolená}}}{V_{\text{minimální}}} \right]^2$. Pro podmínky I, II, III, a V musí být použit násobící součinitel buď $\left[\frac{V_{A \text{ zvolená}}}{V_{A \text{ minimální}}} \right]^2$, nebo $\left[\frac{V_{C \text{ zvolená}}}{V_{C \text{ minimální}}} \right]^2$, podle toho, který je vyšší.			

OBRÁZEK A1 – Diagram pro stanovení násobku n_3 při rychlosti V_C OBRÁZEK A2 – Diagram pro stanovení násobku n_4 při rychlosti V_C

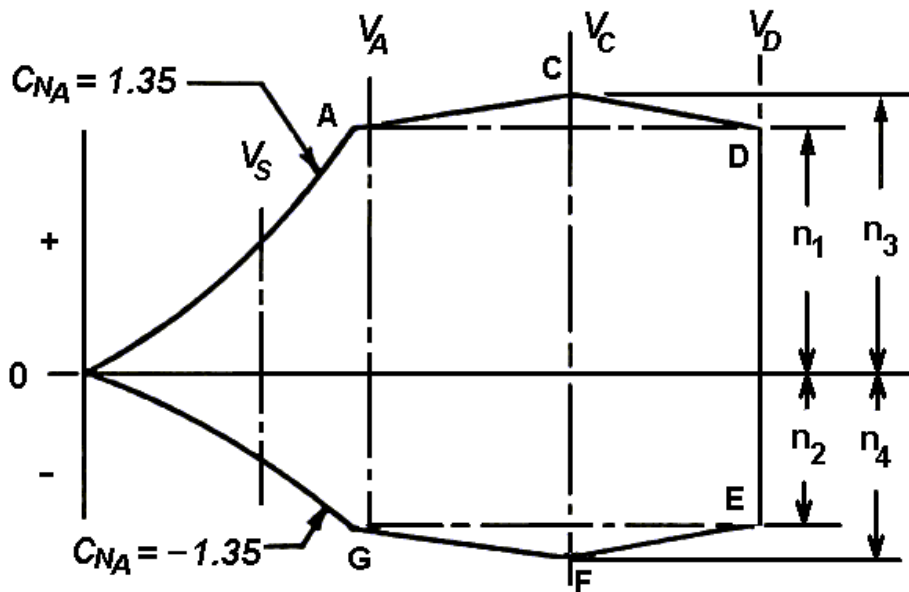
$$V_{Dmin} = 24,0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}}, \text{ nemusí však překročit } 1,4 \sqrt{\frac{n_1}{3,8}} V_{Cmin}$$

$$V_{Cmin} = 17,0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}}, \text{ nemusí však překročit } 0,9 V_H$$

$$V_{Amin} = 15,0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}}, \text{ nemusí však překročit hodnotu } V_C \text{ použitou při návrhu}$$

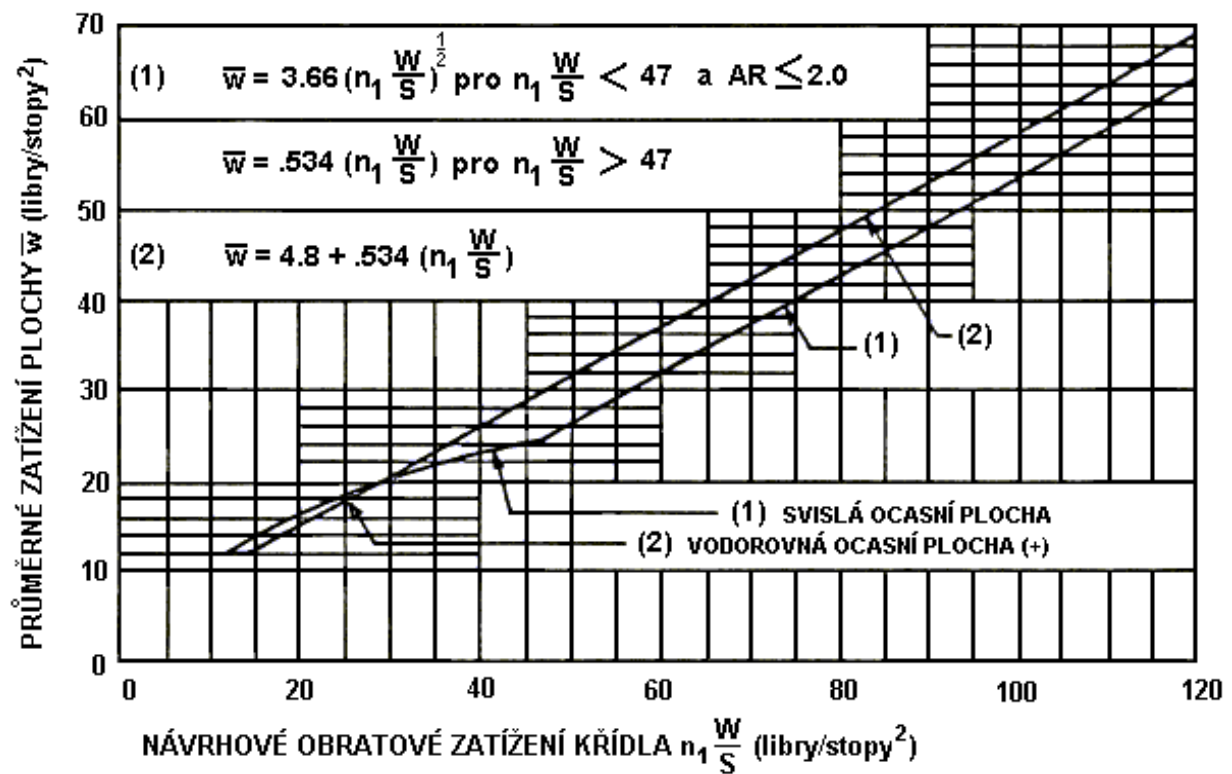
$$V_{Fmin} = 11,0 \sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$$

OBRÁZEK A3 – Stanovení minimálních návrhových rychlostí – rovnice
(Rychlosti jsou v uzlech)

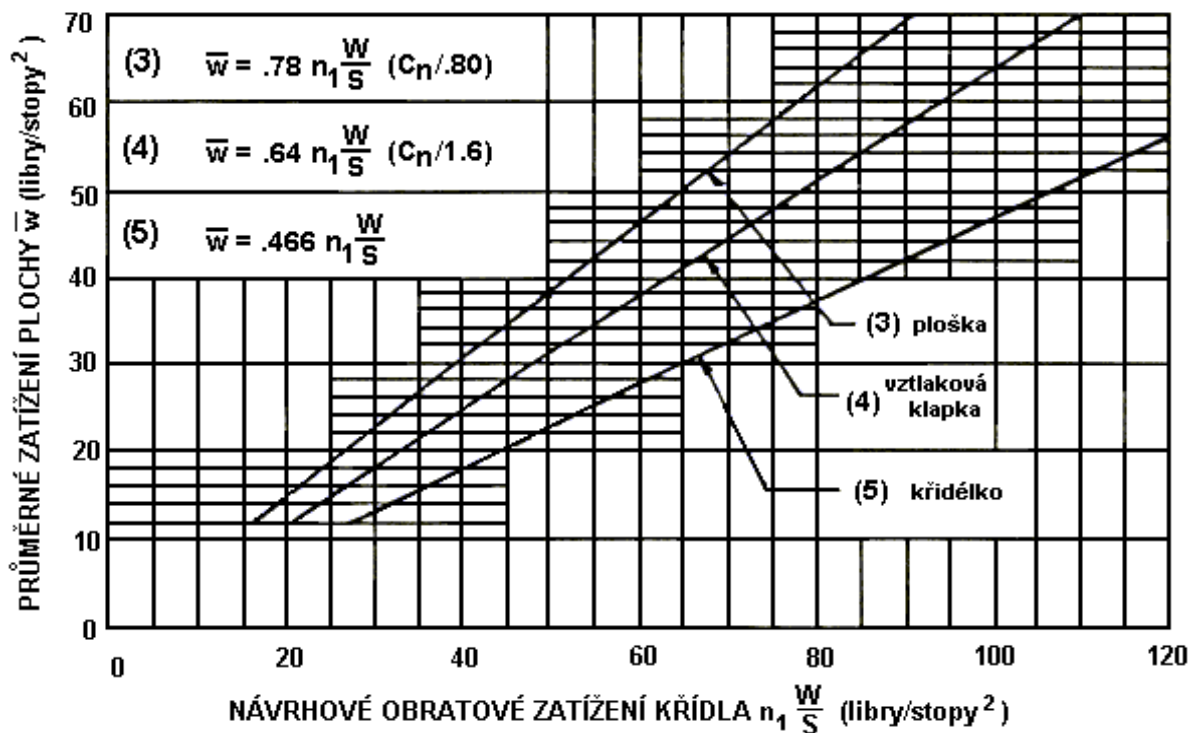


1. Podmínky bodů „C“ nebo „F“ se musí vyšetřovat pouze tehdy, když hodnota $n_3 \frac{W}{S}$ nebo $n_4 \frac{W}{S}$ je větší než hodnota $n_1 \frac{W}{S}$ nebo $n_2 \frac{W}{S}$.
2. Podmínka bodu „G“ nemusí být vyšetřována v tom případě, když byla vyšetřována dodatečná podmínka uvedená v CS 23.369.

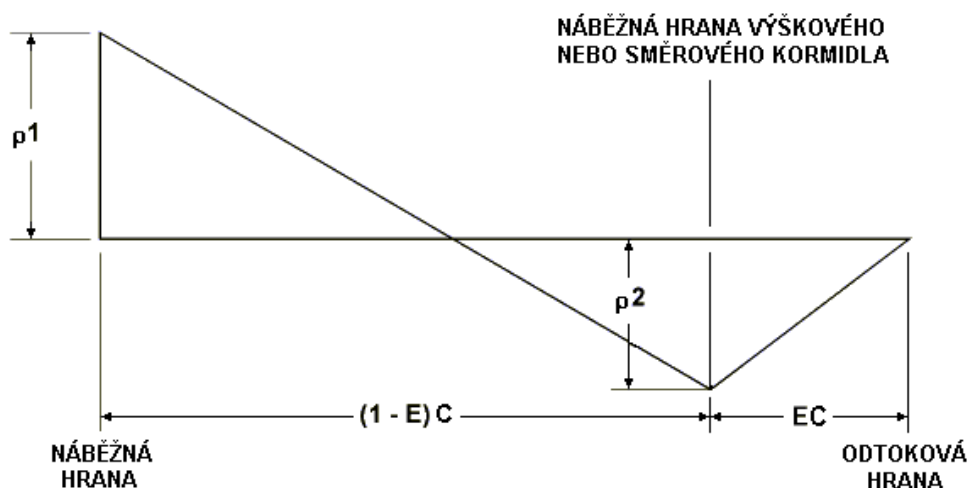
OBRÁZEK A4 – Letová obálka



OBRÁZEK A5 – Průměrná provozní zatížení řídicích ploch



OBRÁZEK A6 - Průměrná provozní zatížení řídicích ploch



$$\rho_1 = 2\bar{w} \left(\frac{2 - E - 3d'}{1 - E} \right)$$

$$\rho_2 = 2\bar{w}(3d' + E - 1)$$

Kde:

- $\bar{w}$ = průměrné zatížení plochy (specifikované na obrázku A5)
- E = poměr délky tětiny výškového kormidla (nebo směrového kormidla) k celkové délce tětiny stabilizátoru a výškového kormidla (nebo kýlové plochy a směrového kormidla).
- d' = poměr vzdálenosti působíště tlaku působícího na jednotku délky rozpětí vodorovného stabilizátoru a výškového kormidla (nebo svislého stabilizátoru a směrového kormidla) měřený od náběžné hrany vodorovného (svislého) stabilizátoru k délce tětiny v místě působíště tlaku. Znaménko je kladné, je-li působíště tlaku za náběžnou hranou.
- c = délka tětiny v místě působíště tlaku.

Poznámka: Hodnoty $\bar{w}$, ρ_1 a ρ_2 jsou kladné, působí-li stejným směrem.

**OBRÁZEK A7 – Rozložení zatížení stabilizátoru a výškového kormidla
nebo kýlové plochy a směrového kormidla.**

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

Dodatek C – Základní podmínky pro přistání

C23.1 Základní podmínky pro přistání

Podmínky	Typ se záďovým podvozkem		Typ s příďovým podvozkem		
	Vodorovné přistání	Přistání na tři body	Vodorovné přistání se skloněnými reakcemi	Vodorovné přistání s příďovým kolem těsně nad zemí	Přistání s velkým úhlem podélného sklonu
Příslušný požadavek uveden v –	23.479 (a)	23.481 (a)(1)	23.479 (a)(2)(i)	23.479 (a)(2)(ii)	23.481 (a)(2) a (b)
Svislá složka v těžišti	nW	nW	nW	nW	nW
Dopředná a odporová složka v těžišti	KnW	0	KnW	KnW	0
Příčná složka v obou směrech v těžišti	0	0	0	0	0
Zdvih tlumiče (hydraulického)	Pozn. (2)	Pozn. (2)	Pozn. (2)	Pozn. (2)	Pozn. (2)
Výchylka tlumiče (gumový nebo pružinový)	100%	100%	100%	100%	100%
Výchylka pneumatiky	Statická	Statická	Statická	Statická	Statická
Zatížení hlavního podvozku (obě kola) $\left\{ \begin{array}{l} V_r \\ D_r \end{array} \right.$	(n-L)W	(n-L)Wb/d	(n-L)Wa'/d'	(n-L)W	(n-L)W
	KnW	0	KnWa'/d'	KnW	0
Zatížení záďového (příďového) podvozku $\left\{ \begin{array}{l} V_f \\ D_f \end{array} \right.$	0	(n-L)Wa/d	(n-L)Wb'/d'	0	0
	0	0	KnWb'/d'	0	0
Poznámky	(1), (3) a (4)	(4)	(1)	(1), (3) a (4)	(3) a (4)

POZNÁMKA (1) Hodnota „K“ může být stanovena následujícím způsobem: $K = 0,25$ pro hmotnost $W = 1\,361\text{ kg}$ ($3\,000\text{ lb}$) nebo menší; $K = 0,33$ pro hmotnost $W = 2\,722\text{ kg}$ ($6\,000\text{ lb}$) nebo větší; mezi uvedenými hmotnostmi se hodnota „K“ mění lineárně.

POZNÁMKA (2) Není-li prokázáno jinak, předpokládá se pro účely návrhu, že maximální násobek zatížení vzniká během zdvihu tlumiče v rozsahu od 25% do 100%. Součinitel zatížení musí být použit pro jakýkoliv zdvih tlumiče, který je nejkritičtější pro každou součást podvozku.

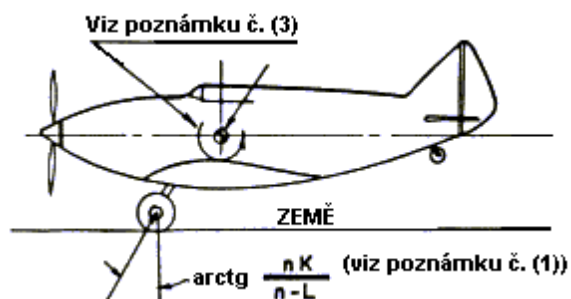
POZNÁMKA (3) Nevyvážené momenty musí být vyváženy racionálním konzervativním způsobem.

POZNÁMKA (4) Veličina „L“ je definována v CS 23.725 (b).

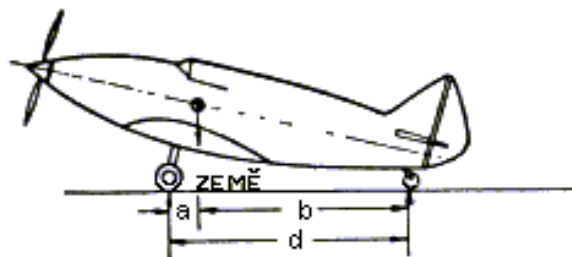
POZNÁMKA (5) Veličina „n“ je provozní násobek zatížení od setrvačných sil v těžišti letounu stanovený podle požadavků CS 23.473 (d), (f) a (g).

ZÁKLADNÍ PODMÍNKY PRO PŘISTÁNÍ

TYP SE ZÁĐOVÝM PODVOZKEM

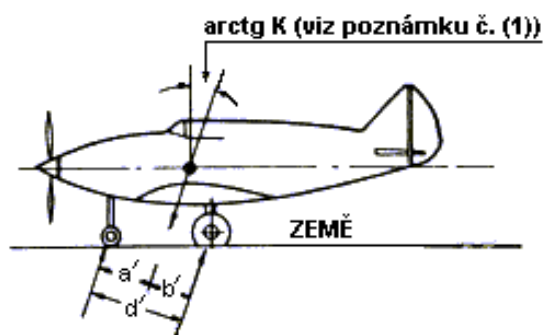


VODOROVNÉ PŘISTÁNÍ

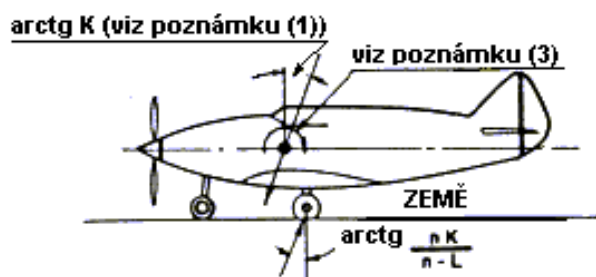


PŘISTÁNÍ NA TŘI BODY

TYP S PŘÍĐOVÝM PODVOZKEM



VODOROVNÉ PŘISTÁNÍ SE SKLONĚNÝMI REAKCEMI



VODOROVNÉ PŘISTÁNÍ S PŘÍĐOVÝM KOLEM TĚSNĚ NAD ZEMÍ



Poznámka: Viz CS. 23.481(a)(2)

PŘISTÁNÍ S VELKÝM ÚHLEM PODÉLNÉHO SKLONU

Dodatek D – Zatížení při roztáčení kola

D23.1 Zatížení při roztáčení kola

- (a) Následující metoda pro stanovení zatížení při roztáčení kola pro podmínky přistání je stanovena podle požadavku NACA T.N. 863. Složka odporu použitá v návrhu však nesmí být menší, než je odporové zatížení stanovené v požadavcích CS 23.479 (b).

$$F_{H \max} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2I_w(V_H - V_C)nF_{V \max}}{t_z}}$$

kde:

- $F_{H \max}$ = Maximální vodorovná síla působící směrem dozadu na kolo (libry);
- r_e = Skutečný poloměr odvalování normálně nahuštěné pneumatiky kola při dosednutí (je možno předpokládat, že se rovná poloměru odvalování při statickém zatížení hodnotou $\eta_j W_e$) (stopy);
- I_w = Celkový moment otáčení setrvačnosti otáčejícího se kola (slug-stop);
- V_H = Lineární složka přistávací rychlosti rovnoběžná se zemí v okamžiku dotyku letounu se zemí (předpokládá se rychlost 1,2 V_{SO}) (stopy/sec.);
- V_C = Obvodová rychlost pneumatiky při použití předběžného roztáčení kola (stopy/sec.) (předběžné roztáčení může být uvažováno pouze za předpokladu, že bude prováděno spolehlivým zařízením);
- n = Efektivní součinitel tření (může být použita hodnota 0,80);
- $F_{V \max}$ = Maximální svislá síla na kolo = $\eta_j W_e$ (libry), hodnoty W_e a η_j jsou definovány v CS 23.725;
- t_z = Časový interval mezi dotykem se zemí a dosažením maximální svislé síly na kolo (sekundy). Je-li však hodnota $F_{H \max}$ z výše uvedené rovnice vyšší než 0,8 $F_{V \max}$, musí být pro $F_{H \max}$ použita hodnota 0,8 $F_{V \max}$.

- (b) Tato rovnice předpokládá lineární změnu násobku zatížení s časem až do okamžiku dosažení nejvyššího zatížení a za tohoto předpokladu stanovuje rovnice odporovou sílu v čase, kdy obvodová rychlost kola při poloměru r_e se rovná rychlosti letounu. Většina tlumičů nesleduje přesně lineární změnu násobku zatížení s časem. Proto musí být provedena kompenzace změn úvahou nebo podle zkušeností. U většiny podvozků bude doba potřebná pro roztáčení kola kratší než doba požadovaná k vyvinutí maximálního svislého násobku zatížení pro stanovenou rychlost klesání a dopřednou rychlost. Pro výjimečně velká kola nesmí být v okamžiku maximálního svislého zatížení podvozku dosaženo takové obvodové rychlosti kola, která se rovná pozemní rychlosti. Jak již bylo uvedeno, odporové zatížení při roztáčení nemusí překročit 0,8 násobek maximálních svislých zatížení.
- (c) Dynamické zpětné odpružení přistávacího zařízení a přilehlé konstrukce v okamžiku těsně po roztočení kol může vést ke vzniku dynamických dopředných zatížení významné velikosti. Tyto účinky musí být stanoveny, v podmínkách vodorovného přistání, a to při uvažování, že zatížení při roztáčení kol vypočtená metodou uvedenou v tomto Dodatku budou obrácena. Dynamické zpětné odpružení bývá kritické u přistávacích zařízení s hmotnými koly nebo takových, která jsou určena pro přistání ve vysoké rychlosti.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

Dodatek F – Zkušební postupy pro samozhášecí materiály v souladu s CS 23.853, 23.855 a 23.1359

- (a) *Kondicionování vzorků.* Vzorky se musí kondicionovat na teplotu $21^{\circ} \pm 3^{\circ}\text{C}$ ($70^{\circ}\text{F} \pm 5^{\circ}\text{F}$) a při relativní vlhkosti $50\% \pm 5\%$ po dobu nezbytnou k vyrovnaní vlhkosti, nebo po dobu 24 hodin. Bezprostředně před vlastní zkouškou vystavení plameni se může z klimatizovaného prostředí vyjmout pouze jeden vzorek.
- (b) *Provedení vzorku.* Materiál se musí zkoušet buď jako výřez z vyrobené součásti, která má být použita k montáži nebo zástavbě do letounu, nebo jako vzorek odříznutý z materiálu používaného pro výrobu součásti, nebo jako model této součásti. Vzorek může být oddělen z kteréhokoliv místa vyrobené součásti. Pro zkoušky se však nemají oddělovat výřezy nebo vzorky ze složených celků, jako například ze sendvičových panelů. Tloušťka vzorku nesmí být větší než nejmenší tloušťka, která má být použita v letounu s následujícími výjimkami:
- (1) silné vypěněné části jako polštáře sedadel musí být zkoušeny se vzorky 13 mm ($1/2$ palce) silnými;
 - (2) při prokazování vyhovění požadavkům CS 23.853 (d)(3)(v) u materiálů používaných na malé součásti musí být tloušťka vzorků maximálně 3 mm ($1/8$ palce);
 - (3) při prokazování vyhovění požadavkům CS 23.1359 (c) u materiálů použitých jako izolace vodičů a kabelů použitých v elektrické kabeláži letounu musí být vzorky izolovaných vodičů a kabelů stejné velikosti, jako jsou použité v letounu.
- U tkanin se musí zkoušet jak ve směru osnovy, tak ve směru útku vazby pro stanovení nejkritičtějších podmínek hoření. Při provádění zkoušek, předepsaných v pododstavcích (d) a (e) tohoto Dodatku musí být vzorek upevněn v kovovém rámečku tak, aby byly splněny následující požadavky:
- (1) při zkoušce ve svislém směru podle pododstavce (d) tohoto Dodatku jsou oba podélné okraje a horní okraj pevně upevněny;
 - (2) při zkoušce v horizontálním směru podle pododstavce (e) tohoto Dodatku jsou oba podélné okraje a okraj dále od plamenů pevně upevněny;
 - (3) exponovaná plocha vzorku je nejméně 5 cm (2 in) široká a 30 cm (12 in) dlouhá, pokud skutečné rozměry součásti použité v letounu nejsou menší; a
 - (4) okraj vzorku vystavený účinkům plamene hořáku nesmí mít povrchovou ochranu nebo nesmí být chráněn, ale musí představovat skutečný průřez materiálu nebo součásti zastavěné v letounu.
- Při zkoušce podle pododstavce (f) tohoto Dodatku, musí být vzorek pevně upevněn v kovovém rámečku na všech čtyřech okrajích a rozměr exponované plochy vzorku musí mít rozměr nejméně 20 cm x 20 cm (8 in x 8 in).
- (c) *Přístrojové zařízení.* Kromě požadavků uvedených v pododstavci (e) tohoto Dodatku musí být zkoušky prováděny v odděleném prostoru za bezvětrí v souladu s požadavky uvedenými v normě Federal Test Method Standard 191, Method 5903 (upravená Method 5902), vydané General Service Center, Region 3, Seventh and D Streets SW, Washington, D.C. 20407 nebo s jinou schválenou metodou. Vzorky, které jsou vzhledem ke zkušebnímu prostoru příliš velké, musí být zkoušeny v podobných podmínkách za bezvětrí.
- (d) *Svislá zkouška.* Výsledek zkoušek musí být průměrem výsledků z ověření minimálně tří kusů vzorků. U tkanin musí být směr osnovy odpovídající nejkritičtějším podmínkám hoření rovnoběžný s nejdelším rozměrem. Každý vzorek musí být ustaven ve svislé poloze. Vzorek musí být vystaven plameni z Bunsenova nebo Tirillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem trubice 9,5 mm ($3/8$ in) seřízeným tak, aby dal plamen vysoký 38 mm ($1 1/2$ in). Minimální teplota plamene měřená cejchovaným termočláňkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843°C ($1\ 550^{\circ}\text{F}$). Spodní okraj vzorku musí být 19 mm ($3/4$ in) nad horní hranou hořáku. Plamen musí působit v ose spodního okraje vzorku. U materiálů uváděných v CS 23.853 (d)(3)(i) a 23.853 (f) musí plamen působit po dobu 60 sekund. U materiálů uváděných v CS 23.853 (d)(3)(ii) musí plamen působit po dobu 12 sekund. V obou případech musí být po uplynutí stanovené doby plamen ihned oddálen. V protokolu o zkoušce musí být uvedeno: doba hoření plamenem, délka spálené plochy a doba hoření odkapávajících kapek (vyskytnou-li se). Délka spálené plochy stanovená dle požadavků uvedených v pododstavci (h) tohoto Dodatku se musí měřit s přesností na nejbližší 2,5 mm ($1/10$ in).
- (e) *Vodorovná zkouška.* Výsledek zkoušek musí být průměrem výsledků z ověření minimálně tří kusů vzorků. Každý vzorek musí být ustaven ve vodorovné poloze. Exponovaný povrch vzorku

tak, jak je umístěn v letadle, musí být při zkoušce umístěn lící stranou dolů. Vzorek musí být vystaven plameni z Bunsenova nebo Tirrillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem trubice 9,5 mm ($\frac{3}{8}$ in) seřízeným tak, aby zajišťoval plamen vysoký 38 mm ($1\frac{1}{2}$ in). Minimální teplota plamene měřená cejchovaným termočláňkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843°C (1 550°F). Vzorek musí být umístěn tak, aby byl zkoušený okraj 19 mm ($\frac{3}{4}$ in) nad vrcholem a v ose hořáku. Plamen musí působit po dobu 15 sekund a potom musí být oddálen. Pro účel měření doby hoření musí být použito nejméně 25 cm (10 in) vzorku. Přibližně 38 mm ($1\frac{1}{2}$ in) musí nejdříve shořet, než hořící čelo dosáhne oblasti, ve které bude měřen čas. Při zkoušce se musí zaznamenat průměrná rychlost hoření.

- (f) *Zkouška pod úhlem 45°.* Výsledek zkoušky musí být průměrem výsledků z ověření minimálně tří kusů vzorků. Vzorky musí být upevněny pod úhlem 45° vzhledem k horizontální rovině. Povrch vzorku otočený směrem dolů musí odpovídat exponovanému povrchu součásti zastavěné v letounu. Vzorek musí být vystaven plameni Bunsenova nebo Tirrillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem trubice 9,5 mm ($\frac{3}{8}$ in) seřízeným tak, aby poskytoval plamen vysoký 38 mm ($1\frac{1}{2}$ in). Minimální teplota plamene měřená cejchovaným termočláňkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843°C (1 550°F). Musí být zajištěno, aby plamen nebyl odkláněn tahem (větrem). Plamen, jehož jedna třetina se dotýká materiálu ve středu vzorku, musí působit na vzorek po dobu 30 sekund, a pak musí být oddálen. Při zkoušce se musí zaznamenat doba hoření plamenem, doba doutnání a zda plamen prošel skrz vzorek.
- (g) *Zkouška pod úhlem 60°.* Výsledek zkoušky musí být průměrem výsledků z ověření minimálně 3 kusů vzorků každého z použitých vodičů nebo kabelů co do provedení a rozměru. Vzorek vodiče nebo kabelu (včetně izolace) musí být umístěn pod úhlem 60° vzhledem k horizontální rovině v odděleném prostoru specifikovaném v pododstavci (c) tohoto Dodatku s dvěma do tohoto prostoru otevřenými během zkoušky nebo umístěn v komoře přibližně 0,6 m (2 ft) vysoké x 0,3 m x 0,3 m (1 ft x 1 ft), nahoře otevřená a s jednou boční stěnou (čelní), která umožní přístup vzduchu pro hoření, ale bez vlivu tahu. Vzorek musí být umístěn rovnoběžně s čelní stěnou komory a vzdálen od ní asi 15 cm (6 in). Dolní konec vzorku musí být pevně uchycen. Horní konec vzorku musí být veden přes kladku nebo tyč a musí k němu být připevněno náležitě těžké závaží, aby byl vzorek přiměřeně napjatý během celé zkoušky. Délka vzorku mezi dolním upevněním a horní kladkou nebo tyčí musí být 61 cm (24 in) a musí mít vyznačen střed působíště plamene 20 cm (8 in) od dolního konce. Plamen Bunsenova nebo Tirrillova hořáku musí působit 30 sekund v místě označeného působíště. Hořák musí být umístěn pod označeným působíštěm vzorku kolmo ke vzorku a pod úhlem 30° vzhledem ke svislé rovině jdoucí vzorkem. Hořák musí mít nominální vnitřní průměr trubice 9,5 mm ($\frac{3}{8}$ in) a musí být seřízený tak, aby poskytoval plamen vysoký 76 mm (3 in) s vnitřním kuzelem vysokým přibližně $\frac{1}{3}$ výšky plamene. Minimální teplota nejteplejší části plamene měřená cejchovaným termočláňkovým pyrometrem nesmí být nižší než 954°C (1 750°F). Hořák má být umístěn tak, že nejteplejší část plamene působí v místě označeného působíště na vzorku. Při zkoušce se musí zaznamenat: doba hoření plamenem, délka spálené plochy a doba hoření odkapávajících kapek, pokud se vyskytují. Délka spálené plochy, stanovená podle odstavce (h) tohoto Dodatku musí být měřena s přesností na nejbližší 2,5 mm ($\frac{1}{10}$ in). Přerušení vzorku vodiče není posuzováno jako závada.
- (h) *Délka spálené plochy.* Délka spálené plochy je dána vzdáleností od původního okraje k nejvzdálenějšímu místu s výskytem poškození zkušební vzorku v důsledku styku s plamenem, a to včetně oblasti částečně nebo úplně zničené, zuhelnatělé nebo křehké, ale nezahrnující oblasti zakarbonované, potřísněné, zprohýbané nebo se změněnou barvou, ani oblasti, ve kterých se materiál smrštil nebo roztavil od zdroje tepla.

Dodatek G – Instrukce pro zachování letové způsobilosti**G23.1 Všeobecně**

- (a) Tento Dodatek specifikuje požadavky na vypracování instrukcí pro zachování letové způsobilosti požadovaných dle CS 23.1529.
- (b) Instrukce pro zachování letové způsobilosti pro každý letoun musí obsahovat instrukce pro zachování letové způsobilosti pro každý motor a vrtuli (dále jen „výrobky“), pro každé zařízení požadované předpisem CS-23 a jakékoli potřebné informace vztahující se k vzájemnému propojení těchto zařízení a výrobků s letounem. Jestliže nejsou instrukce pro zachování letové způsobilosti dodávány výrobcem zařízení nebo výrobku zastavěného v letounu, pak musí instrukce pro zachování letové způsobilosti pro letoun obsahovat nezbytné informace k zachování letové způsobilosti letounu.

G23.2 Formát

- (a) Instrukce pro zachování letové způsobilosti musí být zpracovány ve formě příručky nebo příruček podle množství obsažených údajů.
- (b) Formát příručky nebo příruček musí být prakticky uspořádán.

G23.3 Obsah

Obsah příručky nebo příruček musí být proveden v jazyce přijatelném pro Agenturu. Instrukce pro zachování letové způsobilosti musí obsahovat následující příručky (nebo případně oddíly) a informace.

- (a) *Příručka (nebo oddíl) o údržbě letounu*
 - (1) Úvodní informace obsahující charakteristiky a technické údaje letounu v rozsahu potřebném pro údržbu a preventivní údržbu.
 - (2) Popis letounu a jeho systémů a zástaveb včetně jeho motorů, vrtulí a zařízení.
 - (3) Základní informace o ovládání a funkci popisující ovládání částí a systémů letounu a jejich funkci, a to včetně jakýchkoliv případných zvláštních postupů a omezení.
 - (4) Informace o provádění obsluhy a údržby zahrnující všechny podrobnosti o jednotlivých místech provádění údržby, objemu nádrží a zásobníků, specifikaci používaných kapalin, tlacích v jednotlivých systémech, umístění mazacích míst, používaných mazadlech, zařízení a vybavení pro obsluhu a údržbu, pokynech a omezeních pro vlečení, informace o kotvení, zvedání a spouštění a nivelaci letounu.
- (b) *Instrukce pro údržbu*
 - (1) Časový plán a rozsah údržby každé části letounu, jeho motorů, vrtulí, příslušenství, přístrojů a vybavení s uvedením doporučených period pro čištění, prohlídky, seřizování, zkoušení a mazání, stupňů prohlídek, využitelných tolerancí opotřebení a všech prací doporučených v těchto periodických intervalech. V případě, že má příslušné zařízení, přístroj nebo vybavení letounu mimořádně vysoký stupeň náročnosti vyžadující specializovanou techniku údržby, zkušební zařízení nebo odbornou kvalifikaci, může žadatel použít odkaz na dokumentaci vydávanou výrobcem příslušenství, přístrojů nebo zařízení. Musí také obsahovat doporučené periody generálních oprav a nutné odkazy na oddíl Omezení letové způsobilosti příručky. K tomu žadatel musí zahrnout program prohlídek, který obsahuje četnost a rozsah pohlídek nutných k zajištění zachování letové způsobilosti letounu.
 - (2) Informace o zjišťování a odstraňování závad (trouble-shooting) popisují pravděpodobné nesprávné činnosti, postupy jejich určení a kroky k jejich odstranění.
 - (3) Informace popisující pořadí a způsoby demontáže a výměny výrobků a částí s uvedením příslušných opatření, která musí být provedena.
 - (4) Další všeobecné instrukce o postupech včetně postupů zkoušení systémů za chodu na zemi, kontrolu nivelace, provádění vážení a stanovení polohy těžiště, zvedání a spouštění letounu a omezení pro skladování.

- (c) Schémata konstrukčního uspořádání krytů kontrolních otvorů a informace o provádění prohlídek tam, kde nejsou k dispozici vhodné kontrolní otvory.
- (d) Podrobnosti o používání speciálních metod prohlídky (včetně radiografických a ultrazvukových zkoušek) v případech, kdy jsou takové metody předepsány.
- (e) Pokyny pro nanesení ochranných vrstev konstrukce po provedení kontroly.
- (f) Všechny údaje o konstrukčních upevňovacích prvcích jako jsou identifikace, doporučení pro výměnu a hodnoty kroutících momentů.
- (g) Seznam potřebného speciálního náradí.
- (h) Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu musí být navíc uvedeny následující informace:
 - (1) Elektrická zatížení od jednotlivých systémů;
 - (2) Postupy pro vyvažování řídicích ploch;
 - (3) Specifikace hlavních a vedlejších konstrukcí; a
 - (4) Speciální opravárenské metody používané pro letoun.

G23.4 Oddíl Omezení letové způsobilosti

Instrukce pro zachování letové způsobilosti musí obsahovat oddíl s názvem „Omezení letové způsobilosti“. Tento oddíl musí být oddělený a zřetelně rozlišitelný od ostatních částí dokumentu. V tomto oddíle musí být stanoveny všechny závazné termíny pro výměny, prohlídky konstrukce a příslušné postupy pro prohlídky konstrukce požadované při typové certifikaci. V případě, kdy instrukce pro zachování letové způsobilosti tvoří více dokumentů, musí být oddíl vyžadovaný tímto odstavcem zařazen do hlavní příručky. Tento oddíl musí na předním místě obsahovat čitelné prohlášení v následujícím znění: Oddíl omezení letové způsobilosti je schválen a jeho změny musí být také schváleny.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

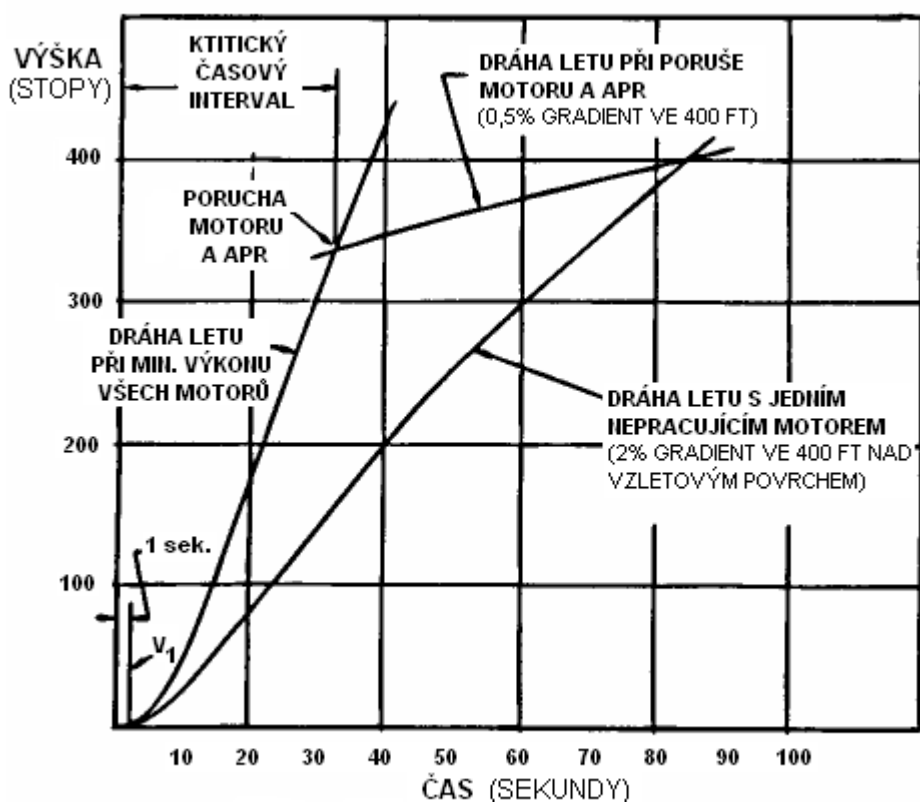
Dodatek H – Zástavba systému automatického zálohování výkonu (APR)

H23.1 Všeobecně

- (a) Tento Dodatek specifikuje požadavky pro zástavbu systému řízení výkonu motoru APR, který automaticky řídí výkon nebo tah pracujícího motoru v případě poruchy jiného motoru při vzletu.
- (b) Při správné funkci systému APR a souvisejících systémů musí být splněny všechny následující požadavky (mimo případů zmíněných v tomto Dodatku), aniž by posádka musela podnikat jakékoliv kroky za účelem zvýšení výkonu nebo tahu.

H23.2 Terminologie

- (a) Systém automatického zálohování výkonu označuje celý automatický systém, který se používá pouze při vzletu a zahrnuje jak mechanická, tak elektrická zařízení, která jsou schopna odhalit poruchu motoru, vyslat signály, ovládat palivovou příjmu nebo páku výkonu u pracujícího motoru, včetně palubních zdrojů, za účelem zvýšení výkonu a zajištění informací o provozu systému pro pilotní kabinu.
- (b) Zvolený vzletový výkon znamená výkon dosahovaný při každém původním nastavení výkonu schváleném pro vzlet.
- (c) Kritický časový interval, jak je ilustrován na obrázku H1, označuje periodu začínající ve V_1 minus jedna sekunda a končící na průsečíku čáry dráhy letu při poruše motoru a APR s čarou dráhy letu při minimálním výkonu všech motorů. Čára dráhy letu při poruše motoru a APR protíná čáru dráhy letu s jedním nepracujícím motorem ve 122 m (400 ft) nad vzletovým povrchem. Dráha letu při poruše motoru a APR závisí na výkonnosti letounu a musí mít kladný gradient minimálně 0,5 procenta ve 122 m (400 ft) nad vzletovým povrchem.



(pouze pro ilustraci, typické průběhy pro rychlost stoupání 120 kt)

Obrázek H1 – Ilustrace kritického časového intervalu

H23.3 Požadavky na výkonnost a spolehlivost

- (a) Musí být předvedeno, že během kritického časového intervalu porucha APR, která zvýší nebo neovlivní výkon některého z motorů, nevytvoří nebezpečí pro letoun, nebo musí být prokázáno, že taková porucha je nepravděpodobná.
- (b) Musí být předvedeno, že během kritického časového intervalu nenastane poruchový režim systému APR, který by vedl k poruše, která by snížila výkon některého z motorů, nebo musí být prokázáno, že taková porucha je mimořádně nepravděpodobná.
- (c) Musí být prokázáno, že během kritického časového intervalu nedojde k poruše systému APR v kombinaci s poruchou motoru, nebo musí být prokázáno, že takové poruchy jsou mimořádně nepravděpodobné.
- (d) Všechny platné výkonnostní požadavky musí být splněny v případě, že dojde k poruše motoru v nejkritičtějších bodech vzletu se správně pracujícím systémem APR.

H23.4 Nastavení výkonu

Zvolený vzletový výkon na každém motoru na počátku rozjezdu při vzletu nesmí být nižší než:

- (a) Výkon nezbytný k udržení – při V_1 – 90 procent maximálního vzletového výkonu schváleného pro letoun při přetrvávajících podmínkách;
- (b) Výkon potřebný k povolení normálního provozu všech systémů a vybavení souvisejících s bezpečností, které závisí na výkonu motoru nebo na poloze páky ovládání výkonu; a
- (c) Výkon, u kterého bylo prokázáno, že pro něj nehrozí nebezpečí nebezpečné charakteristiky reakcí motoru při přechodu ze zvoleného vzletového výkonu na maximální schválený vzletový výkon.

H23.5 Řízení pohonné jednotky – všeobecně

- (a) Navíc k požadavkům CS 23.1141 nesmí jednotlivá porucha nebo nesprávná činnost (nebo jejich pravděpodobná kombinace) APR způsobit poruchu jakékoli funkce pohonné jednotky, která je nezbytná pro zachování bezpečnosti.
- (b) APR musí být navrženo tak, aby:
 - (1) Poskytovalo letové posádce prostředky pro předletové ověření schopnosti APR vykonávat zamýšlenou funkci;
 - (2) Automaticky měnilo výkon pracujícího motoru po poruše motoru při vzletu, aby tak byl zajištěn maximální dosažitelný výkon, aniž by byla překročena provozní omezení motoru;
 - (3) Předcházelo deaktivaci APR manuálním nastavením páky ovládání výkonu v případě poruchy motoru.
 - (4) Poskytovalo letové posádce prostředky umožňující deaktivaci automatické funkce. Tyto prostředky musí být navrženy tak, aby bránily neúmyslné deaktivaci; a
 - (5) Umožňovalo manuální snížení nebo zvýšení výkonu až na úroveň maximálního vzletového výkonu, pro který je letoun ve stávajících podmínkách schválen, a to použitím páky ovládání výkonu, jak je uvedeno v CS 23.1141 (c), avšak s výjimkou uvedenou v odstavci (c) v H23.5 tohoto Dodatku.
- (c) U letounů vybavených omezovači, které automaticky brání překročení provozních omezení motoru, mohou být použity ke zvýšení maximální úrovně výkonu ovládaného pákami výkonu v případě poruchy APR jiné prostředky. Tyto prostředky musí být umístěny na nebo před pákami ovládání výkonu, musí být jasně identifikovatelné a jejich obsluha musí za všech provozních podmínek vyžadovat jednoduchý a samostatný úkon té ruky pilota, která je běžně používána k ovládání páky výkonu, a zařízení musí navíc splňovat požadavky CS 23.777 (a), (b) a (c).

H23.6 Přístroje pohonné jednotky

Navíc k požadavkům CS 23.1305:

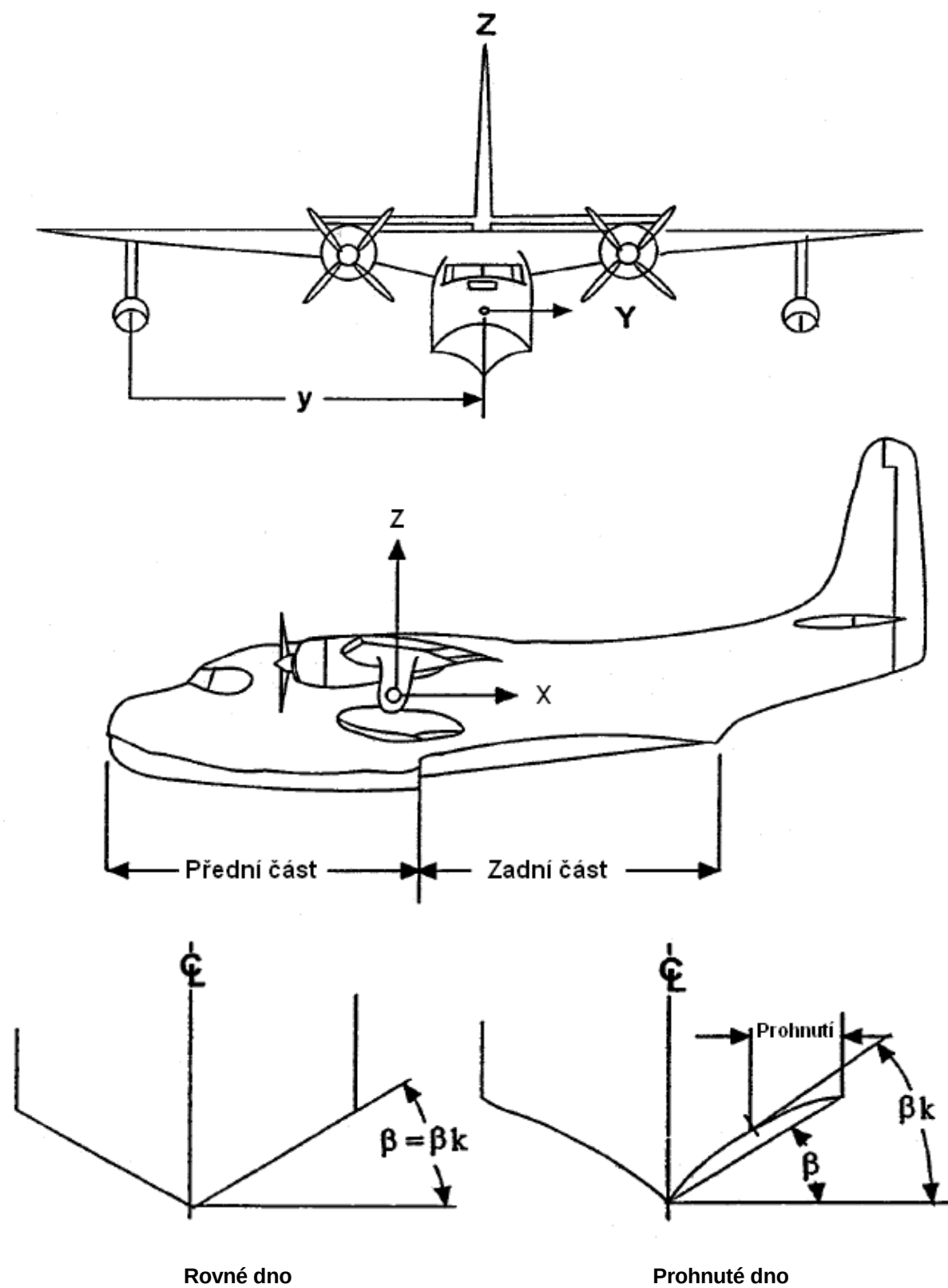
- (a) Musí být k dispozici prostředky indikující aktivaci či připravenost APR.

- (b) Pokud přirozené letové vlastnosti letounu nezajišťují výstrahu, že některý z motorů má poruchu, musí být k dispozici výstražný systém nezávislý na APR, který pilotovi podá jasnou výstrahu o poruše motoru při vzletu.
- (c) Po poruše motoru při rychlosti V_1 nebo vyšší musí být k dispozici prostředky, které posádce umožní snadno ověřit, že APR pracovalo správně.

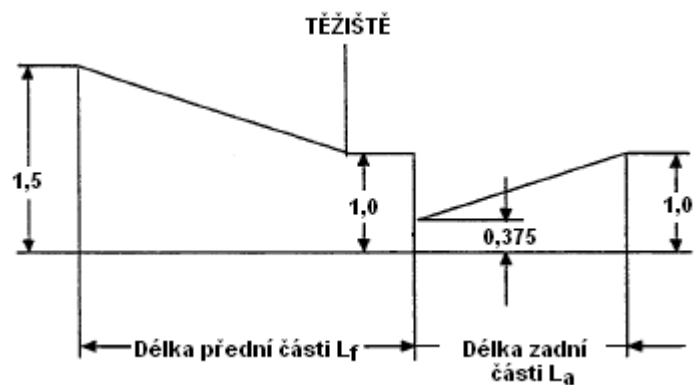
ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

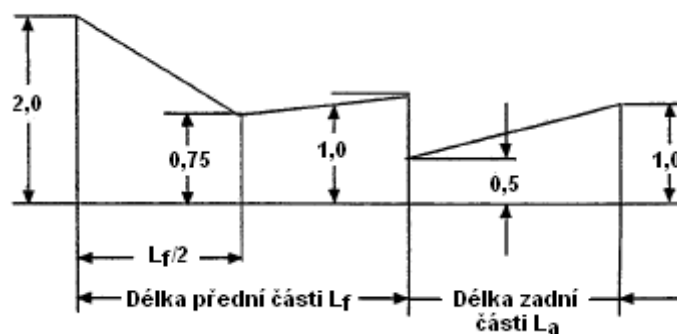
Dodatek I – Zatížení hydroplánů



OBRÁZEK 1. Obrazová definice úhlů, rozměrů a směrů hydroplánu

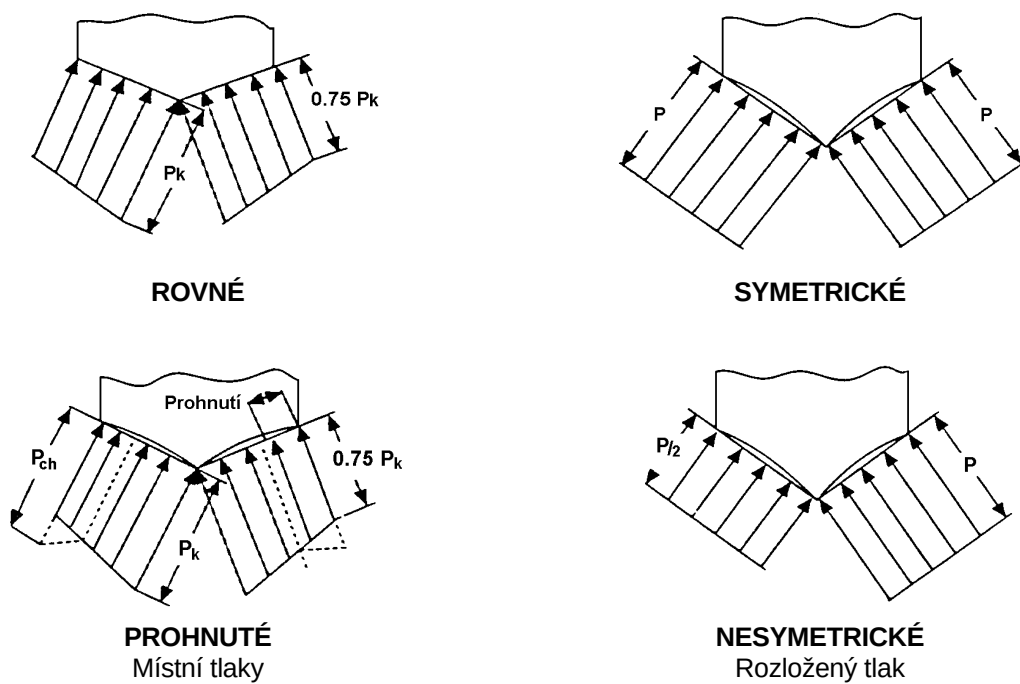


K_1 (Vertikální zatížení)



K_2 (Tlaky na dno)

OBRÁZEK 2. Trup – součinitel hmotnosti



OBRÁZEK 3. Příčné rozložení tlaků

Dodatek J – Antropomorfní zkušební figuríny pro průkaz vyhovění 23.562**HLAVA A – VŠEOBECNĚ****J23.1 Všeobecně**

Tento Dodatek popisuje antropomorfní zkušební figuríny, které mají být používány při zkoušení k průkazu, že letoun a vybavení letounu vyhovují standardům bezpečnosti pro letouny.

J23.2 Účel

Návrhová a výkonnostní kritéria specifikovaná v tomto Dodatku slouží k popisu měřicího zařízení tak, aby bylo možno s dostatečnou přesností získat opakovatelné a korelativní výsledky v podobných zkušebních podmínkách zkoušky a odpovídajícím způsobem prokázat schopnost letounu nebo částí vybavení letounu chránit jeho lidské uživatele (osoby na palubě).

J23.3 Platnost

Tento Dodatek nepředepisuje povinnosti nebo odpovědnost jakékoliv osoby. Jedná se o popis prostředků sloužících k zjištění účinnosti systémů ochrany uživatele (osob na palubě) letounu požadovaných souvisejícími standardy bezpečnosti. Ustanovení tohoto Dodatku mají být (prostřednictvím odkazu) součástí zkušebního postupu.

J23.4 Terminologie

- (a) Výraz „figurína“, pokud je používán v této Hlavě A, se vztahuje k jakémukoliv zkušebnímu zařízení popisovanému v tomto Dodatku. Výraz „figurína“, pokud je používán v jakékoliv jiné Hlavě tohoto Dodatku, se vztahuje na určitou figurínu popsanou ve zmíněné části.
- (b) Výrazy používané při popisu částí figuríny, jako např. „hlava“, odpovídají názvům odpovídajících částí lidského těla.

HLAVA B – 50 PERCENTILNÍ MUŽ**J23.5 Všeobecný popis**

- (a) Figurína je složena ze sestav částí specifikovaných na obrázku 1, které jsou plně popsány pomocí asi 250 výkresů a specifikací, které jsou rozděleny podle jednotlivých sestav do následujících devíti skupin:
 - SA 150 M070 – sestava pravé paže
 - SA 150 M071 – sestava levé paže
 - SA 150 M050 – sestava bederní páteře
 - SA 150 M060 – sestava pánve a břicha
 - SA 150 M080 – sestava pravé nohy
 - SA 150 M081 – sestava levé nohy
 - SA 150 M010 – sestava hlavy
 - SA 150 M020 – sestava krku
 - SA 150 M030 – sestava ramen a hrudníku
- (b) Výkresy a specifikace, které jsou zmiňovány v tomto Dodatku a které nejsou dostatečně popsány, jsou uvedeny formou odkazů.
- (c) *Vyhrazeno.*

- (d) Sousedící díly jsou spojeny takovým způsobem, že v rozsahu jejich vzájemného pohybu i za podmínek nárazu při nehodě nedojde ke kontaktu kovových částí, s výjimkou kontaktů, které se vyskytují při statických podmínkách.
- (e) Konstrukční vlastnosti figuríny jsou takové, že figurína odpovídá tomuto Dodatku před i po použití při zkouškách letounu.

J23.6 Hlava

- (a) Hlavu tvoří sestava označená SA 150 M010 na obrázku 1, která odpovídá všem výkresům označeným SA 150 M010.
- (b) Je-li hlava podrobena pádu z výšky 25 cm (10 in) v souladu s pododstavcem (c), nesmí být výsledná špičková zrychlení – měřená akcelerometry umístěnými v hlavě podle J23.11 (b) tohoto Dodatku – menší než 210g a větší než 260g. Při zkoušce naměřená křivka závislosti zrychlení/ čas musí být jednoznačná a časový úsek, kdy dosahuje 100g nebo více, nesmí být kratší než 0,9 milisekundy a ne delší než 1,5 milisekundy. Vektor bočního zrychlení nesmí překročit 10g.
- (c) Postup zkoušky:
- (1) Zavěsit hlavu podle obrázku 2 tak, že nejnižší bod čela je o 13 mm (0,5 in) níže než nejnižší bod nosu figuríny, když je rovina souměrnosti hlavy svislá.
 - (2) Pomocí zařízení, které umožní okamžité uvolnění závěsu nechat spadnout hlavu ze specifikované výšky na plochu, vodorovnou a pevně uchycenou ocelovou desku o tloušťce 51 mm (2 in) a ploše 0,6 m² (2 ft²), která má čistý, suchý povrch s drsností ne menší než 0,2 μm (8 μin) (střední kvadratická hodnota) a ne větší než 2 μm (80 μin) (střední kvadratická hodnota).
 - (3) Mezi jednotlivými zkouškami stejné hlavy zachovat prodlevu nejméně 2 hodiny.

J23.7 Krk

- (a) Krk tvoří sestava označená SA 150 M020 na obrázku 1, která odpovídá všem výkresům označeným SA 150 M020.
- (b) Je-li krk zkoušen s hlavou v souladu s pododstavcem (c), musí se hlava otáčet v rozmezí 68° ±5° vzhledem k podélné ose závěsu a musí se otáčet v každém bodě v čase do polohy dle tabulky, kdy čas je měřen od nárazu a chordální výchylka měřená v těžišti musí zůstat ve stanovených mezích. Chordální výchylka v čase T je definována jako přímá vzdálenost mezi (1) polohou těžiště hlavy vzhledem k rameni závěsu v čase nula a (2) místem těžiště hlavy odpovídající poloze ramena závěsu v čase T, jak je zřejmé z obrázku 3. Výsledné špičkové zrychlení zaznamenané akcelerometry umístěnými v hlavě podle J23.11 (b) tohoto Dodatku nesmí překročit 26g. Rameno závěsu nesmí změnit směr pohybu dokud se těžiště hlavy nevrátí do původní polohy odpovídající poloze ramene závěsu v čase nula.

Rotace (stupně)	Čas T (ms) ±(2 + 0,08T)	Chordální výchylka mm ±13 (palce ±0,5)
0	0	0,0
30	30	66 (2,6)
60	46	122 (4,8)
Maximum	60	140 (5,5)
60	75	122 (4,8)
30	95	66 (2,6)
0	112	0,0

- (c) Postup zkoušky:
- (1) Upevnit hlavu a krk na tuhé rameno závěsu podle obrázku 4 tak, že rovina souměrnosti hlavy je svislá a shoduje se s rovinou pohybu podélné osy závěsu. Upevnit krk přímo na rameno závěsu podle obrázku 4.

- (2) Uvolnit rameno závěsu a nechat ho volně padat z takové výšky, aby rychlost měřená v okamžiku nárazu v místě akcelerometru podle obrázku 4 byla $7,2 \pm 0,6$ m/s ($23,5 \pm 2,0$ ft/s).
- (3) Zbrzdít rameno závěsu do klidu tak, aby průběh závislosti zrychlení/ čas tohoto zbrzdění byl následující:
 - (i) Stanovit úroveň 5g a 20g na křivce závislosti zrychlení a času (a-t).
 - (ii) Stanovit čas t_1 v bodě, kde stoupající křivka závislosti a-t poprvé protne úroveň 5g, čas t_2 , kde stoupající křivka závislosti a-t poprvé protne úroveň 20g, čas t_3 , kde klesající křivka závislosti a-t naposledy protne úroveň 20g, čas t_4 , kde klesající křivka závislosti a-t poprvé protne úroveň 5g.
 - (iii) $t_2 - t_1$ nesmí být delší než 3 milisekundy.
 - (iv) $t_3 - t_2$ nesmí být kratší než 25 milisekund a delší než 30 milisekund
 - (v) $t_4 - t_3$ nesmí být delší než 10 milisekund.
 - (vi) Průměrné záporné zrychlení mezi t_2 a t_3 nesmí být menší než 20g a větší než 24g.
- (4) Nechat krk volně pružit a zabránit kontaktu hlavy a krku s jakýmkoliv jiným objektem kromě ramene závěsu.

J23.8 Hrudník

- (a) Hrudník tvoří sestava označená SA 150 M030 na obrázku 1, která odpovídá všem výkresům označeným SA 150 M030.
- (b) V hrudníku je dostatek volného vnitřního prostoru v hrudním koši, který dovoluje posun středu hrudní kosti o 51 mm (2 in), aniž by došlo k dotyku žeber s jinými částmi figuríny nebo vybavením figuríny s výjimkou přístrojů specifikovaných v pododstavci (d)(7).
- (c) Při nárazu při provádění zkoušky se zkušebním válcem podle J23.11 (a) tohoto Dodatku rychlostí 4,3 m/s (14 ft/s) a 6,7 m/s (22 ft/s) podle pododstavce (d) musí hrudník odolat silám měřeným zkušebním válcem ne větším než 6 450 N (1 450 lb) a 10 008 N (2 250 lb) a nesmí se prohnout o více než 28 mm (1,1 in) a 43 mm (1,7 in). Vnitřní hystereze při každém nárazu nesmí být menší než 50 % a větší než 70 %.
- (d) Postup zkoušky:
 - (1) S figurínou sedící bez zádové opěry na ploše podle J23.11 (i) tohoto Dodatku nastavit paže a nohy figuríny natažené dopředu ve vodorovné poloze rovnoběžně s rovinou souměrnosti těla.
 - (2) Umístit zkušební válec tak, aby jeho podélná osa byla $45 \pm 0,3$ cm ($17,7 \pm 0,1$ in) nad plochou na níž sedí figurína při nárazu.
 - (3) Umístit zkušební válec specifikovaný v J23.11 (a) tohoto Dodatku tak, že při nárazu jeho podélná osa leží v rozmezí 2° vodorovné osy v rovině souměrnosti těla figuríny.
 - (4) Umístit figurínu tak, aby povrchová plocha hrudníku v místě, kam směřuje podélná osa zkušebního válce byla svislá. Podepření končetin, pokud je potřebné k zajištění požadované polohy, může být provedeno pomocí ocelové tyče o průměru ne méně než 6,3 mm ($1/4$ in) a ne více než 9,5 mm ($3/8$ in), zakončené tvarem polokoule a umístěné svisle pod končetinou v místě jejího geometrického středu.
 - (5) Náraz do hrudníku musí být proveden tak, aby podélná osa zkušebního válce a vodorovná osa vedená rovinou souměrnosti figuríny byly v okamžiku nárazu od sebe odkloněny nejvýše v rozmezí 2° .
 - (6) Zkušební válec musí být v průběhu nárazu upevněn tak, aby nedošlo k jeho znatelnému pohybu v příčném nebo svislém směru nebo k jeho rotaci.
 - (7) Změřit vodorovný posun hrudní kosti vzhledem k hrudní páteři ve směru podélné osy zkušebního válce v okamžiku nárazu pomocí potenciometru umístěného v hrudní kosti.
 - (8) Změřit hysterezi stanovením poměru ploch křivky závislosti síly a posunu, tj. poměr plochy odpovídající rozdílu mezi stavem zatíženým a odlehčeným a plochy odpovídající zatíženému stavu.

J23.9 Bederní páteř, břicho a pánev

- (a) Bederní páteř, břicho a pánev tvoří sestavy označené SA 150 M050 a SA 150 M060 na obrázku 1, které odpovídají výkresům s tímto shodným označením.
- (b) Jestliže je bederní páteř podrobena trvalému působení síly podle pododstavce (c), prohne se a vyvolá rotaci tuhé hrudní páteře z její počáteční polohy podle obrázku 11 o určitý úhel odpovídající úrovni působící síly, jak je uvedeno dále. Po odlehčení dojde k narovnání v rozmezí 12° od počáteční polohy v souladu s obrázkem 11.

Prohnutí (stupně)	Síla ± 27 N (± 6 lb)
0	0
20	125 (28)
30	178 (40)
40	231 (52)

- (c) Postup zkoušky:
- (1) Sestavit hrudník, bederní páteř, pánev a horní část nohou (nad snímači síly ve stehenních kostech), zajistit, aby povrch součástí byl čistý, suchý a neupravený, pokud není stanoveno jinak, a upevnit do vodorovného držáku podle obrázku 5 pomocí dvou válcových čepů a konzoly pro uchycení v oblasti beder zobrazené na obrázcích 6 až 9.
 - (2) Připojit zadní opěru k zadnímu vybrání pánve čtyřmi $\frac{1}{4}$ palcovými šrouby s hlavou a připojit přední opěry stehen umožňující rotaci. Upevnit opěry tak, že adaptér pánve a beder je ve vodorovné poloze, a nastavit stehenní třecí prvky na každém kyčelním spoji na moment 27 Nm (240 palec-liber).
 - (3) Vychýlit hrudník vpřed o 50° a vrátit ho do výchozí pozice podle obrázku 11 bez použití vnějších pomůcek.
 - (4) Působit dopřednou silou kolmo k čelní ploše hrudníku v rovině symetrie těla 38 cm (15 in) nad horní plochou adapteru pánve a beder. Působit silou vyvolávající jakoukoliv rychlost vychylování těla v rozsahu 0,5° až 1,5° za sekundu až do výchylky 40°, ale ne více, po dobu 10 sekund pokračovat v působení silou vyvolávající výchylku 40° a zaznamenávat sílu přístrojem upevněným v hrudníku podle obrázku 5. Přerušit působení síly co možná nejrychleji a změřit úhel, o který se tělo vrátí za 3 minuty po odlehčení.
- (d) Je-li břicho podrobeno působení trvalé síly podle pododstavce (e), křivka závislosti síly a posuvu břicha musí ležet mezi dvěma křivkami uvedenými na obrázku 10.
- (e) Postup zkoušky.
- (1) Umístit sestavený hrudník, bederní páteř a pánev v pozici na znak na rovnou, tuhou, hladkou, suchou a čistou vodorovnou plochu a zajistit, že povrch všech částí je čistý, suchý a neupravený, pokud není stanoveno jinak.
 - (2) Umístit tuhý válec o průměru 15 cm (6 in) a délce 46 cm (18 palců) napříč přes břicho tak, že válec je umístěn symetricky vzhledem k rovině souměrnosti těla figuríny s podélnou osou vodorovnou a kolmou k rovině souměrnosti těla figuríny v bodě 23,4 cm (9, 2 in) nad spodní úrovní hýždí, měřeno v poloze figuríny podle obrázku 11.
 - (3) Stanovit jako bod s nulovým posunem bod, při němž působí síla 44,5 N (10 lb).
 - (4) Působit svislou silou směrem dolů pomocí válce vyvolávajícího jakoukoliv rychlost posuvu v rozmezí 6,3 (0,25) až 8,9 (0,35) mm (in) za sekundu.
 - (5) Válec musí být upevněn tak, že se pohybuje ve svislém směru bez znatelného příčného pohybu nebo rotace.

J23.10 Končetiny

- (a) Končetiny tvoří sestavy označené SA 150 M070; SA 150 M071; SA 150 M080 a SA 150 M081 na obrázku 1, které odpovídají výkresům s tímto shodným označením.
- (b) Když každé koleno narazí rychlostí 2,1 m/s (6,9 ft/s) podle pododstavce (c), musí být maximální síla na stehenní kost ne větší než 11 120 N (2 500 lb) a ne menší než 8 229 N (1 850 lb), přičemž síla větší než 4 448 N (1 000 lb) musí působit nejméně po dobu 1,7 milisekundy.

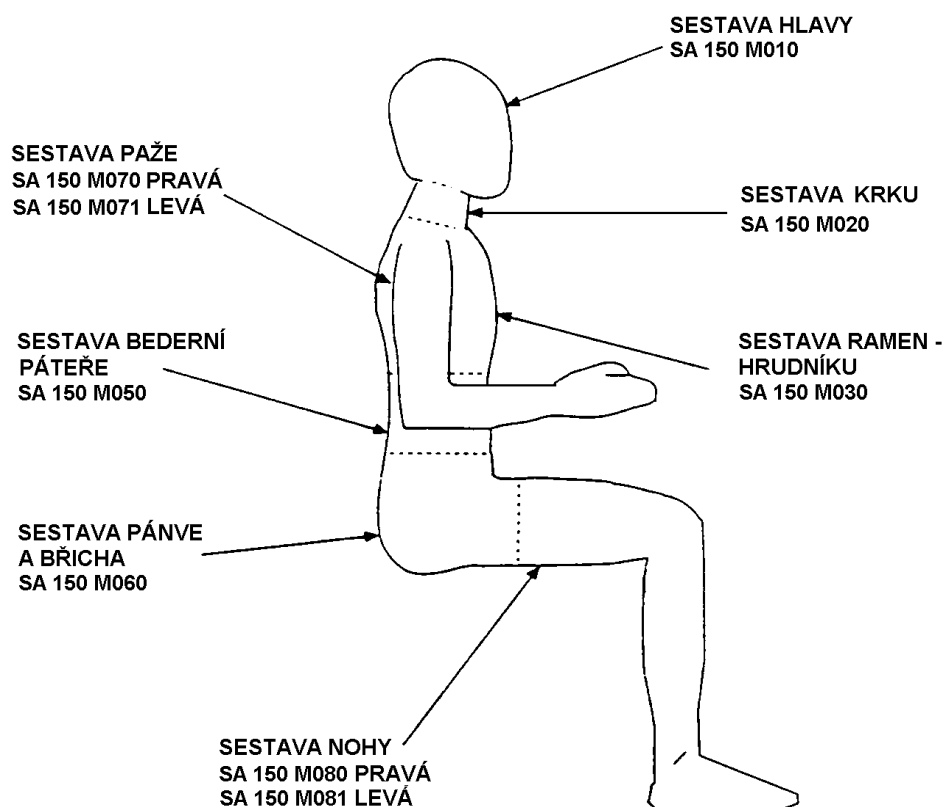
- (c) Postup zkoušky:
- (1) Usadit figurínu bez zádové opěry na plochu uvedenou v J23.11 (i) tohoto Dodatku, která je $44 \pm 0,5$ cm ($17,3 \pm 0,2$ in) nad vodorovnou plochou, orientovaná podle J23.11 (i) tohoto Dodatku s nastavením kyčelních spojů v rozsahu 1g až 2g. Nastavit nohy figuríny do rovin rovnoběžných s rovinou souměrnosti těla figuríny (osa čepu kolena kolmá k rovině souměrnosti těla figuríny) s chodidly naplocho položenými na vodorovnou plochu. Nastavit spodní část nohou a chodidla tak, aby spojnice mezi středy čepů kolen a čepů kotníků byly odkloněny o nejméně 2° a nejvíce 4° vzad od svislice, měřeno na osách čepů kolen.
 - (2) Přemístit figurínu, pokud je to třeba tak, aby nejzazší bod spodní části nohy v úrovni 25 mm (1 in) pod úrovní plochy, na které sedí figurína, byl ve vzdálenosti ne menší než 13 cm (5 in) a ne větší než 15 cm (6 in) před přední hranou sedadla.
 - (3) Nastavit zkušební válec specifikovaný v J23.11 (a) tohoto Dodatku tak, aby se v okamžiku nárazu jeho podélná osa shodovala s podélnou osou stehenní kosti v rozmezí $\pm 2^\circ$.
 - (4) Zkušebním válcem pohybujícím se vodorovně a rovnoběžně s rovinou souměrnosti těla figuríny narazit do kolena stanovenou rychlostí.
 - (5) Zkušební válec musí být během nárazu upevněn tak aby nedošlo k jeho znatelnému pohybu v příčném nebo svislém směru nebo k jeho rotaci.

J23.11 Podmínky zkoušky a přístrojové vybavení

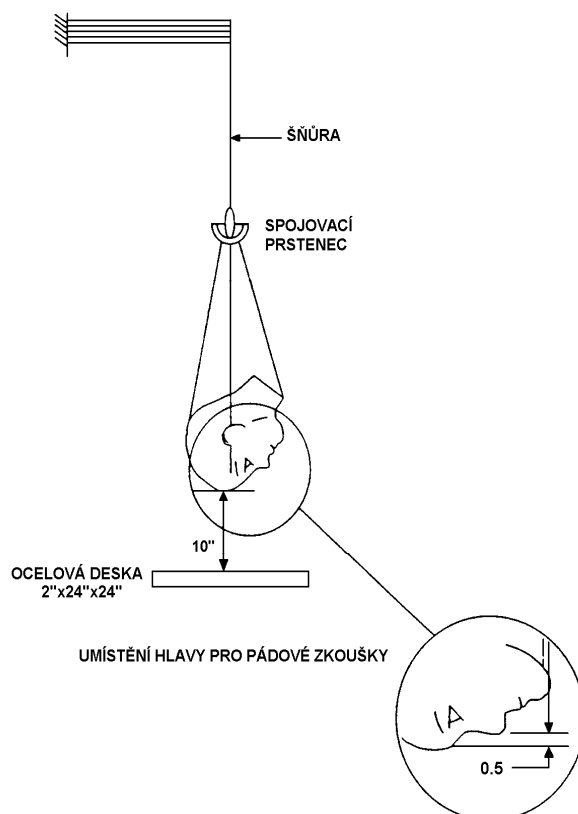
- (a) Zkušební válec používaný pro zkoušky hrudníku a kolen nárazem je válec o průměru 15 cm (6 in), který váží 23,4 kg (51,5 lb) včetně přístrojového vybavení. Jeho konec, který naráží, má ploché rovné tuhé čelo, jehož hrany jsou zaobleny s poloměrem 13 mm (0,5 in).
- (b) Akcelerometry jsou v hlavě připevněny na vodorovnou napříč položenou přepážku dle výkresu, na který je odkazováno v sestavě SA 150 M010 podle obrázku 1, tak, že se jejich citlivé osy protínají v bodě ležícím v rovině souměrnosti hlavy 13 mm (0,5 in) nad vodorovnou přepážkou a 48 mm (1,9 in) před svislou styčnou plochou lebky. Jeden akcelerometr je umístěn tak, že jeho citlivá osa je kolmá na vodorovnou přepážku a leží v rovině souměrnosti hlavy a jeho seismický hmotný střed je v průsečíku citlivých os akcelometrů nebo nejvýše 7,6 mm (0,3 in) nad ním. Další akcelerometr je umístěn tak že jeho citlivá osa je rovnoběžná s vodorovnou přepážkou a kolmá k rovině souměrnosti hlavy a jeho seismický hmotný střed je nejvýše 33 mm (1,3 in) vlevo od průsečíku citlivých os akcelometrů (levá strana figuríny odpovídá levé straně člověka). Třetí akcelerometr je umístěn tak, že jeho citlivá osa je rovnoběžná s vodorovnou přepážkou a leží v rovině souměrnosti hlavy a jeho seismický hmotný střed je nejvýše 33 mm (1,3 in) nad průsečíkem citlivých os akcelometrů.
- (c) Akcelerometry jsou v hrudníku připevněny pomocí držáku připevněného na zadní svislou plochu (dále jen „přípevňovací plocha“) hrudní páteře tak, že jejich citlivé osy se protínají v bodě roviny souměrnosti těla figuríny 20,3 mm (0,8 in) pod horní plochou desky, ke které je připevněn držák krku, a 81 mm (3,2 in) kolmo dopředu k ploše, ke které je připevněn držák akcelometru. Citlivá osa jednoho akcelometru je rovnoběžná s přípevňovací plochou a leží v rovině souměrnosti těla figuríny a jeho seismický hmotný střed je nejvýše 33 mm (1,3 in) pod průsečíkem citlivých os akcelometrů určených výše. Citlivá osa dalšího akcelometru je rovnoběžná s přípevňovací plochou a kolmá k rovině souměrnosti těla figuríny a jeho seismický hmotný střed je nejvýše 5 mm (0,2 in) vpravo od průsečíku citlivých os akcelometrů. Citlivá osa třetího akcelometru je kolmá k připojovací ploše a leží v rovině souměrnosti těla figuríny a jeho seismický hmotný střed je nejvýše 33 mm (1,3 in) nad průsečíkem citlivých os akcelometrů. Akcelerometry jsou orientovány při poloze figuríny podle J23.11 (i) tohoto Dodatku.
- (d) Snímač síly je připevněn axiálně ke každému stehennímu čepu tak, že příčná osa citlivého prvku je vzdálena 10,8 cm (4,25 in) od středu otáčení kolena.
- (e) Výstupy přístrojů snímajících zrychlení a síly na figuríně a zkušebních zařízeních specifikovaných v této části jsou zaznamenávány v samostatných datových kanálech následujících tříd:
 - (1) Zrychlení hlavy – třída 1000.
 - (2) Zrychlení ramena závěsu – třída 60.
 - (3) Zrychlení hrudníku – třída 180.
 - (4) Stlačení hrudníku – třída 180.
 - (5) Síla na stehenní kosti – třída 600.

- (f) Držáky snímacích zařízení nemají žádné rezonanční frekvence v rozsahu trojnásobku frekvenčního rozsahu použitého kanálu.
- (g) Kloubové připojení končetin je nastaveno na 1g a pouze kompenzuje hmotnost končetiny, která je v horizontální poloze. Síla potřebná k pohybu končetiny nemá překročit 2g v celém rozsahu pohybu končetiny.
- (h) Zkoušky se provádějí při teplotě 19°C (66°F) až 25,5°C (78°F) a při některé hodnotě relativní vlhkosti z rozsahu 10 % až 70 %. Před zkouškou musí být figurína vystavena těmto podmínkám po dobu nejméně 4 hodin.
- (i) Pro provádění zkoušek podle J23.8, J23.9 a J23.10 tohoto Dodatku musí být poloha figuríny podle obrázku 11 následující:
 - (1) Figurína je umístěna na rovné, tuhé, hladké, čisté, suché, vodorovné ocelové zkušební ploše, jejíž délka ani šířka není menší než 41 cm (16 in) tak, že rovina souměrnosti těla figuríny je svislá, umístěna do středu zkušební plochy a nejzazší body spodních částí nohou v úrovni zkušební plochy jsou před přední hranou zkušební plochy vzdáleny ne méně než 13 cm (5 in) a ne více než 15 cm (6 in).
 - (2) Pánev je nastavena tak, že horní plocha adaptéru beder a pánve je vodorovná.
 - (3) Ramenní třmeny jsou nastaveny tak že jsou v poloze odpovídající středu polohy paže vpřed a vzad, a jejich horní plocha je vodorovná.
 - (4) Figurína je nastavena tak, že zadní plocha ramen a hýždí se dotýká příčné svislé roviny.
 - (5) Horní části nohou jsou umístěny symetricky vzhledem k rovině souměrnosti těla figuríny tak, že vzdálenost mezi hlavami čepů kolenních kloubů je 29,5 cm (11,6 in).
 - (6) Spodní části nohou jsou umístěny v rovinách rovnoběžných s rovinou souměrnosti těla figuríny tak, že spojnice středu kolenního kloubu a kloubu kotníku je svislá.
- (j) Rozměry figuríny, tak jak jsou specifikovány na výkresu č. SA 150 M002, jsou stanoveny následovně:
 - (1) Sedí-li figurína, jak je specifikováno v pododstavci (i), je hlava nastavena a zajištěna tak, že její týl je dopředu vzdálen 43 mm (1,7 in) od příčné svislé plochy a svislá styčná plocha lebky je rovnoběžná s touto příčnou svislou plochou.
 - (2) Hrudník je nastaven a upevněn tak, že zadní stěna prostoru pro umístění akcelerometru v hrudníku je odkloněna o 3° dopředu od svislé roviny.
 - (3) Měření obvodu hrudníku a pasu a hloubky hrudníku figuríny jsou prováděna při poloze figuríny podle pododstavců (j)(1) a (2).
 - (4) Potah (kůže) hrudníku a břicha se odstraní a všechna následující měření se provedou bez nich.
 - (5) Výška v sedu se měří od plochy, na které figurína sedí, po nejvyšší bod povrchu její hlavy.
 - (6) Výška k otočnému bodu ramena se měří od plochy, na které figurína sedí, k výšce středu otočného kloubu paže.
 - (7) Poloha H-bodu se měří od plochy, na které figurína sedí, ke středu otvorů v obalu pánve v úrovni hlavice kyčelního kloubu.
 - (8) Vzdálenost kolenního kloubu od zadní příčné svislé plochy se měří ke středu hlavy čepu kolenního kloubu.
 - (9) Vzdálenost kolenního kloubu od podlahy se měří od středu hlavy čepu kolenního kloubu ke spodní ploše paty, je-li chodidlo vodorovné a otočeno vpřed.
 - (10) Šířka ramen se měří ve výši středů otáčení kloubů ramen, jsou-li spojnice ramenních a loketních kloubů ve svislé poloze.
 - (11) Šířka kyčlí se měří v místě, kde je pánevní část nejširší.
- (k) Zkoušky chování stejných částí, dílů, sestav nebo celé sestavené figuríny jsou odděleny časovými intervaly nejméně 30 minut, pokud není stanoveno jinak.
- (l) Povrch částí figuríny není pokryt barvou – kromě výjimek uvedených v této části nebo výkresech vztahujících se k této části.

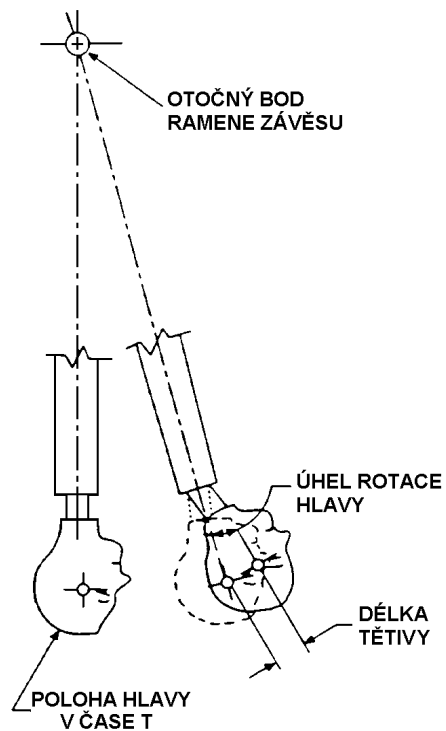
OBRÁZEK č. 1



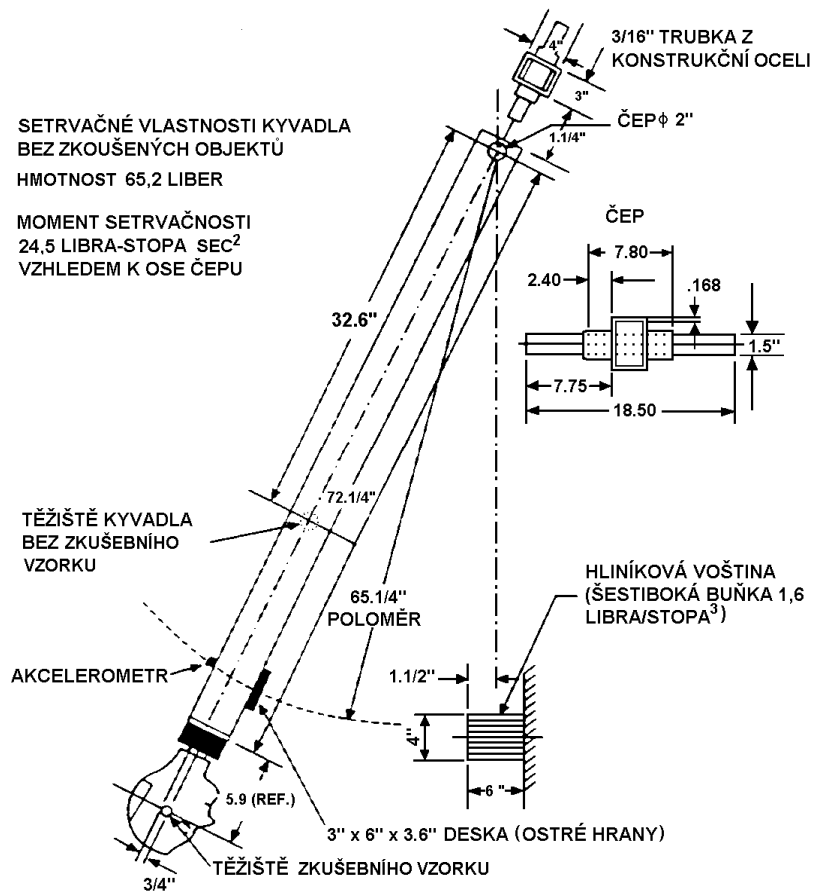
OBRÁZEK č. 2



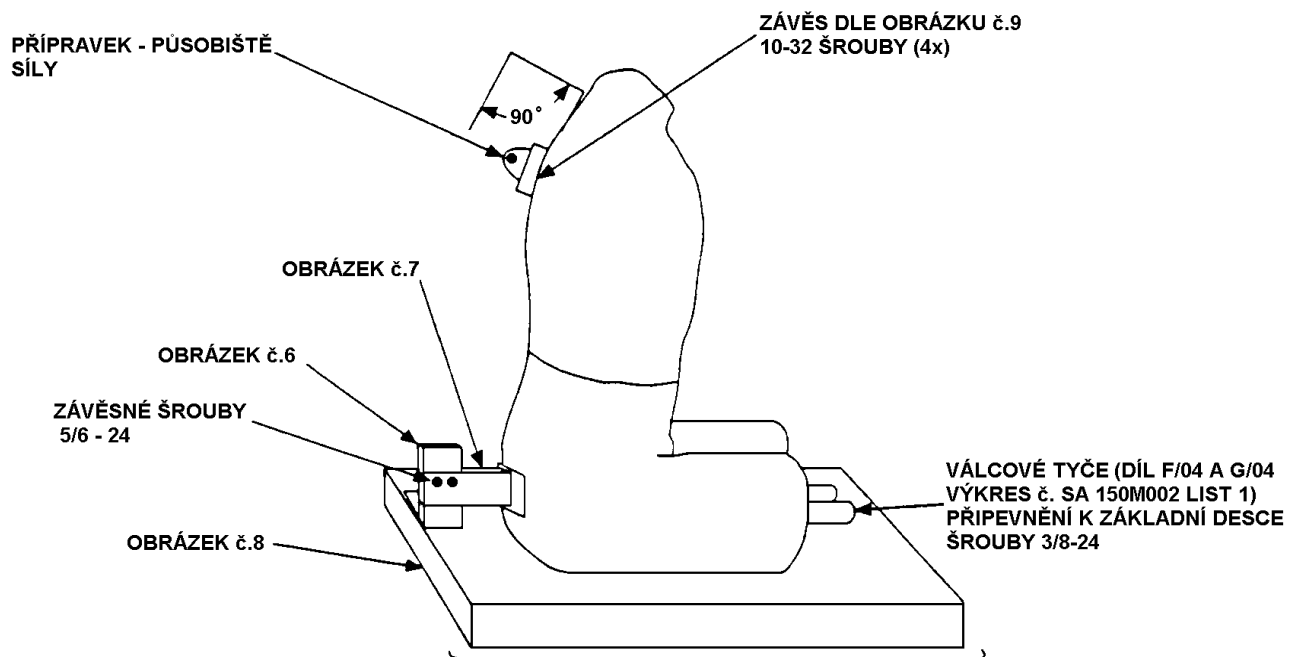
OBRÁZEK č. 3
ZKOUŠKA KRČNÍ ČÁSTI



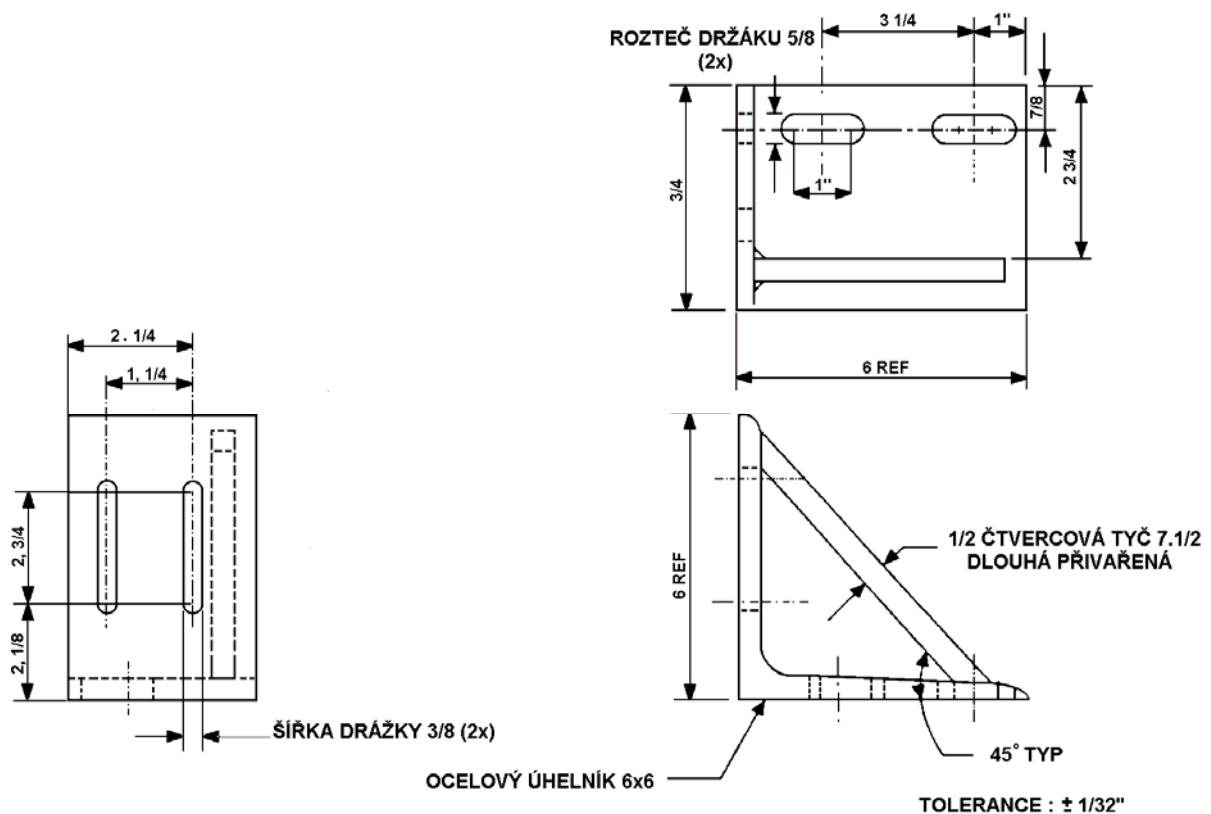
OBRÁZEK č. 4
ZKOUŠKA KRČNÍ ČÁSTI



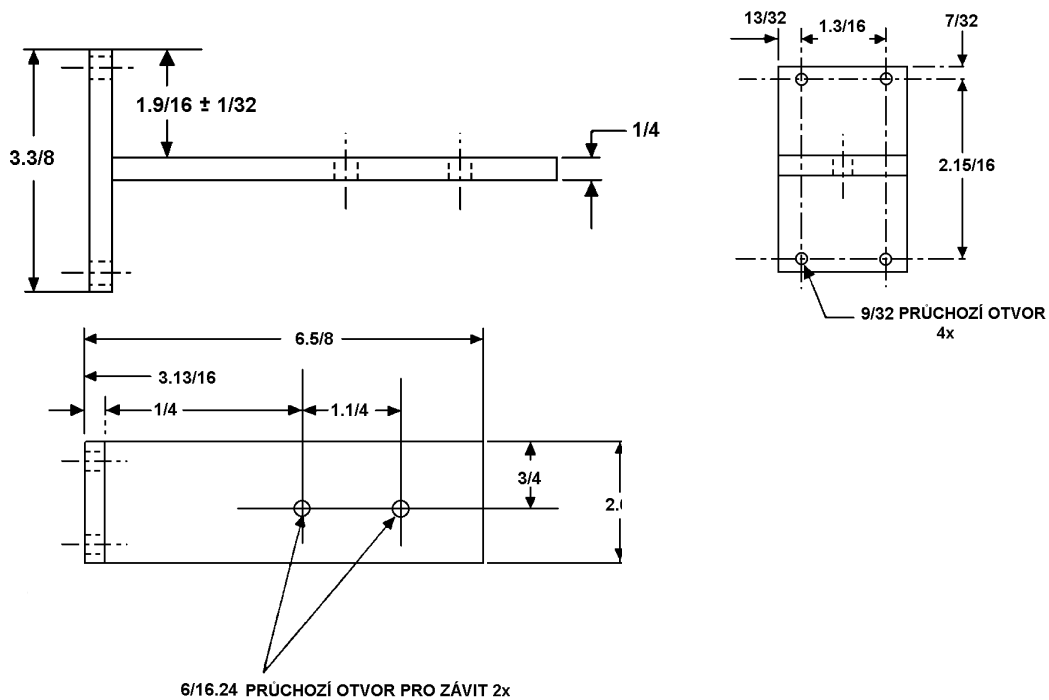
OBRÁZEK č. 5
ZKOUŠKA OHÝBANÍ BEDERNÍ PÁTEŘE



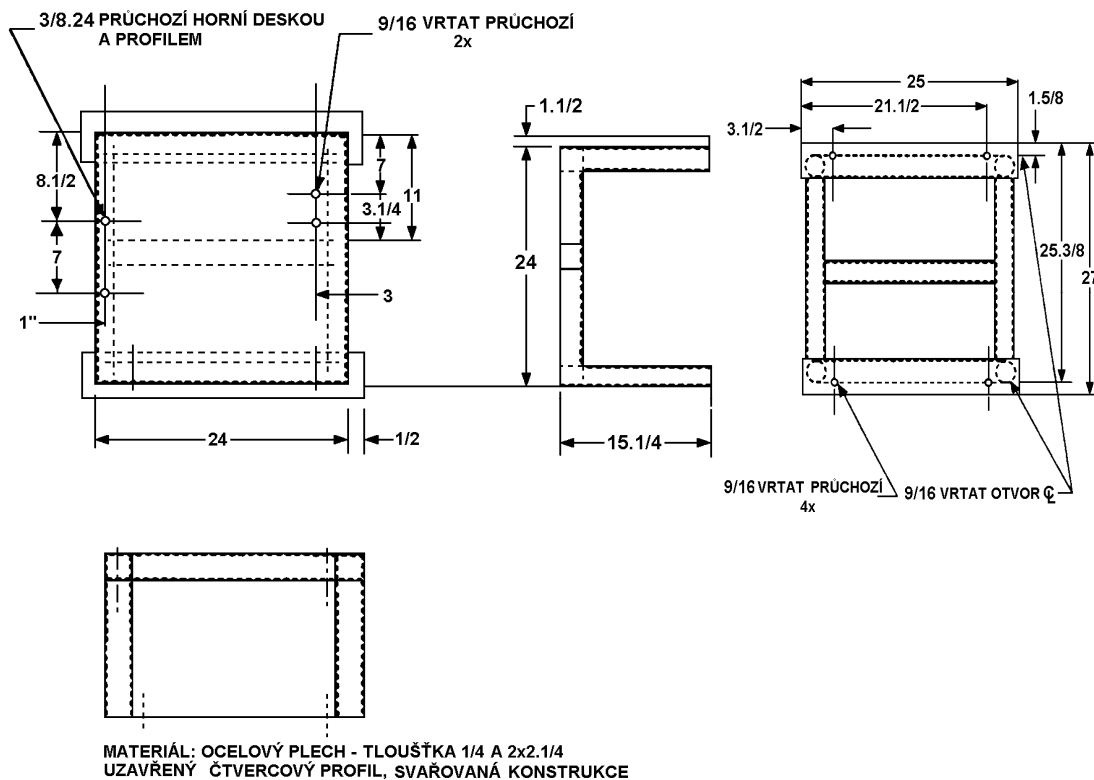
OBRÁZEK č. 6
KONZOLA DRŽÁKU PRO ZKOUŠKU BEDERNÍ PÁTEŘE



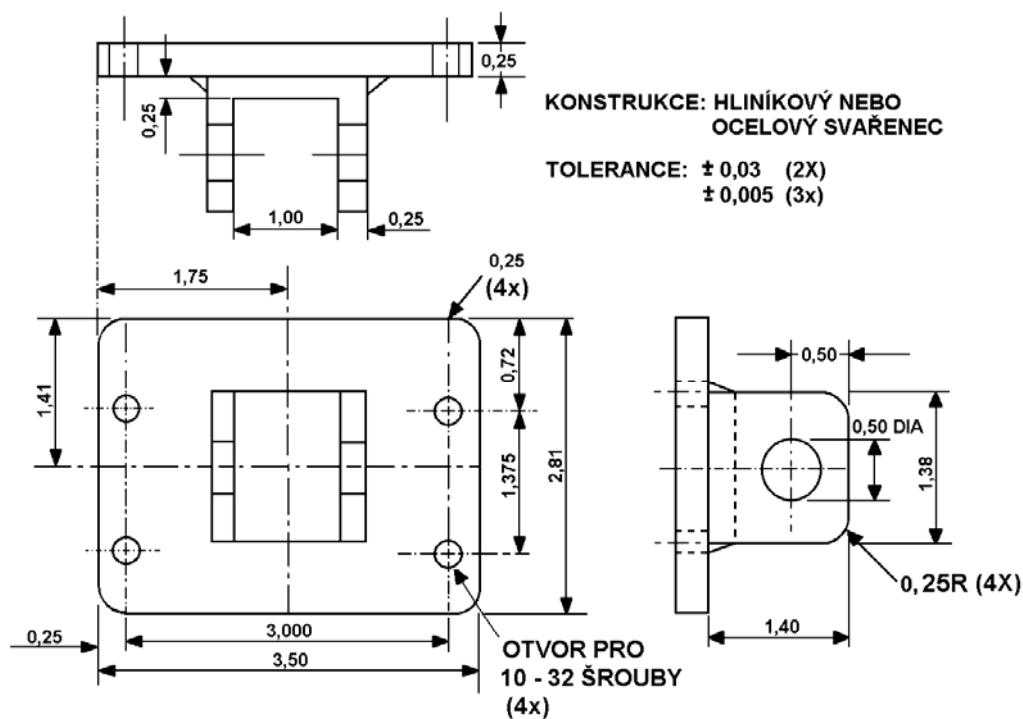
OBRÁZEK č. 7
KONZOLA – ZKOUŠKA BEDERNÍ PÁTEŘE



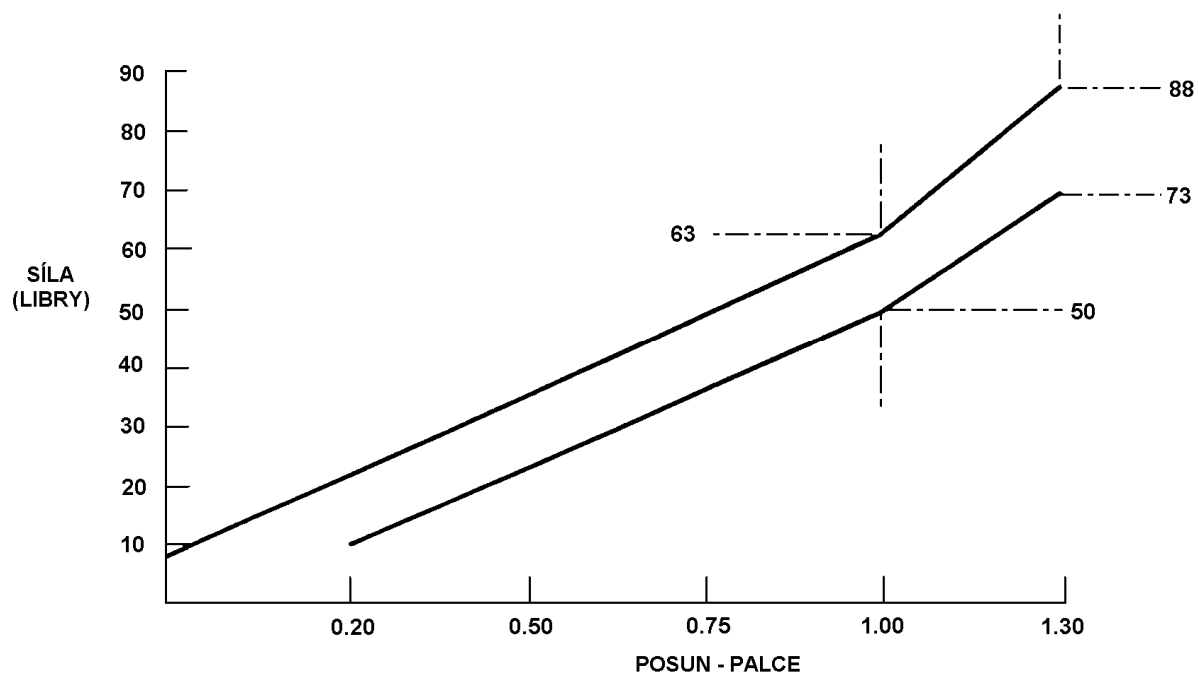
OBRÁZEK č. 8
ZÁKLADNÍ DESKA – DRŽÁK PRO ZKOUŠKY BEDERNÍ PÁTEŘE



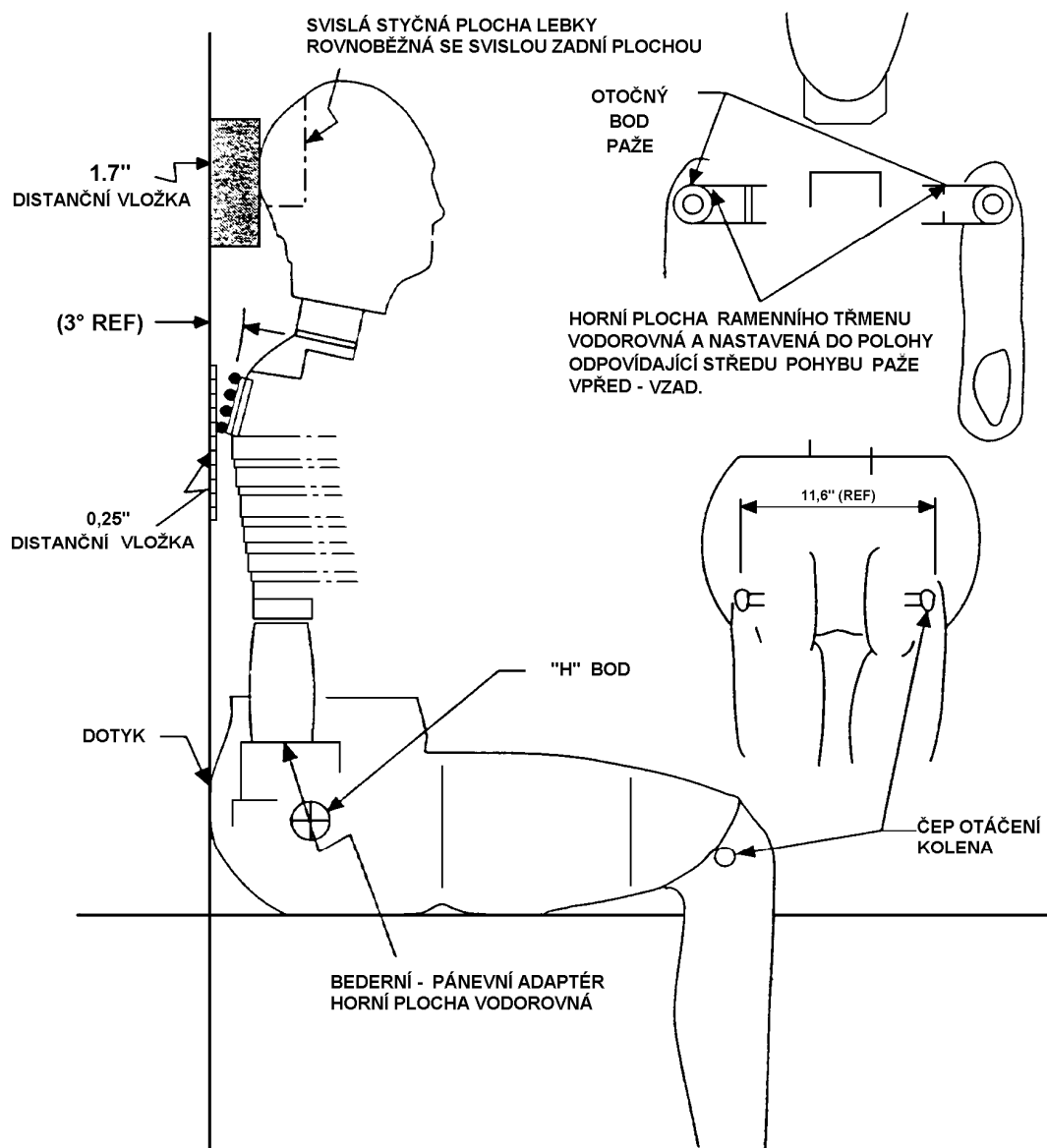
OBRÁZEK č. 9
ZATĚŽOVACÍ DESKA PRO ZKOUŠKY BEDERNÍ PÁTEŘE



OBRÁZEK č. 10
ZKOUŠKA BŘÍŠNÍ ČÁSTI



OBRÁZEK č. 11
VZPŘÍMENÁ SEDÍCÍ POLOHA FIGURÍNY PRO LINEÁRNÍ MĚŘENÍ



**Certifikační specifikace EASA
pro
LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ,
AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU**

**CS-23
Kniha 2**

Přijatelné způsoby průkazu

AMC – HLAVA C**AMC 23.307****Průkaz konstrukce**

Při rozhodování o potřebě a rozsahu zkoušení včetně dosahovaných úrovní zatížení budou Agenturou zváženy následující činitele.

- a. Důvěra, kterou je možné vložit v celkové zkušenosti konstruktéra s ohledem na určité typy letounů při návrhu, stavbě a zkoušení letounů.
- b. Je-li dotčený letoun nového typu, nebo jedná-li se o vývojový stupeň existujícího typu, který má stejnou základní konstrukci a který byl již dříve zkoušen, a jak dalece je možné extrapolovat zkoušení statické pevnosti pro potřeby vývoje daného typu letounu.
- c. Důležitost a hodnota detailního zkoušení a/nebo zkoušení součástí včetně uvedení nezkoušených částí konstrukce; a
- d. Stupeň, kterým je možné zohlednit provozní zkušenosti.

Analýzy včetně modelování metodou konečných prvků použité namísto zkoušek musí být prokázány jako spolehlivé pro vyhodnocovanou konstrukci a úroveň zatížení, které mají prokázat. Obvykle by tak bylo učiněno korelací s experimentálními výsledky na stejné konstrukci nebo porovnáním s jinými známými a uznávanými metodami a výsledky nebo obojím.

Pokud výrobce nemá s konstrukcí či jejími částmi předchozí zkušenosti, měl by výrobce stanovit program pevnostních zkoušek. V případě křidel, centroplánu, trupu a ocasních ploch budou tyto zkoušky obvykle zahrnovat zkoušení početním zatížením.

Při provádění zkoušek početním statickým zatížením se doporučuje předchozí provedení zkoušek provozním zatížením s návratem na nulu, aby bylo prokázáno, že nedochází k žádné škodlivé trvalé deformaci. Při provádění zkoušek početním zatížením však není nutné odstranit provozní zatížení za předpokladu, že jsou prováděny průběžné odečty napětí a výchylek konstrukce ve vhodném počtu bodů, a také za předpokladu, že v průběhu zkoušky je pečlivě zkoumána celá konstrukce se zvláštním důrazem na pozorování konstrukce při provozním zatížení za účelem odhalení příznaků místního porušení, ohybů tečením apod.

Statické zkoušení početním zatížením může být považováno za vhodnou náhradu formální analýzy napětí tam, kde je statické zatížení při návrhu součásti kritické. V případech, kdy je kritické dynamické zatížení, je možné zkoušky dynamickým zatížením považovat za rovnocenné formální analýze napětí. Příkladem součástí, pro které je kritické dynamické namáhání, jsou podvozek a konstrukce letounu nesoucí podvozek. Pro dynamické zkoušky platí stejná kritéria pro tečení materiálu jako pro statické zkoušky.

Je-li průkaz konstrukce prováděn zkouškami početním zatížením, zkoušený prvek by měl odpovídat stejným konstrukčním specifikacím jako vyráběný prvek.

Výrobce by měl prostřednictvím své organizace zajišťování jakosti zajistit, aby pevnost (např. materiálové vlastnosti a rozměry) součástí zkoušených konzervativním způsobem odpovídala pevnosti součástí použitých v běžné výrobě letounů.

Měly by být použity korelační součinitele, které umožní zohlednit procesní a materiálové odchylky ve výrobě. Ty je možné očekávat zejména v případech, kdy je použito dřevo či kompozitní materiály. Tento součinitel je možné měnit podle součinitele proměnlivosti, který je výrobce schopen prokázat pro svůj výrobek (viz tabulka 1).

TABULKA 1
Zkušební součinitel [Tf] vs. součinitel proměnlivosti [Cv%]

Cv %	5	6	7	8	9	10	12	14	15	20
Tf	1,00	1,03	1,06	1,10	1,12	1,15	1,22	1,30	1,33	1,55

Definice součinitele proměnlivosti

Pro populaci se střední hodnotou M a standardní odchylkou σ je součinitel proměnlivosti $Cv\%$ v procentech definován jako:

$$Cv\% = 100 \cdot \sigma / M$$

AMC 23.321 (c)

Letová zatížení – Všeobecně

U letounů s M_d nižším než 0,5 je nepravděpodobné, že účinky stlačitelnosti budou významné.

AMC 23.341 (b)

Násobky zatížení při poryvu

Zmírňující součinitel poryvů K_g , jak je specifikován v CS 23.341 (c), nezajistí konzervativnost požadovanou v 23.341 (b).

Použití součinitele $K_g = 1,2$ ve výpočtu zatížení při poryvu u letounů typu kachna nebo s tandemovým uspořádáním křídel může vést k dosažení konzervativních čistých hodnot zatížení ve vztahu ke kritériu zatížení při poryvu dle CS 23.333 (c).

AMC 23.343 (b)

Návrhové zatížení od paliva

Palivo nesené v křídlech zvyšuje setrvačné odlehčení konstrukce křídel při obratech a poryvech, což vede ke snížení napětí a výchylek. Jsou-li však nádrže v křídlech prázdné, je setrvačné zatížení křídel sníženo, což – v závislosti na dané konstrukci – může vést ke zvýšení ohybových napětí ve vlastní konstrukci křídel a v závěsech křídel. Aby nedošlo k překročení napětí v konstrukci letounu, měla by být stanovena maximální hmotnost letounu bez paliva v nádržích v křídlech, přičemž by měla být zohledněna působící zatížení při obratech a při poryvu.

AMC 23.343 (c)

Návrhové zatížení od paliva

V případě palivových nádrží v trupu a v křídlech musí být předpokládáno co nejvíce rezervního paliva v nádržích v trupu a pouze zbytek rezervního paliva by měl být předpokládán v nádržích v křídlech.

AMC 23.345 (d)

Zařízení pro zvyšování vztlaku

Účinek vrtulového proudu na vysunuté vztlakové klapky může být omezen na plochy za plochou kruhu, který vrtule vytváří.

AMC 23.347 (b)

Nesymetrické letové podmínky

Při stanovování zatížení v důsledku tzv. kopaných obrátů (rychlých výkrutů) je třeba uvážit odezvu letadla na současné plné vychýlení směrového i výškového kormidla.

Pokud chybí vhodnější údaje, vzdušné zatížení v důsledku nekontrolovaných obrátů při V_a by mělo být rozloženo následovně:

Na jednom křídle aerodynamické zatížení odpovídající CL_{max} , na protějším křídle žádné aerodynamické zatížení (100/0 procent zatížení na polovinách rozpětí). Na horizontální ocasní plochu působí nesymetrické rozložení vyvažovacích napětí definované v CS 23.423 (a), které se získá vynásobením aerodynamického zatížení na jedné straně roviny symetrie hodnotou $(1+X)$ a na druhé straně hodnotou $(1-X)$. Hodnota X musí být 0,5 pro bod A obálky $V-n$ a pro všechny body představující aerodynamické přetažení.

Přepokládá se, že nesymetrické zatížení působící na křídlo a na horizontální ocasní plochy otáčí letoun ve stejném směru okolo osy klonění $(X-X)$.

Nevyvážená aerodynamická zatížení (síly a momenty) by měla být uvažována jako v rovnováze se setrvačnými silami.

AMC 23.371

Metoda vyhodnocování gyroskopických zatížení

U dvoulistých vrtulí je maximální gyroskopická dvojice (v Nm) dána vzorcem $2I_p\omega_1\omega_2$. Pro tři nebo více rovnoměrně rozdělených listů je gyroskopická dvojice $I_p\omega_1\omega_2$, kde:

I_p	(kg.m ²)	je polární moment setrvačnosti vrtule
ω_1	(rad/s)	je úhlová rychlost otáčení vrtule; a
ω_2	(rad/s)	je úhlová rychlost klopení nebo zatáčení.

AMC 23.371 (a)

Gyroskopická a aerodynamická zatížení

Aerodynamická zatížení specifikovaná v CS 23.371 zahrnují asymetrické proudění skrz vrtulový disk. Zkušební ukazuje, že účinky aerodynamického proudění na uložení motoru a jeho nosnou konstrukci jsou relativně malé a že je možné je zanedbat, pokud jsou zastavěny vrtule o průměru 2,74 m (9 ft) nebo menší.

AMC 23.393 (a)

Zatížení rovnoběžná s osou otáčení závěsů

Na primárních řídicích plochách a ostatních pohyblivých plochách, jako jsou aerodynamické brzdy, vztlakové klapky (v zasunuté poloze) a přestavitelné výškové stabilizátory, by v zatíženích působících rovnoběžně s osou otáčení závěsů měly být zohledněny účinky opotřebení a axiální vůle mezi plochami a jejich nosnou konstrukcí.

Vyhovění je možné prokázat analýzou nebo zkouškou.

AMC 23.393 (b)

Zatížení rovnoběžná s osou otáčení závěsů

Pro řídicí povrchy křídel nebo horizontálních ocasních ploch s vysokými úhly vzepětí a ocasní plochy ve tvaru V je možné součinitel K vypočítat následovně:

$$K = 12x \sqrt{4 - \left(\frac{3}{1 + \tan^2 v} \right)}$$

kde: v = úhel vzepětí měřený od horizontální roviny.

Coby zjednodušení je možné předpokládat následující hodnoty součinitele K :

Pro úhly vzepětí v rozpětí $\pm 10^\circ$	$K = 12$
Pro úhly vzepětí mezi 80° a 90°	$K = 24$

AMC 23.405

Systém sekundárního řízení

Zatížení působením rukou a nohou předpokládaná při návrhu systému sekundárního řízení a ovládání motoru by neměla být nižší než:

- 1 Zatížení od působení rukou na malé volantové řídicí prvky vyvolaná silou prstů nebo zápěstí;
 $P = 150 \text{ N}$
- 2 Zatížení od působení rukou na páky a volantové řídicí prvky vyvolaná silou nepodepřené paže bez použití hmotnosti těla;
 $P = 350 \text{ N}$
- 3 Zatížení od působení rukou na páky a rukojeti vyvolaná silou nepodepřené paže s použitím hmotnosti těla;
 $P = 600 \text{ N}$
- 4 Zatížení od působení nohou vyvolaná pilotem sedícím s opřenými zády (např. zatížení při obsluze brzd kol);
 $P = 750 \text{ N}$

AMC 23.423

Zatížení při obratech – vodorovné plochy

a. U řídicích ploch bez posilovače, pokud je k predikci obratových zatížení na plochách podélného řízení použita analýza, je možné předpokládat, že čas pro náhlé vychýlení z neutrální polohy k dorazům nebo naopak je:

pro akrobatickou kategorii letounů:

- 0,1 sekundy pro řídicí pákou ovládané plochy
- 0,2 sekundy pro volantovým řídicím prvkem ovládané plochy

pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu:

- 0,2 sekundy pro řídicí pákou ovládané plochy
- 0,3 sekundy pro volantovým řídicím prvkem ovládané plochy

b. U posilovačem ovládaných řídicích ploch je nutné čas vychýlení změřit.

AMC 23.441

Zatížení při obratech – svislé plochy

a. U řídicích ploch bez posilovače, pokud je k predikci obratových zatížení na plochách bočního řízení použita analýza, je možné předpokládat, že čas pro náhlé vychýlení z neutrální polohy k dorazům nebo naopak je:

pro akrobatickou kategorii letounů:

- 0,2 sekundy pro pedály ovládané plochy

pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu:

- 0,3 sekundy pro pedály ovládané plochy

b. U posilovačem ovládaných řídicích ploch je nutné čas vychýlení změřit.

c. U letounů, kde jsou vodorovné ocasní plochy nesené svislými ocasními plochami by měly ocasní plochy a jejich nosná konstrukce včetně zadní části trupu být navrženy tak, aby odolaly předepsaným zatížením svislých ploch a klonivému momentu vyvolanému svislými ocasními plochami ve stejném směru.

d. U ocasních ploch ve tvaru T je při absenci racionálnější analýzy možné klonivý moment vyvolaný bočením nebo výchylnou svislého směrového kormidla vypočítat následovně:

$$M_r = 0,3S_h \frac{\rho_0}{2} \beta V^2 b_h$$

kde:

M_r = vyvozený klonivý moment na vodorovné ocasní plochy (Nm)

S_h = plocha vodorovných ocasních ploch (m²)

b_h = rozpětí vodorovných ocasních ploch (m)

β = efektivní úhel bočení svislých ocasních ploch (radiány)

AMC 23.443

Zatížení při poryvu – svislé plochy

U letounů, kde jsou vodorovné ocasní plochy nesené svislými ocasními plochami by měly ocasní plochy a jejich nosná konstrukce včetně zadní části trupu být navrženy tak, aby odolaly předepsaným zatížením svislých ploch a klonivému momentu vyvolanému svislými ocasními plochami ve stejném směru.

U ocasních ploch ve tvaru T je při absenci racionálnější analýzy možné klonivý moment vyvolaný poryvovým zatížením vypočítat následovně:

$$M_r = 0,3S_h \frac{\rho_0}{2} V U b_h K_{gt}$$

kde:

M_r = vyvozený klonivý moment na horizontální ocasní plochy (Nm)

S_h = plocha vodorovných ocasních ploch (m²)

b_h = rozpětí vodorovných ocasních ploch (m)

U = rychlost poryvu (m/s) specifikovaná v CS 23.333 (c)

K_{gt} = zmírňující součinitel poryvu pro svislé ocasní plochy dle CS 23.443(c)

Při výpočtu „ S_h “ a „ b_h “ je třeba předpokládat kořen vodorovné ocasní plochy na svislé ocasní ploše na středové čáře trupu letounu.

AMC 23.455 (a)(2)

Křídélka

a. U řídicích ploch bez posilovače, pokud je k predikci obrátových zatížení na plochách bočního řízení použita analýza, je možné předpokládat, že čas pro náhlé vychýlení z neutrální polohy k dorazům nebo naopak je:

pro akrobatickou kategorii letounů:

0,1 sekundy pro řídicí pákou ovládané plochy

0,2 sekundy pro volantovým řídicím prvkem ovládané plochy

pro letouny kategorie normální, cvičná a pro sběrnou dopravu:

0,2 sekundy pro řídicí pákou ovládané plochy

0,3 sekundy pro volantovým řídicím prvkem ovládané plochy

b. U posilovačem ovládaných řídicích ploch je nutné čas vychýlení změřit.

AMC 23.562**Dynamické podmínky nouzového přistání**

V oběžníku *FAA Advisory Circular No. 23.562-1* jsou uvedeny dodatečné informace a pokyny ohledně přijatelných způsobů průkazu vyhovění požadavkům CS-23 ohledně dynamických zkoušek sedadel/zádržných systémů.

AMC pro 23.571 a 23.572**Únavové hodnocení: kovové konstrukce přetlakové kabiny, křídel, ocasních ploch a souvisejících konstrukcí**

Při hodnocení možnosti vážných únavových poruch by návrh měl být zkoumán za účelem stanovení pravděpodobných bodů poruchy za provozu. Při tomto zkoumání by měly být dle potřeby uváženy výsledky analýzy napětí, statických zkoušek, únavových zkoušek, průzkumu měřidlem napětí, zkoušek podobných konfigurací konstrukcí a provozní zkušenosti. Také je třeba uvážit místa náchylná k náhodnému poškození nebo poškození v důsledku koroze.

Není-li předchozím zkoušením stanoveno, že běžná provozní napětí ve specifických oblastech konstrukce jsou tak nízkého řádu, že vážný růst poškození je mimořádně nepravděpodobný, měla by být provedena opakovaná analýza zatížení nebo zkoušky konstrukce reprezentující celky nebo součásti křídla (včetně křídel typu kachna nebo tandemové konfigurace, winglety a řídicí plochy), ocasní plochy, jejich centroplánu a nosných konstrukcí, trupu a přetlakové kabiny, podvozku a jejich souvisejících základních upevnění.

Zkušební vzorky by měly zahrnovat konstrukci reprezentující přípoje, hlavní spoje, změny průřezu, výřezy a nespojitosti.

Provozní zkušenosti ukazují, že je třeba věnovat zvláštní pozornost konstrukčním detailům důležitých nespojitostí, hlavním spojovacím prvkům, tahem namáhaným spojům, splétaným spojům, a výřezům jako jsou okna, dveře a jiné otvory.

Jakákoliv metoda použitá v analýze by měla být dle potřeby podložena zkouškami nebo zkušenostmi z provozu. Povaha a rozsah zkoušek na úplných konstrukcích nebo na částech primární konstrukce budou záviset na důkazech z příslušných předchozích návrhových a konstrukčních zkoušek a na provozních zkušenostech s podobnými konstrukcemi. Rozsah analýz a programu podpůrných zkoušek by měl být odsouhlasen Agenturou.

AMC 23.573 (a)(1) a (3)**Hodnocení přípustnosti poškození a únavové hodnocení konstrukce – kompozitní konstrukce draku**

Vedle poradenského materiálu popsaného v AMC 23.603 je možné použít následující postup pro zkoušky zbytkové pevnosti konstrukce obsahující těžko viditelné poškození (barely visible damages; BVID) a viditelné poškození. Zkoušky by měly být provedeny až do úrovně provozního zatížení, poté smí být viditelné poškození opraveno bez nadměrného překročení původní pevnosti či charakteristik typového návrhu a zkoušky by měly pokračovat minimálně* do početního zatížení, aby byly ověřeny BVID v neopravené konstrukci.

* Provozní zkušenosti ukazují, že je vhodné zvážit pokračování ve zkoušení až do prasknutí, což umožní identifikaci způsobů poruchy. Extrapolace zkoušek zbytkové pevnosti analýzou není obvykle přijatelná pro další vývoj letounu.

AMC 23.573 (b)**Hodnocení přípustnosti poškození a únavové hodnocení konstrukce – kovová konstrukce draku**

Vyhodnocení přípustnosti poškození konstrukce má zajistit, že pokud se vyskytne významné poškození únavou, korozí nebo náhodné poškození v průběhu provozní životnosti letounu, zbývající konstrukce

bude schopna odolat důvodně očekávaným zatížením bez vzniku poruchy nebo nadměrné deformace, a to až do doby, kdy bude poškození odhaleno.

Konstrukční prvky, které je třeba uvážit při usilování o vytvoření konstrukce připouštějící poškození, zahrnují:

- Vícečetné dráhy zatížení v konstrukci a použití výztuh proti šíření prasklin, které umožní omezit rychlost šíření prasklin a zajistí odpovídající zbytkovou statickou pevnost;
- Materiály a úrovně napětí, které po vzniku praskliny zajistí řízenou nízkou rychlost šíření praskliny v kombinaci s vysokou zbytkovou pevností. U oddělených prvků s jedinou dráhou zatížení, jako jsou závěsy řídicích ploch, spoje nosníků křídel nebo otočné spoje stabilizátorů, jejichž únava by mohla mít katastrofické následky, by mělo být jasně předvedeno, že praskliny vznikající z vad materiálu, výrobních chyb nebo náhodného poškození včetně koroze jsou v odhadu šíření prasklin a předepsaných metodách prohlídek zohledněny.
- Uspořádání konstrukčních detailů, které zajistí dostatečně vysokou pravděpodobnost odhalení poruchy v kterémkoliv kritickém konstrukčním prvku ještě před snížením pevnosti pod úroveň, která je nutná k odolání podmínkám zatížení dle CS 23.573 (b), takže bude možná výměna nebo oprava prvků s poruchou.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

AMC – HLAVA D

AMC 23.603

Materiál a zpracování – kompozitní konstrukce letounů (přijatelné způsoby průkazu)

1 *Účel.* Tyto AMC stanovují přijatelné, avšak ne jediné způsoby průkazu vyhovění ustanovením CS-23 o certifikačních požadavcích pro typová osvědčení letové způsobilosti pro letouny s kompozitními konstrukcemi, které obsahují vlákna vyztužené materiály, jako jsou např. uhlíkovými (grafitovými, boronovými, aramidovými (kevlarovými) a skelnými vlákna vyztužené plasty. Poradenské informace se také týkají otázek ohledně řízení jakosti a oprav, které jsou s tímto spojeny.

Tento materiál s AMC je identický, s výjimkou drobných úprav, se strukturou obsahu oběžníku *FAA Advisory Circular AC 20.107A* ze dne 25. dubna 1984.

Jednotlivé odstavce CS plané pro příslušné odstavce AMC jsou uvedeny v tabulce 1 v tomto AMC.

2 *Definice*

2.1 *Návrhové hodnoty.* Vlastnosti materiálu, konstrukčních prvků a detailů, které byly stanoveny ze zkušebních údajů a zvoleny k zajištění vysokého stupně důvěry v integritu kompletní konstrukce (viz CS 23.613 (b)).

2.2 *Přípustné hodnoty.* Hodnoty materiálu, které jsou stanoveny na základě údajů ze zkoušek na úrovni laminátu nebo lamina na základě pravděpodobnosti (např. základní hodnoty A nebo B).

2.3 *Návrhové nebo přípustné hodnoty na úrovni laminátu.* Stanovené ze zkoušek vícevrstvého laminátu a/nebo ze zkušebních údajů na úrovni lamina a poté stanovené zkouškou ověřenými analytickými metodami na úrovni laminátu.

2.4 *Materiálové vlastnosti na úrovni lamina.* Stanovené ze zkušebních údajů pro jednu vrstvu lamina nebo více vrstev lamina položených stejným směrem v rámci jednoho nanesení.

2.5 *Bodová konstrukce.* Prvek nebo detail specifické konstrukce, který není považován za všeobecně platný pro zbytek konstrukce pro účely dokládání splnění požadavků (např. oka a hlavní spoje). Takový konstrukční prvek nebo detail může být kvalifikován zkouškou nebo kombinací zkoušek a analýzy.

2.6 *Prostředí.* Vnější podmínky – nikoliv náhodné podmínky (s výjimkou mechanického zatížení) – samostatně nebo v kombinaci, které je možné očekávat v provozu, a které mohou ovlivnit konstrukci (např. teplota, vlhkost, UV záření a palivo).

2.7 *Degradace.* Proměnlivost vlastností materiálu (např. pevnosti, modulu, součinitele roztažnosti), ke které může docházet v důsledku odchylek při výrobě nebo opakovaným zatěžováním a/nebo v důsledku vystavení působení prostředí.

2.8 *Odchytky.* Výrobní anomálie, které jsou přípustné a odhalitelné plánovaným postupem prohlídek. Mohou být způsobeny postupy zpracování, zhotovování nebo montáže.

2.9 *Vady.* Výrobní anomálie v důsledku postupů zpracování, zhotovování nebo montáže.

2.10 *Poškození.* Strukturální anomálie způsobená výrobou (zpracováním, zhotovováním, montáží nebo manipulací) nebo provozním použitím. Obvykle způsobená oděrem, zástavbou spojovacích prvků nebo kontaktem s cizím předmětem.

2.11 *Poškození nárazem.* Strukturální anomálie vzniklá nárazem cizího předmětu.

2.12 *Výřez.* Malý zkušební vzorek (obvykle plochý laminát) pro vyhodnocení základních vlastností lamina nebo laminátu nebo vlastností obecných konstrukčních prvků (např. lepených nebo mechanických spojů).

2.13 *Prvek.* Obecný prvek složitějšího konstrukčního členu (např. potah, výztuha potahu, výztužný panel, sendvičové panely, spoje nebo lepené spoje).

2.14 *Detail.* Neobecný konstrukční prvek se složitějšího konstrukčního členu (např. spoje, lepené spoje, výztuhy, výběhy výztuh nebo hlavní přístupové otvory specifické konstrukce).

2.15 *Letadlový podcelek.* Velká trojrozměrná konstrukce, které může zajistit úplnou reprezentaci řezu plnou konstrukcí (např. spojovací skříň, řez nosníkem, panel křídla, žebro křídla, panel trupu nebo rámy).

2.16 *Letadlový celek.* Velká část konstrukce draku (např. křídlo, trup, kýlová plocha, horizontální stabilizátor), kterou je možné zkoušet jako celou jednotku za účelem ověření konstrukce.

3 *Všeobecně*

3.1 Toto AMC je vydáváno jako pomůcka pro vyhodnocení certifikačních programů pro kompozitní aplikace a odráží současný stav technologie kompozitních materiálů. Očekává se, že toto AMC bude pravidelně měněno, aby odráželo technologický vývoj.

3.2 Rozsah zkoušení a/nebo analýzy a potřebný stupeň zahrnutí podmínek prostředí se budou lišit pro každou konstrukci v závislosti na očekávaném provozním použití, zvoleném materiálu, konstrukčních rezervách, poruchových kritériích, databázi údajů a zkušeností s podobnými konstrukcemi a dalšími činiteli ovlivňujícími danou konstrukci. Očekává se, že tyto činitele budou uváženy při výkladu tohoto AMC pro specifické aplikace.

4 *Materiálový a výrobní vývoj*

4.1 Aby byla zajištěna odpovídající návrhová základna údajů, je třeba stanovit vlivy prostředí na návrhové vlastnosti materiálového systému.

4.2 Měla by být stanovena návrhová kritéria týkající se prostředí, která identifikují nejkritičtější vlivy prostředí (včetně vlhkosti a teploty), kterému bude materiál v daném vyhodnocovaném použití vystaven. Tento krok se nevyžaduje tam, kde existující údaje ukazují, že na materiálový systém a konstrukční detaily v mezích zvažovaných podmínek prostředí nepůsobí žádné významné vlivy prostředí včetně účinků teploty a vlhkosti. Experimentální důkazy je třeba zajistit v případech, kdy se očekává vystavení kritickým podmínkám prostředí, aby bylo prokázáno, že návrhové hodnoty materiálu a povolené hodnoty zajišťují dostatečnou míru jistoty. Pomocí zkoušek (např. zkoušek s akcelerovanými účinky prostředí nebo na základě platných údajů z provozu) by měly být stanoveny účinky provozního prostředí na statickou pevnost, únavové vlastnosti a tuhost materiálového systému. Zhodnoceny by měly být také účinky cyklů prostředí (tj. změn vlhkosti a teploty). Existující údaje ze zkoušek mohou být použity tam, kde je možné prokázat, že přímo platí pro daný materiálový systém.

4.3 Návrhové hodnoty nebo přídatky materiálového systému by měly být stanoveny na úrovni laminátu zkouškami laminátu nebo lamina ve spojení se zkouškami ověřenou analytickou metodou.

4.4 U specifických konstrukčních konfigurací jednotlivých letadlových celků (bodová konstrukce) mohou být stanoveny návrhové hodnoty, které zahrnují vlivy příslušných konstrukčních prvků (otvory, spoje apod.).

4.5 Poškození v důsledku nárazu je obvykle zohledněno omezením návrhové úrovně napětí.

5 *Průkaz konstrukce – statický*

5.1 Statická pevnost navrhnuté kompozitní konstrukce by měla být předvedena pomocí programu zkoušek maximálním zatížením letadlového celku ve vhodném prostředí, pokud nejsou k dispozici provozní zkušenosti s podobnými konstrukcemi, materiálovými systémy a zatíženími, které by prokázaly vhodnost analýzy podpořené zkouškami letadlových podcelků nebo zkouškami letadlových celků provedenými na sjednané nižší úrovni.

5.2 Při hodnocení statické pevnosti je třeba zohlednit účinky opakovaného zatížení a vystavení prostředí, které by mohly způsobovat zhoršení vlastností materiálu. To je možné prokázat analýzou podloženou důkazy ze zkoušek, zkouškami na úrovni výřezu materiálu, prvku nebo letadlového podcelku, nebo alternativně existujícími relevantními údaji.

5.3 Zkoušky pro doložení statické pevnosti konstrukce by měly být prováděny na nové konstrukci, pokud kritické podmínky zatížení nejsou spojeny s konstrukcí, která již byla vystavena opakovanému zatěžování a působení prostředí. V takovém případě:

a. By statická zkouška měla být provedena na konstrukci, která byla předtím podrobena opakovanému zatížení a vystavena podmínkám prostředí; nebo

b. Údaje o zkoušce výřezu/prvku/letadlového podcelku by měly být zhodnoceny z pohledu možného zhoršení statické pevnosti po působení opakovaného zatížení a vystavení prostředí a toto zhoršení by mělo být zohledněno při statické zkoušce nebo při analýze výsledků statické zkoušky nové konstrukce.

5.4 Statická zkouška letadlového celku může být provedena v okolní atmosféře, pokud jsou účinky prostředí spolehlivě předpovězeny zkouškami letadlového podcelku nebo výřezu a je s nimi počítáno při statické zkoušce nebo v analýze výsledků statické zkoušky.

5.5 Vzorky pro statické zkoušky by měly být vyrobeny a sestaveny v souladu s výrobními specifikacemi a postupy, aby tyto zkušební vzorky reprezentovaly konstrukci, která bude běžně vyráběna.

5.6 Pokud je proměnlivost materiálu a zpracování větší než proměnlivost současných kovových konstrukcí, rozdíl by měl být uvážěn při zdůvodnění statické pevnosti následovně:

a. Odvození odpovídajících povolených nebo návrhových hodnot pro použití v analýze a analýza výsledků podpůrných zkoušek; nebo

b. Zohlednění proměnlivosti při statických zkouškách, je-li průkaz konstrukce prováděn zkouškami letadlového celku.

5.7 Kompozitní konstrukce, které mají velké statické rezervy bezpečnosti mohou být doloženy analýzou založenou na zkoušení letadlových podcelků, prvků a/nebo výřezů.

5.8 Mělo by být předvedeno, že poškození nárazem, které je možné důvodně očekávat při výrobě a v provozu, avšak které nepřekračuje práh odhalitelnosti pro zvolený postup prohlídky, nesníží konstrukční pevnost pod maximální únosnost. Tuto skutečnost je možné prokázat analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek nebo zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo letadlového podcelku.

6 *Průkaz konstrukce – Únavová tolerance/ tolerance k poškození*

6.1 Vyhodnocení kompozitní konstrukce by mělo být založeno na platných požadavcích CS 23.573 (a). Povaha a rozsah analýzy nebo zkoušek na kompletní konstrukci a/nebo části primární konstrukce budou záviset na příslušných předchozích konstrukcích odolných vůči únavě, konstrukcích, zkouškách a provozních zkušenostech na podobných konstrukcích. V případě, že chybí zkušenosti s podobnými konstrukcemi, by měly být provedeny schválené konstrukční vývojové zkoušky letadlových celků, podcelků a prvků. Následující ohledy se týkají pouze použití systémů kompozitních materiálů a měly by být dodržovány při použití zvolené metody zdůvodnění. Při volbě přístupu využívajícího toleranci k poškození nebo bezpečné životnosti je třeba věnovat pozornost geometrii, umožňuje-li prohlídky, dobrým zkušenostem s návrhem a typům poškození/zhoršení vlastností konstrukce, které jsou při návrhu zohledněny.

6.2 *Zhodnocení tolerance k poškození (bezpečnosti při poruše)*

6.2.1 Konstrukční detaily, prvky a letadlové podcelky kritických konstrukčních oblastí by měly být zkoušeny opakovaným zatížením, aby byla definována citlivost konstrukce na růst poškození. Toto zkoušení může tvořit základ pro ověřování přístupu k požadavkům na toleranci k poškození, který

využívá princip zastavení růstu poškození. Zkoušení by mělo zhodnotit vliv prostředí na charakteristiku růstu trhliny a ověřit zastavení jejího růstu. Použité prostředí by mělo odpovídat očekávanému provoznímu použití. Opakované zatěžování by mělo být reprezentativní pro předpokládané provozní použití. Zkoušení opakovaným zatěžováním by mělo zahrnovat úroveň poškození (včetně poškození nárazem) typické pro ty, které se mohou vyskytnout ve výrobě, montáži a provozu, a mělo by být konzistentní s používanými technikami prohlídek. Vzorky pro zkoušku tolerance k poškození by měly být vyrobeny a sestaveny v souladu s výrobními specifikacemi a postupy, aby zkušební vzorky reprezentovaly běžně vyráběnou konstrukci.

6.2.2 Měl by být stanoven rozsah poprvé odhalitelného poškození, který by měl být konzistentní s technikami prohlídek, které jsou používány při výrobě a v provozu. Zkouškami opakovaným zatížením vnitřních trhlin nebo mechanicky způsobeného poškození by měly být zajištěny údaje o růstu trhlínového poškození. Počet aplikovaných cyklů k ověření konceptu nešíření trhlin by měl být statisticky významný a může být stanoven na základě zatížení a/nebo životnosti. Vyhodnocení šíření či nešíření trhliny by mělo být provedeno analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek nebo zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo letadlového podcelku.

6.2.3 Měl by být stanoven rozsah poškození pro hodnocení zbytkové pevnosti. Zhodnocení zbytkové pevnosti zkoušením letadlových celků nebo podcelků nebo analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek by mělo být provedeno z pohledu tohoto poškození. Vyhodnocení by mělo prokázat, že zbytková pevnost konstrukce je rovna nebo vyšší než pevnost potřebná pro specifikovaná návrhová zatížení (považovaná za početní). Mělo by být předvedeno, že tuhost se nezměnila pod přijatelnou úroveň. U konceptu nešíření trhlin by zkoušky zbytkové pevnosti měly být provedeny po opakovaných cyklech zatížení.

6.2.4 Měl by být vyvinut program prohlídek, který by měl stanovovat frekvenci, rozsah a metody prohlídek, které budou zahrnuty v plánu údržby. Měly by být stanoveny takové intervaly prohlídek, aby poškození bylo odhaleno mezi okamžikem, kdy je poprvé odhalitelné, a okamžikem, ve kterém jeho rozsah dosáhne požadované zbytkové únosnosti. Je-li použit koncept nešíření trhliny, intervaly prohlídky by měly být stanoveny jako součást programu údržby. Při volbě těchto intervalů by měla být uvážena úroveň zbytkové pevnosti spojená s předpokládaným poškozením.

6.2.5 Konstrukce by měla být schopna odolat statickým zatížením (považovaným za početní zatížení), která je možno důvodně očekávat při dokončení letu, při kterém se vyskytne poškození ze zjevných samostatných zdrojů (tj. poruchy motoru, při nichž dojde k protřžení krytu, apod.). Rozsah poškození by měl být založen na racionálním hodnocení úkolů údržby a potenciálního poškození v souvislosti s každým samostatným zdrojem.

6.2.6 Při vyhodnocování tolerance k poškození je třeba se zaměřit také na vlivy teploty, vlhkosti a dalších činitelů prostředí na zhoršování vlastností materiálu.

6.3 *Únavové hodnocení (bezpečná životnost).* Únavové zdůvodnění by mělo být provedeno únavovými zkouškami letadlových celků nebo analýzou doloženou důkazy ze zkoušek, přičemž by měly být zohledněny vlivy příslušného prostředí. Zkušební vzorky by měly být vyrobeny a sestaveny v souladu s výrobními specifikacemi a postupy, aby tyto vzorky reprezentovaly běžně vyráběnou konstrukci. Za účelem stanovení rozpětí únavových vlastností a vlivů prostředí by měl být proveden dostatek zkoušek letadlových celků, podcelků, prvků nebo výřezů. K vyhodnocení únavového chování konstrukce s typickými úrovněmi poškození nárazem, jehož vznik je možné očekávat při výrobě, montáži a provozu, a které je v souladu s používanými postupy prohlídek, mohou být využity zkoušky letadlových celků, podcelků a prvků. Únavová zkouška letadlového celku může být provedena se zkušebním vzorkem tak, jak byl vyroben, pokud jsou vlivy poškození nárazem spolehlivě předpovídaný zkouškami letadlových podcelků a/nebo prvků a jsou zohledněny v únavové zkoušce nebo analýze výsledků únavové zkoušky. Během únavových zkoušek by mělo být prokázáno, že tuhost se nezměnila pod přijatelnou úroveň. Ze zkoušek by měly být stanoveny intervaly životnosti, po kterých musí dojít k výměně. Poskytnut musí být i vhodný program prohlídek.

7 *Průkaz konstrukce – třepetání (flutter).* Při ověřování odolnosti proti třepetání a jiným aeroelastickým mechanismům by měly být uváženy účinky opakovaného zatěžování a vystavení působení prostředí na tuhost a hmotové a tlumící vlastnosti. Tyto účinky mohou být stanoveny analýzou podloženou důkazy ze zkoušek, nebo zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo letadlového podcelku.

8 *Další ohledy*

8.1 *Dynamika nárazu.* Stávající přístup k návrhu draků prosazuje, aby bylo zajištěno, že osoby na palubě budou mít veškeré možné šance vyhnout se vážnému zranění v realistických a přežitelných podmínkách nárazu. Vyhodnocení je možné provést zkouškami nebo analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek. Důkazy ze zkoušek zahrnují, avšak neomezují se na: zkoušky prvků a letadlových podcelků a provozní zkušenosti. Analytické srovnání s konvenční konstrukcí může být použito tam, kde se prokáže jako platné.

8.2 *Hořlavost.* (Viz příslušné požadavky CS v tabulce 1 tohoto AMC.)

8.3 *Ochrana proti bleskům.* (Viz příslušné požadavky CS v tabulce 1 tohoto AMC.)

8.4 *Ochrana konstrukce.* Vlivy počasí, abraze, eroze, ultrafialového záření a chemického prostředí (glykol, hydraulická kapalina, palivo, čisticí prostředky, apod.) mohou způsobit narušení kompozitní konstrukce. Měla by být zajištěna a zkouškami prokázána vhodná ochrana proti těmto vlivům a jejich působení by mělo být v návrhu zohledněno.

8.5 *Řízení jakosti.* Měl by být stanoven celkový plán a ten by měl zahrnovat všechny související obory (tj. inženýring, výrobu a řízení jakosti). Plán řízení jakosti by měl reagovat na zvláštní technické požadavky, které vznikají v jednotlivých částech nebo oblastech v důsledku možných druhů poruchy, požadavků na toleranci k poškození a růst trhliny, zatěžování, možnosti prohlídek a místních citlivostí na výrobu a montáž.

8.6 *Výrobní specifikace.* Měly by být vyvinuty specifikace pokrývající materiál, zpracování materiálu a výrobu konstrukce, které vytvoří základ pro výrobu reprodukovatelné a spolehlivé konstrukce. Analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek nebo zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo letadlového podcelku by měly být doloženy odchylky povolené specifikacemi.

8.7 *Prohlídky a údržba.* Příručky pro údržbu by měly obsahovat vhodné postupy prohlídek, údržby a oprav pro kompozitní materiály.

8.8 *Doložení opravy.* Jsou-li v dokumentaci pro údržbu uvedeny postupy opravy, mělo by být analýzou nebo zkouškou prokázáno, že metody a techniky opravy navrátí konstrukci do stavu způsobilého letu.

TABULKA 1

Odstavce AMC a související texty CS	
Odstavce AMC	Odstavce CS-23
1 Účel	Bez příslušného odstavce CS
2 Definice	Bez příslušného odstavce CS
3 Všeobecně	Bez příslušného odstavce CS
4 Materiálový a výrobní vývoj	23.603 23.605 23.613 23.619
5 Průkaz konstrukce – statický	23.305 23.307 (a)
6 Průkaz konstrukce – únava/ přípustnost poškození	23.573 (a)
7 Průkaz konstrukce – třepetání (flutter)	23.629
8 Další ohledy	
8.1 Dynamika nárazu	23.561 23.601 23.721 23.783 (c)(5) a (e) 23.785

8.2 Hořlavost	23.787
	23.807
	23.963 (f)
	23.609 (a)
	23.853
	23.855
	23.863
	23.865
	23.903 (d)(2)(i) a (e)(2)
	23.967 (d)
	23.1121 (c)
	23.1181
	23.1182
	23.1183
	23.1189 (b)(2)
8.3 Ochrana proti bleskům	23.1191
	23.1193 (c), (d), (e), (f) a (g)
	23.609
8.4 Ochrana konstrukce	23.867
	23.954
	23.609
8.5 Řízení jakosti	23.1529
	-
8.6 Výrobní specifikace	23.603
	23.605

AMC 23.607 (b) **Spojovací prvky**

Pojistná zařízení spojovacích prvků zastavěných v motorových prostorech a jiných prostorech ovlivňovaných teplotou a/nebo vibracemi by měla být takového typu a z takového materiálu, aby nebyla ovlivňována teplotami, které jsou spojeny s běžnými provozními podmínkami.

AMC 23.611 **Prostředky pro zajištění přístupnosti**

1 K prohlídkám konstrukčních prvků, u kterých je nepraktické provedení prostředků pro přímou vizuální prohlídku, mohou být použity pomůcky pro nedestruktivní prohlídky, pokud je prokázáno, že prohlídka s použitím těchto prostředků je efektivní a že postupy prohlídky jsou specifikovány v Příručce pro údržbu vyžadované dle CS 23.1529.

2 U prohlídek opakovaných v krátkých intervalech (jako jsou předletové nebo každodenní prohlídky) by prostředky pro provádění prohlídek měly být jednoduché, např. vizuální s pomocí snadno odstranitelných nebo odklopných panelů. Avšak prohlídky, které jsou potřeba pouze zřídka, např. jednou či dvakrát za životnost letounu, mohou vyžadovat částečnou demontáž konstrukce, např. je přijatelné odnýtování malé části potahu.

AMC 23.613 **Pevnostní vlastnosti a návrhové hodnoty pro kovové materiály**

Materiálové specifikace by měly být ty, které jsou obsaženy v dokumentech přijatých buď specificky Agenturou, nebo připravených organizací nebo osobou, u které Agentura uznává, že má potřebné schopnosti.

Takovými specifikacemi jsou například:

- 1 Mil-HDBK-5 „Metalic Materials and Elements for Flight Vehicle Structure“ (Kovové materiály a prvky pro konstrukce létajících prostředků)
- 2 Mil-HDBK-17 „Plastics for Flight Vehicles“ (Plasty pro létající prostředky)
- 3 Mil-HDBK-23 „Composite Construction for Flight Vehicles“ (Kompozitní konstrukce pro létající prostředky)
- 4 ANC-18 „Design of Wood Aircraft Structures“ (Návrh dřevěných konstrukcí letadel)

Při definování návrhových vlastností musí být hodnoty specifikací materiálu upraveny a/nebo rozšířeny konstruktérem dle potřeby tak, aby zohledňovaly výrobní postupy (např. metody konstrukce, tváření, obrábění a následné tepelné úpravy).

Pro kompozitní konstrukce jsou poradenské informace týkající se požadavků CS 23.613 obsaženy v CS-23 AMC 23.603.

AMC 23.629

Aerodynamické třepetání (flutter)

Zkoušení aerodynamického třepetání za letu je nejspokojivějším způsobem průkazu absence třepetání. Proto CS 23.629 vyžaduje u letounů nové konstrukce racionální analýzu třepetání, která bude založena na výsledcích pozemních vibračních zkoušek, nebo zjednodušenou analýzu kritérií tuhosti a hmotového vyvážení (pro speciálně definované malé letouny) a provedení letových zkoušek třepetání s dobře přístrojově vybavenými letouny.

Pokud racionální analýza nebo zjednodušená analýza s použitím zprávy *Airframe and Equipment Engineering Report No.45* dle CS 23.629 a v nich použitý model a předpoklady nebyly ověřeny letovými zkouškami třepetání, platnost takové analýzy je neznámá. Rozsah letového zkoušení třepetání závisí na připravené analýze a na zkušenostech s podobnými konstrukcemi a měl by být dohodnut s Agenturou.

Za účelem předvedení vyhovění CS 23.629 (g) a CS 23.629 (h) je potřeba analýza s využitím ověřené základní analýzy.

Úplné letové zkoušky třepetání by měly být provedeny v případě, kdy adekvátnost analýzy třepetání nebyla potvrzena předchozími zkušenostmi s letouny s podobnými konstrukčními prvky, a pokud byly na typové konstrukci provedeny změny s tak významným vlivem na kritické režimy třepetání, že samotné racionální analýze je možné přičítat pouze omezenou důvěryhodnost.

U modifikací typové konstrukce, které by mohly ovlivnit charakteristiky třepetání a u odvozenin existujících letounů, může být skutečnost, že nedochází ke třepetání, obrácení působení řízení a divergenci prokázána pouhou racionální analýzou, pokud tato analýza (včetně jakéhokoliv použitého modelu metodou konečných prvků) nebyla ověřena během certifikace základního modelu letounu.

Letouny prokazující vyhovění kritériím tolerance k poškození dle CS 23.572 s rozsahem poškození, pro který je prokázána zbytková pevnost, mohou měnit svou tuhost a své vlastní frekvence hlavních konstrukčních prvků. U kompozitních konstrukcí k tomu může dojít také vlivem prostředí (teploty a vlhkosti). Pokud nejsou k dispozici přesná měření, musí být předpokládána proměnlivost tuhosti o minimálně $\pm 20\%$.

Oběžník *FAA Advisory Circular AC 23.629-1A* a pro kompozitní konstrukce navíc CS-23 AMC 23.603 poskytují dostatečné informace a poradenství ohledně přijatelných způsobů prokázání vyhovění požadavkům CS 23.629.

AMC 23.671

Systémy řízení – všeobecně

Při návrhu a výrobě systémů řízení je třeba věnovat pozornost minimalizaci tření v systémech a vyhnout se drhnutí a interferenci s ostatními součástmi v provozu v důsledku vibrací a zrychlení.

AMC 23.683
Provozní zkoušky

Jednou z metod, nikoliv však jedinou pro průkaz vyhovění požadavkům CS 23.683 je následující:

Proved'te zkoušky systému řízení použitím řídicích prvků z pilotního prostoru, přičemž celý systém zatížete tak, aby zatížení odpovídalo provozním řídicím silám stanoveným předpisy pro zkoušený systém řízení. Měly by být splněny následující podmínky:

- (1) Při početním zatížení zkontrolujte chod každé řídicí plochy a ohyb drobných součástí. To je možné provést následovně:
 - (i) Podepřete zkoušenou řídicí plochu v neutrální poloze.
 - (ii) Zatížete řídicí plochu závažími odpovídajícími provozním řídicím silám stanoveným předpisy.
 - (iii) Zatížete řídicí prvky pilota tak, aby se řídicí plocha zvedla mírně nad podpěru.
 - (iv) Stanovte dostupný chod plochy, který je představován pohybem plochy z neutrální polohy do polohy odpovídající přesunutí ovládacího prvku na doraz systému.
 - (v) Výše zmíněný postup opakujte v druhém směru.
 - (vi) Minimální chod řídicí plochy z neutrální polohy v měřeném směru by měl být 10 procent výchylky řídicí plochy měřené bez zatížení.

Bez ohledu na rozsah chodu plochy pod maximálním zatížením by letadlo mělo mít odpovídající letové charakteristiky, jak jsou specifikovány v odstavci 23.141. Jakákoliv letadla odvozená od předchozích certifikovaných typů nemusí překročit chod řídicích ploch výchozího typu letadla; avšak musí mít letovými zkouškami ověřeny letové charakteristiky, aby byl zajištěno vyhovění letadla.

- (2) Pod maximálním zatížením nesmí být přítomny projevy drhnutí nebo trvalé deformace jakéhokoliv spoje, konzoly, upevnění apod.
- (3) Tření by mělo být minimalizováno tak, aby mohly být splněny provozní řídicí síly a kroutící momenty specifikované předpisy.

AMC 23.729 (g)
Vybavení umístěné v podvozkové šachtě

Při průkazu vyhovění tomuto požadavku by měly ohledy zahrnovat vlivy, které mohou způsobit poškození v důsledku nebezpečí vznikajících od ostatních prvků vybavení, jako jsou vysoké teploty brzd, a vnějších zdrojů, jako bláto, voda, prasklé pneumatiky/uvolněný vzorek pneumatiky, a které budou působit na vybavení/systémy na podvozku nebo v podvozkové šachtě, které jsou nezbytné pro pokračování v bezpečném letu a přistání.

AMC 23.735 (c)
Brzdy

Jak je specifikováno v tomto požadavku, tlak na brzdu kola nesmí překročit tlak, který je specifikován výrobcem brzdy. Tento požadavek nespecifikuje, jak je síla brzdy z brzdového pedálu přenášena na brzdy. Tento přenos může být prováděn mechanickým, hydraulickým nebo jiným systémem, jako je elektronický řídicí systém. Pokud je vyjasněna platnost požadavků ohledně síly působící na sestavu brzd kola, tato síla může působit na jakýkoliv brzdný systém, který je obsažen v konstrukci letounu.

AMC 23.773**Výhled z pilotního prostoru**

Viz Průvodce letovými zkouškami CS-23, odstavec 23.773 – Výhled z pilotního prostoru.

AMC 23.775 (f)**Čelní skla a okna**

U čelních skel a oken, která zahrnují průhledné systémy vyhřívání by vyhovění CS 23.775 (f) mělo zahrnovat použití CS 23.1309. Vyhovění 23.1309 by mělo být stanoveno identifikací všech pravděpodobných nesprávných činností nebo poruch, které se mohou v systému vyskytnout. Jakákoliv z nesprávných činností či poruch, která by vedla k nárůstu teploty čelního skla by měla být napravena tak, aby nedošlo k nárůstu teploty, nebo by měly být k dispozici prostředky, které omezí nárůst teploty na hodnotu, která je nižší než teplota, při které se čelní sklo nebo materiály kolem něj začnou tavit nebo se vznítí a shoří. Důležitost zamezení podmínkám přehřátí akrylových materiálů je třeba jasně zdůraznit, a to zejména u tvářených akrylátů, které mohou dosáhnout teploty měknutí. Mělo by být prokázáno, že nedojde k nárůstu teploty, který by snížil konstrukční integritu čelního skla nebo okolní konstrukce pod požadavky 23.775.

AMC 23.775 (g)**Čelní skla a okna**

Za účelem vyhovění tomuto požadavku mohou být použity boční panely a/nebo panely druhého pilota za předpokladu, že je možné prokázat, že s použitím pouze těchto panelů je možné bezpečně letět a přistát, když pilot zůstane na svém stanovišti (oba piloti zůstanou na svých stanovištích).

Požadavek na ochranu letounu proti nárazu ptáka o relativní rychlosti do „maximální rychlosti přiblížení s vysunutými klapkami“ má reprezentovat nejkritičtější situaci přiblížení. Pro objasnění: použitá rychlost by měla být maximální V_{FE} pro normální provoz.

AMC 23.783 (b)**Dveře**

Při zvažování polohy dveří by zohledněná potenciální nebezpečí měla zahrnovat horké povrchy nebo ostré předměty, kterých by se osoba mohla při nástupu nebo výstupu z letadla dotknout.

AMC 23.851 (c)**Hasící přístroje**

Přijetí stávajících FAA AC 20-42C jako AMC k 23.851 (c) závisí na výsledcích výzkumu náhrady halonů.

AMC 23.865**Požární ochrana řízení letu, uložení motoru a ostatních letových konstrukcí**

Uložení motoru nebo částí uložení motoru, které nejsou sestaveny z žárupevných materiálů, by měla být stíněna, aby byla zajištěna úroveň bezpečnosti odpovídající použití žárupevných materiálů. Péči je třeba věnovat tomu, aby stínění nezrušilo platnost typové certifikace motoru.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

AMC – HLAVA E**AMC CS 23.905 (e)****Vrtule**

Ledová tříšť z předního trupu a křídel může způsobit vážné poškození tlačných vrtulí, které jsou velmi blízko trupu a těsně za přídělí letounu. Obdobně i ledová tříšť z křídel může způsobit vážné poškození tlačných vrtulí na křídlech. Tyto možnosti je potřeba zohlednit.

Termín „za jakýchkoliv provozních podmínek“ může vyžadovat zkoušky také pro úmyslný nebo dočasný neúmyslný vstup do podmínek tvorby námrazy. Splnění této podmínky může být prokázáno také analýzou nebo kombinací obojího.

AMC CS 23.905 (g)**Vrtule**

U většiny zástaveb tlačných vrtulí prochází výfukové plyny skrz disk vrtule. Teplotu těchto plynů při kontaktu s vrtulí může ovlivňovat mnoho činitelů a tolerance vrtule k těmto plynům se liší dle konstrukce a materiálu vrtule.

AMC CS 23.907 (a)**Vibrace vrtule**

Definice konvenční dřevěné vrtule s pevným stoupáním listů by měla zahrnout vrtuli s dřevěným jádrem a jednoduchým krytem z kompozitního materiálu, ale nikoliv vrtuli, kde je konstrukce nosící zatížení tvořena kompozitním materiálem a dřevo pouze zajišťuje požadovaný tvar.

AMC CS 23.909 (d)(1)**Turbodmychadlové systémy**

Prostředky pro upevnění mezistupňového chladiče by měly mít dostatečnou pevnost, aby odolaly letovým a pozemním zatížením pro letoun jako celek v kombinaci s místními zatíženími vznikajícími provozem motoru.

AMC 23.959 (a)**Nevyužitelné množství paliva**

Termín „nejnepříznivější podmínky pro zásobování palivem“ nemá zahrnovat radikální nebo extrémní obraty, které se v provozu pravděpodobně nevyskytnou. Při stanovování těchto podmínek je třeba posoudit, jaké obraty jsou odpovídající pro daný zkoušený typ letounu.

Nádrž, která nemusí zásobovat motor za všech letových podmínek, by měla být zkoušena pouze pro letový režim, pro který byla navržena (např. podmínky cestovního letu). Zkoušky pro tento typ nádrže by měly zahrnovat skluzy a výkluzy pro simulaci turbulencí. Vhodné pokyny o podmínkách, za kterých může být nádrž použita, by měly být uvedeny na štítku nebo v Letové příručce letounu.

Analyzujte geometrii palivového systému a nádrže, abyste stanovili kritické obraty pro specifické zvažované nádrže, např. hlavní, pomocné, pro cestovní let, a proveďte pouze ty zkoušky, které platí pro zkoušený letoun. Zvláštní pozornost by měla být věnována geometrii nádrže nebo části nádrže a její orientaci vzhledem k podélné ose letounu a umístění přívodů k motoru. Pečlivě je třeba plánovat zkoušení obrátů v kritické nadmořské výšce, aby zkouška nevedla ke stanovení nekonzervativního množství nevyužitelného paliva. Zkušební obraty by měly být voleny na základě dobrého úsudku s ohledem na druhy obrátů, kterým bude zkoušený letoun vystaven v provozu.

Pozemní zkoušky s použitím vybavení, které přesně simuluje palivový systém letounu a setrvačné síly za letu, je možné považovat za přijatelné.

Množství paliva použité při zkoušce by mělo být dostatečné pro stanovení nevyužitelného množství paliva tím, že umožní provedení zde popsaných obrátů. Obraty by měly být opakovány, dokud se neprojeví první známky nesprávné činnosti motoru. Opakování obrátů může vést k opětovnému doplnění některých prostor nebo nádrží, proto by mělo být použito minimální množství paliva.

Při zkouškách bude za nesprávnou činnost motoru požadován nerovnoměrný chod, částečná nebo úplná ztráta výkonu, ztráta tlaku paliva pod minimum nebo zaznamenání kolísání průtoku paliva.

Aby bylo zajištěno konzervativní stanovení množství nevyužitelného paliva pro každou nádrž, měla by být při prvních náznacích přerušení přívodu paliva zvolena jiná nádrž. Palivo zbývající ve zkoušené nádrži v čase projevu nesprávné činnosti by mělo být vypuštěno, změřeno a zaznamenáno jako nevyužitelné množství paliva. Jsou-li používány sběrné nádrže (malé nádrže, které akumulují palivo z jedné či více palivových nádrží a dodávají ho přímo do motoru), palivo zbývající ve sběrné nádrži by mělo být přičteno k nevyužitelnému množství paliva, ale nebude vyznačeno ve značení na palivoměru.

Všechny zkoušky by měly být prováděny při minimální praktické hmotnosti nebo při hmotnosti, která je stanovena jako kritická pro zkoušený letoun.

Letové zkoušení jednomotorových letounů s palivovým systémem s jedinou nádrží vyžaduje samostatný dočasný palivový systém, který bude zásobovat motor poté, co nastane nedostatek paliva.

Letové zkoušky za účelem stanovení nevyužitelného množství paliva by měly být provedeny následovně:

- a. Vodorovný let při maximální doporučené rychlosti cestovního letu:
 - Udržujte přímý koordinovaný let nebo úhel příčného náklonu nepřekračující 5° , dokud se neprojeví nesprávná činnost.
 - Simulujte turbulentní ovzduší a oscilujte o $\pm$ polovinu šířky příčného sklonoměru při přibližně přirozené frekvenci bočení letounu, dokud se neprojeví nesprávná činnost.
 - Výkluzové zatáčky s výkluzem o celý příčný sklonoměr. Vydržte po 30 sekund, a poté se vraťte do koordinovaného letu na 1 minutu.

Opakujte, dokud se neprojeví nesprávná činnost. Směr výkluzové zatáčky by měl být nejkritičtější směrem z pohledu zásobování motoru palivem.

- b. Stoupejte s maximálním výkonem pro stoupání a při rychlosti dle CS 23.65:
 - Udržujte přímý koordinovaný let nebo úhel příčného náklonu nepřekračující 5° , dokud se neprojeví nesprávná činnost.
 - Simulujte turbulentní ovzduší a oscilujte o $\pm$ polovinu šířky příčného sklonoměru při přibližně přirozené frekvenci bočení letounu, dokud se neprojeví nesprávná činnost.
 - Výkluzové zatáčky s výkluzem o celou šířku příčného sklonoměru, nebo o plné vychýlení směrového kormidla, pokud není možné dosáhnout výchylky o celou šířku sklonoměru. Vydržte po 30 sekund, a poté se vraťte do koordinovaného letu na 1 minutu. Opakujte, dokud se neprojeví nesprávná činnost.

Směr výkluzové zatáčky by měl být nejkritičtější směrem z pohledu zásobování motoru palivem.

- c. Provedte sestup a přiblížení.

Provedte souvislé přímé klesání s motorem (motory) na volnoběhu při V_{FE} s vysunutým podvozkem a klapkami, nebo sledujte nouzové postupy pro klesání uvedené v Letové příručce letounu (AFM). Pokračujte ve zkoušce, dokud nezpozorujete první známky přerušení dodávky paliva.

Provedte souvislý klouzavý let s motorem (motory) na volnoběhu při $1,3 V_{SO}$, dokud nezpozorujete první známky přerušení dodávky paliva. Simulujte podmínky turbulentního nebo klidného ovzduší – podle toho, které jsou nejkritičtější. Ověřte, že při nevyužitelném množství paliva stanoveném při kritických zkouškách nedojde k přerušení zásobování palivem, pokud je zároveň rychle aplikován MCP a přechod na rychlost dle CS 23.65 z volnoběžného klouzavého letu při $1,3 V_{SO}$.

Nastolte klesání s motorem (motory) na volnoběhu při 1,3 V_{SO} v přistávací konfiguraci. Udržujte úhel bočení o $1\frac{1}{2}$ šířky příčného sklonoměru ve směru, který byl zjištěn jako kritický pro konstrukci palivového systému, a s dostatečným použitím křidélek pro udržení konstantního kurzu (nebo využijte maximální bočení předpokládané pro daný typ letounu). Zkouška by měla být provedena bočením po dobu 30 sekund. Pokračujte ve zkoušce, dokud se neprojeví první známky přerušení průtoku paliva. Ověřte, že při nevyužitelném množství paliva stanoveném při kritických zkouškách se neprojeví přerušení průtoku paliva při skluzu po dobu 30 sekund, po kterém bude následovat jednodominutová fáze maximálního výkonu při stoupání přímo vpřed po přerušeném přistání.

Existují-li jakékoliv jiné podmínky, které by vedly ke stanovení vyššího množství nevyužitelného množství paliva, musí být tyto podmínky také prověřeny.

AMC 23.961

Provoz palivového systému v horkém počasí

Každý palivový systém, který využívá letecký benzín je považován za systém se sklony k tvorbě par. Nicméně systém, který má palivové čerpadlo se sací výškou, je z pohledu tvorby par kritičtější.

Kritické provozní podmínky, které je třeba uvážit při vyhodnocování zkoušek v horkém počasí, by měly zahrnovat přinejmenším maximální průtok paliva, velké úhly náběhu, maximální teplotu paliva, atd.

Hmotnost letounu by měla být hmotností s kritickou hladinou paliva, minimální posádkou potřebnou pro bezpečný provoz a se zátěží nezbytnou pro udržení těžiště v dovolených mezích.

Kritická hladina paliva je ve většině případů nízkou hladinou paliva, v některých případech však může být kritická plná hladina paliva.

Pro provedení zkoušek provozu v horkém počasí je obvykle nutná letová zkouška, je-li však provedena pozemní zkouška, měla by přesně simulovat letové podmínky.

K dispozici je několik metod ohřevu paliva, jako cirkulace horké vody či páry skrz tepelný výměník umístěný v palivové nádrži za účelem zvýšení teploty paliva, umístění černého plastu nebo jiného materiálu na palivové nádrže na jasném slunečním světle nebo foukání horkého vzduchu přes palivové nádrže. Palivo by nemělo být při ohřívání nadměrně mícháno ani jinak rozpohybováno. Ohřev by měl být dokončen v nejkratším možném čase, aniž by byly místně v tepelném výměníku dosahovány nadměrné teploty.

Zvyšte teplotu paliva na kritickou hodnotu následovně:

- Pro letecký benzín: 43 °C – 0 až + 3 °C (110 °F – 0 až + 5 °F)
- Pro letecký petrolej: 43 °C – 0 až + 3 °C (110 °F – 0 až + 5 °F)
- Pro automobilový benzín: 43 °C – 3 až + 0 °C (110 °F – 5 až + 0 °F)

Zkoušení by mělo začít okamžitě po dosažení požadované teploty paliva.

Požadovaná vnější teplota vzduchu měřená 1,2 až 1,8 m (4 až 6 ft) nad povrchem dráhy by měla být minimálně 29 °C (85 °F). Pokud jsou zkoušky prováděny v prostředí, které je dostatečně chladné, aby rušilo výsledky zkoušek, měly by být podniknuty kroky k minimalizaci vlivu nízké teploty. Ty mohou zahrnovat izolaci povrchu palivové nádrže, a je-li to vhodné, palivových potrubí a dalších částí palivového systému od studeného vzduchu, aby byly simulovány podmínky horkého dne.

Vzlet a stoupání by měly být provedeny co nejdříve poté, co palivo v nádrži dosáhne požadované zkušební teploty, a teplota oleje by měla být alespoň minimální doporučená pro vzlet.

Vzdušná rychlost stoupání by měla být stejná jako rychlost, která byla použita při průkazu splnění požadavků CS 23.65 s tou výjimkou, že letoun by měl mít minimální hmotnost s kritickým množstvím paliva v nádržích.

Výkonové nastavení by mělo být udržováno na maximálních schválených úrovních pro vzlet a stoupání, aby byl zajištěn maximální průtok paliva.

Stoupání by mělo pokračovat až do maximální provozní nadmořské výšky schválené pro letoun. Pokud je opodstatněna nižší nadmořská výška, v letové příručce letounu by měla být zaznamenána příslušná omezení.

Zaznamenány by měly být následující údaje:

- Teplota paliva v nádrži
- Tlak paliva na začátku zkoušky a průběžně během stoupání je třeba zaznamenávat jakékoliv poruchy, kolísání či změny tlaku
- Provoz hlavního a nouzového palivového čerpadla, je-li použito
- Tlaková nadmořská výška
- Teplota okolního vzduchu, celková nebo statická – dle vhodnosti
- Vzdušná rychlost
- Výkon motoru, tj. kompresní poměr motoru, rychlost generátoru plynů, kroutící moment, otáčky, vstupní teplota do turbíny, teplota výfukových plynů, plnicí tlak a průtok paliva – dle vhodnosti
- Poznámky k provozu motoru
- Množství paliva v palivových nádržích během vzletu
- Tlak par paliva (pouze u automobilového benzínu) stanovený před zkouškou
- Třída nebo označení paliva stanovené před zkouškou

Za poruchu tlaku paliva se označuje pokles tlaku pod minimální hodnotu předepsanou výrobcem motoru nebo případ, kdy motor nepracuje uspokojivě.

Nouzové palivové čerpadlo (čerpadla) by nemělo být v provozu, pokud je určeno pro záložní použití. Tato zkouška může být použita ke stanovení maximální tlakové nadmořské výšky pro provoz s vypnutým čerpadlem (čerpadly).

Pokud v průběhu zkoušky kritických letových podmínek dojde k významnému kolísání tlaku, ale nedojde k poruše tlaku, mělo by být uváženo další zkoušení za účelem stanovení, zda k poruše tlaku nemůže dojít za jakýchkoliv jiných očekávaných provozních režimů. Palivový systém by měl být také vyhodnocen z pohledu tvorby par během cestovního letu v maximální schválené nadmořské výšce v klidném ovzduší při nízkém až středním nastavení výkonu a nízkém průtoku paliva a volnoběžném přiblížení na přistání.

Zkoušky v horkém počasí může být nutné opakovat, pokud není možné spolehlivě určit kritickou nádrž.

Jakákoliv omezení teploty vnějšího vzduchu vycházející ze zkoušek v horkém počasí by měla být zahrnuta v Letové příručce letounu.

AMC 23.1011 (b)

Olejový systém – všeobecně

Minimální povolená využitelná kapacita oleje může být stanovena na základě vytrvalosti a maximální povolené spotřeby oleje. Pro motory s mokrou nebo suchou olejovou vanou je maximální povolený poměr dodávky paliva/oleje roven minimálnímu dosažitelnému poměru spotřeby paliva/oleje. To je možné matematicky vyjádřit následovně:

$$\frac{\text{Maximální povolená kapacita využitelného paliva}}{\text{Minimální povolená využitelná kapacita oleje}} \leq \frac{\text{Minimální dosažitelná specifická spotřeba paliva}}{\text{Maximální povolená specifická spotřeba oleje}}$$

Proto jsou pro motory se suchou i mokrou olejovou vanou poměry dodávky paliva/oleje rovné nebo nižší než minimální dosažitelná spotřeba paliva/oleje považovány za přijatelné.

U zástaveb s dvěma motory, není-li zajištěna odpovídající rezerva oleje, by měla být vytrvalost dvoumotorového letounu využívajícího palivový systém s křížovou dodávkou nebo běžné palivové nádrže stanovena na základě toho, že 50 % specifické celkové počáteční kapacity paliva pro vypnutý motor bude k dispozici druhému motoru. Výkonové úrovně motorů, které je třeba uvážit u dvoumotorového letounu s palivovým systémem s křížovou dodávkou paliva, jsou ty, které umožní maximální uvedenou vytrvalost s oběma pracujícími motory, nastavenými dle potřeby (včetně nastavení směsi) tak, aby bylo možné bezpečně dokončit let s jedním nepracujícím motorem poté, co je spotřebováno 50 % zásoby paliva.

AMC 23.1045 (b)**Postupy zkoušek chlazení pro letouny poháněné turbínovými motory**

Pro účely zkoušek chlazení je teplota považována za „stabilizovanou“, když je rychlost její změny nižší než 1°C (2°F) za minutu.

AMC 23.1141 (g)(2)**Ovladače pohonné jednotky: všeobecně**

Požadované prostředky pro indikaci polohy ventilu mohou být:

- systém, který přímo snímá, že ventil dosáhl zvolené polohy, nebo
- jiná indikace v pilotní kabině, která zajišťuje letové posádce jasnou indikaci, že ventil se přesunul do zvolené polohy.

Přestože by ukazatel s trvalým zobrazením umožnil vyhovění požadavku, alternativní použití světel indikujících plně otevřenou a plně zavřenou polohu a světla indikujícího probíhající přesun ventilu je rovněž považováno za přijatelný způsob průkazu.

AMC 23.1143 (g)**Ovladače pohonné jednotky**

Dojde-li k přerušení táhla ovládání škrcení, ovladač palivové přípusti by se měl přesunout do polohy, která pilotovi umožní udržovat vodorovný let v konfiguraci pro cestovní let.

AMC 23.1147 (b)**Ovladače směsi**

Dojde-li k přerušení táhla ovládání směsi, ovladač směsi by se měl přesunout do polohy pro zcela obohacenou směs.

AMC 23.1182**Prostor motorové gondoly za protipožárními přepážkami**

Pro každou dotčenou oblast, která obsahuje zatažitelné přistávací zařízení, musí být vyhovění prokázáno pouze se zataženým přistávacím zařízením.

AMC 23:1189 (a)(5)**Závěrné prostředky**

Nebezpečné množství hořlavé kapaliny je pro účely tohoto požadavku stanoveno jako 1 litr (čtvrtina galonu).

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

AMC – HLAVA F**AMC 23.1351 (a)(2)****Elektrické systémy a vybavení – všeobecně**

Pokud je pro letouny kategorie normální, cvičná a akrobatická soulad prokazován elektrickým měřením, postupy by měly zahrnovat dostatečné zkoušení, které prokáže, že elektrické systémy splňují požadavky odstavce 23.1351. Jsou-li prováděny laboratorní zkoušky elektrického systému:

- (1) Zkoušky mohou být provedeny na modelu s použitím stejného vybavení pro generování elektrické energie, jaké je použito v letounu.
- (2) Vybavení by mělo simulovat elektrické vlastnosti rozvodné kabeláže a připojených zatížení v takové míře, která je nezbytná pro kvalifikované výsledky zkoušky; a
- (3) Laboratorní pohony generátoru by měly simulovat skutečné pohony v letounu z pohledu jejich reakce na zatěžování generátoru včetně zatížení poruchami.

AMC 23.1351 (b)(5)(iv)**Elektrické systémy a vybavení – všeobecně**

„Přepínání“ označuje prostředky použité k volbě alternativního nezávislého zdroje, které zaručí nepřetržitý provoz vybavení nebo systémů. Tento systém může být zajištěn manuálními nebo automatickými prostředky.

AMC 23.1419**Ochrana proti námraze**

Jako AMC k CS 23.1419 je přijatelné *FAA AC 23.1419*.

AMC 23.1431 (e)**Elektronické vybavení**

Pro ty zástavby, kde nejsou veškeré výstrahy poskytovány prostřednictvím radiového/audio vybavení, by měla být uvážena pilotova schopnost slyšet a rozpoznat výstrahy při použití sluchátek včetně sluchátek odstiňujících okolní hluk.

AMC 23.1459 (b)**Letové zapisovače**

Fráze „tak daleko vzadu, jak je to jen možné“ by měla být vykládána jako poloha dostatečně vzadu, která bude konzistentní s přiměřeným přístupem pro provádění údržby, a zároveň v poloze, která minimalizuje pravděpodobnost poškození nárazem při letecké havárii a následném požáru.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

AMC – HLAVA G

AMC 23.1543 (b)

Značení přístrojů: Všeobecně

Oběžník *FAA Advisory Circular (AC) 20-88A* uvádí návod ke značení přístrojů pohonné jednotky.

AMC 23.1555 (e)(2)

Značení ovládacích prvků

Ovládání směsi pro pístové motory a stavové páky turbínových motorů, zahrnující uzavírací kohouty paliva nebo samotné uzavírací kohouty, jsou považovány za nouzové ovladače, protože představují prostředky k okamžitému zastavení spalování v motoru.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

AMC – DODATEK A

Dodatek A – ZJEDNODUŠENÁ KRITÉRIA NÁVRHOVÉHO ZATÍŽENÍ PRO KONVENČNÍ JEDNOMOTOROVÉ LETOUNY O MAXIMÁLNÍ HMOTNOSTI 2 722 KG (600 LB) NEBO MÉNĚ**AMC A23.1****Všeobecně**

Definice štihlosti křídla, vodorovné a svislé ocasní plochy a objemového součinitele ocasní plochy.

Kritéria návrhového zatížení v Dodatku A jsou omezena na konvenční letouny, jejichž křídla a ocasní plochy nepřekračují určité štihllostní poměry a jejichž konfigurace ocasních ploch má objem, který není vyšší než specifikovaná hodnota.

Štihllostní poměr křídla a vodorovných ocasních ploch, jak je specifikován v A23.1 (c) a (d) je definován následovně:

$$AR = \frac{b^2}{S},$$

kde:

b = rozpětí dané plochy

S = plocha dané plochy

Štihllostní poměr svislé ocasní plochy, jak je specifikován v A 23.1 (e), je definován následovně:

$$AR = \frac{h_{vt}^2}{2S_{vt}},$$

kde:

h_{vt} = výška svislé ocasní plochy

S_{vt} = plocha svislé ocasní plochy

Objemový součinitel ocasní plochy je definován následovně:

$$V_t = \frac{S_{ht}}{S_w} \frac{l_{ht}}{MAC},$$

kde:

S_{ht} = plocha vodorovné ocasní plochy

S_w = plocha křídla

l_{ht} = vzdálenost mezi neutrálním bodem vodorovné ocasní plochy a těžištěm letounu

MAC = střední aerodynamická těživa křídla

Pro zjednodušení může být l_{ht} zvolena jako vzdálenost mezi 25 % těživy křídla a 25 % těživy vodorovné ocasní plochy.

Hodnoty rozpětí, ploch a výšek ve vzorcích by měly být odsouhlaseny Agenturou s ohledem na omezení platnosti Dodatku A.

AMC A23.11 (c)**Zatížení řídicích ploch***Rozložení zatížení na ocasních plochách*

Aby byla zajištěna odpovídající ohybová a torzní pevnost ocasní konstrukce, nejnepříznivější zatížení by měla být uvažována spolu s nejkritičtější polohou působíště tlaku pro danou konstrukční část.

Ve většině případů mohou k nejkritičtějšímu zatížení hlavních částí konstrukce vést tři polohy působíště tlaku:

- 1 Aby byl pokryt případ torzního zatížení, zvolte působíště tlaku na náběžné hraně.
- 2 Aby byl pokryt případ ohybového zatížení hlavního nosníku, zvolte působíště tlaku na hlavním nosníku.
- 3 Aby byl pokryt případ ohybového zatížení pomocného nosníku, zvolte působíště tlaku na pomocném nosníku.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

CS-23

PŘIJATELNÉ ZPŮSOBY PRŮKAZU

**PRŮVODCE LETOVÝMI ZKOUŠKAMI
(FTG)**

**PRO CERTIFIKACI LETOUNŮ
PODLE CS-23**

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

PRŮVODCE LETOVÝMI ZKOUŠKAMI
PRO CERTIFIKACI LETOUNŮ PODLE CS-23

OBSAH

Odstavec *Odkaz na odstavec Knihy 1*

HLAVA 1 – VŠEOBECNĚ

1	ODSTAVEC 23.1 – PLATNOST
2	ODSTAVEC 23.3 – KATEGORIE LETOUNŮ
3–5	VYHRAZENO

HLAVA 2 – LET

Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ

6	ODSTAVEC 23.21 – PRŮKAZ VYHOVĚNÍ
7	ODSTAVEC 23.23 – MEZE ROZLOŽENÍ ZATÍŽENÍ
8	ODSTAVEC 23.25 – HMOTNOSTNÍ MEZE
9	ODSTAVEC 23.28 – HMOTNOST A ODPOVÍDAJÍCÍ TĚŽIŠTĚ PRÁZDNÉHO LETOUNU
10	ODSTAVEC 23.31 – ODNÍMATELNÁ ZÁTĚŽ
11	ODSTAVEC 23.33 – OMEZENÍ OTÁČEK A NASTAVENÍ VRTULE
12–15	VYHRAZENO

Oddíl 2 – VÝKONNOST

16	ODSTAVEC 23.45 – VŠEOBECNĚ
17	ODSTAVEC 23.49 – PÁDOVÁ RYCHLOST
18	ODSTAVEC 23.51 – VZLETOVÉ RYCHLOSTI
19	ODSTAVEC 23.53 – LETOVÉ VÝKONY PŘI VZLETU
20	VYHRAZENO
21	ODSTAVEC 23.55 – DÉLKA PŘERUŠENÉHO VZLETU
22	ODSTAVEC 23.57 – DRÁHA VZLETU
23	ODSTAVEC 23.59 – DÉLKA VZLETU A DÉLKA ROZJEZDU
24	ODSTAVEC 23.61 – DRÁHA LETU PŘI VZLETU
25	ODSTAVEC 23.65 – STOUPÁNÍ: VŠECHNY MOTORY PRACUJÍCÍ
26	ODSTAVEC 23.66 – STOUPÁNÍ: JEDEN MOTOR NEPRACUJÍCÍ
27	ODSTAVEC 23.67 – STOUPÁNÍ: JEDEN MOTOR NEPRACUJÍCÍ
28	ODSTAVEC 23.71 – KLOUZAVÝ LET (JEDNOMOTOROVÉ LETOUNY)
29	ODSTAVEC 23.75 – PŘISTÁNÍ
30	ODSTAVEC 23.77 – STOUPÁNÍ PO PŘERUŠENÉM PŘISTÁNÍ
31–38	VYHRAZENO

Oddíl 3 – LETOVÉ CHARAKTERISTIKY

39	ODSTAVEC 23.141 – VŠEOBECNĚ
40–44	VYHRAZENO

Oddíl 4 – ŘIDITELNOST A MANÉVROVATELNOST

45	ODSTAVEC 23.143 – VŠEOBECNĚ
46	ODSTAVEC 23.145 – PODÉLNÉ ŘÍZENÍ
47	ODSTAVEC 23.147 – SMĚROVÉ A PŘÍČNÉ ŘÍZENÍ
48	ODSTAVEC 23.149 – MINIMÁLNÍ RYCHLOST ŘIDITELNOSTI
49	ODSTAVEC 23.151 – AKROBATICKE OBRATY
50	ODSTAVEC 23.153 – ŘÍZENÍ PŘI PŘISTÁNÍ
51	ODSTAVEC 23.155 – ŘÍDÍCÍ SÍLY NA VÝŠKOVCE PŘI OBRATECH

52	ODSTAVEC 23.157 – ÚHLOVÁ RYCHLOST KLONĚNÍ
53–62	VYHRAZENO
	Oddíl 5 – VYVÁŽENÍ
63	ODSTAVEC 23.161 – ÚHLOVÁ RYCHLOST KLONĚNÍ
64–69	VYHRAZENO
	Oddíl 6 – STABILITA
70	ODSTAVEC 23.171 – VŠEOBECNĚ
71	ODSTAVEC 23.173 – STATICKÁ PODÉLNÁ STABILITA
72	ODSTAVEC 23.175 – PŘEDVEDENÍ STATICKÉ PODÉLNÉ STABILITY
73	ODSTAVEC 23.177 – STATICKÁ SMĚROVÁ A PŘÍČNÁ STABILITA
74	ODSTAVEC 23.179 – VYHRAZENO
75	ODSTAVEC 23.181 – DYNAMICKÁ STABILITA
76–85	VYHRAZENO
	Oddíl 7 – PŘETAŽENÍ
86	ODSTAVEC 23.201 – PŘETAŽENÍ V PŘÍMÉM LETU
87	ODSTAVEC 23.203 – PŘETAŽENÍ V ZATÁČCE A DYNAMICKÉ PŘETAŽENÍ V ZATÁČCE
88	ODSTAVEC 23.205 – VYHRAZENO
89	ODSTAVEC 23.207 – VÝSTRAHA PŘED PŘETAŽENÍM
90–99	VYHRAZENO
	Oddíl 8 – VÝVRTKY
100	ODSTAVEC 23.221 – VÝVRTKY
101–105	VYHRAZENO
	Oddíl 9 – CHARAKTERISTIKY OVLADATELNOSTI NA ZEMI A NA VODĚ
106	ODSTAVEC 23.231 – PODÉLNÁ STABILITA A ŘÍZENÍ
107	ODSTAVEC 23.233 – SMĚROVÁ STABILITA A ŘÍZENÍ
108	ODSTAVEC 23.235 – PROVOZ NA NEZPEVNĚNÝCH POVRŠÍCH
109	ODSTAVEC 23.237 – PROVOZ NA VODĚ
110	ODSTAVEC 23.239 – ROZSTŘIKOVÉ CHARAKTERISTIKY
111–119	VYHRAZENO
	Oddíl 10 – RŮZNÉ LETOVÉ POŽADAVKY
120	ODSTAVEC 23.251 – VIBRACE A TŘEPNÍ (BUFFETING)
121	ODSTAVEC 23.253 – VLASTNOSTI PŘI VYSOKÉ RYCHLOSTI
122–131	VYHRAZENO

HLAVA 3 – NÁVRH A KONSTRUKCE

	Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ
132	ODSTAVEC 23.629 – TŘEPETÁNÍ (FLUTTER)
133–137	VYHRAZENO
	Oddíl 2 – SYSTÉMY ŘÍZENÍ
138	ODSTAVEC 23.671 – VŠEOBECNĚ
138a	ODSTAVEC 23.672 – SYSTÉMY ZVYŠOVÁNÍ STABILITY A AUTOMATICKÉ SYSTÉMY A SYSTÉMY SE SERVOPOHONY
139	ODSTAVEC 23.677 – SYSTÉMY VYVÁŽENÍ
140	ODSTAVEC 23.679 – BLOKOVACÍ ZAŘÍZENÍ SYSTÉMU ŘÍZENÍ
140a	ODSTAVEC 23.691 – SYSTÉMY UMĚLÉ ZÁBRANY PŘED PŘETAŽENÍM
141	ODSTAVEC 23.697 – ŘÍZENÍ VZTLAKOVÝCH KLAPEK
142	ODSTAVEC 23.699 – UKAZATEL POLOHY VZTLAKOVÝCH KLAPEK
143	ODSTAVEC 23.701 – PROPOJENÍ VZTLAKOVÝCH KLAPEK
144–153	VYHRAZENO

Oddíl 3 – PŘISTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ

- 154 Odstavec 23.729 – SYSTÉM VYSOUVÁNÍ A ZASOUVÁNÍ PŘISTÁVACÍHO ZAŘÍZENÍ
 155 Odstavec 23.735 – BRZDY. (VYHRAZENO)
 156–160 VYHRAZENO

Oddíl 4 – PROSTŘEDKY PRO OSOBY A NÁKLAD

- 161 Odstavec 23.771 – PILOTNÍ PROSTOR. (VYHRAZENO)
 162 Odstavec 23.773 – VÝHLED Z PILOTNÍHO PROSTORU
 162a Odstavec 23.775 – ČELNÍ SKLO A BOČNÍ OKNA
 163 Odstavec 23.777 – ŘÍZENÍ V PILOTNÍ KABINĚ
 163a Odstavec 23.785 – SEDADLA, LŮŽKA, NOSÍRKA, BEZPEČNOSTÍ PÁSY A RAMENNÍ VÍCEBODOVÉ PÁSY
 164 Odstavec 23.803 – NOUZOVÁ EVAKUACE
 165 Odstavec 23.807 – NOUZOVÁ VÝCHODY
 166 Odstavec 23.831 – VENTILACE
 167–175 VYHRAZENO

Oddíl 5 – PŘETLAKOVÁNÍ

- 176 Odstavec 23.841 – PŘETLAKOVÉ KABINY
 177 Odstavec 23.843 – ZKOUŠKY PŘETLAKOVÁNÍ
 178–188 VYHRAZENO.

HLAVA 4 – POHONNÁ JEDNOTKA**Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ**

- 189 Odstavec 23.901 – ZÁSTAVBA. (VYHRAZENO)
 190 Odstavec 23.903 – MOTORY
 191 Odstavec 23.905 – VRTULE
 192 Odstavec 23.909 – TURBODMYCHADLA
 192a Odstavec 23.925 – SVĚTLÁ VZDÁLENOST OD VRTULE
 193 Odstavec 23.929 – PROTINÁMRAZOVÁ OCHRANA ZÁSTABY MOTORU
 194 Odstavec 23.933 – SYSTÉMY REVERZNÍHO TAHU
 195 Odstavec 23.939 – PROVOZNÍ CHARAKTERISTIKY POHONNÉ JEDNOTKY
 196 Odstavec 23.943 – ZÁPORNÉ ZRYCHLENÍ
 197–206 VYHRAZENO

Oddíl 2 – PALIVOVÝ SYSTÉM

- 207 Odstavec 23.959 – NEVYUŽITELNÁ ZÁSOBA PALIVA
 208 Odstavec 23.961 – PROVOZ PALIVOVÉHO SYSTÉMU V HORKÉM POČASÍ
 209–220 VYHRAZENO

Oddíl 3 – SOUČÁSTI PALIVOVÉHO SYSTÉMU

- 221 Odstavec 23.1001 – SYSTÉM PRO VYPUŠTĚNÍ PALIVA
 222–237 VYHRAZENO

Oddíl 4 – OLEJOVÝ SYSTÉM

- 238 Odstavec 23.1027 – SYSTÉM PRAPOROVÁNÍ VRTULE
 239–244 VYHRAZENO

Oddíl 5 – CHLAZENÍ

- 245 Odstavec 23.1041 – VŠEOBECNĚ
 246 Odstavec 23.1043 – ZKOUŠKY CHLAZENÍ
 247 Odstavec 23.1045 – POSTUPY ZKOUŠKY CHLAZENÍ PRO LETOUNY POHÁNĚNÉ TURBÍNOVÝMI MOTORY
 248 Odstavec 23.1047 – POSTUPY ZKOUŠEK CHLAZENÍ PRO LETOUNY POHÁNĚNÉ PÍSTOVÝMI MOTORY
 249–254 VYHRAZENO

Oddíl 6 – SYSTÉM SÁNÍ

- 255 Odstavec 23.1091 – SYSTÉM SÁNÍ
 256 Odstavec 23.1093 – OCHRANA SYSTÉMU SÁNÍ PROTI NÁMRAZE
 257–265 VYHRAZENO

Oddíl 7 – OVLÁDÁNÍ A ŘÍZENÍ POHONNÉ JEDNOTKY

- 266 Odstavec 23.1141 – OVLÁDÁNÍ POHONNÉ JEDNOTKY: VŠEOBECNĚ
 267 Odstavec 23.1145 – SPÍNAČE ZAPALOVÁNÍ. (VYHRAZENO)
 268 Odstavec 23.1153 – OVLÁDÁNÍ PRAPOROVÁNÍ VRTULE
 269–278 VYHRAZENO

Oddíl 8 – PROTIPOŽÁRNÍ OCHRANA POHONNÉ JEDNOTKY

- 279 Odstavec 23.1181 – ZÁVĚRNÉ PROSTŘEDKY
 280–285 VYHRAZENO

HLAVA 5 – VYBAVENÍ**Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ**

- 286 VYHRAZENO
 287 Odstavec 23.1301 – FUNKCE A ZÁSTAVBA
 288 VYHRAZENO
 289 Odstavec 23.1303 – LETOVÉ A NAVIGAČNÍ PŘÍSTROJE
 290 Odstavec 23.1305 – PŘÍSTROJE POHONNÉ JEDNOTKY
 291 Odstavec 23.1307 – RŮZNÉ VYBAVENÍ (VYHRAZENO)
 292 Odstavec 23.1309 – VYBAVENÍ, SYSTÉMY A ZÁSTAVBY
 293–299 VYHRAZENO

Oddíl 2 – PŘÍSTROJE: ZÁSTAVBA

- 300 Odstavec 23.1311 – ELEKTRONICKÉ ZOBRAZOVACÍ PŘÍSTROJOVÉ SYSTÉMY
 301 Odstavec 23.1321 – USPOŘÁDÁNÍ A VIDITELNOST. (VYHRAZENO).
 302 Odstavec 23.1322 – VÝSTRAŽNÁ, VAROVNÁ A PORADNÍ SVĚTLA. (VYHRAZENO).
 303 Odstavec 23.1323 – SYSTÉM PRO INDIKACI VZDUŠNÉ RYCHLOSTI
 304 Odstavec 23.1325 – SYSTÉM PRO SNÍMÁNÍ STATICKÉHO TLAKU
 305 Odstavec 23.1326 – INDIKAČNÍ SYSTÉMY VYHŘÍVÁNÍ PITOTOVY TRUBICE. (VYHRAZENO)
 306 Odstavec 23.1327 – MAGNETICKÝ KOMPAS.
 307 Odstavec 23.1329 – SYSTÉM AUTOPILOTA.
 308 Odstavec 23.1331 – PŘÍSTROJE VYUŽÍVAJÍCÍ ZDROJ ENERGIE.
 309 Odstavec 23.1335 – SYSTÉMY LETOVÉHO POVELOVÉHO PŘÍSTROJE.
 310 Odstavec 23.1337 – PŘÍSTROJE POHONNÉ JEDNOTKY
 311–318 VYHRAZENO

Oddíl 3 – ELEKTRICKÉ SYSTÉMY A VYBAVENÍ

- 319 Odstavec 23.1351 – VŠEOBECNĚ. (VYHRAZENO)
 320 Odstavec 23.1353 – KONSTRUKCE A ZÁSTAVBA AKUMULÁTOROVÉ BATERIE
 321 Odstavec 23.1357 – ZAŘÍZENÍ PRO OCHRANU OBVODŮ. (VYHRAZENO)
 322 Odstavec 23.1361 – USPOŘÁDÁNÍ HLAVNÍHO VYPÍNAČE.
 323 Odstavec 23.1367 – SPÍNAČE. (VYHRAZENO)
 324–328 VYHRAZENO

Oddíl 4 – SVĚTLA

- 329 Odstavec 23.1381 – OSVĚTLENÍ PŘÍSTROJŮ.
 330 Odstavec 23.1383 – PŘÍSTÁVACÍ SVĚTLA.
 331–335 VYHRAZENO

Oddíl 5 – BEZPEČNOSTNÍ VYBAVENÍ

- 336 Odstavec 23.1411 – VŠEOBECNĚ. (VYHRAZENO)

- 337 Odstavec 23.1415 – VYBAVENÍ PRO NOUZOVÉ PŘISTÁNÍ NA VODU. (VYHRAZENO)
 338 Odstavec 23.1416 – PNEUMATICKÝ ODMRAZOVACÍ SYSTÉM.
 339 Odstavec 23.1419 – OCHRANA PROTI NÁMRAZE.
 340–349 VYHRAZENO

Oddíl 6 – RŮZNÉ VYBAVENÍ

- 349 Odstavec 23.1431 – ELEKTRONICKÉ VYBAVENÍ.
 351 Odstavec 23.1435 – HYDRAULICKÉ SYSTÉMY. (VYHRAZENO)
 352 Odstavec 23.1441 – KYSLÍKOVÉ VYBAVENÍ A DODÁVKA KYSLÍKU. (VYHRAZENO)
 353 Odstavec 23.1447 – STANDARDY VYBAVENÍ PRO KYSLÍKOVÉ DÝCHACÍ SOUPRAVY/PŘÍSTROJE. (VYHRAZENO)
 354 Odstavec 23.1449 – PROSTŘEDKY PRO ZJIŠTĚNÍ POUŽITÍ KYSLÍKU. (VYHRAZENO)
 355 Odstavec 23.1457 – ZAPISOVAČE HLASU V PILOTNÍM PROSTORU. (VYHRAZENO)
 356 Odstavec 23.1459 – LETOVÉ ZAPISOVAČE. (VYHRAZENO)
 357–364 VYHRAZENO

HLAVA 6 – PROVOZNÍ OMEZENÍ A INFORMACE

Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ

- 365 Odstavec 23.1501 – VŠEOBECNĚ
 366 Odstavec 23.1505 – OMEZENÍ VZDUŠNÉ RYCHLOSTI
 367 Odstavec 23.1507 – OBRATOVÁ RYCHLOST
 368 Odstavec 23.1511 – RYCHLOST S VYSUNUTÝMI KLAPKAMI.
 369 Odstavec 23.1513 – MINIMÁLNÍ RYCHLOST ŘIDITELNOSTI
 370 Odstavec 23.1519 – HMOTNOST A TĚŽIŠTĚ
 371 Odstavec 23.1521 – OMEZENÍ POHONNÉ JEDNOTKY. (VYHRAZENO)
 372 VYHRAZENO
 373 Odstavec 23.1523 – MINIMÁLNÍ LETOVÁ POSÁDKA
 374 Odstavec 23.1523 – KONFIGURACE S MAXIMÁLNÍM POČTEM SEDADEL PRO CESTUJÍCÍ
 375 Odstavec 23.1525 – DRUHY PROVOZU
 376 Odstavec 23.1527 – MAXIMÁLNÍ PROVOZNÍ NADMOŘSKÁ VÝŠKA
 377–386 VYHRAZENO

Oddíl 2 – ZNAČENÍ A ŠTÍTKY

- 387 Odstavec 23.1541 – VŠEOBECNĚ
 388 Odstavec 23.1543 – ZNAČENÍ PŘÍSTROJŮ: VŠEOBECNĚ
 389 Odstavec 23.1545 – UKAZATEL VZDUŠNÉ RYCHLOSTI
 390 Odstavec 23.1547 – MAGNETICKÝ KOMPAS
 391 Odstavec 23.1549 – PŘÍSTROJE POHONNÉ JEDNOTKY.
 392 Odstavec 23.1551 – UKAZATEL MNOŽSTVÍ OLEJE. (VYHRAZENO)
 393 Odstavec 23.1553 – UKAZATEL MNOŽSTVÍ PALIVA. (VYHRAZENO)
 394 Odstavec 23.1555 – ZNAČENÍ ŘÍZENÍ
 395 Odstavec 23.1557 – RŮZNÉ ZNAČENÍ A ŠTÍTKY. (VYHRAZENO)
 396 Odstavec 23.1559 – ŠTÍTKY PROVOZNÍCH OMEZENÍ
 397 Odstavec 23.1561 – BEZPEČNOSTNÍ VYBAVENÍ
 398 Odstavec 23.1563 – ŠTÍTKY S RYCHLOSTMI LETU
 399 Odstavec 23.1567 – ŠTÍTKY S LETOVÝMI OBRATY
 400–409 VYHRAZENO

Oddíl 3 – LETOVÁ PŘÍRUČKA LETOUNU A SCHVÁLENÝ MATERIÁL PŘÍRUČKY

- 410 Odstavec 23.1581 – VŠEOBECNĚ
 411 Odstavec 23.1583 – PROVOZNÍ OMEZENÍ
 412 Odstavec 23.1585 – PROVOZNÍ POSTUPY
 413 Odstavec 23.1587 – INFORMACE O VÝKONECH

414 Odstavec 23.1589 – informace o zátěži
415–424 vyhrazeno

Dodatek 1 – Dostupný výkon

Dodatek 2 – Redukce údajů o stoupání

Dodatek 3 – Extrapolace statické minimální rychlosti řiditelnosti na úroveň hladiny moře

Dodatek 4 k CS 23 – Kontrolní seznam příruček, značení a štítků k CS-23

Dodatek 5 – vyhrazeno

Dodatek 6 – Vzorový seznam druhů provozuschopného vybavení

Dodatek 7 – Užitečné informace

Dodatek 8 – Tabulka převodních součinitelů

Dodatek 9 – Kalibrace vzdušné rychlosti

Dodatek 10 – Průvodce stanovením charakteristik stoupání po modifikacích STC

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA 1 – VŠEOBECNĚ

1 Odstavec 23.1 – Platnost

a. Vysvětlení

(1) *Kategorie letounů.* Odstavec 23.1 (a) je úvodní a předepisuje kategorie letounů, které mohou být certifikovány na základě CS-23. Žadatelé naleznou certifikační postupy v Části-21.

(2) *Návrhové údaje.* Část 21.20 vyžaduje, aby žadatel prokázal vyhovění některým z přijatelných způsobů, i když Agentura již dříve certifikovala identickou modifikaci pro někoho jiného a má podklady k ní uloženy. Návrhové údaje předané žadatelem pro účely certifikace nejsou přístupné veřejnosti nebo jiným žadatelům bez souhlasu jejich držitele.

2 Odstavec 23.3 – Kategorie letounů

a. *Vysvětlení.* Pro letouny kategorie normální/ cvičná a také pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu jsou přetažení (s výjimkou strmých přetažení (skluzů po ocase)) povolenými obraty. V tomto kontextu je povolená přetažení třeba chápat jako přetažení definovaná v odstavcích 23.49, 23.201 a 23.203.

3–5 VYHRAZENO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA 2 – LET

Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ

6 Odstavec 23.21 – PRŮKAZ VYHOVĚNÍ

a. Vysvětlení

(1) *Prokazování vyhovění.* Tento odstavec stanovuje stupeň volnosti pro zkušební tým Agentury při volbě kombinace zkoušek nebo prohlídek, které jsou třeba k průkazu vyhovění předpisům. Technické zkoušky jsou navrženy tak, aby prošetřily celkové schopnosti a charakteristiky letounu v celém rozsahu jeho provozní obálky, a měly by zahrnovat dostatek kombinací hmotnosti, těžiště, nadmořské výšky, teploty, vzdušné rychlosti atd., které jsou potřeba k definování obálky a prokázání vyhovění v jejím rámci. Zkoušení by mělo být dostatečně přísné, aby definovalo meze celé provozní obálky a stanovilo vyhovění předpisům v těchto bodech. Pokud není možné stanovit vyhovění mezi těmito body, mělo by být provedeno další zkoušení, aby bylo vyhovění prokázáno. Zkoušení by mělo potvrdit běžné a nouzové postupy, informace o výkonnosti a provozní omezení, která budou zahrnuta do letové příručky letounu (AFM).

(2) *Letové zkoušky.* Část 21.35 zčásti vyžaduje, aby žadatel provedl letové zkoušky a hlásil jejich výsledky před prováděním vlastních inspekčních zkoušek Agenturou. Poté co žadatel předá dostatek údajů, které Agentuře prokáží, že vyhovění může být dosaženo, Agentura provede jakékoliv prohlídky a letové či pozemní zkoušky potřebné k ověření výsledků zkoušek prováděných žadatelem. Vyhovění může být založeno na technických údajích žadatele, které budou ověřeny namátkovou kontrolou nebo ověřováním prostřednictvím letových zkoušek prováděných Agenturou. Zkoušky prováděné Agenturou by měly zajistit ověření v kritických kombinacích navrhovaných letových proměnných, pokud není možné vyhovění stanovit na základě technického úsudku z již posouzených kombinací.

(3) *Použití přítěže.* Během letových zkoušek může být použita přítěž, kdykoliv je to potřeba k dosažení určité hmotnosti nebo polohy těžiště. Uvážit je třeba jak horizontální, tak vertikální polohu přítěže v případech, kdy by její umístění mohlo mít významný vliv na letové vlastnosti letounu. Pevnost nosné konstrukce musí být taková, aby se předešlo její poruše v důsledku předvídatelných zatížení, která mohou vzniknout při daných zkouškách.

(4) *Tolerance letových zkoušek.* Účelem tolerancí specifikovaných v 23.21 (a)(5) je umožnit změny v hodnotách pro letové zkoušky, u kterých mohou být pozměněny údaje na požadovanou hodnotu. Nejsou určeny k rutinnímu provádění zkoušek při nižších hmotnostech, nebo k prokazování vyhovění při mírnějších než kritických podmínkách, ani nejsou považovány za povolenou nepřesnost měření (jako např. při kalibraci vzdušné rychlosti). Tam, kde bude mít změna parametru, pro který jsou dovoleny tolerance, dopad na výsledky zkoušek, měl by být výsledek korigován na nejkritičtější hodnotu daného parametru v rámci schvalované provozní obálky. Pokud je taková korekce nemožná nebo nepraktická, průměrné zkušební podmínky by měly zajistit, že naměřená charakteristika reprezentuje skutečnou kritickou hodnotu.

(5) Následující dodatečné tolerance jsou přípustné:

<i>Položka</i>	<i>Tolerance</i>
Vzdušná rychlost	5,6 km/h (3 uzly) nebo $\pm 3 \%$, podle toho, co je vyšší
Výkon	$\pm 5 \%$
Vítr (při zkoušce vzletu a přistání)	Co možná nejnižší, avšak nepřekračující 12% V_{S1} nebo 19 km/h (10 kt) podle toho, která z hodnot je nižší, podél dráhy měřeno ve výšce 1,8 m (6 ft) nad povrchem dráhy. Při vyšších rychlostech větru mohou být údaje nespolehlivé v důsledku proměnlivosti větru a kvůli neklidným letovým podmínkám.

(6) V následujícím seznamu jsou uvedeny případy, ve kterých jsou obvykle povoleny korekce na standardní hodnotu parametru:

Zkouška	Hmotnost	Hustota	Výkon	Vzdušná rychlost	Jiné
Vzletová výkonnost	X	X	X	X	Vítr, sklon dráhy
Přistávací výkonnost	X	X	–	X	Vítr, sklon dráhy
Pádová rychlost	X	–	–	–	
Charakteristiky stoupání	X	X	X	X	Zrychlení
V_{mc}	–	X	X	–	

(7) *Zkouška funkce a spolehlivosti.* Část 21.35 (b)(2) specifikuje požadavky na zkoušky funkce a spolehlivosti, které jsou vyžadovány pro letadla s maximální schválenou hmotností nad 2 722 kg (6 000 lb).

b. *Postupy*

(1) *Plán zkoušek.* Na samém počátku certifikačního programu by mělo být věnováno úsilí pomoci žadateli v pokrytí všech certifikačních požadavků. Žadatel by měl vytvořit plán zkoušek, který bude zahrnovat potřebné přístrojové vybavení.

(2) *Kalibrace přístrojů.* Zkušební přístrojové vybavení (převodníky, ukazatele, apod.) by mělo být kalibrováno (vyjmuto z letounu a zkontrolováno schválenou metodou na zkušebním zařízení ve schválené zkušebně) v průběhu 6 měsíců před zkouškou. Jsou-li použita elektronická záznamová zařízení, jako jsou oscilografy, zapisovače údajů a jiná elektronická zařízení pro sběr údajů, měla by být použita předletová a poletová rekalkulace po každém zkušebním letu, aby bylo zajištěno, že žádný z parametrů se neposunul od výchozí nuly. Kritické převodníky a ukazatele pro kritické zkoušky (např. ukazatele vzdušné rychlosti a převodníky tlaku pro letové zkoušky do V_D) by – vedle výše uvedených požadavků – měly být kalibrovány v rozsahu 60 dní před zkouškou. Hystereze přístrojů by měla být známa, proto by odečty po vhodných přírůstcích měly být prováděny jak v rostoucím, tak klesajícím směru. Zástupce zařízení, kde byla prováděna oprava či generální oprava, by měl podepsat záznam o kalibraci, jako je níže uvedený, a tento záznam by měl být k dispozici zkušebnímu pilotovi ještě před započítáním zkušebního letu. Je třeba zdůraznit, že tyto kalibrace musí být prováděny ve schválené zkušebně. Například použití zařízení pro kontrolu netěsnosti ke „kalibraci“ ukazatele vzdušné rychlosti, ať již na letadle, nebo mimo něj, je nepřijatelné.

VZOROVÁ ČÁST KALIBRACE UKAZATELE VZDUŠNÉ RYCHLOSTI

XYZ KALIBRACE PŘÍSTOJŮ, S.R.O.

LETIŠTĚ ABC

-SCHVÁLENÁ OPRAVÁRENSKÁ ORGANIZACE – Č. 1234

8/12/80
P/N 1701DX8-04
S/N AF55-17044

Ukazatel vzdušné rychlosti

UZLY

Hlavní zkouška	Stoupající odečty	Klesající odečty
40	38,0	39,0
50	49,0	50,5
60	59,5	61,0
70	70,0	71,0
80	80,0	81,0

(3) *Použití přítěže*

(i) *Zatěžování.* Zatěžování letounu přítěží může být provedeno několika způsoby, aby bylo dosaženo určité hmotnosti a polohy těžiště, pokud zatížení zůstává ve fyzických mezích letounu. Při provádění letové zkoušky se často vyskytnou problémy při zatěžování ve snaze o dosažení určité polohy těžiště. Tyto případy si mohou vyžadovat zatížení v motorovém prostoru nebo jiných místech, která

nejsou navržena pro nesení zátěže. Nastanou-li tyto podmínky, je třeba zajistit, aby nebyla překročena místní konstrukční napětí, nebo aby nebyly změněny letové charakteristiky letounu v důsledku změn v setrvačných momentech způsobených přidáním velkého ramene síly (umístěním na ocasu apod.).

(ii) *Pevná a kapalná přítěž.* Existují dva základní typy přítěže pro použití při zatěžování letounu: pevná a kapalná. Pevné přítěže jsou obvykle vyrobeny z materiálů o vysoké hustotě, jako je olovo nebo pytle s pískem, zatímco kapalné jsou většinou s vodou. Při kritických zkouškách by měla být přítěž přidána tak, aby bylo za letu možné její odstranění, a umístěna v bodě, který způsobí značné posunutí těžiště při jejím odhození. V každém případě by přítěž měla být bezpečně upevněna v místě zatížení. U letounů s vícečetnými uspořádáními palivových nádrží by při volbě hmotnosti a polohy těžiště mělo být uvažováno jejich uspořádání.

(4) *Zkoušky funkce a spolehlivosti pro letouny s maximální schválenou hmotností nad 2 722 kg (6 000 lb)*

(i) Měla by být provedena obsáhlá a systematická kontrola všech součástí letadla, která ověří, že vykonávají zamýšlenou funkci a jsou spolehlivé.

(ii) Zkoušení funkce a spolehlivosti (F&R) by mělo být prováděno na letadle, které je v souladu se schválenou výrobní konfigurací. Zkoušení funkce a spolehlivosti by mělo následovat po zkouškách pro účely získání typového osvědčení, což zajistí, že do letadla před zkouškami funkce a spolehlivosti budou zahrnuty významné změny v důsledku typových zkoušek.

(iii) Všechny součásti letadla by měly být pravidelně použity ve sledu a v kombinacích, ve kterých budou pravděpodobně používány v provozu. V příslušných intervalech by měla být prováděna pozemní prohlídka, která identifikuje poruchové podmínky, avšak neměla by být povolena jakákoliv údržba nad rámec předepsaný v příručce pro údržbu letadla.

(iv) Měl by být veden úplný záznam defektů a poruch spolu s potřebným doplňováním hladin kapalin letadla. Výsledky tohoto zaznamenávání by měly být v souladu s informacemi o prohlídkách a údržbě v příručce pro údržbu letadla.

(v) Určitá část programu zkoušek funkce a spolehlivosti může být důkladněji zaměřena na systémy, provozní podmínky či prostředí, které byly při certifikačních zkouškách shledány nedůležitými.

7 Odstavec 23.23 – MEZE ROZLOŽENÍ ZATÍŽENÍ

a. Vysvětlení

(1) *Obálka těžiště.* Zkušební tolerance polohy těžiště ± 7 % celkového rozsahu polohy těžiště (stanoveno v 23.21) má umožnit drobné změny polohy těžiště za letu. Toto zmírnění je přijatelné pouze v případě, kdy obecný rozptyl údajů ze zkoušek je na jedné straně omezující polohy těžiště, nebo když je přijatelná korekce polohy těžiště ze zkušební polohy do polohy mezní. Měl by být prozkoumán dostatečný počet bodů v požadované obálce hmotností a vyvážení, aby bylo zajištěno, že pilot nebude v provozu vystaven nebezpečným podmínkám. Pokud se vyskytnou neuspokojivé letové charakteristiky, meze obálky by měly být sníženy, aby se zajistila dostatečná bezpečnostní rezerva. Tam, kde změny v poloze těžiště mohou mít významný vliv na výsledek zkoušky (např. vývrtky a V_{MCS}), výsledek by měl být korigován na nejkritičtější polohu těžiště v provozních mezích, které mají být schváleny. Pokud je taková korekce nepraktická nebo může být nespolehlivá, měly by skutečné výsledky zkoušek zajistit, že naměřená charakteristika reprezentuje kritickou hodnotu.

(2) *Úzká obálka poloh těžiště u cvičné kategorie.* Některé letouny cvičné kategorie, pro které je požadováno schválení pro vývrtky, mohou mít velmi úzký rozsah poloh těžiště. Je-li pro dosažení této úzké obálky poloh těžiště potřeba omezení zatížení od paliva, zkušební pilot by se měl ujistit, že instrukce pro zatěžování nebo pomůcky (jako jsou kompenzátory palivových nádrží) umožní pilotovi v provozu udržet těžiště v rámci schválené obálky.

(3) *Vlivy celkové hmotnosti.* Od zkušebního pilota se očekává, že stanoví vlivy, které celková hmotnost, včetně nízkého stavu paliva, může mít na letové charakteristiky letounu. Pokud se zjistí, že

letové charakteristiky by byly nepříznivě ovlivněny, měly by být provedeny zkoušky vyvážení, stability a ovladatelnosti včetně V_{MC} , přetažení a vývrtek při nejnepříznivějších hmotnostních podmínkách. Pro určité druhy provozu, jako jsou vývrty, platí samostatná omezení zatěžování.

(4) *Boční zatížení.* Pokud mohou možné podmínky zatížení vést k výrazným změnám boční polohy těžiště, musí být stanoven boční rozsah poloh těžiště:

(i) Meze zvolené žadatelem;

(ii) Meze, pro které byla prokázána konstrukce; nebo

(iii) Meze, pro které bylo prokázáno vyhovění všem platným letovým požadavkům. Předvedené kombinace hmotnosti a polohy těžiště by měly zohledňovat asymetrické zatížení. Při prošetřování vlivů asymetrického zatížení by měly být uváženy následující odstavce tohoto FTG, které představují platné letové požadavky:

23.143	Řiditelnost a manévrovatelnost, Všeobecně
23.147	Směrové a příčné řízení
23.151	Akrobatické obraty
23.157	Úhlová rychlost klonění
23.149	Minimální rychlost řiditelnosti
23.161	Vyvážení
23.177	Statická směrová a boční stabilita
23.201	Přetažení v přímém letu
23.203 (b)(1)	Přetažení v zatáčce a dynamické přetažení v zatáčce
23.221	Vývrty
23.233	Směrová stabilita a řiditelnost
23.701	Propojení vztlakových klapek

b. *Postupy.* Žádné.

8 Odstavec 23.25 – Hmotnostní meze

a. *Vysvětlení*

(1) *Omezení maximální hmotnosti.* Maximální hmotnost může být omezena třemi způsoby: dle volby žadatele, návrhovými konstrukčními požadavky nebo letovými požadavky.

(2) *Výjimky z maximální hmotnosti.* Předpisy ohledně maximální návrhové hmotnosti umožňují výjimku v tom, že některé konstrukční požadavky mohou být splněny při nižší hmotnosti známé jako návrhová přistávací hmotnost, která je definována v 23.473. V mnoha případech vzniká také, kvůli změnám v provozních požadavcích majitele/provozovatele, potřeba upravit a doložit konstrukci pro vyšší maximální hmotnost a/nebo maximální přistávací hmotnost. Každé z těchto navýšení ovlivňuje základní zatížení a konstrukční integritu letounu a mohlo by ovlivnit omezení a výkonnost.

Pokud byl letoun certifikován s maximální přistávací hmotností rovnou maximální hmotnosti, někteří žadatele využívají – prostřednictvím procesu doplňkového typového osvědčení (STC) – 5% rozdíl mezi návrhovou přistávací a návrhovou maximální hmotností, který je povolen odstavcem 23.473 (b), takže není potřeba opětovné dokládání podvozku pro přistávací zatížení, když je navýšena maximální hmotnost až o 5 procent. U těch programů, které zahrnují navýšení maximální hmotnosti o více než 5 procent, by mělo být provedeno určité opětovné doložení podvozku.

Někteří žadatelé zaměňují pístové motory turbopropovými, což vyžaduje záměnu benzínu za letecký petrolej, který váží až o 17 procent více. V některých případech se současně s výměnou motoru navyšuje kapacita palivových nádrží, ale maximální hmotnost při nulové hladině paliva zůstává stejná.

Všechny výše zmíněné typy modifikací by měly být prošetřeny, aby bylo ověřeno, že se nezvýšila kritická zatížení, nebo že ta zatížení, která se zvýšila, mohou být nesena stávající či upravenou konstrukcí.

(3) *Hmotnost, nadmořská výška, teplota (WAT).* U všech letounů s maximální vzletovou hmotností překračující 2 722 kg (6 000 lb) a letounů s turbínovými motory může být ke stanovení omezení maximální hmotnosti použit graf WAT.

(4) *Hmotnost na odbavovací ploše.* Žadatel se může rozhodnout použít „hmotnost na odbavovací ploše“ za předpokladu, že je prokázáno vyhovění každému platnému odstavci CS-23. Hmotnost na odbavovací ploše je vzletová hmotnost při uvolnění brzd plus navýšení o hmotnost paliva spotřebovaného při spuštění motoru, pojiždění a zahřívání motorů. Obecně by tento přírůstek na palivo neměl přesahovat 1 % maximální přípustné letové hmotnosti až do maxima 57 kg (125 lb). Pilot by měl mít k dispozici prostředky pro dostatečně spolehlivé stanovení celkové hmotnosti letounu při uvolnění brzd při vzletovém rozjezdu. Jedním z prostředků pro zajištění informace o celkovém množství paliva na palubě pilotovi je sčítač celkového množství paliva. Alternativně může být použit výpočet pilotem tzv. z hlavy, pokud má pilot k dispozici informace potřebné pro výpočet a pokud výpočet není příliš složitý. Palivo pro spuštění a zahřátí motoru bude obvykle velmi blízké konstantní hodnotě, takže za jedinou proměnnou je možné považovat pojiždění. Pokud má pilot k dispozici informaci o spotřebě paliva při pojiždění v kg/min (lb/min), pak je výsledný výpočet z hlavy přijatelný. Pilot bude zodpovědný za zajištění dodržení omezení vzletové celkové hmotnosti při každém vzletu, ať již bude omezení dáno nadmořskou výškou, teplotou, nebo jiným kritériem. Maximální hmotnost na odbavovací ploše by měla být uvedena jako omezení v příloze k typovému osvědčení a v AFM.

(5) *Nejnižší maximální hmotnost.* Odstavce 23.25 (a)(2)(i) a 23.25 (a)(2)(ii) vyžadují, aby každá ze dvou podmínek, (i) a (ii), byla zvážena a aby stanovená maximální hmotnost nebyla za žádných podmínek nižší než tato hmotnost. To musí být předvedeno při nejkritičtější kombinaci požadovaného vybavení pro typ provozu, pro který je požadována certifikace.

(6) *Označení sedadel štítky.* Při stanovování maximální hmotnosti v souladu s 23.25 (a)(2)(i) může být jedno či více sedadel označeno štítkem stanovujícím obsazení osobou o hmotnosti méně než 77 kg (170 lb) (nebo méně než 86 kg (190 lb) pro letouny kategorie cvičné a akrobatické). Souvisejícím požadavkem je 23.1557 (b). Instrukce pro zatěžování v AFM požadované v 23.1589 (b) by měly být specifikovány při určování použití sedadel označených štítkem.

b. *Postupy.* Žádné.

9 Odstavec 23.29 – HMOTNOST A ODPOVÍDAJÍCÍ TĚŽIŠTĚ PRÁZDNÉHO LETOUNU

a. *Vysvětlení*

(1) *Pevná zátěž.* Pevná zátěž označuje zátěž, která je trvalou součástí letounu coby prostředek pro řízení polohy těžiště.

(2) *Seznam vybavení.* Vyhovění 23.29 (b) je možné zajistit použitím seznamu vybavení, který definuje zastavěné vybavení v čase vážení a hmotnost, rameno a moment, kterými vybavení působí.

b. *Postupy.* Pro prototyp a modifikované zkušební letouny je nutné stanovit známou základní hmotnost a polohu těžiště (vážením), pro které bude možné vypočítat extrémy hmotnosti a polohy těžiště, které jsou vyžadovány zkušebním programem. Zkušební tým obvykle tyto výpočty ověřuje.

10 Odstavec 23.31 – ODNÍMATELNÁ ZÁTĚŽ

a. *Vysvětlení.* Tento předpis se týká pouze zátěží, které jsou zastavěny v certifikovaných letounech dle specifikovaných podmínek. Zatěžování prototypů letounů zátěžemi za účelem provedení letových zkoušek při určité hmotnosti a poloze těžiště je popsáno v 23.21, odstavci 6 tohoto AMC.

b. *Kapalný náklad.* U těch letounů, které jsou konfigurovány pro nesení kapalného nákladu (jako nádrží s chemikáliemi pro zemědělské použití, nádrže na potěr, nádrže na vápenné mléko apod.) by měly být vyhodnoceny charakteristiky ovladatelnosti a nepřekračování omezení při plném a nejkritičtějším částečném zatížení kapalinou. Zároveň je třeba prošetřit vlivy vypouštění nebo

odhazování kapalně zátěže za letu, existuje-li tato možnost, aby bylo ověřeno, že pilot bude schopen udržet kontrolu nad letadlem a že nedojde k velkým výkyvům dráhy letu nebo k překročení provozních/konstrukčních omezení.

11 Odstavec 23.33 – OMEZENÍ OTÁČEK A NASTAVENÍ VRTULE

a. *Všeobecně.* Odstavec 23.33 (a) vyžaduje, aby otáčky a nastavení vrtule byly omezeny na hodnoty, které zajistí bezpečný provoz za všech provozních podmínek.

b. *Postupy.* Měly by být provedeny následující zkoušky:

(1) *Vrtule s pevným nastavením listů*

(i) *Maximální otáčky (R.P.M).* Předpis vysvětluje již jeho název.

(ii) *Statické otáčky.* Stanovte průměrné statické otáčky, když je letoun v klidu a motor pracuje s plně otevřenou škrtkicí klapkou a v bezvětří. Nastavení směsi by mělo být stejné, jako bylo použito pro stanovení maximálních otáček. Pokud fouká mírný vítr (5 kt nebo méně), tyto statické otáčky mohou být stanoveny jako průměr získaný z přímého příčného větru zleva a přímého příčného větru zprava.

(iii) *Příloha stanovení otáček.* U vrtulí s pevným nastavením listů je rozsah statických otáček uveden v příloze k typovému osvědčení; například: ne více než 2 200 otáček za minutu a ne méně než 2 100 otáček za minutu. Dovolený rozsah statických otáček je obvykle stanoven přidáním a odečtením 50 otáček k/od průměrných statických otáček v bezvětří. Žadatel může chtít získat schválení pro jednu nebo více dalších vrtulí a ponechat si pouze jedno prohlášení o rozsahu otáček. Žadatel si může také zvolit rozšíření rozsahu statických otáček vrtule.

(A) *Nižší otáčky.* Statické otáčky mohou být směrem dolů rozšířeny získáním schválení vrtule pro nižší statické otáčky. V tomto případě musí být schválení provedeno s pečlivým uvážením výkonnostních požadavků. Letoun se zastavěnou novou vrtulí musí být schopen splnit požadavky na minimální charakteristiku stoupání.

(B) *Vyšší otáčky.* Pokud má být rozsah statických otáček rozšířen směrem nahoru, nová vrtule by musela být zkoušena, aby se ověřilo, že tím nedojde ke zvýšení otáček motoru nad 110 % maximálních trvalých otáček při prudkém klesání se zavřenou škrtkicí klapkou při nepřekročitelné rychlosti. Nesmí být překročeny jmenovité vzletové otáčky motoru až do a včetně rychlosti letu pro největší rychlost stoupání letounu. Taktéž může být potřeba provést zkoušku chlazení motoru při stoupání v důsledku většího výkonu produkovaného rychleji se otáčející vrtulí.

(2) *Stavitelné vrtule bez regulátoru konstantních otáček*

(i) *Otáčky při stoupání.* S vrtulí nastavenou na nejnižší úhel stoupání stanovte, zda maximální otáčky během stoupání při maximálním výkonu při rychlosti stoupání se všemi pracujícími motory nepřekračují jmenovité otáčky motoru pro stoupání.

(ii) *Otáčky při prudkém klesání.* S vrtulí nastavenou na nejvyšší úhel stoupání stanovte, zda otáčky při uzavřené škrtkicí klapce a prudkém klesání při nepřekročitelné rychlosti nejsou větší než 110 % jmenovitých maximálních trvalých otáček motoru.

(3) *Stavitelné vrtule s regulátorem konstantních otáček*

(i) *Otáčky při stoupání.* S funkčním regulátorem vrtule a ovládáním vrtule v poloze pro nejvyšší otáčky stanovte, zda otáčky při maximálním výkonu nepřekračují jmenovité vzletové otáčky motoru při vzletu a stoupání při rychlosti stoupání se všemi pracujícími motory.

(ii) *Statické otáčky.* S regulátorem vrtule vypnutým pomocí mechanických prostředků získejte statické otáčky v bezvětří.

(A) *Pístové motory.* Stanovte, zda statické otáčky při maximálním výkonu s listy vrtule na dorazu nízkého stoupání nepřekročí 103 % jmenovitých vzletových otáček motoru.

(B) *Turbovrtulové motory.* I když je v tomto pravidle odkazován plnicí tlak, má platit pro turbovrtulové zástavby. Při nefunkčním regulátoru a s listy vrtule na nejmenším možném stoupání při vzletovém výkonu, letadle v klidu a v bezvětrí se ujistěte, že rychlost vrtule nepřekročí maximální schválené meze otáček motoru a vrtule.

(iii) *Bezpečný provoz za běžných provozních podmínek*

(A) *Pístové motory.* Pro letouny normální a cvičné kategorie. Klesejte při V_{NE} nebo V_{MO} s plným výkonem, přestože v běžném provozním rozsahu se nejedná o běžný provozní postup. Otáčky motoru – s vrtulí na dorazech velkého stoupání listů – které mohou být sníženy použitím škrťací klapky, je možno považovat za přijatelný průkaz vyhovění 23.33 (a).

(B) *Turbovrtulové motory.* Provedte sestup při maximálních otáčkách při maximálním kroutícím momentu (nebo výkonu) a při V_{MO} , abyste ověřili, že nebudou překročeny běžná provozní omezení vrtule.

(4) *Sběr a redukce údajů.* Pozorované údaje o otáčkách musí být v každém případě korigovány o chybu otáčkoměru. Zohledněna musí být i chyba systému pro indikaci vzdušné rychlosti, aby byla stanovena správná kalibrovaná rychlost letu. Také může být třeba uvážit pravou vzdušnou rychlost, protože úhel náběhu vrtule je funkcí pravé vzdušné rychlosti.

12-15 VYHRAZENO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

Oddíl 2 – VÝKONNOST

16 Odstavec 23.45 – VŠEOBECNĚ

a. Vysvětlení

(1) *Atmosférické standardy.* Účelem 23.45 (a) je stanovení atmosférických standardů, ve kterých mají být výkonnostní požadavky splněny. Ovzduší by mělo být klidné, bez teplotních inverzí a horských vln, apod. Tyto normy jsou nezbytné pro získání správných údajů a opakovatelných výsledků. Nestandardní teplotní, tlakové a jiné podmínky mohou být korigovány na standardní, ale neexistují možnosti, jak kompenzovat špatnou kvalitu dat v důsledku turbulencí nebo špatné techniky pilotáže. Důkladné znalosti omezení zkušebních postupů a metod redukce data jsou nezbytné, aby bylo možné použít správný technický úsudek ke stanovení přijatelnosti jakýchkoliv zkoušek.

(i) *Pístovými motory poháněné letouny pod 2 722 kg (6 000 lb) maximální hmotnosti.* Výkonnostní zkoušky budou za normálních okolností prováděny v nestandardních atmosférických podmínkách, avšak ideálně pro přesnost v redukci a rozšíření údajů by zkoušky měly být prováděny v klidném ovzduší a v atmosférických podmínkách, které jsou co nejbližší podmínkám standardním. Zohlednění větrů a nestandardních podmínek vyžaduje zkušební postupy a metody redukce údajů, které redukuje údaje na klidné ovzduší a standardní atmosférické podmínky.

(ii) *Pístovými motory poháněné letouny nad 2 722 kg (6 000 lb) maximální hmotnosti a turbínovými motory poháněné letouny.* Výkonnostní zkoušky by měly být prováděny v rozsahu atmosférických podmínek, které prokáží vyhovění zvoleným mezím hmotnosti, nadmořské výšky a teploty. Pokyny k extrapolaci vzletových údajů naleznete v odstavci 19 tohoto AMC a k extrapolaci přistávacích údajů v odstavci 27.

(2) *Standardní atmosféra.* Standardní atmosféra je identická se standardní atmosférou dle Mezinárodní organizace pro civilní letectví (ICAO) pro nadmořské výšky pod 19 812 m (65 000 ft). Na obrázku 1 Dodatku 7 jsou uvedeny vlastnosti standardní atmosféry ve zkrácené formě.

(3) *Instalovaný výkon.* Instalovaný hnací výkon (HP)/tah zkušebního motoru (motorů) může být stanoven pomocí příslušných metod popsanych v Dodatku 1 na základě výkonu schváleného během certifikace letounu. Metody v Dodatku 1 zohledňují montážní ztráty a výkon absorbovaný příslušenstvím a provozními službami. Zohlednit je třeba také přesnost přístrojů/systémů pro nastavování výkonů a pilotovu schopnost přesně nastavit výkon/tah.

(4) *Zkrácení vrtule.* Pokud letoun bude certifikován s povoleným zkrácením vrtule, pak by letové zkoušení výkonnosti mělo být prováděno s nejkritičtějším průměrem vrtule. Ve většině případů se očekává, že tímto průměrem bude minimální povolený průměr vrtule.

(5) *Letové postupy.* Letové postupy nesmí být nadměrně citlivé na méně než ideální atmosférické podmínky. Atmosférické podmínky, „jejichž výskyt lze důvodně očekávat v provozu“ se mohou lišit v závislosti na třídě letounu, ale měly by pokrývat přinejmenším maximální předvedenou boční složku větru, která byla stanovena pro vyhovění odstavci 23.233 (a).

(6) *Údaje z letových zkoušek.* U kalibrovaných motorů by byl výkon ve zkušební den kalibrovaným výkonem ve zkušební den. U nekalibrovaných motorů je přijatelné předpokládat, že výkon ve zkušební den je horní tolerance tabulkového výkonu na brzdě. Další diskuzi o tomto tématu naleznete v Dodatku 1. Údaje o výkonnosti vyžadované 23.1587 závisí na výkonu (HP) předpokládaném pro různé teploty a nadmořské výšky. Viz Dodatek 1, který se zabývá jak redukcí, tak rozšířením zkušebních údajů.

(7) *Korekce vlhkosti.* Viz Dodatek 1.

b. *Postupy.* Viz Dodatek 1.

c. *Časová prodlení.* Důvodná časová prodlení vyžadovaná odstavcem 23.45 h(5)(iii) pro různé postupy jsou popsána v odpovídajících odstavcích, jako jsou např. přerušený vzlet a přistání.

d. *Provoz na nezpevněných drahách*

(1) *Provoz malých letounů z travnatých drah.* U letounů o maximální hmotnosti nižší než 2 722 kg (6 000 lb) mohou být v letové příručce uvedeny následující činitele coby alternativa k údajům odvozeným ze zkoušení a výpočtů. Je třeba si uvědomit, že tyto činitele mají pokrývat rozsah typů v této kategorii, a jsou tedy nezbytně konzervativní. Výrobci jsou tudíž podporováni ve vytváření a uvádění svých vlastních údajů v souladu s níže uvedenými, které zajistí optimalizovanou výkonnost jejich letounu.

Vzlet na suché trávě 1,2

Přistání na suché trávě 1,2

Poznámky:

1 V důsledku nejistoty, zda tráva bude suchá nebo mokrá se doporučuje, aby součinitel pro přistání byl 1,4.

2 Pokud je o trávě známo, že je mokrá, součinitele by měly být:

Vzlet 1,3

Přistání 1,6

3 Výše uvedené údaje jsou pro známou hladkou rovnou dráhu, pokud dráha není hladká, tráva je hodně dlouhá nebo hodně krátká, mohou být oprávněny vyšší součinitele.

(2) *Letouny s MTOW 2 722 kg (6 000 lb) nebo více*

Provoz letounu na jiných než suchých, hladkých a tvrdých površích drah vyžaduje specifické schválení a uvedení informací o vlivu těchto povrchů na délky vzletu a přistání v letové příručce. Aby bylo možné udělit schválení pro vzlety a přistání na drahách s nezpevněnými povrchy, mělo by být předvedeno vyhovění následujícím požadavkům:

(i) Každý typ povrchu musí být definován tak, aby mohl být rozpoznán v provozu. Identifikace by měla zahrnovat specifikaci všech vlastností povrchu, které jsou nezbytné pro bezpečný provoz, jako jsou:

(A) Únosnost povrchu a podloží;

(B) Tloušťka, kompaktnost a kamenivo povrchového materiálu

(C) Stav povrchu (např. suchý nebo mokrý).

(ii) Mělo by být stanoveno, že letoun může být provozován na každém definovaném povrchu bez nebezpečí způsobeného pravděpodobným nárazem nebo nasátím (motorem) jakýchkoliv cizích předmětů, které jsou součástí povrchu dráhy.

(iii) Pokud jsou nezbytné nějaké zvláštní postupy, měly by být stanoveny a uvedeny v příručce.

(iv) Měla by být stanovena vzletová a přistávací výkonnost na každém povrchu v souladu s 23.53 a 23.75, jak jsou modifikovány níže.

(v) Údaje o vzletu a přistání. Musí být stanoveny a v příručce uvedeny údaje o vzletu a přistání pro každý typ nezpevněného povrchu, pro který je požadováno schválení.

(A) Zkušební dráhy, na kterých jsou prováděna měření délky vzletu a přistání, by měly být voleny tak, aby reprezentovaly nejhůrší vlastnosti (tj. valivý odpor, nízké brzdění tření) každého posuzovaného typu dráhy.

(B) Při stanovování provozních omezení pro určitý typ nezpevněné dráhy by měly být uváženy charakteristiky únosnosti dráhy, valivý odpor a brzdné tření, vlastnosti z pohledu nárazu a nasátí cizích předmětů.

17 Odstavec 23.49 – PÁDOVÁ RYCHLOST

a. Vysvětlení

(1) *Pádová rychlost 113 km/h (61 kt).* Pádová rychlost 113 km/h (61 kt nebo 70 mil za hodinu) platí pro maximální vzletovou hmotnost, pro kterou je letoun certifikován.

(2) *Pozadí.* Protože mnoho předpisů ohledně výkonnosti, vlastnosti ovládání, značení ukazatele vzdušné rychlosti a dalších proměnných je funkcí pádové rychlosti, je žádoucí, aby zkoušení pádové rychlosti bylo provedeno na počátku programu zkoušek, aby tyto údaje byly k dispozici pro další zkoušení. Většina standardních pitot-statických systémů letounů byla pro stanovování pádové rychlosti shledána jako nepřijatelná. Tyto zkoušky vyžadují použití správně kalibrovaných přístrojů a obvykle vyžadují samostatný zkušební systém pro měření vzdušné rychlosti, jako je vlečná bomba, vlečný kužel nebo přijatelný nosník na přídi či křídle. Určení pádové rychlosti nezbytná pro označení ukazatele vzdušné rychlosti jsou v hodnotách indikované rychlosti letu (IAS) korigována na chybu přístrojů. Ostatní pádové rychlosti jsou vyjádřeny v hodnotách kalibrované rychlosti letu (CAS). Proto by při zkouškách pádové rychlosti měl být k dispozici i systém pro indikaci rychlosti letu, který bude v běžně vyráběném letounu, který bude použit pro měření rychlosti přetažení v hodnotách IAS.

(3) *Definice přetažení.* Odstavec 23.49 (d) vyžaduje, aby byly stanoveny rychlosti V_{S0} a V_{S1} pomocí postupů specifikovaných v 23.201. Definice V_{S0} a V_{S1} naleznete v CS-Definice a 23.49. Odstavec 23.201 (b) definuje, kdy letoun dosáhl přetažení, přičemž pro účely certifikace se tak děje, pokud nastane některá z následujících tří podmínek, z nichž kterákoliv může nastat první:

- (i) Neřiditelný klopivý pohyb směrem dolů;
- (ii) Klopivý pohyb směrem dolů v důsledku aktivace zařízení (např. zařízení pro automatické potlačení); nebo
- (iii) Řídicí prvek dosáhne dorazu.

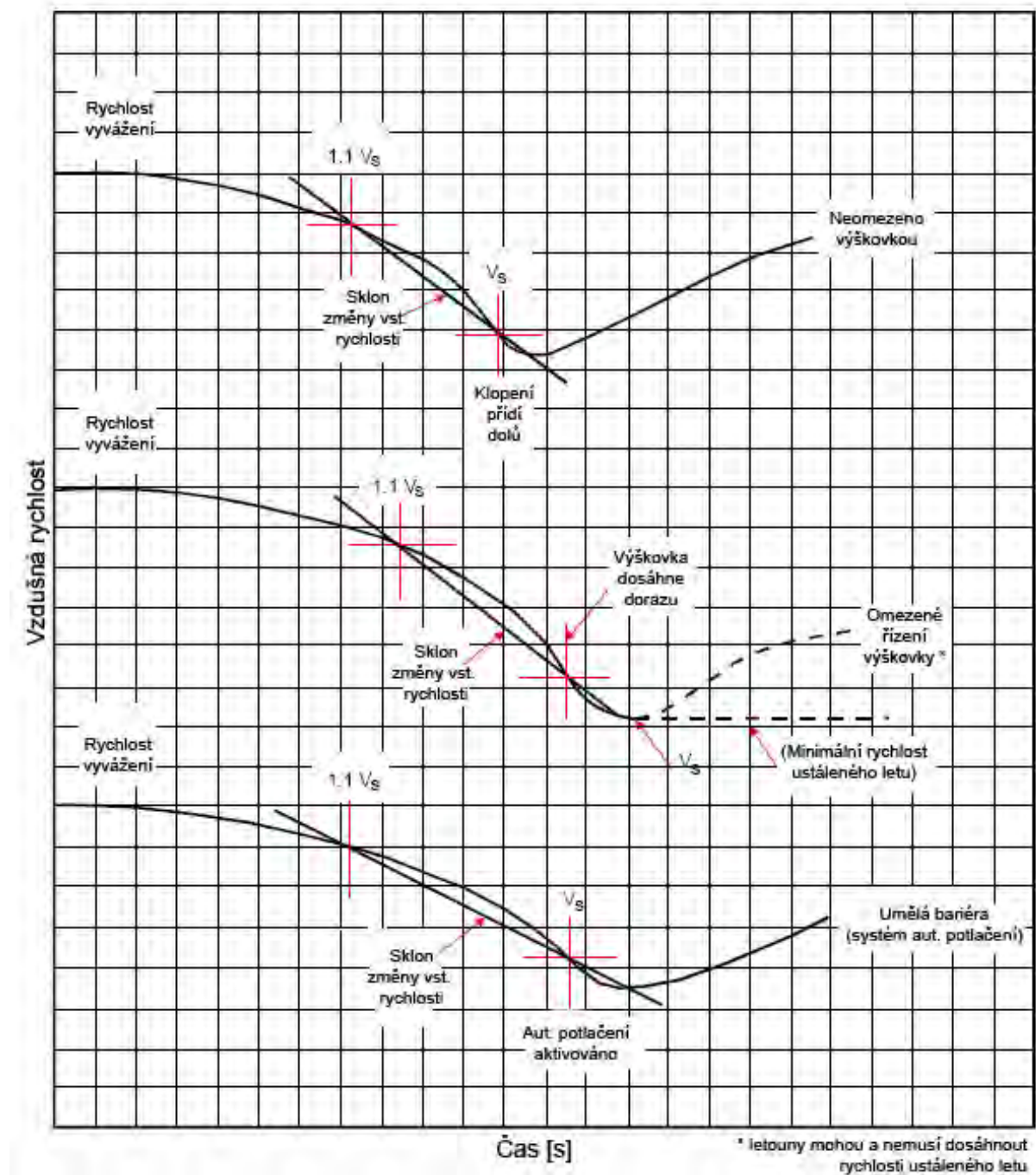
U těch letounů, kde řídicí prvek dosáhne dorazu, je za V_S považována minimální rychlost dosažená v okamžiku, když je řídicí prvek držen na dorazu. Letouny omezené výškovkou mohou a nemusí vyvinout minimální rychlost ustáleného letu. Na obrázku 17-1 naleznete grafické znázornění časové průběhy pádové rychlosti pro různé konfigurace. Doba, po kterou je řídicí prvek držen proti dorazu za účelem stanovení pádové rychlosti, by měla být minimálně 2 sekundy a měla by být konzistentní s dobou držení proti dorazu, která byla stanovena při zkoušení charakteristik přetažení (odstavec 23.201). Navíc u letounů se systémem bariéry proti přetažení je činnost zařízení pro automatické potlačení považována za dosažení pádové rychlosti. Termín „neřiditelný klopivý pohyb směrem dolů“ je bodem, při kterém není klopivý pohyb již možno zastavit vychýlením směrovky ve směru pro zvednutí příděl, avšak není nezbytně první indikací klopení příděl dolů.

(4) *Poloha škrťací klapky u pístových motorů.* U pístovými motory poháněných letounů je pádová rychlost rychlostí, která je dosažitelná s vrtulemi ve vzletové poloze a motory na volnoběhu se zavřenými škrťacími klapkami. Jako alternativu k „uzavřeným škrťacím klapkám“ předpisy dovolují použití dostatečného výkonu k zajištění nulového tahu vrtule při rychlosti ne vyšší než 10 % nad pádovou rychlost. Předpisy nedovolují jakékoliv alternativy k použití „vrtule ve vzletové poloze“, ani jiných alternativ s tou výjimkou, že je přijatelné použití zapraporované vrtule při certifikačních zkouškách pádové rychlosti pouze v případě, kdy bylo stanoveno, že výsledná pádová rychlost je konzervativní (vyšší). Pokud mají být zkoušky pádové rychlosti prováděny s vrtulemi zajišťujícími nulový tah, měla by být za letu k dispozici nějaká spolehlivá metoda, jako je například vychýlení vrtulového proudu. Postup stanovení otáček nulového tahu výpočtem je také přijatelný. Jedna výpočetní metoda je uvedena v pododstavci (5) níže. Analytické korekce mohou být přijatelné v případě, že jsou přijatelně zohledněny vlivy účinnosti vrtule, vrtulového proudu, nadmořské výšky a jiných proměnných.

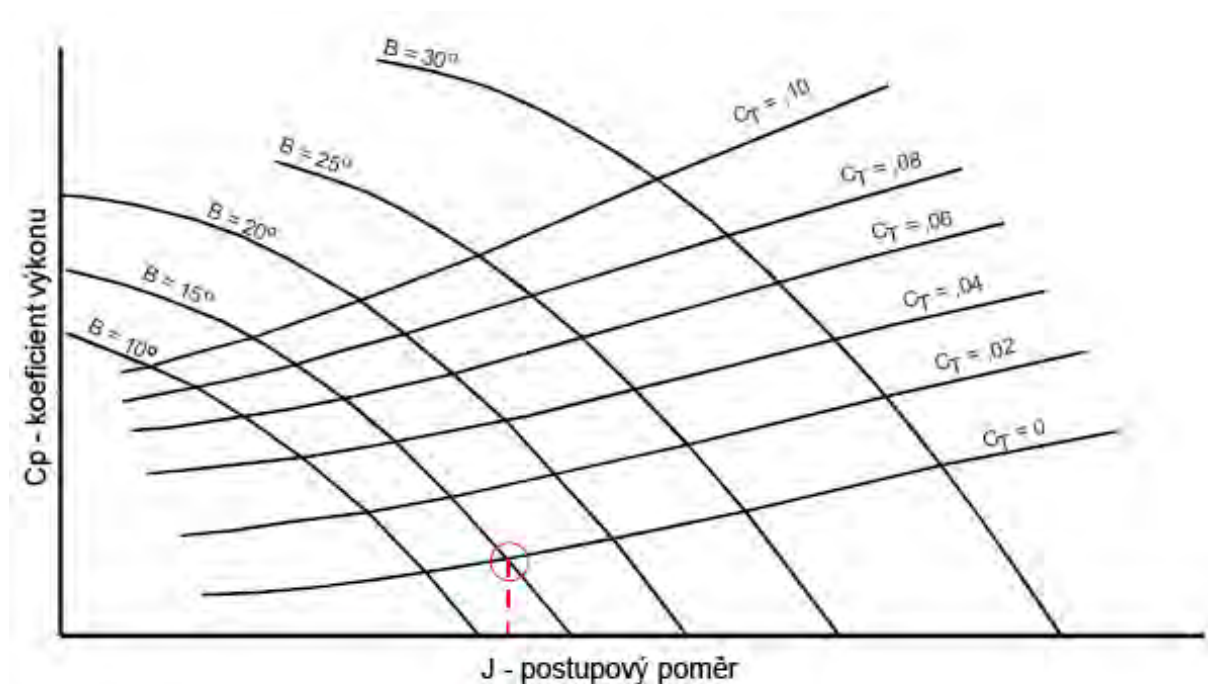
(5) Výpočet otáček s nulovým tahem

(i) Otáčky s nulovým tahem je možné vypočíst pomocí křivek koeficientu vrtule dodaných výrobcem. Tah bude nulový, když bude nulový i koeficient tahu vrtule pro daný úhel listů. S pomocí křivek koeficientů vrtule získejte nebo sestrojte graf jako na obrázku 17-2.

Kde: C_T = koeficient tahu
 C_P = koeficient výkonu
 β = úhel nastavení listů
 J = postupový poměr



Obrázek 17-1 Pádová rychlost



Obrázek 17-2 Koeficienty vrtule

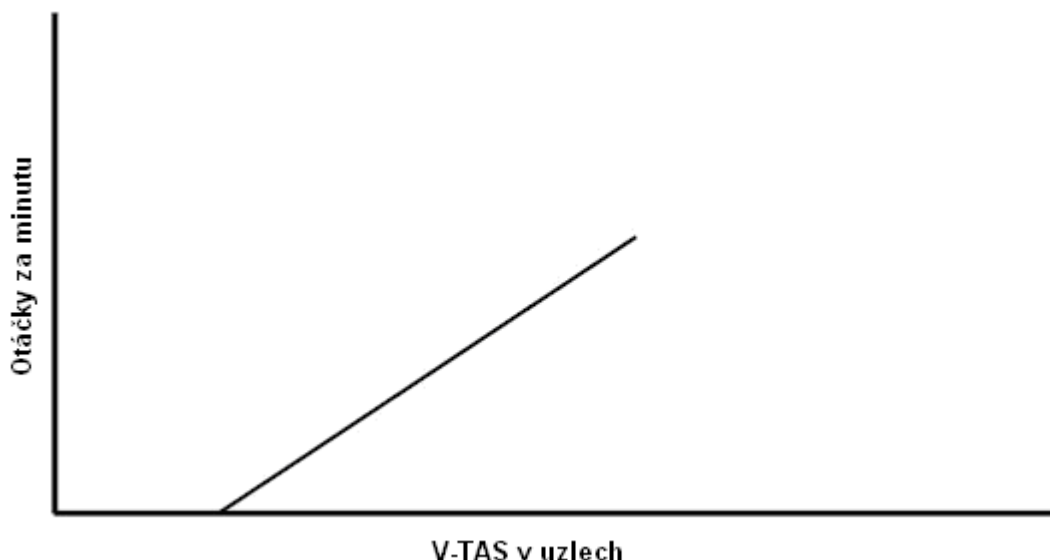
(ii) V předmětném rozsahu rychlostí list vrtule většinou spočívá na dorazu nízkého stoupání. Pokud známe úhel nastavení listů, postupový poměr J je možné určit tak, aby zajišťoval nulový tah uvažované vrtule. Se známou hodnotou J pro nulový tah je možné určit otáčky vrtule pro různé rychlosti následovně:

$$\text{otáčky vrtule} = \frac{10127 V}{JD}$$

kde: V = skutečná vzdušná rychlost letounu v uzlech
 J = postupový poměr
 D = průměr vrtule ve stopách

(iii) Vypočtené rychlosti a otáčky vrtule pro nulový tah mohou být zakresleny do grafu jako na obrázku 17-3.

(6) *Tah turbovrtule.* U turbovrtulových letounů pododstavec 23.49 (e)(2) vyžaduje, aby hnací tah nebyl při stanovování pádové rychlosti větší než nula, nebo alternativně – pokud volnoběžný tah nemá žádný významný vliv na pádovou rychlost – může být pádová rychlost stanovena s motory na volnoběhu. Pokud má letoun polohu letového volnoběhu, je tato vhodnou polohou tahu. Zkušenosti z letových zkoušek ukazují, že některé turbovrtulové letouny mohou vykazovat relativně vysoký kladný tah vrtule při pádové rychlosti s motorem na volnoběhu. Tyto podmínky tahu mohou vést k nekonzervativnímu stanovení (nižší) pádové rychlosti. Proto, stejně jako u pístových motorů, musí být k dispozici spolehlivá metoda pro stanovení nulového tahu pro porovnání pádové rychlosti při nulovém tahu a pádové rychlosti při letovém volnoběhu nebo pro stanovení pádové rychlosti při nulovém tahu. Měl by být uvažován i zbytkový proudový tah. Porovnání pádové rychlosti při nulovém tahu a pádové rychlosti při letovém volnoběhu by mělo být prošetřeno při vysoké a nízké nadmořské výšce. Použití zapraporované vrtule je přijatelné, pokud je zjištěno, že pádové rychlosti se zapraporovanou vrtulí jsou konzervativní (vyšší).



Obrázek 17-3 Nulový tah

(7) *Turbovrtule s pevnou hřídelí.* Zkušenosti s některými zástavbami turbovrtulí s pevnou hřídelí ukazují, že pádové rychlosti je možné vyhodnotit ve středních nadmořských výškách, kde se jeví jako konzervativní. Nicméně, pokud jsou přetažení prováděna v nadmořské výšce 1 524 m (5 000 ft) a níže, mohou se pádové rychlosti dramaticky zvýšit. K tomu dochází, protože charakteristiky tahu vrtule jsou funkcí pravé vzdušné rychlosti, přičemž se snižující se pravou vzdušnou rychlostí se výrazně zvyšuje tah a proudění za vrtulemi motorů na křídlech způsobuje předčasné odtržení proudu vzduchu na vnitřní straně křídla. Pokud jsou navíc horizontální ocasní plocha a výškovka vystaveny stejnému proudění, výkon výškovky je snížen a má tendenci podílet se na tomto problému. Doporučuje se, aby pádové rychlosti byly v nízkých nadmořských výškách přehodnoceny u všech turbovrtulí s pevnou hřídelí, aby se zajistilo, že nedochází ke zvýšení pádové rychlosti.

b. *Postupy*

(1) *Přístrojové vybavení*

(i) *Zkušební systémy.* Jak již bylo zmíněno dříve, běžně montovaný systém pro indikaci vzdušné rychlosti není obvykle dostatečně předvídatelný a opakovatelný při velkých náběžných úhlech, aby přesně měřil chování letounu z pohledu pádových rychlostí. Nicméně tento systém by měl být při provádění zkoušek pádové rychlosti zastavěn, aby bylo možné definovat značení ukazatele vzdušné rychlosti vyžadované v 23.1545. Systém použitý při zkoušce pádové rychlosti v rámci programu typové certifikace by měl být kalibrován na minimální rychlost při alespoň předvídané minimální pádové rychlosti, která se předpokládá u zkušebního letounu. Zkušební systémy, které byly použity k přesnému definování chování z pohledu pádových rychlostí, zahrnují, ale neomezuji se na:

(A) *Systémy s nosníky.* Výkyvné, na nosníku upevněné pitot-statické systémy s dostatečným volným úhlem výkyvu, který pokryje rozsah náběžného úhlu letounu při přetažení, byly shledány přijatelnými. Některé pevné Pitotovy hlavice s kompenzovaným náběžným úhlem byly také shledány přijatelnými v definovaném rozsahu náběžných úhlů, který byl ověřen při zkouškách v aerodynamickém tunelu. U všech nosníkových systémů upevněných na křídlech musí být zdroj statického tlaku alespoň o délku tětiny před náběžnou hranou křídla. U nosníkových systémů upevněných na přídi musí být zdroj statického tlaku nejméně jeden a půl průměru trupu před přídí. Všechny nosníkové systémy by měly být zastavěny takovým způsobem, který zajistí, že nosník a hlavice pitot-statického systému na nosníku budou pevné konstrukce (jak ze statického, tak dynamického pohledu) v rámci navrhovaného provozního rozsahu.

(B) *Pitot-statické bomby.* Pitot-statické bomby, které jsou stabilní při všech obrazech v přetažení, poskytují přijatelné údaje.

(C) *Vlečné kužely.* Zdroj statického tlaku ve formě vlečného kužele dynamicky vyváženého s výkyvnou hlavou se zdrojem statického tlaku, nebo dynamicky vyváženého kužele s pevným zdrojem statického tlaku známé přesnosti v rozsahu náběžných úhlů odpovídajících přetažení je uznán jako přijatelný. Stabilita kužele by měla být ověřena během zkoušek pádové rychlosti, a to v celém provozním rozsahu, pro který je kužel určen. Délku kužele může být potřeba nastavit dle individuální zástavby na letounu, aby byla zajištěna jeho stabilita.

(ii) *Vyrovnání zpoždění.* Všechny systémy popsané v odstavci (i) mohou zahrnovat tlaková potrubí velké délky, která způsobují příslušná zpoždění při změně rychlosti a/nebo nadmořské výšky. Pravděpodobně nejdůležitějším ohledem u těchto zástaveb (u většiny malých letounů pro všeobecné letectví) je, že pitot-statické systémy by měly být vyvážené. To je možné snadno zjistit experimentálně, když vložíme ústí jak pro celkový, tak statický tlak do společné komory, kde měníme tlak způsobem, který odpovídá rychlosti klesání od 10,2 do 15,2 m/s (2 000 až 3 000 ft/min). Do potrubí pro celkový tlak jsou přiváděny různé objemy, dokud ukazatel rychlosti nepřestane mít tendenci posunovat se jakýmkoliv směrem od nuly při simulaci uvedené rychlosti klesání. Tato metoda zajistí přibližně stejný objem obou systémů a pro stejnou velikost potrubí bude Reynoldsovo číslo pro proudění oběma potrubími stejné. Dynamicky vyvážený systém pro indikaci vzdušné rychlosti má stejné zpoždění jak na celkovém, tak statickém tlaku. Použití vyváženého systému zjednodušuje interpretaci zaznamenaného časového průběhu při přetažení.

(iii) *Korekce zpoždění.* Je-li použit vyvážený zkušební systém pro měření vzdušné rychlosti, obvykle není nutné stanovovat přítomné zpoždění. Pokud je jeho stanovení nutné, je metoda pro zohlednění chyb v důsledku zpoždění popsána v referenční publikaci: NASA Reference publication 1046 – „Measurement of Aircraft Speed and Altitude“, W. Gracey, květen 1980.

(2) Zkouška

(i) *Pádová rychlost.* Vlastní zkouška by měla být zahájena s letounem v požadované konfiguraci a při vyvážení při přibližně $1,5 V_{S1}$, nebo minimální rychlosti vyvážení – podle toho, která rychlost je vyšší. Letoun by měl být zpomalen na přibližně 19 km/h (10 kt) nad pádovou rychlost, přičemž v tu chvíli by rychlost měla být snižována o jeden uzel za sekundu či méně, dokud nedojde k přetažení nebo dokud řízení nedosáhne dorazu. Je-li požadováno přesné stanovení pádové rychlosti, měla by se vstupní rychlost měnit až po hraniční jeden uzel za sekundu, a údaje by měly být zaznamenávány tak, aby bylo možné připravit časový průběh, který bude podobný průběhu na obrázku 17-1. Měla by být zaznamenána indikovaná rychlost letu při přetažení, kterou bude indikovat zastavěný systém pro indikaci vzdušné rychlosti. Jak indikované rychlosti letu, tak kalibrované pádové rychlosti pak mohou být vyneseny do grafu oproti vstupní rychlosti, čímž se získají hodnoty v uzlech za sekundu.

(ii) *Bomba.* Při použití bomby je třeba postupovat opatrně při vybrání přetažení, aby nedošlo k odtržení od konce hadice.

(iii) *Hmotnost a těžiště.* Pádové rychlosti by měly být stanoveny při všech hmotnostech a polohách těžiště, které definují hraniční body obálky zatížení, aby byly stanoveny kritické podmínky. Nejvyšší pádová rychlost pro každou hmotnost nastane ve většině případů, mimo nekonvenčních konfigurací, při poloze těžiště nejvíce vpředu. Údaje by měly být zaznamenávány, aby bylo možné přesně stanovit hmotnost a polohu těžiště v čase zkoušky. To je obvykle možné provést zaznamenáním času vzletu, času zkoušky, času přistání a celkové spotřeby paliva během letu.

(iv) *Výkon a konfigurace.* Přetažení by mělo být dostatečněkrát zopakováno pro každou konfiguraci, aby byla stanovena konzistentní rychlost. Pokud jsou prováděny korekce na nulový tah, pak je možné zaznamenávat pádovou rychlost a výkon při několika výkonových nastaveních, aby bylo později možné provést extrapolaci na nulový tah.

(v) *Dorazy řízení.* Horní doraz výškovky by měl být nastaven na minimální dovolenou výchylku. Chod klapků by měl být nastaven na minimální dovolené nastavení.

(3) Redukce údajů. Korekce zahrnuje:

(i) *Korekce na chybu vzdušné rychlosti* – IAS na CAS (korekce na chybu přístrojů a také polohy), je-li vyžadována CAS.

(ii) *Korekce na hmotnost* – vynásobte kalibrovanou pádovou rychlost ze zkoušky druhou odmocninou standardní hmotnosti podělené hmotností při zkoušce.

$$V_S = V_{ST} \sqrt{\frac{W_s}{W_t}}$$

kde:

V_S = pádová rychlost (CAS)
 V_{ST} = pádová rychlost při zkoušce (CAS)
 W_s = standardní hmotnost
 W_t = hmotnost při zkoušce

(UPOZORNĚNÍ – nepoužívejte pro minimální rychlost ustáleného letu)

(iii) Výše uvedená korekce hmotnosti platí pouze tam, kde se s měnící hmotností nemění těžiště. Pokud se těžiště mění s hmotností, mělo by to být v rychlosti přetažení zohledněno. Bylo zjištěno, že přímočará změna mezi naměřenými pádovými rychlostmi pro dvě hmotnosti a polohy těžiště je přijatelnou metodou interpolace.

18 ODSTAVEC 23.51 – VZLETOVÉ RYCHLOSTI

a. *Vysvětlení.* Primárním cílem tohoto odstavce je stanovení normálních vzletových rychlostí pro letouny neomezené hmotností, nadmořskou výškou a teplotou (WAT) a letouny omezené těmito parametry, aby bylo možné stanovit rozvrhy vzletové rychlosti pro všechny vzletové konfigurace při hmotnosti, nadmořské výšce a teplotě v rámci provozních omezení zvolených žadatelem.

b. Pro letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie musí být žadatelem zvolena rychlost při rotaci (V_R) ve smyslu kalibrované rychlosti letu s vlivem přízemního účinku. V_R je omezena pododstavcem 23.51 (a) následovně:

- (1) U dvoumotorových pozemních letounů nesmí být V_R nižší než vyšší z 1,05 V_{MC} nebo 1,10 V_{S1} .
- (2) U jednomotorových pozemních letounů nesmí být V_R nižší než V_{S1} ; a
- (3) U hydroplánů a obojživelných letounů vzlétajících z vody může být V_R rychlost, pro kterou je prokázáno, že je bezpečná za všech důvodně očekávaných podmínek včetně turbulencí a úplného selhání kritického motoru.

c. Pro letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie rychlost v 15 m (50 ft):

(1) *Rychlost dvoumotorových letounů v 15 m (50 ft).* U letounů kategorie se dvěma motory 23.51 (b)(1) vyžaduje, aby rychlost v bodě 15 m (50 ft) byla vyšší z následujících:

(i) Rychlost, pro kterou je prokázáno, že je bezpečná pro pokračování v letu (nebo případně opětovné přistání) za všech důvodně očekávaných podmínek včetně turbulence a úplného selhání motoru; nebo

(ii) 1,1 V_{MC} , nebo

(iii) 1,2 V_{S1} .

(2) *Rychlost jednomotorových letounů v 15 m (50 ft).* U letounů kategorie s jedním motorem 23.51 (b)(2) vyžaduje, aby rychlost v bodě 15 m (50 ft) byla vyšší z následujících:

(i) Rychlost, pro kterou je prokázáno, že je bezpečná pro pokračování v letu za všech důvodně očekávaných podmínek včetně turbulence a úplného selhání motoru; nebo

(ii) 1,2 V_{S1} .

(3) *Prošetření vzletové rychlosti – Všeobecně*

Prošetření přijatelnosti vzletové rychlosti a souvisejícího vzletového postupu by mělo zahrnovat předvedení, že řiditelnost a manévrovatelnost ve vzletové konfiguraci jsou adekvátní pro bezpečné pokračování ve vzletu v podmínkách turbulentního bočního větru a při maximálním schváleném příčném nevyvážení.

(4) *Vzletové rychlosti jednomotorových letounů.* Prošetření vzletové rychlosti by mělo zahrnovat předvedení, že řiditelnost a manévrovatelnost po poruše motoru v čase mezi odpoutáním se od povrchu dráhy a dosažením bodu ve výšce 15 m (50 ft) jsou dostatečné pro bezpečné přistání.

(5) *Vzletové rychlosti dvumotorových letounů.* U dvumotorových letounů by prošetření mělo zahrnovat předvedení, že řiditelnost a manévrovatelnost po poruše kritického motoru kdykoliv mezi odpoutáním se a dosažením výšky 15 m (50 ft) jsou adekvátní pro buď bezpečné přistání, nebo pro bezpečné pokračování vzletu. Budou existovat určité kombinace hmotnosti, nadmořské výšky a teploty, kdy spolehlivé stoupání do 15 m (50 ft) s jedním nepracujícím motorem nebude možné. Z tohoto důvodu by měl být předveden uspokojivý obrat pro opětovné přistání. Rychlost při rotaci by měla být naplánována tak, aby rychlost v 15 m (50 ft) odpovídala 23.51 (b)(1).

(6) *Více vzletových hmotností.* Pro ty dvumotorové letouny, pro které jsou vzletové údaje schvalovány pro rozsah hmotností, a u kterých vzletová vzdálenost závisí na vzletové rychlosti, která se snižuje se vzletovou hmotností, by šetření dle odstavce (3) měla zahrnovat také zohlednění minimální rychlosti řiditelnosti V_{MC} . Konstrukční mez $1,2 V_S$ stanovená pro V_{MC} odstavcem 23.149 má zajistit rezervu řiditelnosti pod vzletovou rychlostí, která bude zajišťovat odpovídající řiditelnost letounu v případě selhání motoru při vzletu. Aby však byla zajištěna zamýšlená úroveň bezpečnosti pro nižší vzletové rychlosti spojené s lehčími vzletovými hmotnostmi, mělo by prošetření přijatelnosti takových rychlostí pro vyhovění 23.51 (b)(1) zahrnovat předvedení přijatelných vlastností po selhání motoru kdykoliv v čase mezi odpoutáním se od dráhy a dosažením výšky 15 m (50 ft) při vzletu dle stanovených vzletových postupů.

(7) *Úplné selhání motoru.* Termín „úplné selhání motoru“ je konzistentně vykládán tak, že u dvumotorových letounů, které splňují požadavky na izolaci zástaveb motorů dle odstavce 23.903 (c) ve vzletové konfiguraci, musí být při provádění specifikovaného prošetření uveden mimo provoz pouze jeden motor.

d. *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu.*

(1) *Vzletové rychlosti.* Následující definice rychlostí jsou uváděny s použitím kalibrované rychlosti letu. Uvedení v AFM je dle 23.1581 (d) vyžadováno v indikované rychlosti letu (IAS).

(i) *Odstavec 23.51 (c)(1) – Rychlost předpokládaného selhání motoru V_{EF} .* Rychlost předpokládaného selhání motoru (V_{EF}) je definována jako kalibrovaná rychlost letu, při které se předpokládá selhání kritického motoru, a musí být zvolena žadatelem. V_{EF} nemůže být nižší než $1,05 V_{MC}$, jak stanovuje 23.149. Také by měla být stanovena ovladatelnost na zemi, aby při V_{EF} byla odpovídající pro splnění požadavků 23.51 (c)(1), tj. rychlost adekvátní pro bezpečné pokračování vzletu. Během předvedení by se dráha neměla vychýlit o více než 9 m (30 ft) od projekce dráhy před vypnutím motoru. V_{MCg} stanovená dle CS 25.149 (e) je přijatelná namísto $1,05 V_{MC}$. Pokud tak zvolí žadatel, v podmínkách bočního větru mohou být pokusy uskutečněny na protisměrných kurzech, nebo může být ke stanovení nulové odchylky v důsledku bočního větru použita analytická korekce. Pokud je zatáčení příďového kola integrální součástí systému směrovky a je třeba, aby bylo funkční, může být zatáčení příďového kola aktivní. Jinak by řízení letounu mělo být prováděno pouze směrovkou. Pokud žadatel zvolí použití V_{MCg} , pak musí být řízení příďového kola odpojeno narozdíl od CS 25.149 (e). Veškeré ostatní řízení, jako jsou křídélka a rušiče vzlaku, by mělo být používáno pouze ke změnám polohy letounu a k udržování vodorovné polohy křídel. Použití tohoto řízení k doplnění účinnosti směrovky by nemělo být uplatněno.

(ii) *Odstavec 23.51 (c)(1) – Rychlost rozhodnutí (V_1).* Rychlost rozhodnutí (V_1) o vzletu nesmí být nižší než V_{EF} plus rychlost získaná s nepracujícím kritickým motorem během intervalu mezi V_{EF} a okamžikem, ve kterém pilot zjistí selhání motoru. Tento moment je identifikován jako chvíle, kdy pilot poprvé uplatní první zpomalovací zařízení jako brzdy, ovládání palivové přípusti, rušiče vzlaku apod. během zkoušek přerušovaného vzletu. Žadatel si může zvolit sled událostí. V_1 by měla zahrnovat jakékoliv

chyby systému pro indikaci vzdušné rychlosti, které byly stanoveny během pozemních provedení vzletového rozjezdu. Viz požadavky 23.1323 (c).

(iii) *Odstavec 23.51 (c)(2) – Rychlost při rotaci (V_R)*

(A) Rychlost při rotaci (V_R) ve smyslu kalibrované rychlosti letu při působení přízemního účinku musí být zvolena žadatelem. V_R je omezena 23.51 (c)(2) následovně:

- (1) V_1 nebo
- (2) $1,05 V_{MC}$ stanovené dle CS 23.149 (b); nebo
- (3) $1,10 V_{S1}$; nebo
- (4) rychlost, která umožňuje dosažení počáteční rychlosti stoupání, V_2 , před dosažením výšky 11 m (24 ft) nad vzletovým povrchem dle 23.57 (c)(2).

(B) Zkouška nesprávného použití předčasné rotace s jedním nepracujícím motorem.

(1) Při předvedení vyhovění 23.51 (c)(5) je potřeba určité vedení ohledně vzdušné rychlosti dosažené ve výšce 11 m (35 ft) během související letové zkoušky. Protože tento požadavek pro zkoušku nesprávným uplatněním rychlosti rotace specifikuje pouze předčasnou rotaci ($V_R - 9,3$ km/h (5 kt)), předpokládá se, že technika pilotáže zůstane stejná, jako je normálně používána pro stav výpadku motoru. Pokud uvážíme tento požadavek, je zjevné, že vzdušná rychlost dosažená ve výšce 11 m (35 ft) může být poněkud nižší než normální plánovaná rychlost V_2 . Nicméně rozsah přípustného snížení rychlosti V_2 by měl být omezen na rozumnou míru, jak je popsáno v odstavcích (2) a (3), následovně:

(2) Při provádění letových zkoušek vyžadovaných v 23.51 (c)(5) by zkušební pilot měl využít normální/přirozenou techniku rotace, která odpovídá použití plánovaných vzletových rychlostí pro zkoušený letoun. Úmyslný kontakt ocasem nebo ocasní ostruhou není považován za přijatelný. Je požadováno, aby vzdušná rychlost získaná ve výšce 11 m (35 ft) během této zkoušky nebyla nižší než plánovaná hodnota V_2 minus 9,3 km/h (5 kt). Tato rychlostní omezení by neměla být uvažována za cílové nebo používána místo cílové zkušební rychlosti V_2 , ale za rychlosti určené k zajištění přijatelného rozsahu pro odchýlení rychlostí pod plánovanou hodnotu V_2 .

(3) Při zkoušce uplatnění nesprávné rychlosti by motor měl být odpojen před dosažením zkušební rychlosti V_R (tj. plánované $V_R - 9,3$ km/h (5 kt)), aby mohly poklesnou otáčky motoru. Normální délka vzletu s jedním nepracujícím motorem by měla být analyticky upravena, aby byly kompenzovány účinky brzkého vypnutí motoru. Navíc u těch zkoušek, kde je vzdušná rychlost dosažená ve výšce 11 m (35 ft) mírně nižší než mezní hodnota $V_R - 9,3$ km/h (5 kt), je přípustné – namísto opakování zkoušek – analyticky upravit délku vzletu, aby bylo zohledněno nadměrné snížení rychlosti.

(C) Zkouška uplatnění nesprávné rychlosti se všemi pracujícími motory

(1) Odstavec 23.51 (c)(6) vyžaduje, aby nedošlo k „podstatnému navýšení“ plánované délky vzletu, když dojde k důvodně očekávaným provozním variacím, jako je předčasná nebo příliš intenzivní rotace, nebo dojde-li k podmínkám mimo vyvážení. To si žádá vzletové zkoušky se všemi pracujícími motory a s:

- (i) nesprávným uplatněním rychlosti rotace; a
- (ii) nevyváženými podmínkami, ale s rotací při plánované rychlosti V_R .

POZNÁMKA: Výraz „podstatné navýšení“ délky vzletu je definován jako jakýkoliv nárůst nad 5% délky vzletu, která byla stanovena dle 23.59. Proto by vzletové zkoušky s použitím nesprávné rychlosti neměly vést ke stanovení více než 105% plánované délky vzletu.

(2) Pro nastolené podmínky předčasné rotace se všemi pracujícími motory a při hmotnosti co nejvíce se blížíící maximální vzletové hmotnosti na úrovni hladiny moře by mělo být zkouškou prokázáno, že když je letoun přerotován při rychlosti nižší než plánované V_R , nedojde k „podstatnému navýšení“ délky vzletu. Pro účely tohoto předvedení by letoun měl být rotován při rychlosti 10 kt nebo 7 % (podle

toho, co je méně) pod plánovanou V_R . Zkoušky by měly být provedeny při rychlé rotaci, nebo by mělo dojít k přerotování o 2 stupně nad normální polohu po nadzdvíhnutí. Rychlá rotace by měla znamenat, že rychlost klopení bude výrazně vyšší než normální. Údery ocasu, pokud se během předvedení objeví, jsou přijatelné pouze tehdy, pokud byla provedena analýza poruch (konstrukční, elektrická a hydraulická atd.), která ukázala, že nemůže dojít ke zhoršení říditelnosti letadla, motorů nebo systémů nezbytných pro pokračování bezpečného letu po důvodně předpokládaném nejhorším případě úderu ocasu.

(3) Pro podmínky mimo vyvážení se všemi pracujícími motory a při hmotnosti co možná nejbližší maximální vzletové hmotnosti na úrovni hladiny moře, by mělo být předvedeno, že při špatném vyvážení, které je možné důvodně očekávat v provozu, nedojde k „podstatnému navýšení“ délky vzletu, když rotace bude zahájena normálním způsobem při plánované rychlosti V_R . Míra použitého nevyvážení by měla odpovídat vyvážení podélného řízení do nejneprůznivější polohy v rámci dovoleného pásma vzletového vyvážení, které je uvedeno na ukazateli v pilotním prostoru.

(iv) *Rychlost nadzdvíhnutí (V_{LOF})*. V_{LOF} je kalibrovaná rychlost letu, při které se letoun poprvé dostane zcela do vzduchu.

(v) *Odstavec 23.51 (c)(4) – Bezpečná rychlost vzletu (V_2)*. V_2 je kalibrovaná rychlost letu, které se dosáhne ve nebo před 11 m (35 ft) nad vzletovým povrchem po selhání motoru při V_{EF} s využitím stanovené rychlosti rotace (V_R). Během předvedení vzletové rychlosti by mělo být pokračováno při V_2 do nadmořské výšky, která je dostatečná pro zajištění stabilních podmínek nad 11 m (35 ft). Odstavec 23.51 (c)(4) vyžaduje, aby V_2 nebyla nižší než $1,1 V_{MC}$ nebo $1,2 V_{S1}$. Dosažení V_2 do 11 m (35 ft) by mělo být doloženo použitím postupů konzistentních s těmi, které budou uplatňovány v provozu při skutečném selhání motoru, tj. pokud je požadováno automatické praparování, pak by mělo být aktivováno coby nedělitelná součást zkoušení.

19 Odstavec 23.53 – LETOVÉ VÝKONY PŘI VZLETU

a. Vysvětlení

(1) Letouny kategorie normální, cvičné a akrobatické

(i) *Cíl vzletového požadavku*. Primárním cílem vzletového požadavku je stanovit – pro informaci provozovatele – délku vzletu, v rámci které je možné očekávat, že letoun dosáhne rychlosti a výšky, které budou dostatečné pro zajištění schopnosti provádět veškeré obraty, které mohou být nezbytné pro bezpečné provedení vzletu a pro bezpečné přistání, které si může vyžádat ztráta výkonu. Předpokládá se, že rezerva vzdušné rychlosti nad pádovou rychlostí spolu s výškou 15 m (50 ft) zajistí požadovanou manévrovací schopnost.

(ii) *Délka vzletu v AFM*. Odstavec 23.1587 (c)(1) vyžaduje, aby délka vzletu stanovená podle tohoto odstavce byla uvedena v AFM. Údaje by měly být uvedeny pro nejkritičtější polohu těžiště (obvykle vpředu). Odstavec 23.1587 dále vyžaduje uvést v AFM vlivy nadmořské výšky od úrovně hladiny moře do 3 048 m (10 000 ft); a

(A) Teploty od standardní do 30°C nad standardní; nebo

(B) Pro letouny větší než 2 722 kg (6 000 lb) a letouny poháněné turbínovými motory – teploty od standardní po 30°C nad standardní, nebo maximální okolní atmosférickou teplotu, pro kterou je prokázáno vyhovění ustanovení o chlazení dle CS 23.1041 až 23.1047, pokud je nižší. Dostupný hnací tah by měl být zohledněn v souladu s 23.45 a Dodatkem 1 tohoto FTG. U letounů poháněných turbínovými motory by měly být uvedeny délky až do maximální meze teploty pro vzlet. Měla by být použita metoda pro rozšíření údajů, která bude vhodná pro specifické prvky letounu.

(iii) *Technika vzletu v AFM*. U dvoumotorových letounů 23.1585 (d)(1) vyžaduje, aby v AFM byly uvedeny postupy pro vzlet dle 23.53. Doporučená technika, která je publikována v AFM a použita k dosažení výkonnosti, by měla taková, aby ji pilot v provozu mohl zopakovat za pomoci minimálního přístrojového vybavení pilotní kabiny dané typovým návrhem a s minimální posádkou.

(iv) *Omezení rychlosti pneumatik.* Jsou-li použity ETSO pneumatiky, mělo by být stanoveno, že – v rámci hmotností, nadmořských výšek a teplot, pro které je dle 23.1587 prokázána vzletová výkonnost – nejsou překročeny meze rychlosti ETSO pneumatiky při V_{LOF} . Pokud by za určitých kombinací hmotnosti, nadmořské výšky a teploty byly překročeny jmenovité parametry pneumatik, měla by být stanovena rychlostní omezení pro pneumatiky a coby provozní omezení s maximální vzletovou hmotností uvedena v grafu omezení rychlostí pneumatiky, která by měla být zahrnuta v oddílu AFM věnujícím se výkonnosti dle 23.1581 (a)(2).

b. *Postupy*

(1) *Zkoušky délky vzletu.* Délka vzletu by měla být stanovena zkouškou a může být získána buď vzlety prováděnými coby souvislý provoz od startu do 15 m (50 ft) výšky nebo syntézou z akceleračních úseků a úseků stoupání, které budou stanoveny samostatně. Záznam teodolitem nebo elektronickým vybavením, které jsou schopny zaznamenat horizontální vzdálenost, rychlost a výšku nad vzletovým povrchem je pro zkoušky délky vzletu vysoce žádoucí. Další potřebné speciální pozemní vybavení zahrnuje citlivý anemometr, který je schopen měřit rychlost a směr větru, teploměr schopný změřit přesně teplotu volného ovzduší za všech podmínek a výškoměr nebo barograf uvádějící tlakovou nadmořskou výšku.

(2) *Technika úseků.* Pro techniku úseků by letoun měl být zrychlen na povrchu z bodu uvolnění brzd do rychlosti při rotaci (V_R) a dále na rychlost zvolenou pro bod ve výšce 15 m (50 ft) nad povrchem. Pro stanovení úseku vzletového zrychlení je doporučeno šest přijatelných rozjezdů. V_R by měla být zvolena tak, aby bylo možné dosáhnout rychlosti v 15 m (50 ft). K úseku zrychlení je přidán úsek stoupání stanovený na základě rychlosti stoupání, bez přízemního účinku. Metody stanovování charakteristik stoupání naleznete v odstavci 25 tohoto FTG a Dodatku 2. Celková délka je součtem úseku zrychlení a úseku stoupání. Pro uvedení v AFM je pozemní rozjezd délkou zrychlení na zemi na V_{LOF} a vzdušná vzdálenost je horizontální vzdálenost do dosažení 15 m (50 ft) rychlostí v 15 m (50 ft) plus vzdálenost zrychlení na zemi z V_{LOF} na rychlost v 15 m (50 ft). Pro letouny se zatažitelným podvozkem by měl být podvozek celou dobu vysunut, nebo alternativně může zasouvání začít při rychlosti odpovídající bezpečné rychlosti zatažení podvozku po nadzdvihnutí při běžném provozu. Pokud je délka vzletu stanovena s použitím „úsekové“ metody, měly by být provedeny skutečné vzlety s použitím plánu vzletových rychlostí dle AFM, aby bylo ověřeno, že skutečná délka vzletu do dosažení 15 m (50 ft) výšky nepřekročí vypočtenou délku vzletu do dosažení 15 m (50 ft) výšky.

(3) *Hmotnost.* Zkoušky délky vzletu by měly být prováděny při maximální hmotnosti a při nižších hmotnostech, pokud mají být vzletové údaje schváleny pro rozsah hmotností. Výsledky zkoušek mohou být považovány za přijatelné bez provádění korekce, pokud je zjištěná hmotnost v toleranci $\pm 0,5 \%$.

(4) *Přídové kolo/ostruhové kolo.* Pokud chybí opačné důkazy, je možné předpokládat, že kritická poloha těžiště při zkouškách délky vzletu je vpředu.

(5) *Vítr.* Během intervalu každého zkušebního pokusu by v blízkosti dráhy měly být měřeny rychlost a směr větru. Tolerance rychlosti a směru větru naleznete v odstavci 6a(5) tohoto FTG. Pro část pozemního rozjezdu při použití techniky úseků byl empiricky vyvinut následující vztah, který je přijatelnou metodou pro korekci podmínek slabého větru.

$$S_g = S_{gw} \left(1 \pm \frac{V_w}{V_{tow}} \right)^{1.85}$$

Kde: S_g = pozemní délka vzletu při bezvětří (ft)
 S_{gw} = pozemní délka vzletu při známé rychlosti větru (ft)
 V_w = rychlost větru (ft/s)
 V_{tow} = skutečná rychlost vůči zemi při nadzdvihnutí při známé rychlosti větru (ft/s)
+ pro čelní vítr; a
– pro zadní vítr

Před další redukcí údajů by měly být provedeny korekce na vítr a poté na sklon.

(6) *Sklon dráhy.* Účinky gradientu dráhy mohou být významné pro těžké letouny nebo pro letouny s nízkým poměrem tahu k hmotnosti, a to dokonce i tehdy, když je gradient dráhy malý. Gradient by měl být řízen správným výběrem dráhy. Korekce je:

$$S_G = \frac{S_{Gs1}}{1 \pm \left(\frac{2gS_{Gs1}}{V_{to}^2} \right) \sin \theta}$$

Kde: S_{Gs1} = pozemní délka na dráze se sklonem
 g = gravitační zrychlení, 32,17 ft/s²
 V_{to} = rychlost letounu při nadzdvíhnutí ve ft/s (skutečná)
 θ = úhel sklonu ve stupních (ne procentech)
 + pro sklon nahoru; a
 – pro sklon dolů

c. *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu*

(1) *Účel vzletového požadavku.* Odstavec 23.53(c) vyžaduje, aby byla stanovena výkonnost, která zajistí zohlednění zvolených provozních hmotností, nadmořských výšek, okolních teplot, konfigurací a korekci pro různý vítr a gradient dráhy.

(2) *Profil vzletu.* Zkoušky jsou vyžadovány, aby byla určena výkonnost během dráhy vzletu, jak je konkrétně určeno v odstavcích 23.55 až 23.59 a projednáváno v odstavcích 20 až 23 tohoto FTG.

(3) *Rozšíření vzletových údajů pro rozsah nadmořských výšek letiště*

(i) Tyto pokyny platí pro rozšiřování údajů nad nadmořskou výšku, ve které byly provedeny základní či ověřovací zkoušky.

(ii) Obecně mohou být vzletové údaje extrapolovány nad a pod nadmořskou výšku, ve které byly získány základní údaje ze zkoušek, aniž by bylo potřeba dodatečného konzervatismu, pokud jsou dodržena následující omezení:

(iii) Když jsou základní vzletové zkoušky provedeny mezi hladinou moře a přibližně 914 m (3 000 ft), maximální dovolená extrapolace je do meze 1 829 m (6 000 ft) nad a 914 m (3 000 ft) pod nadmořskou výšku zkušebního letiště. Pokud je žádoucí provést extrapolaci až za tyto meze, může být použit jeden ze dvou následujících postupů.

(A) *Extrapolace výkonnostních údajů pro rozsah nadmořských výšek, nejsou-li prováděny ověřovací zkoušky.* Schválení výkonnostních údajů pro nadmořskou výšku letiště mimo maximální nadmořskou výšku povolenou základními zkouškami může být povoleno bez provádění ověřovacích zkoušek, pokud vypočtené údaje zahrnují konzervativní součinitel. Konzervativnost by měla zajistit zvýšení vypočtené vzletové vzdálenosti při požadované nadmořské výšce letiště o hodnotu, která je rovna nula procentům pro nejvyšší schválenou nadmořskou výšku letiště ve výsledcích základních zkoušek a další 2 kumulativní procenta zajištěná součinitelem na každých 305 m (1 000 ft) nadmořské výšky nad nejvyšší schválenou nadmořskou výšku při nulaprocentním konzervatismu. Přírůstek 2 procenta díky součiniteli by měl zajistit lineární změnu s nadmořskou výškou. Při výpočtu výkonnostních údajů s ohledem na účinky nadmořské výšky tímto postupem platí následující ustanovení:

(1) Měl by být použit předem stanovený postup výpočtu, který zohlední všechny známé proměnné.

(2) Měl by být použit kalibrovaný instalovaný výkon motoru pro dané rozsahy rychlosti a nadmořské výšky.

(3) Neměly by být překročeny stanovené meze kinetické energie brzd z pozemních zkoušek letounu.

(B) *Extrapolace výkonnostních údajů, jsou-li prováděny ověřovací zkoušky*

(1) Je-li požadováno schválení údajů pro větší rozsah nadmořských výšek letišť, výkonnost může být vypočtena z údajů ze základních zkoušek do maximální nadmořské výšky letiště za předpokladu, že budou provedeny ověřovací zkoušky v příslušných nadmořských výškách, které doloží platnost výpočtu. Skutečné výkonnostní údaje letadla z ověřovacích zkoušek by měly do značné míry odpovídat vypočteným výkonnostním hodnotám.

(2) Pro ověřovací zkoušky bylo zjištěno, že pro dostatečné ověření obvykle postačují tři vzlety při maximální hmotnosti ve zkoušené nadmořské výšce.

(3) Pokud ověřovací zkoušky doloží rozšířené vzletové údaje, údaje mohou být dále rozšířeny na 1 829 m (6 000 ft) nad nadmořskou výšku, ve které byly ověřovací zkoušky provedeny. V nadmořských výškách nad 1 829 m (6 000 ft) nad ověřovací výškou by měl být použit kumulativní 2procentní součinitel na 305 m (1 000 ft) dle odstavce (A) od nula procent v ověřovací výšce plus 1 829 m (6 000 ft).

20 VYHRAZENO

21 Odstavec 23.55 – DÉLKA PŘERUŠENÉHO VZLETU

a. *Vysvětlení.* Tento odstavec popisuje předvedení zkouškami, které jsou nezbytné pro stanovení délek přerušeného vzletu pro zjištění výkonnosti letounu, která musí být uvedena v oddílu Výkonnost v AFM.

b. *Postupy*

(1) Parametry zkoušek přerušeného vzletu by měly být stanoveny v souladu s ustanoveními tohoto odstavce.

(i) *Počet zkušebních rozjezdů.* Pro každou konfiguraci letounu požadovanou žadatelem by měl být proveden dostatečný počet zkušebních rozjezdů, aby byla stanovena reprezentativní délka, která by byla potřeba v případě přerušeného vzletu při nebo pod rychlostí rozhodnutí V_1 .

(ii) *Časové prodlevy.* Postupy uvedené v odstavci 21b(12), jak vyžaduje 23.45 (f)(5), uplatňují odpovídající časové prodlevy pro použití zpomalujících prostředků určených pro použití v postupech přerušeného vzletu a pro rozšíření údajů o přerušeném vzletu, které budou uvedeny v AFM.

(iii) *Reverzní tah.* Brzdná část zkoušky přerušeného vzletu nesmí využít reverzního tahu vrtule, pokud není prokázáno, že systém reverzního tahu je bezpečný, spolehlivý a schopný opakovatelných výsledků. Viz pododstavec c.

(2) *Nadmořská výška letiště.* Přerušené vzlety na letištích s různou nadmořskou výškou je možné simulovat na jednom letišti za předpokladu, že použité rychlosti brzdění zahrnují celý rozsah energie, která bude absorbována brzdami. Při přípravě údajů pro AFM by předpoklad o energii absorbované brzdami neměl překročit hodnotu, která bude prokázána při těchto zkouškách.

(3) *Rychlosti brzdění.* Zde odkazované rychlosti brzdění jsou plánované zkušební rychlosti a nemusí odpovídat hodnotám, které budou uvedeny v AFM, protože zde rychlosti musí být zvýšeny nebo sníženy tak, aby simulovaly rozsah energie a obálku hmotností.

(4) *Počet rozjezdů.* Je-li pro více aerodynamických konfigurací prokazováno, že mají stejný součinitel tření, jsou nutné přinejmenším dva zkušební rozjezdy pro každou konfiguraci, není-li pro daný model letounu k dispozici dostatek údajů, které umožní zohlednit změny brzdné výkonnosti se změnami hmotnosti, kinetické energie, vztlaku, odporu, pozemní rychlosti, mezení kroutícího momentu apod. Tyto rozjezdy by měly být provedeny při změnách hmotnosti a kinetické energie letounu v celém rozsahu, pro který budou údaje uváděny. K tomu je obvykle potřeba minimálně šest zkušebních rozjezdů. Tyto zkoušky jsou obvykle prováděny na zpevněných drahách se suchým povrchem.

(5) *Alternativní schválení.* Pro účely alternativního schválení s nefunkčním protismykovým systémem, nefunkční brzdou předového kola či jednoho kola hlavního podvozku, systému automatického brzdění apod. by měla být obvykle provedena úplná sada zkoušek dle odstavce 21b(4). Nižší počet zkoušek může být přípustný pro „rovnocenné a lepší“ předvedení, pro stanovení malých přírůstků, nebo je-li při zkoušení zajištěna dostatečná konzervativnost.

(6) *Zastavení z maximální energie.* Předvedení brzdné energie je potřeba pro prokázání souladu s požadavky na brzdnou energii. Zastavení z maximální energie (nebo nějaké nižší brzdné energie) se používá ke zjištění vzdálenosti, která odpovídá předvedené kinetické energii. Žadatel si může zvolit jakoukoliv úroveň energie pro použití při předvedení za předpokladu, že v AFM nebude uvedena výkonnost větší než odpovídající předvedené kinetické energii. Předvedení by mělo být provedeno při ne nižší než maximální vzletové hmotnosti a mělo by mu předcházet pojiždění na vzdálenost 4,8 km (3 míle), které bude zahrnovat 3 úplná zastavení za použití normálního brzdění a za provozu všech motorů. Řízení stoupání vrtule by mělo být použito způsobem, který odpovídá postupům, které budou používány v běžném provozu. Po předvedení zastavení z maximální kinetické energie není nutné u letounu předvádět jeho schopnost pojiždět. Maximální kinetická energie letounu, pro kterou jsou uvedeny výkonnostní údaje, by neměla překročit hodnotu, pro kterou budou po zastavení zajištěny uspokojivé podmínky. Uspokojivé podmínky po zastavení jsou definovány jako takové, při kterých je požár zadržen v pneumatikách, kolech a brzdách, a které nepovedou k postupnému pohlčení zbytku letounu v čase evakuace cestujících a posádky. V průběhu pěti minut po zastavení by nemělo být potřeba použití hasících prostředků nebo umělých chladiv.

(7) *Zastavení z maximální energie při přistání.* V případě, že žadatel navrhuje provést předvedení maximální energie RTO z přistání, je třeba uspokojivě zohlednit teploty brzd a pneumatiky, které by byly zvýšeny při pojiždění a zrychlování a které jsou vyžadovány odstavcem 21b(6).

(8) *Přístrojové vybavení.* Buď pozemní, nebo palubní přístrojové vybavení by mělo zahrnovat prostředky pro stanovení vazby horizontální vzdálenost-čas.

(9) *Rychlost větru.* Měly by být zaznamenány rychlost a směr větru vzhledem k aktivní dráze. Měla by být zaznamenána výška provádění měření větru, aby se usnadnila korekce na úroveň výšky křídel.

(10) *Konfigurace.* Zkoušky přerušného vzletu by měly být prováděny v následujících konfiguracích:

(i) Vysoká až nízká hmotnost dle požadavků;

(ii) Nejkritičtější poloha těžiště;

(iii) Vztlkové klapky ve vzletové poloze (polohách);

(iv) *Tlak v pneumatikách.* Před pojižděním se studeným pneumatikami nastavte tlak na maximální hodnotu odpovídající vzletové hmotnosti, pro kterou je požadováno schválení.

(v) *Motor.* Nastavte otáčky na žadatelem doporučenou horní mez pro volnoběžný výkon, nebo zohledněte maximální volnoběžný výkon v analýze údajů. Zohlednit je potřeba i stav vrtule. Viz diskuze v pododstavci (11), Výkon motoru.

(11) *Výkon motoru.* Výkon motoru by měl odpovídat každému úseku přerušného vzletu a měl by zohledňovat časy poklesu tahu. Viz diskuze k 23.57 (a)(2) v odstavci 22c(1). Při zvolené rychlosti, která odpovídá požadované energii, je letoun zastaven s využitím přijatelných brzdících prostředků. Vrtule kritického motoru by měla být v poloze, kterou je možné předpokládat za normálního selhání motoru a při uzavření ovládacích pák motoru.

(i) *Poloha vrtule s velkým aerodynamickým odporem.* Poloha s vysokým odporem (nebo reverzní tah) u vrtulí zbývajících motorů je možné použít v případě, že je možné předvést odpovídající směrové řízení na mokré dráze. Simulování říditelnosti na mokré dráze odpojením řízení předového kola je možné. Použití polohy vrtule s větším odporem (tj. malého stoupání) je podmíněno přítomností polohy škrťací klapky, která umožňuje cítit nastavení, které je tak možné provést s použitím průměrných pilotních dovedností. Mělo by být stanoveno, zda pohyb ovládání škrťací klapky ze vzletového výkonu do polohy malého stoupání vyžaduje jeden či dva odlišné pohyby. Pokud je třeba dvou oddělených pohybů, potom

je třeba odpovídajícím způsobem stanovit časové prodlevy u přerušeného vzletu a uplatnit jej při rozšíření údajů.

(ii) *Reverzní tah.* Diskuzi případů, kdy se smí použít reverzní tah naleznete v pododstavci c. Bude vyžadováno předvedení ovladatelnosti na mokré dráze z plně reverzním tahem jednoho motoru a při nepříznivém bočním větru o rychlosti 18,5 km/h (10 kt). Řízení až při nulové rychlosti není nutné, ale rychlost přerušení na základě řiditelnosti může být uvedena a může být zohledněna jako výhoda pro použití reverzního tahu nad touto rychlostí. Použití reverzního tahu na jednom motoru na mokré dráze vyžaduje, aby taková složka byla vyvážena brzdou složkou a použitím směrovky v druhém směru. Zkušenosti ukazují, že použití reverzního tahu, je-li jeden motor mimo provoz, vyžaduje odlišnou modulaci mezi levou a pravou brzdou a současně uplatnění pouze částečného reverzního tahu, a to dokonce i na suchém povrchu dráhy. Odpojení řízení příďového kola nesimuluje dostatečně mokrou dráhu při použití plného reverzního tahu. Použití polohy vrtule s větším odporem (tj. malého stoupání) je podmíněno přítomností polohy škrtkové klapky, která umožňuje cítit nastavení, které je tak možné provést s použitím průměrných pilotních dovedností. Nastavení reverzního tahu ze vzletového výkonu obvykle vyžaduje snížení úrovně výkonu na volnoběh, překonání zarážky nebo západkového mechanismu a následné další posunutí ovládací páky motoru do rozsahu pro pozemní/reverzní chod. Tento postup je vykládán jako tři „oddělené pohyby“, kdy každý je brán jako aktivace samostatného zařízení pro zpomalení. Proto je třeba odpovídajícím způsobem stanovit časové prodlevy u přerušeného vzletu a uplatnit jej při rozšíření údajů.

(12) *Časové prodlevy u přerušeného vzletu.* Na obrázku 21-1 je uvedena ilustrace časových prodlev při přerušeném vzletu, které jsou přijatelné pro vyhovění 23.45:



Obrázek 21-1 ČASOVÉ PRODLEVY PŘI PŘERUŠENÉM VZLETU

(i) Δt_{rec} = čas rozpoznání selhání motoru. Předvedená doba od selhání motoru po činnost pilota indikující rozpoznání selhání motoru. Pro účely rozšíření údajů pro AFM se ukázalo praktické použít předvedený čas nebo 1 sekundu – podle toho, který z časů je delší, aby byl zajištěn čas, který bude možné dodržet v provozu.

(ii) Δt_{a1} = předvedený časový interval mezi aktivací prvního a druhého zpomalovacího zařízení.

(iii) Δt_{a2} = předvedený časový interval mezi aktivací druhého a třetího zpomalovacího zařízení.

(iv) Δt = 1sekundová prodleva reakčního času, která má zohlednit variace v provozu. Pro výpočty pro AFM není dovoleno uvažovat zpomalení letounu během prodlevy reakčních časů. Je-li třeba vydat příkaz dalšímu členu posádky, aby použil zařízení pro zpomalení, měla by pro každý úkon být použita prodleva 2 sekundy namísto 1 sekundy. U automatických zpomalovacích zařízení, která jsou schválena pro zohlednění ve výkonnosti při rozšiřování údajů pro AFM, mohou být použity časy stanovené při certifikačním zkoušení, aniž by bylo nutné uplatňovat další prodlevy vyžadované tímto odstavcem.

(v) Sled aktivace zpomalovacích zařízení může být zvolen žadatelem. V případě, že se požadovanou sekvencí nepodaří během zkoušek příležitostně provést, není nutné zkoušku opakovat, nicméně předvedené časové zpoždění je možné použít.

(13) Postupy použité ke stanovení vzdálenosti přerušeného startu by měly být popsány v oddílu výkonnostní informací v AFM.

c. *Použití reverzního tahu.* Odstavec 23.55 (b) dovoluje použití i jiných prostředků než kolových brzd při stanovování vzdálenosti potřebné k zastavení, jsou-li splněny podmínky specifikované v 23.55 (b). Jednou z podmínek je, že tyto prostředky musí být bezpečné a spolehlivé.

(1) *Spolehlivost.* Soulad s ustanovením o „spolehlivosti“ tohoto pravidla může být zajištěn vyhodnocením systému pro změnu stoupání/reverzaci dle 23.1309. Při vyhodnocování by měly být využity metody dle AC 23.1309-1, i když typově certifikované motory či systémy vrtule nemusí být podrobovány během certifikace analýze dle AC 23.1309-1. Při provádění hodnocení spolehlivosti a nebezpečí může dále pomoci dokument vydaný Society of Automotive Engineers (SAE) – ARP-926A, „Fault/Failure Analysis Procedure“. Odstavec 23.1309 (d) dále vyžaduje, aby systém byl navržen tak, aby chránil letoun před nebezpečími v případě nesprávné funkce či poruchy některé své součásti. Přijatelným prostředkem průkazu vyhovění tomuto požadavku by bylo provedení analýzy druhů a účinků poruch (FMEA) daného systému. Přijatelná analýza by ukázala, že účinky nesprávné funkce či poruchy systému či jeho součásti by nevedly ke vzniku nebezpečí pro letoun a že systém pro reverzaci tahu vrtule je spolehlivý. Dokument SAE ARP-926A – „Fault/Failure Analysis Procedure“ obsahuje přijatelná kritéria pro provádění takové analýzy.

(2) *Bezpečnost.* Vyhovění ustanovením o „bezpečnosti“ dle 23.55 (b)(2) a 23.75 (f)(1) si vyžádá vyhodnocení celého systému včetně provozních aspektů, které zajistí, že nebude přítomen nebezpečný prvek.

Bezpečný a spolehlivý zároveň znamená, že je mimořádně nepravděpodobné, že systém uvede letovou posádku v omyl, nebo že umožní významně nesymetrické výkonové nastavení, tj. dopředný tah jednoho motoru oproti reverznímu tahu druhého. Při dosahování této úrovně spolehlivosti by systém neměl zvyšovat pracovní zátěž posádky, ani vyžadovat pozornost posádky při vysoce dynamickém časovém intervalu. Schválené výkonnostní údaje by také měly být takové, aby průměrný pilot mohl takovouto výkonnost zopakovat s použitím postupů uvedených v AFM.

22 Odstavec 23.57 – DRÁHA VZLETU

a. Odstavec 23.57 (a)

(1) *Vysvětlení*

(i) Požadavky na dráhu vzletu dle 23.57 a redukce požadované 23.61 jsou stanoveny tak, aby bylo možné výkonnost uvedenou v AFM použít při rozhodováních týkajících se vzletových hmotností, jsou-li přítomny překážky. Čistá dráha letu při vzletu by měla být uvedena v AFM, jak je požadováno v 23.1587(d)(6).

(ii) Požadovaná výkonnost je v AFM uvedena buď jako obrázek s drahami při různých poměrech hmotnosti a výkonu a s korekcí pro vítr, nebo jako série grafů pro každý segment v souladu s postupem pro spojení těchto segmentů do souvislé dráhy letu.

(2) *Postupy*

(i) Odstavec 23.57 (a) vyžaduje, aby dráha vzletu sahala do výšky, kdy je letoun 457 m (1 500 ft) nad vzletovým povrchem, nebo do nadmořské výšky, ve které je možný úplný přechod do konfigurace pro let na trati, a kdy je dosažena rychlost, pro kterou je prokázáno vyhovění 23.67 (c)(3).

(ii) Odstavec 23.66 vyžaduje, aby letoun nebyl kloněn dříve, než dosáhne výšky 15 m (50 ft), jak je uvedeno v údajích o čisté dráze letu při vzletu.

(iii) AFM by měla obsahovat informace potřebné pro prokázání vyhovění požadavkům na stoupání dle 23.57 a 23.67 (c)(3). Ty by měly zahrnovat informace o přechodu ze vzletové konfigurace a rychlosti na konfiguraci a rychlost pro let na trati. Zahrnuty by měly být i účinky přechodu ze vzletového na maximální trvalý výkon.

(iv) Obecně AFM uvádí dráhy vzletu, které při nižším poměru výkonu k hmotnosti zahrnují úseky zrychlení mezi 122 m a 457 m (400 a 1 500 ft), které se při vyšším poměru výkonu k hmotnosti významně zvětšují nad 457 m (1 500 ft) na vzletovém povrchu. U některých letounů plány vzletových rychlostí a/nebo konfigurace klapek nevyžadují zrychlení pod 457 m (1 500 ft), a to ani při mezních výkonnostních gradientech.

b. *Odstavec 23.57 (a)(1) – Výkonové podmínky dráhy vzletu*

(1) *Vysvětlení.* Dráha vzletu by měla reprezentovat skutečnou očekávanou výkonnost ve všech bodech. Pokud je dráha letu sestrojena úsekovou metodou dle 23.57 (d)(2) a 23.57 (d)(4), měla by být konzervativní a měla by být podložena alespoň jedním předvedeným odletem až do úplné změny konfigurace do stavu pro let na trati. To je nezbytné z toho důvodu, aby bylo zajištěno, že úkony posádky neovlivní nepříznivě požadované gradienty.

(2) *Postupy*

(i) Aby bylo doloženo, že předurčená dráha vzletu reprezentuje skutečnou výkonnost, musí výkon použitý při jejím sestrojování odpovídat 23.45. To částečně vyžaduje, aby výkon pro jakékoliv určité letové podmínky byl takový, který bude odpovídat aktuálním okolním atmosférickým podmínkám, které jsou podél dráhy předpokládány. Standardní vertikální teplotní gradient pro teplotu okolí je uveden v Dodatku 7 tohoto FTG v odstavci „Standardní atmosféra“ a měl by být použit pro stanovení výkonu odpovídajícího každé tlakové nadmořské výšce během stoupání.

(ii) Odstavec 23.57 (c)(4) vyžaduje, aby výkon do 122 m (400 ft) nad vzletovým povrchem reprezentoval výkon, který je dostupný po dráze letu v důsledku nastavení ovládací páky motoru, které je provedeno při rozjezdu na zemi v souladu s postupy AFM. Tento výsledný výkon by měl reprezentovat běžné očekávané variace při zrychlení a stoupání do 122 m (400 ft) a v žádném bodě by neměl překročit meze vzletového výkonu.

(iii) Měl by být proveden dostatečný počet vzletů přinejmenším do výšky nad vzletovým povrchem, ve které je plánováno stoupání při V_2 , aby byl stanoven pokles výkonu v důsledku pevného nastavení ovládací páky motoru. Ke zohlednění různých odběrů motoru, např. protínámrazové ochrany, klimatizace apod., může být použita analýza. V některých letounech je charakteristika nárůstu výkonu taková, že je třeba použít nižší než plný jmenovitý výkon coby omezení vzletového výkonu a výkonnosti v AFM.

(iv) Pokles výkonu motoru s rychlostí a nadmořskou výškou během vzletu a stoupání při pevném nastavení ovládací páky motoru může být ovlivněn vzletovou tlakovou nadmořskou výškou.

(v) Většina turbovrtulových motorů je citlivá na zvyšování vzdušné rychlosti při vzletovém rozjezdu. Postup stanovený žadatelem by měl být vyhodnocen, a je-li přijatelný, měl by být začleněn do AFM. Délka vzletového letiště a tabulky nastavení vzletového výkonu dle AFM jsou založeny na schválených postupech. Schválené postupy by měly být ty, které je schopen provést pilot s běžnými dovednostmi za provozu. Například: pokud má být nastavení výkonu prováděno po uvolnění brzd, výkon by měl být nastavitelný bez zvláštní pozornosti. Povoleno je pouze jedno nastavení.

(vi) Typický postup vzletu „bez rozjezdu“ je následující:

(A) Po zastavení na dráze nastavte všechny motory na statický vzletový výkon (zvolený žadatelem).

(B) Uvolněte brzdy.

(C) Po dosažení 93 až 111 km/h (50 až 60 kt) nastavte ovládací páky motoru tak, abyste udrželi kroutící moment a teploty v mezích. Povoleno je pouze jedno nastavení.

(vii) Typický postup „vzletu s rozjezdem“ je následující:

- (A) Uvolněte brzdy.
- (B) Plynulým pohybem nastavte ovládací páky motoru na vzletový výkon.
- (C) S rostoucí rychlostí proveďte malé přenastavení, aby se předešlo překročení mezí kroutícího momentu a teploty.

c. *Odstavec 23.57 (a)(2) – Selhání motoru*

(1) *Vysvětlení.* Charakteristika tahu/odporu vrtule by měla reprezentovat podmínky, když motor bude mít skutečnou poruchu. Časový průběh výkonu použitý pro redukci a rozšíření údajů by měl být doložen výsledky zkoušky.

(2) *Postupy.* Dodatečné zkoušky by měly být provedeny se skutečným uzavřením přívodu paliva, aby byl stanoven průběh poklesu tahu vrtule.

d. *Odstavec 23.57 (c)(1) – Sklon dráhy vzletu*

(1) *Vysvětlení.* Pro průkaz vyhovění s kladným sklonem požadovaným v § 23.57 (c)(1) je dle § 23.61 (c) za přijatelné považováno stanovení horizontálního úseku coby součásti dráhy letu při vzletu. Viz obrázek 24-2. Další diskuze viz odstavec 24(b)(2).

(i) Úsek vodorovné akcelerace v čistém profilu vzletu v AFM by měl začínat v horizontální vzdálenosti podél dráhy letu při vzletu, kde úsek čistého stoupání dosáhne akcelerační výšky uvedenou v AFM. Viz obrázek 24-2.

(ii) Akcelerační výška dle AFM by měla být uvedena pomocí přírůstku tlakové nadmořské výšky nad vzletovým povrchem. Tato informace by měla umožnit stanovení „přírůstku“ (H_p) tlakové nadmořské výšky pro nestandardní okolní teplotu, aby byla zajištěna geometrická výška potřebná pro zajištění bezpečné vzdálenosti nad překážkou. Například:

Dáno:

- o Tlaková nadmořská výška vzletového povrchu (H_p) = 610 m (2 000 ft)
- o Absolutní standardní teplota na letišti (TS) = $11^{\circ}\text{C} + 273,2 = 284,2^{\circ}\text{K}$
- o Absolutní okolní teplota na letišti (TAM) = $-20^{\circ}\text{C} + 273,2 = 253,2^{\circ}\text{K}$
- o Δ Potřebná geometrická výška (Δh) – 457 m (1 500 ft) nad vzletovou dráhou

Zjistěte:

- o Přírůstek tlakové nadmořské výšky (ΔH_p) nad vzletovým povrchem
 $\Delta H_p = \Delta h(TS/TAM) = 457 \text{ m (1 500 ft)}(284,2^{\circ}\text{K} / 253,2^{\circ}\text{K})$
 $\Delta H_p = 513,3 \text{ m (1 684 ft)}$

e. *Odstavec 23.57 (c)(2) – Rychlost dráhy vzletu*

(1) *Vysvětlení*

(i) Záměrem je, aby letoun letěl při konstantní indikované rychlosti letu do minimálně 122 m (400 ft) nad vzletovým povrchem. Tato rychlost by měla splňovat omezení platná pro V_2 dle 23.51 (c)(4).

(ii) Specifické znění 23.57 (c)(2) by nemělo být vykládáno tak, aby znamenalo, že nad 122 m (400 ft) je možné rychlost letu snížit pod V_2 , ale tak, že naopak je možné zahájit zrychlování.

(1) *Vysvětlení*

(i) Záměrem tohoto požadavku je povolit při stanovování dráhy vzletu s jedním nepracujícím motorem pouze ty úkony posádky, které jsou prováděny rutinně. Ovládací páky motoru mohou být nastaveny pouze brzy v začátku vzletového rozjezdu, jak je popsáno v 23.57 (a)(1) (ft) nad vzletovým povrchem.

(ii) Simulační studie a šetření leteckých nehod ukázaly, že pokud nastane velké pracovní zatížení v pilotním prostoru – jako při ztrátě motoru při vzletu, posádka nemusí zvýšit výkon funkčního motoru, aby se vyhnula srážce se zemí, a to dokonce ani pokud posádka ví, že funkční motor byl nastaven na snížený výkon. Podvozek může být zatažen, protože jeho zatažení se provádí rutinně poté, co je zpozorována kladná svislá rychlost stoupání. To také stanovuje časové zpoždění, které bude použito pro expanzi údajů.

(2) *Postupy*

(i) Aby bylo pro vzlet možné použít zapraporovanou vrtuli do 122 m (400 ft) nad vzletovým povrchem, mohou být schválena automatická zařízení pro praporování vrtule, pokud je prokázána odpovídající spolehlivost těchto systémů dle 23.1309. Jiné automatické systémy, jako je systém pro minimalizaci odporu nepracující vrtule pomocí snímání negativního kroutícího momentu, mohou být také schváleny. Snižování odporu pro manuálně praporovatelné vrtule je pro výpočet dráhy letu povoleno pouze po dosažení 122 m (400 ft) nad vzletovým povrchem.

(ii) Při zatahování klapek nad 122 m (400 ft) by měla být udržována rychlost ne nižší než menší z $1,1 V_{MC}$ nebo $1,2 V_{S1}$.

g. *Odstavec 23.57 (d) – Sestrojení dráhy vzletu*

(1) *Vysvětlení.* Aby bylo možné využít přízemního účinku, využívají dráhy vzletu dle AFM kontinuální dráhu vzletu z V_{LOF} do 11 m (35 ft), která pokrývá rozsah poměrů výkonu k hmotnosti. Od tohoto bodu je po úsecích přidávána výkonnost ve volném ovzduší dle 23.57 (e). Tato metodika může vést ke stanovení dráhy letu při vzletu pro AFM, která bude strmější s vysunutým podvozkem než s podvozkem zasunutým. Letoun by neměl být kloněn před dosažením výšky 15 m (50 ft), jak uvádí čistá dráha letu při vzletu. To vyžaduje stanovení údajů o stoupání ve stavu vodorovné polohy křídél.

(2) *Postupy.* AFM by měla zahrnovat postupy nezbytné pro dosažení této výkonnosti.

h. *Odstavec 23.57 (e)(2) – Podmínky pro úseky dráhy vzletu*

(1) *Vysvětlení.* Odstavec 23.57 (e)(2) vyžaduje, aby hmotnost, konfigurace a výkonové nastavení byly v každém úseku konstantní a aby odpovídaly nejkritičtějším podmínkám vyskytujícím se v úseku. Účelem tohoto požadavku je, aby ve zjednodušené analýze byla výkonnost založena na výkonnosti, která bude dostupná v nejkritičtějším bodě v čase v daném úseku, nikoliv aby jednotlivé proměnné (hmotnost, přibližné výkonové nastavení atd.) byly jednotlivě vybrány dle svých nejkritičtějších hodnot, a poté zkombinovány pro účely stanovení výkonnosti pro daný úsek.

(2) *Postupy.* Výkonnost během jednotlivých úseků dráhy vzletu by měla být získána pomocí jedné z následujících metod:

(i) Kritická hladina výkonnosti, jak je vysvětlena v odstavci 22h(1);

(ii) Skutečné kolísání výkonnosti během úseku.

i. *Odstavec 23.57 (d)(4) – Kontrola dráhy vzletu rozdělené na úseky*

(1) *Vysvětlení.* Žádné.

(2) *Postupy.* Dráha vzletu by měla být zkontrolována souvislými předvedenými vzlety. Měl by být proveden dostatečný počet těchto vzletů dle vzletových postupů a rychlostí v AFM, a to s pokrytím rozsahu poměru výkonu k hmotnosti, aby byla zajištěna platnost dráhy vzletu rozdělené na úseky. Údaje ze souvislého vzletu by měly být porovnány s údaji vypočtenými pomocí postupů pro výpočet údajů v AFM, ale s použitím zkušebního výkonu motoru a zkušebních rychlostí.

j. *Vzlety turbovrtulových letounů se sníženým výkonem*

(1) Snížený vzletový výkon je výkon nižší než schválený vzletový výkon, pro který jsou výkonové nastavení a výkonnost stanoveny korekcemi schváleného výkonového nastavení a výkonnosti, když je

letoun provozován se sníženým vzletovým výkonem, výkonové nastavení, které určuje výkon pro vzlet, není považováno za omezení.

(2) Stanovení a použití nižšího než schváleného vzletového výkonového nastavení je přijatelné, pokud:

(i) Je stanovení údajů o sníženém vzletovém výkonu zajištěno prostřednictvím procesu typové certifikace a je obsaženo v AFM;

(ii) Snížené vzletové výkonové nastavení:

(A) Nevede ke ztrátě systémů či funkcí, které běžně při vzletu pracují, jako jsou výstrahy o poruše motoru, výstrahy o konfiguraci, automatické praporování, automatické ovládání tahu, posilovač směrovky, automatické zapalování a další systémy ovlivňující bezpečnost, které jsou závislé na minimální vzletovém výkonovém nastavení.

(B) Je založeno na schváleném jmenovitém vzletovém výkonu motoru, pro který jsou výkonnostní údaje letounu schváleny.

(C) Nezpůsobí obtíže v říditelnosti letounu nebo v odezvě/funkci motoru v případě, že kdekoliv podél dráhy vzletu bude použit schválený vzletový výkon.

(D) Je minimálně 75% schváleného vzletového výkonu.

(E) Je odvozen na základě pečlivé analýzy změn účinnosti vrtule ve všech příslušných podmínkách.

(iii) Relevantní rychlosti použité pro vzlety se sníženým výkonem nejsou nižší než ty, které prokáží splnění požadovaných rezerv říditelnosti pro schválený vzletový výkon.

(iv) V AFM je uvedeno omezení, že snížené vzletové výkonové nastavení nesmí být použito:

(A) Když je nefunkční protismykový systém (je-li zastavěn).

(B) Na dráhách kontaminovaných stojící vodou, sněhem, rozbředlým sněhem nebo námrazou.

(C) Na mokřích drahách, pokud není ve výkonnosti příslušně zohledněna zvýšená vzdálenost potřebná k zastavení na mokřím podkladu.

(D) Tam, kde prvky ovlivňující výkonnost představují významné navýšení pracovní zátěže posádky. Příklady zahrnují nefunkční vybavení (např. nefunkční měřicí přístroje motoru, obraceče tahu či systémy motoru, které vyvolávají nutnost korekcí výkonnosti) nebo nestandardní provoz (tj. situace vyžadující nestandardní techniku vzletu).

(v) Postupy pro stanovení a uplatnění snížené hodnoty vzletového výkonu jsou jednoduché a pilot má k dispozici informace pro stanovení jak sníženého výkonu, tak schváleného vzletového výkonu pro každé okolní podmínky.

(vi) V AFM jsou uvedeny odpovídající informace pro provedení kontroly výkonu s použitím schváleného vzletového výkonu, a pokud je třeba, stanovení časového intervalu.

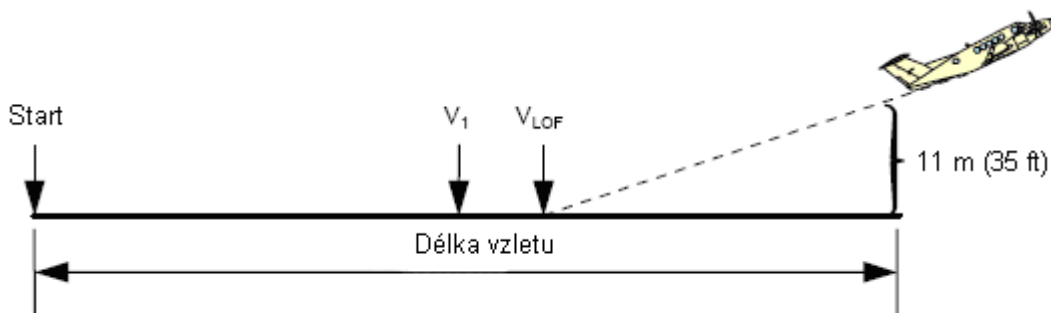
(vii) Jsou uvedeny postupy pro použití sníženého výkonu.

(viii) Použití sníženého výkonu v provozu je vždy na rozhodnutí pilota.

23 Odstavec 23.59 – DÉLKA VZLETU A DÉLKA ROZJEZDU**a. Délka vzletu – Odstavec 23.59 (a)**

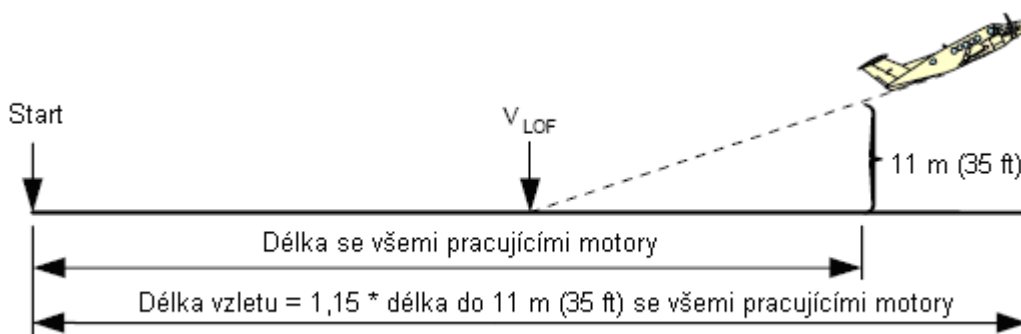
(1) *Vysvětlení.* Délka vzletu je jedna ze dvou vzdáleností zobrazených na obrázku 23-1 a 23-2 a diskutovaných v odstavci 23a(i) nebo (ii) – podle toho, která je větší. Níže uvedené délky jsou měřeny horizontálně od hlavního přistávacího zařízení v momentě prvního uvolnění brzd do stejného bodu na letounu ve chvíli, kdy je nejnižší část odlétajícího letounu v bodě 11 m (35 ft) na povrchu dráhy, který je dosažen v souladu s postupy vyvinutými pro 23.57.

(i) Délka měřená do 11 m (35 ft) při poruše kritického motoru zjištěné při V_1 . Viz obrázek 23-1.



Obrázek 23-1 DÉLKA VZLETU
Porucha kritického motoru zjištěná při V_1

(ii) Sto patnáct procent (115%) délky měřená do 11 m (35 ft) se všemi pracujícími motory. Viz obrázek 23-2.

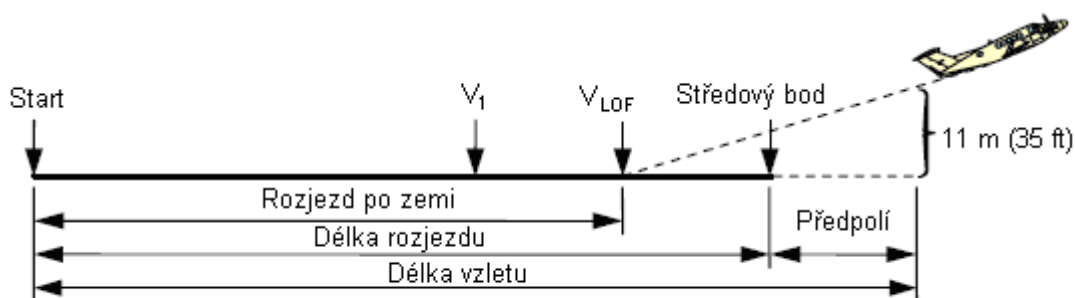


Obrázek 23-2 DÉLKA VZLETU
Všechny motory pracující

b. Délka rozjezdu – Odstavec 23.59 (b)**(1) Vysvětlení**

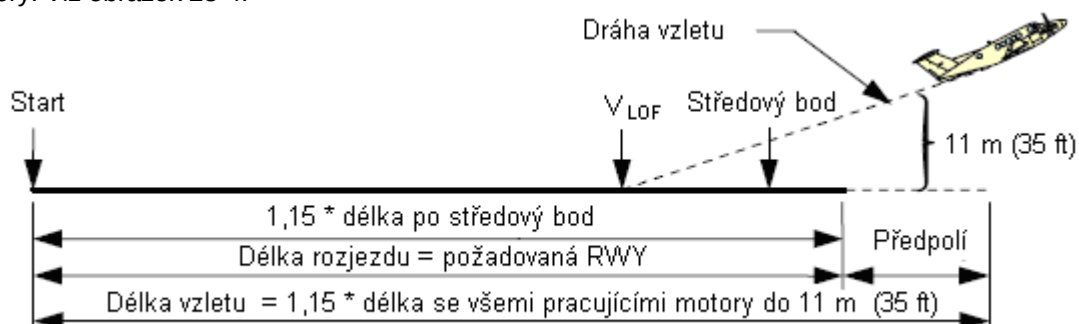
(i) Délka rozjezdu je termín používaný pro délku dráhy, kdy délka vzletu zahrnuje předpolí (tj. tam, kde délka přerušeného vzletu nezůstává celá na dráze) a délka rozjezdu je jednou ze dvou vzdáleností zobrazených na obrázcích 23-1 a 23-2 a je diskutována v odstavci 23b(1)(i)(A) nebo (B) – podle toho, která ze vzdáleností je větší. Tyto délky jsou měřeny postupem dle 23.59 (a). Při využití předpolí ke stanovení délky rozjezdu nesmí být více než polovina vzdušné vzdálenosti z V_{LOF} do 11 m (35 ft) překonána letem nad předpolím.

(A) Délka od místa rozjezdu při vzletu do středu mezi bodem nadzdvihnutí a bodem, ve kterém letoun dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad vzletovou dráhou, když dojde k poruše kritického motoru, která bude zjištěna při V_1 . Viz obrázek 23-3.



Obrázek 23-3 DÉLKA ROZJEZDU – Porucha kritického motoru zjištěná při V_1

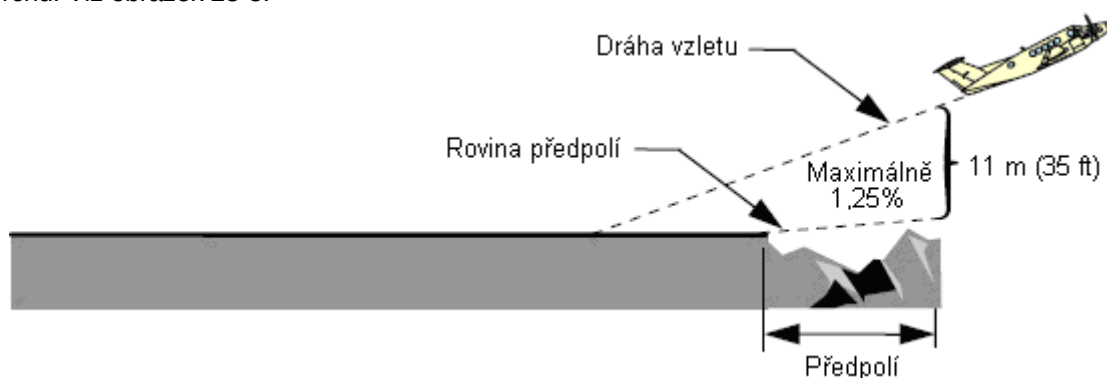
(B) Sto patnáct procent (115%) délky od začátku rozjezdu do středu mezi bodem nadzdvíhnutí a bodem, ve kterém letoun dosáhne výšky 11 m (35 ft) nad vzletovou dráhou, když pracují všechny motory. Viz obrázek 23-4.



Obrázek 23-4 DÉLKA ROZJEZDU – Všechny motory pracující

(ii) Mohou nastat situace, kdy by jedno z délkových kritérií – délka rozjezdu (potřebná délka dráhy) nebo délka vzletu (požadovaná RWY + předpolí) – bylo diktováno stavem, kdy je nepracuje jeden motor (odstavec 23b(1)(i)(A)), zatímco stav, kdy pracují všechny motory (odstavec 23b(1)(i)(B)), by diktoval druhé kritérium. Proto je potřeba uvážit obě podmínky.

(iii) Pro účely stanovování délek vzletu a délek rozjezdu je v CS-Definice definována rovina předpolí. Předpolí je považováno za součást vzletového povrchu a výška 11 m (35 ft) může být měřena od tohoto povrchu. Viz obrázek 23-5.



Obrázek 23-5 PROFILY PŘEDPOLÍ

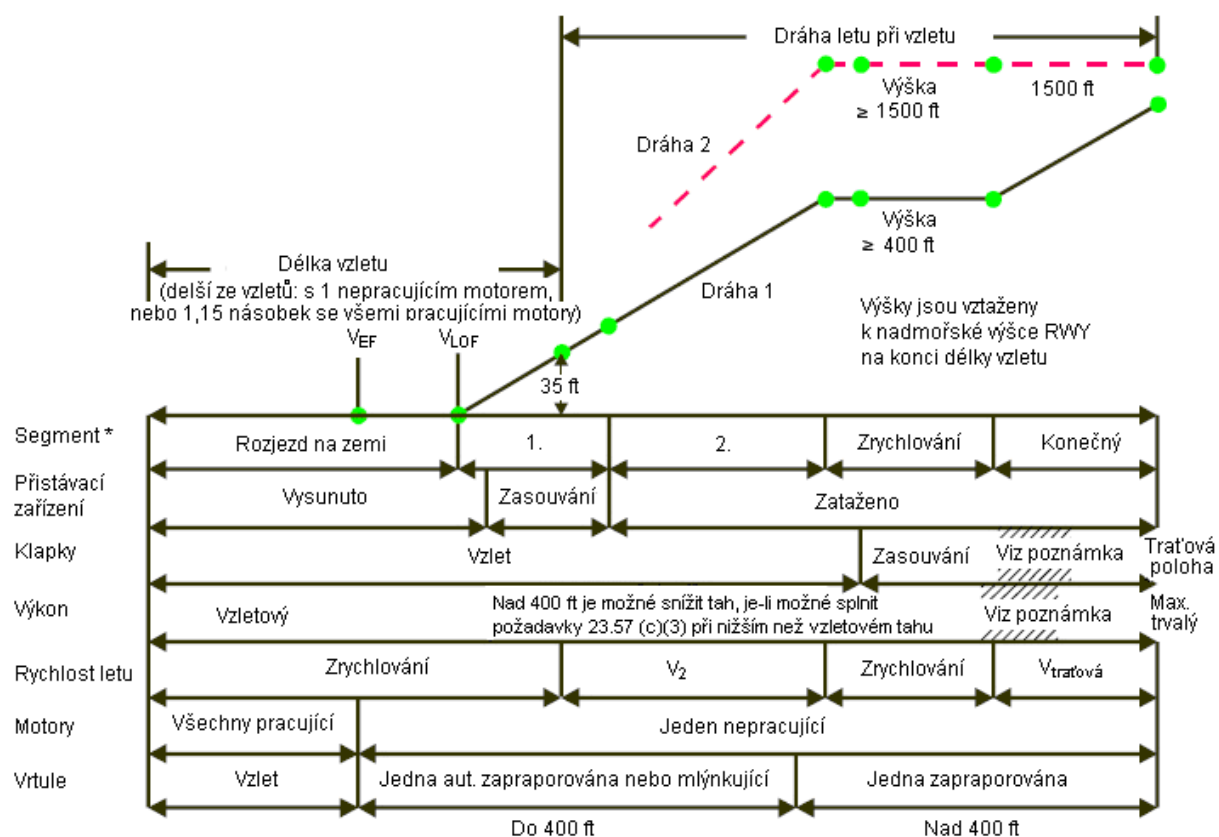
24 Odstavec 23.61 – DRÁHA LETU PŘI VZLETU

a. *Dráha letu při vzletu – Odstavec 23.61 (a).* Dráha letu při vzletu začíná 11 m (35 ft) nad vzletovým povrchem na konci délky vzletu stanovené v souladu s 23.59 a končí, když je letoun ve výšce vyšší než 457 m (1 500 ft) nad vzletovým povrchem, nebo ve výšce, kdy je dosaženo konfigurace a rychlosti v souladu s 23.67 (c)(3). Viz obrázek 24-1.

b. *Čistá dráha letu při vzletu – Odstavec 23.61 (b) a (c)*

(1) Čistá dráha letu při vzletu je skutečná dráha letu snižená o gradient 0,8 procent pro dvoumotorové letouny. Viz obrázek 24-2.

(2) Čistá vzletová dráha letu je dráha letu, která se použije ke stanovení bezpečné výšky letadla nad překážkami. Odstavec 23.61 (b) uvádí požadované snížení gradientu stoupání, které musí být uplatněno po celé dráze letu, aby byla získána čistá dráha letu, a to včetně úseku zrychlování při vodorovném letu. Namísto snížení dráhy vodorovného letu o hodnotu požadovanou v 23.61 (b), 23.61 (c) umožňuje letounu udržovat během zrychlování čistou dráhu vodorovného letu, avšak se snížením zrychlení, které bude rovno snížení gradientu, které vyžaduje 23.61 (b). Touto metodou může žadatel při stanovování vodorovné části letu pro čistou dráhu vzletu zaměnit snížení nadmořské výšky za zvýšení délky potřebné ke zrychlení při vodorovném letu.



POZNÁMKA: Úsek letu po trati ve vzletové dráze letu obvykle začíná, když je letoun v konfiguraci pro let po trati a je nastaven maximální trvalý tah, avšak není požadováno, aby tyto podmínky byly nastaveny dříve, než bude dosažen konec dráhy vzletu, kdy je prokázáno vyhovění 23.67 (c)(3). Časové omezení pro použití vzletového tahu nesmí být překročeno.

* Úseky uvedeny dle definice v 23.67.

Obrázek 24-1 VZLETOVÉ ÚSEKY A NÁZVOSLOVÍ



Obrázek 24-2 ČISTÁ DRÁHA LETU PŘI VZLETU

25 Odstavec 23.65 – Stoupání: Všechny motory pracující

a. Vysvětlení

(1) *Cíle.* Zkoušky stoupání spojené s tímto požadavkem jsou prováděny za účelem stanovení výkonnostních schopností letounu se všemi motory pracujícími pro nadmořské výšky mezi úrovní hladiny moře a ne méně než 3 048 m (10 000 ft) se vzletovými klapkami nastavenými do vzletové polohy. Toto stanovení je nezbytné pro účely srovnání s minimální požadovanou charakteristikou stoupání a také pro uvedení údajů o charakteristikách stoupání ve 3 048 m (10 000 ft), účinku nadmořské výšky a teploty (viz 23.1587) a účinku hmotnosti pro letouny nad 2 722 kg (6 000 lb) MTOW a turbínovými motory poháněné letouny v AFM.

(2) *Chladící stoupání.* Žadatelé s jednomotorovými letouny poháněnými pístovým motorem mohou měnit rychlosti stoupání tak, aby splnili požadavek 23.1047. Pokud je ke splnění zkoušek chlazení nutné měnit rychlosti stoupání, žadatel si může přát stanovit změnu svislé rychlosti stoupání s rychlostí.

(3) *Stupňovité stoupání.* Běžnou metodou pro stanovení charakteristiky stoupání je stupňovité stoupání. Při několika konstantních indikovaných rychlostech letu, konstantním výkonovém nastavení a předepsané konfiguraci by měla být provedena série stoupání, která je známá jako stupňovité stoupání. Střední nadmořské výšky, kterými by stupňovité stoupání mělo být vedeno, jsou:

- (i) Co nejblíže hladině moře, jak je prakticky možné.
- (ii) Blízko maximálního dostupu (kde je možné udržet 30 m (100 ft) / min) pro nepřepřehované motory.
- (iii) Nadmořská výška mezi výše uvedenými, která zohlední výkonové charakteristiky motoru.

b. Postupy – Stupňovité stoupání

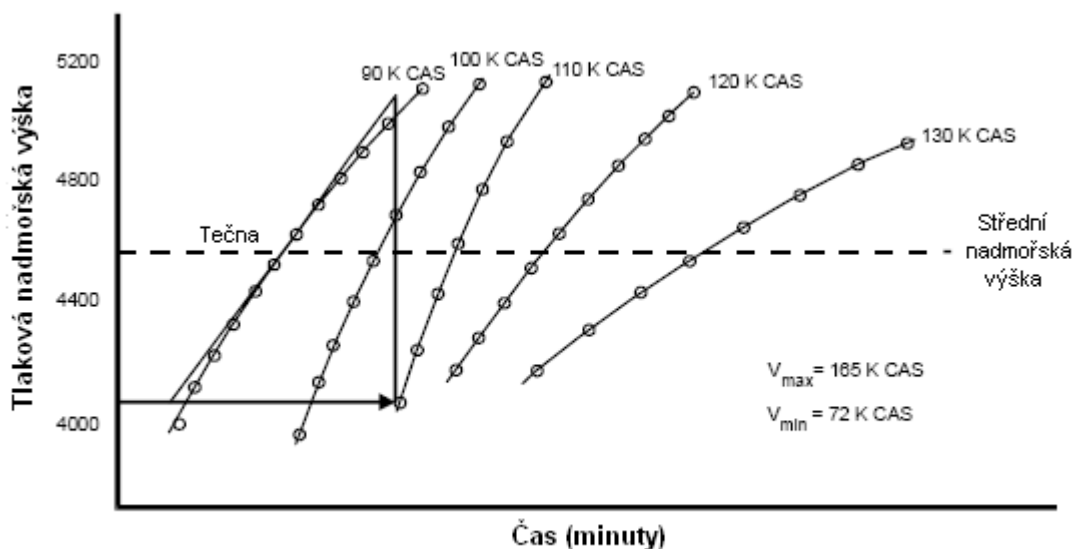
(1) *Technika stoupání.* S výškoměrem seřízeným na nastavení 1013 mb (tlaková nadmořská výška) by měla být ve zvolené nadmořské výšce zahájena série stoupání. Před záznamem údajů stabilizujte rychlost letu a výkon. Pro účely zohlednění hmotnosti by měl být zaznamenán čas na začátku každého pokusu, a poté by mělo být pokračováno v ustáleném stoupání po dobu 3 minut nebo minimálně o 914 m (3 000 ft), přičemž by měla být udržována víceméně konstantní rychlost letu. Stoupání by mělo být provedeno pod úhlem 90° k větru a alternativně v opačném kurzu, aby byly minimalizovány účinky střihu větru. Protože rychlost, s jakou se mění nadmořská výška, je primárním sledovaným parametrem zkoušky, je třeba věnovat zvláštní pozornost přesnému pozorování indikací výškoměru v přesných intervalech. Pro odečty výškoměru jsou doporučovány intervaly ne větší než 30 sekund. Zároveň by měly být zaznamenávány i rychlost letu, teploty okolí, otáčky a další výkonové parametry motoru, pro které jsou však přípustné delší intervaly. Svislá rychlost stoupání/klesání pozorovaná v podmínkách zkoušky by měla být větší než ± 30 m (± 100 ft) za minutu. Svislé rychlosti stoupání kolem nuly mají tendenci být nespolehlivé. Souvislý záznam závislosti nadmořské výšky na čase je efektivním

prostředkem pro sledování přijatelnosti zkušebních údajů u postupujícího zkušebního chodu a souvislý záznam pozorované svislé rychlosti stoupání získaný pro každou rychlost letu umožňuje podobné sledování programu stupňovitého stoupání. Tento postup je doporučován, protože představuje příležitost pro okamžité sledování a ekonomickou nápravu případných sporných výsledků zkoušek.

(2) *Vlastnosti ovzduší.* Aby bylo dosaženo přesných výsledků, je nutné, aby zkoušky stupňovitého stoupání byly prováděny v klidném ovzduší. Obecně jsou účinky turbulencí výraznější u zkušebních údajů získaných při menších svislých rychlostech stoupání a i při zkoušení vyhovění požadavkům na minimální stoupací výkonnost může i slabá turbulence vyvolat chyby v pozorovaném stoupání v takovém rozsahu, že znemožní použití údajů k vyvození výsledků z pohledu jak svislé rychlosti stoupání, tak nejlepší rychlosti stoupání. Méně zjevná, avšak stejně nepřijatelná pro zkoušení stoupání je přítomnost obráceného gradientu okolní teploty.

(3) *Zkušební rychlosti letu.* Rychlosti letu zvolené pro stupňovité stoupání by měly zahrnovat nejlepší rychlost stoupání, kterou je pro předběžné účely možné odhadnout jako 140% pádové rychlosti při nepracujících motorech. Nejnižší rychlost pro zkoušku stoupání by měla být co nejbližší pádové rychlosti, aniž by došlo k projevům třepání (buffetingu) nebo aniž by bylo nutné abnormálně často či nadměrně používat řízení, což by mohlo zhoršit charakteristiky stoupání. Přestože příklad na obrázku 25-1 má 18,5 km/h (10 kt) intervaly, intervaly mezi zkušebními rychlostmi by měly být při nižších rychlostech na konci rozsahu menší a měly by se zvyšovat s nárůstem rychlosti. Doporučený interval je 9,3 km/h (5 kt) na spodním konci s postupným přechodem na 27,8 km/h (15 kt) na konci horním. Maximální rychlost vodorovného letu a V_S (nebo V_{MIN}) při přibližně střední nadmořské výšce v průběhu zkoušky navíc poskytuje užitečnou pomůcku pro definování křivek v obrázku 25-2.

(4) *Vynesení údajů.* Údaje ze stupňovitého stoupání jsou vynášeny do grafu pomocí nadmořských výšek a časů coby základních parametrů, jak je uvedeno na obrázku 25-1. Po vynesení údajů o stupňovitém stoupání nakreslete čáru střední nadmořské výšky. Nyní je možné zakreslit tečnou čáru ke každé křivce stupňovitého stoupání v jejím průsečíku s čárou střední nadmořské výšky. Stanovením sklonu těchto tečen je možné stanovit pozorovanou svislou rychlost stoupání ve střední nadmořské výšce pro každé stupňovité stoupání.



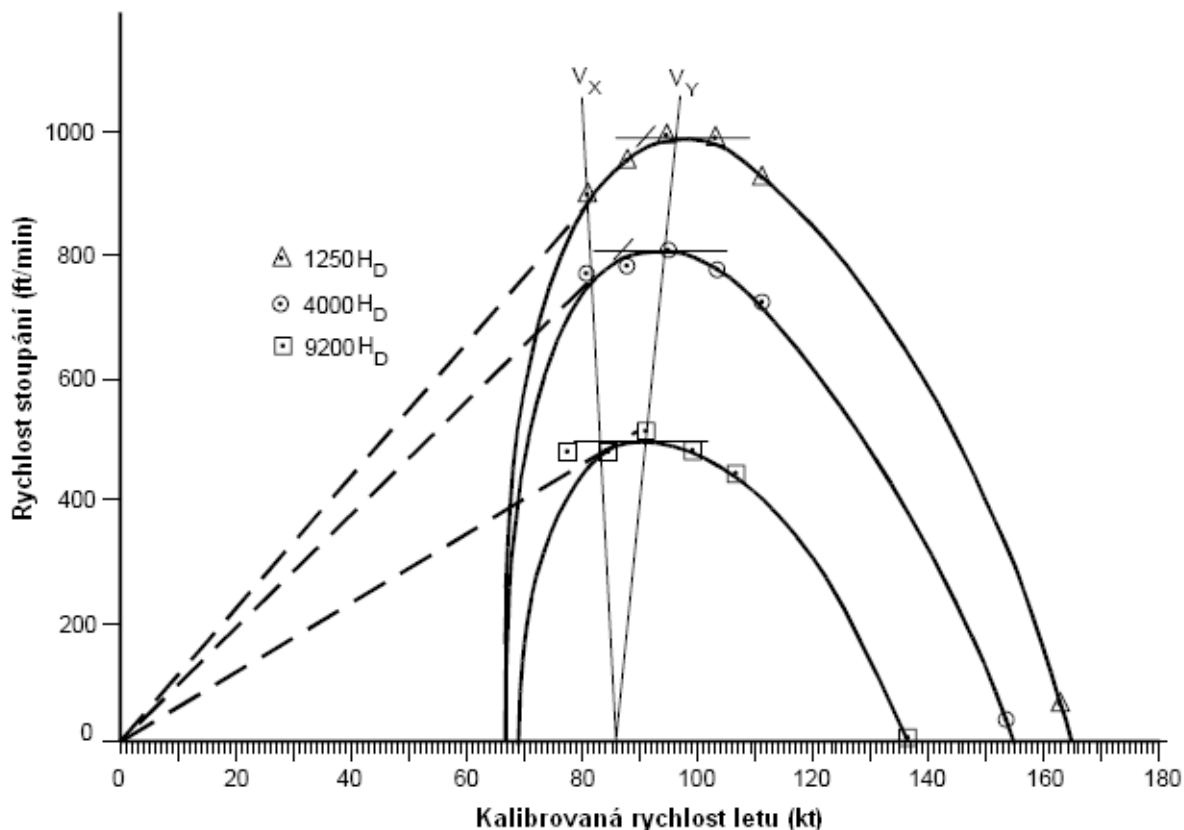
Obrázek 25-1 POZOROVANÉ ÚDAJE

(5) *Korekce údajů.* Před pokračováním v jakékoliv práci s pozorovanými údaji u metody redukce údajů ve formě hustotní nadmořské výšky (viz Dodatek 2) je nezbytné korigovat údaje na standardní atmosférické podmínky, maximální hmotnost a tabulkový výkon na brzdě. Tyto korekce někdy významně změní pozorované údaje. Datové body maximální rychlosti vodorovného letu (V_{MAX}) by měly být také korigovány, aby pomohly při definování křivek v obrázku 25-2.

(6) *Vynesení korigovaných údajů.* Po korigování pozorovaných údajů na požadované normy je možné vynést závislost svislé rychlosti stoupání na kalibrované rychlosti letu při různých hustotních

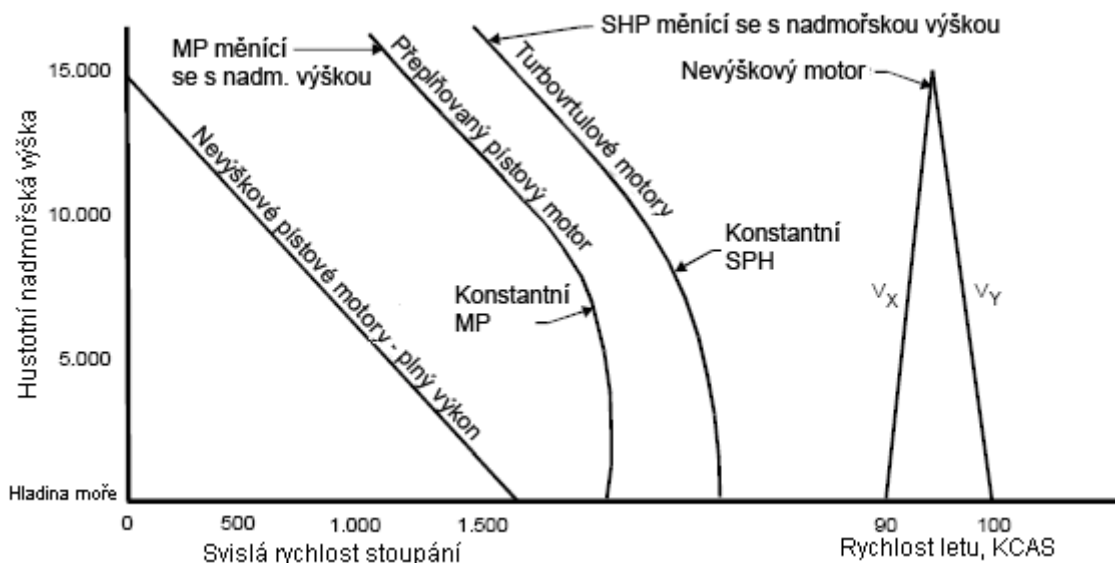
nadmořských výškách dle obrázku 25-2. Je třeba si uvědomit, že body s pádovou rychlostí nepředstavují obvykle skutečné datové body s nulovou svislou rychlostí stoupání. Nicméně body s pádovými rychlostmi jsou užitečné pro definování asymptotického charakteru levé strany křivky.

(7) *Datové body rychlostního plánu.* Z křivek na obrázku 25-2 je nyní možné stanovit plán rychlostí pro dosažení nejlepší svislé rychlosti stoupání, V_Y . To se provede zakreslením přímky skrz špičky (body s nejvyšší svislou rychlostí stoupání) každé dříve nakreslené křivky závislosti svislé rychlosti stoupání na CAS. Taktéž je možné z tohoto grafu zjistit nejlepší úhel stoupání v plánu rychlostí V_X . To se provede zakreslením tečen ke křivkám závislosti svislé rychlosti stoupání na CAS z počátku grafu a spojením bodů dotyku přímkou. Je třeba si uvědomit, že čáry rychlostí V_X a V_Y se protínají v „nulové“ svislé rychlosti stoupání. Důvodem je, že nulová rychlost stoupání se vyskytuje v bodě absolutního dostupu letounu a že V_X , V_Y a V_{MIN} a V_{MAX} jsou v tomto bodě identické.



Obrázek 25-2 SVISLÁ RYCHLOST STOUPÁNÍ V ZÁVISLOSTI NA RYCHLOSTI LETU

(8) *Rychlost a svislá rychlost stoupání.* Přímou z informací získaných z obrázku 25-2 je možné vynést charakteristiku stoupání letounu do užitečnější formy. Odečtením svislých rychlostí v průsečících V_Y a jejich vynesením oproti nadmořské výšce, jak je vidět na obrázku 25-3, je možné stanovit svislou rychlost stoupání z úrovně mořské hladiny do absolutního dostupu.



Obrázek 25-3 Svislé rychlost stoupání a rychlosti

(9) *Klapka krytu motoru a směs.* Klapky krytu motoru by měly být v poloze použité pro zkoušky chlazení. Nastavení směsi by mělo být nastaveno jako při zkouškách chlazení.

(10) *Hmotnost a těžiště.* Pro zkoušky charakteristik stoupání by měly být zaznamenány zkušební hmotnost letounu, rozložení zatížení a výkon motoru. Pro charakteristiky stoupání je obvykle kritická přední poloha těžiště.

c. *Extrapolace údajů o stoupání.* Rozšíření údajů o stoupání požadovaná 23.1587 z úrovně hladiny moře do 2 048 m (10 000 ft) a z ISA do ISA+30°C může být provedena metodami uvedenými v Dodatku 2. Obvykle by pro rozšíření údajů měla být použita stejná metoda, která byla použita pro redukci údajů. Při extrapolaci nad nadmořské výšky, které nebyly ověřeny letovými zkouškami, postupujte opatrně. Obecně by údaje neměly být extrapolovány o více než 914 m (3 000 ft) nadmořské výšky.

d. *Speciální vybavení a přístroje.* Zkoušky charakteristik stoupání vyžadují ukazatel vzdušné rychlosti, citlivý výškoměr a ukazatel celkové teploty vzduchu se známým součinitelem zpoždění. U letounů s pístovými motory pak mohou být vhodné: ukazatel teploty vzduchu v sání, otáčkoměr motoru, ukazatel plnicího tlaku a ukazatel teploty hlav válců. Pro letouny s turbínovými motory mohou být vhodné: ukazatele výkonových parametrů, jako jsou ukazatele krouťícího momentu, EGT, N_1 , N_2 a otáček vrtule. Užitečný je také čítač paliva a/nebo průtokoměr paliva. Všechny přístroje by měly být cejkované a údaje o kalibraci by měly být přiloženy k záznamům ze zkoušky. Dále jsou potřeba stopky a vhodná tabulka či formulář pro zápis údajů.

e. *Charakteristiky stoupání po STC modifikacích.* (Vyhrazeno)

26 ODSTAVEC 23.66 – STOUPÁNÍ PŘI VZLETU, JEDEN NEPRACUJÍCÍ MOTOR

(1) Pro pístovými motory poháněné letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie větší než 2 722 kg (6 000 lb) a turbínovými motory poháněné letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie je požadováno, aby při stanovování vzletové charakteristiky stoupání s jedním nepracujícím motorem byla vrtule nepracujícího motoru v poloze, kterou „zaujme rychle a automaticky“. To umožňuje zohlednit ve výkonnosti spolehlivý systém, který rychle přestaví vrtuli do nastavení s nízkým odporem, aniž by bylo třeba zásahu pilota. Pokud není takový systém zastaven, měla by být předpokládána nejkritičtější poloha vrtule.

27 ODSTAVEC 23.67 – STOUPÁNÍ: JEDEN MOTOR NEPRACUJÍCÍ**a. Vysvětlení.**

(1) *Výkonnostní matice.* U všech dvumotorových letounů 23.67 vyžaduje, aby byla stanovena charakteristika stoupání pro specifikovanou konfiguraci s jedním nepracujícím motorem. Požadavky 23.67 jsou shrnuty v následující tabulce:

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

Předpis	23.67 (a)(1)	23.67 (a)(2)	23.67 (b)(1)	23.67 (b)(2)	23.67 (c)(1)	23.67 (c)(2)	23.67 (c)(3)	23.67 (c)(4)
Kategorie	Pro sběrnou dopravu							
Typ motoru a hmotnost letounu v kg (lb)	Pístový ≤ 2 712 (6 000) a Turbinový							
V _{SO} km/h (kt)	>113 (61)	≤113 (61)	–	–	–	–	–	–
Výkon na pracujícím motoru	≤MCP	≤MCP	MTOP	≤MCP	MTOP	MTOP	≤MCP	MTOP
Konfigurace	Klapky a podvozek zataženy	Klapky a podvozek zataženy	Vzletové klapky, podvozek zatažen	Klapky a podvozek zataženy	Vzletové klapky, podvozek vysunut	Vzletové klapky, podvozek zatažen	Klapky a podvozek zataženy	Přiblížovací klapky*, podvozek zatažen
Poloha vrtule nepracujícího motoru	Minimální odpor	Minimální odpor	Minimální odpor	Minimální odpor	Pozice, kterou automaticky a rychle zaujme	Pozice, kterou automaticky a rychle zaujme	Minimální odpor	Minimální odpor
Poloha	–	–	–	–	Křídla vodorovně	–	–	–
Rychlost letu při stoupání	≥1,2V _{S1}	≥1,2V _{S1}	Rovná rychlosti dosažené v 15 m (50 ft) při předvedení 23.53	≥1,2V _{S1}	V ₂	V ₂	≥1,2V _{S1}	Jako v postupech, ale ≥1,5V _{S1}
Nadmořská výška m (ft)	1 524 (5 000)	1 524 (5 000)	122 (400)	457 (1 500)	Vzlet	122 (400)	457 (1 500)	122 (400)
Požadovaný gradient stoupání (%)	≥1,5	Bez minima, ale musí být stanoven ustálený gradient stoupání/klesání	Měřitelně kladný	≥0,75	Měřitelně kladný	≥2,0	≥1,2	≥2,1

*Poloha pro přiblížení, ve které V_{S1} nepřekračuje 110% V_{S1} pro odpovídající přistávací polohu se všemi pracujícími motory.

(2) *Rozsah zkoušek.* Primárním cílem zkoušek stoupání spojených s tímto požadavkem je stanovení schopností charakteristik stoupání letounu s jedním nepracujícím motorem pro nadmořské výšky mezi úrovní hladiny moře a 3 048 m (10 000 ft) nebo výše a teplotami od ISA do ISA+30°C. To je nezbytné pro účely srovnání s předepsaným požadavkem na stoupání v nadmořské výšce 1 524 m (5 000 ft) a také pro uvedení údajů o charakteristikách stoupání pro nadmořské výšky a teploty dle předpisu 23.1587 v AFM. Sekundárním cílem je stanovení rychlosti při stoupání, která bude použita ve zkouškách chlazení vyžadovaných 23.1041 až 23.1047, a to včetně odpovídajících změn rychlosti s nadmořskou výškou. Dále je cílem stanovení rychlosti při stoupání (nebo klesání, dle vhodnosti), jejíž uvedení v AFM je požadováno – bez ohledu na rychlost použitou při průkazu vyhovění požadavkům na stoupání a chlazení – dle 23.1587 (c)(5).

(3) *WAT grafy.* U letounů s MTOW větší než 2 722 kg (6 000 lb) a u všech turbínovými motory poháněných letounů je graf WAT přijatelným způsobem pro splnění výkonnostních požadavků. Diskuze viz odstavec 8 tohoto FTG.

b. *Postup*

(1) *Kritický motor.* Pro splnění těchto cílů je nezbytné, aby byla provedena stupňovitá stoupání s nepracujícím kritickým motorem a s předepsanou konfigurací a výkonovými podmínkami. Pro účely výkonnosti je „nepracující kritický motor“ ten motor, jehož nefunkčnost vede k nejnižší svislé rychlosti stoupání. Kritický motor by měl být stanoven sadou stupňovitých stoupání, kdy bude použit vždy pouze jeden motor.

(2) *Technika zkoušky.* Zkoušky stoupání s jedním nepracujícím motorem by měly být prováděny při vzdušné rychlosti a v nadmořské výšce, které jsou stanoveny pro stoupání se všemi pracujícími motory v 23.65. Platí i technika zkoušky a další ohledy uvedené v 23.65. Při zkouškách stoupání s jedním nepracujícím motorem však může být významným činitelem odpor způsobený vyvažováním, a zkoušky stoupání s jedním nepracujícím motorem by tudíž měly být prováděny při ustáleném kurzu a s křídly příčně vodorovně vyrovnanými, přičemž dle rozhodnutí žadatele je možný ne více než 5° náklon k pracujícímu motoru ve snaze o dosažení nulového bočení. K detekování nulového bočení je potřeba proužek indikující zatáčení (yaw string) či snímač úhlu vybočení. V AFM by měla být popsána použitá metoda a přibližná poloha příčného sklonoměru, které jsou třeba k dosažení výkonnosti uvedené v AFM.

c. *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu*

(1) *Gradient stoupání.* Požadované gradienty stoupání jsou specifikovány v 23.67 (c).

(2) *Charakteristiky stoupání.* Charakteristiky stoupání by měly být stanoveny v nezbytných konfiguracích, aby bylo možné sestavit čistou dráhu letu při vzletu a předvést splnění požadavků na stoupání v konfiguraci pro přiblížení dle 23.67 (c). Některé podmínky pro čistou dráhu letu při vzletu budou vyžadovat údaje o stoupání v poloze s vodorovnými křídly. Viz odstavec 22g(1). Pokud není při plné výchylce směrovky a při vodorovné poloze křídel možné udržet konstantní kurz, měly by být k jeho udržení použity malé úhly náklonu k pracujícímu motoru (motorům) při plné výchylce směrovky. Při všech ostatních podmínkách je možné charakteristiky stoupání stanovit s náklonem až 5° k pracujícímu motoru. Níže jsou uvedeny dvě metody pro stanovení charakteristik stoupání s nepracujícím kritickým motorem:

(i) *Metoda č.1.* Stoupání opačným kurzem jsou prováděna při několika podmínkách poměru tahu k hmotnosti, z nichž je možné získat výkonnost pro uvedení v AFM.

(ii) *Metoda č.2.* Údaje o polárách odporu a o klonivém odporu jsou získávány pro expanzi charakteristik stoupání v AFM. Viz Dodatek 2. Zkušební stoupání v opačném kurzu jsou prováděna za účelem ověření předpokládané charakteristiky stoupání.

(3) *Poloha přistávacího zařízení.* Zkoušky charakteristik stoupání s vysunutým přistávacím zařízením v souladu s 23.67 (c) by měly být prováděny s vysunutým přistávacím zařízením a otevřenými dvířky v nejnepříznivější mezipoloze z pohledu odporu. Přijatelné je uvažovat, že kritická konfigurace je představována největší čelní plochou. U přistávacího zařízení obvykle existuje bez zatížení podvozku. U dvířek se obvykle jedná o případ, kdy jsou všechna dvířka otevřená. Pokud je zjevné, že existuje kritičtější přechodná konfigurace, například při směrové rotaci přistávacího zařízení, měly by být zkoušky

provedeny v této konfiguraci. Ve všech případech, kdy se během přechodové fáze vyskytne kritická konfigurace, kterou není možné udržet jinak než speciálními či výjimečnými postupy, je přijatelné uplatnit korekce na základě jiných zkušebních údajů nebo přijatelné analýzy.

(4) *Chladicí vzduch.* Jsou-li k dispozici prostředky (jako nastavitelná sací dvířka) pro řízení přívodu chladicího vzduchu k pohonné jednotce v průběhu vzletu, stoupání a letu na trati, měly by být nastaveny do polohy, která zajistí udržení teplot hlavních součástí pohonné jednotky, provozních kapalin motoru apod. v rámci stanovených mezí. Účinky těchto postupů by měly být zahrnuty do charakteristik stoupání letounu. Tato ustanovení platí pro všechny teploty okolí až do mezní nejvyšší provozní teploty, pro kterou je požadováno schválení.

(5) *Výkon.* Viz odstavec 22b.

28 Odstavec 23.71 – KLOUZAVÝ LET (JEDNOMOTOROVÉ LETOUNY)

a. Vysvětlení

(1) *Výkonnost při klouzavém letu.* CS 23.71 vyžaduje, aby byla naplánována optimální výkonost při klouzavém letu s přistávacím zařízením a vztakovými klapkami v nevhodnější poloze a s vrtulemi v poloze s minimální odporem.

(2) *Pozadí.* Primárním účelem této informace je poskytnout pilotovi informace o výkonosti letounu při klouzavém letu. Tyto údaje budou použity jako přibližný návod o dosahu klouzavého letu, ale nebudou použity se stejným stupněm přesnosti či obchodního významu jako mnoho jiných aspektů informací o výkonosti. Tudíž je přípustná racionální aproximace při jejich odvozování.

b. Způsoby průkazu

(1) *Zkoušky s nepracujícím motorem.* Zjevně nejjednodušší metodou získání přesných údajů je provedení vlastních klouzavých letů s nepracujícím motorem. Tyto zkoušky by měly být prováděny nad letištěm, aby bylo možné bezpečně přistát v případě, že se motor nepodaří na konci zkoušky opětovně spustit.

(i) *Nestavitelné vrtule.* Vrtule bude nejpravděpodobněji po vypnutí přívodu paliva mlýnkovat. Pokud k tomu dojde a vrtule se po zpomalení na nejlepší rychlost pro klouzavý let nezastaví, pak by výkonost při klouzavém letu měla být stanovena s mlýnkující vrtulí. Přetažení letounu za účelem zastavení mlýnkování vrtule není přijatelnou metodou stanovení výkonosti, protože tento postup by u průměrného pilota mohl vést k odvedení pozornosti od primárního letového úkolu, kterým je klouzavý let k bezpečnému přistání.

(ii) *Letouny s vrtulí se stálými otáčkami / se stavitelnou vrtulí.* U těchto vrtulí může žadatel předpokládat, že prostředky pro změnu stoupání vrtule jsou stále funkční, a tudíž by vrtule měla být nastavena do konfigurace s minimálním odporem. U většiny zástaveb to bude velké stoupání nebo zapraporování.

(2) *Stupňovité klouzavé lety.* Jsou-li ke stanovení výkonosti při klouzavém letu použity stupňovité klouzavé lety, tyto klouzavé lety mohou být uskutečněny s použitím stejných základních postupů, které jsou uvedeny v odstavci 23.65 tohoto poradenského materiálu. Pro zjednodušení je třeba provádět zkoušky pouze ve střední nadmořské výšce a při celkové hmotnosti generujících jednu rychlost, kterou pilot použije. Rychlost nejlepšího vztaku oproti odporu je obvykle vyšší než nejlepší rychlost pro svislou rychlost stoupání, proto je možné rozsah vzdušných rychlostí pro zkoušku odhadnout na rychlost o 10 až 15% vyšší, než je rychlost pro dosažení nejlepší svislé rychlosti stoupání.

(3) *Výkonnostní údaje.* Pro AFM by měl být sestaven graf či tabulka, kde budou doslovně uvedeny vzdálenosti, které je možné překonat klouzavým letem (nad zemí) při předvedené rychlosti pro rozsah nadmořských výšek, který je očekáván v provozu. Minimálně je třeba uvést vzdálenost v NM na 305 m (1 000 ft) ztráty nadmořské výšky při předvedené konfiguraci a rychlosti při MTOW, standardním dni a bezvětří.

29 Odstavec 23.75 – PŘISTÁNÍ

a. Vysvětlení

(1) *Účel.* Účelem tohoto požadavku je vyhodnotit přistávací charakteristiky a stanovit délku přistání. Délka přistání je horizontální vzdálenost z bodu na dráze letu 15 m (50 ft) nad přistávací plochou do bodu, kde bude letoun zcela zastaven, nebo do dosažení rychlosti 5,6 km/h (3 kt) pro hydroplány a obojživelné letouny na vodě.

(2) *Doprovodné požadavky.* Odstavce 23.143 (a)(6), 23.153, 23.231 a 23.233 jsou doprovodné požadavky a běžně jsou zkoušky za účelem průkazu jejich splnění prováděny současně. Navíc je třeba zohlednit požadavky 23.473.

(3) *Přiblížení a přistání.* Ustálené přiblížení klouzavým letem, pilotní dovednosti, podmínky, svislá zrychlení a úkony s letounem dle 23.75 (a), (b) a (c) jsou primárně považovány za nevyžadující zvláštní dovednosti nebo náhlé obraty po překonání bodu ve výšce 15 m (50 ft). Fráze „ustálené přiblížení klouzavým letem“, pokud je zohledněna striktně, znamená s nepracujícími motory. I když obecně bylo uvažováno, že během ustáleného přiblížení klouzavým letem může být použita část výkonu k udržení nejméně $1,3 V_{S1}$ řízené svislé rychlosti klesání při konečném přiblížení. U letounů, které při přiblížení používají výkon, může být výkon snížen po průletu bodem 15 m (50 ft) výšky a při použití podélného řízení by nemělo dojít k poklesu přídě. U letounů, které provádějí přiblížení bez použití výkonu, může být dle potřeby použito podélné řízení k udržení bezpečné rychlosti pro podrovnání. V obou případech by neměla být měněna konfigurace a neměl by být zvyšován výkon. Délka a postup přistání specifikované v AFM jsou pak založeny na výkonu použitém pro předvedení. V AFM by měly být uvedeny výkon a technika použité k dosažení délky přistání. To platí pro části přiblížení před i po dosažení 15 m (50 ft) výšky. Letoun by měl být uspokojivě říditelný i při přistání v nejnepríznivějších podmínkách, které se mohou v provoz vyskytnout, a to včetně bočního větru, mokrého povrchu dráhy a jednoho nepracujícího motoru. Předvedení přistání s nepříznivým bočním větrem o rychlosti minimálně $0,2 V_{S0}$ bude přijatelné a provoz na mokřích (ale ne znečištěných) površích dráhy je možné simulovat odpojením řízení příďového kola. Účinek hmotnosti na délku přistání je způsoben jeho vlivem na říditelnost při obráceném tahu a měl by být zohledněn.

(4) *Zatížení přistávacího zařízení.* Svislá rychlost klesání ve chvíli dotyku při stanovování délky přistání by měla být zohledněna a neměla by překročit návrhová zatížení přistávacího zařízení stanovená 23.473 (d).

(5) *Zohlednění odporu disku vrtule a reverzního tahu v délce přistání.* Většina turbovrtulových zástaveb zahrnuje prostředky pro snížení stoupání listů vrtule z „letového“ režimu na „pozemní režim“, čímž se vytvoří významná úroveň odporu disku vrtule a/nebo reverzního tahu po dotyku při přistání. Pro účely této diskuze je odpor disku vrtule definován jako ne menší než nulový tah při nulové vzdušné rychlosti. Odstavec 23.75 (f) dovoluje použití jiných prostředků než brzd kol při stanovování délky přistání, když jsou splněny podmínky uvedené v 23.75 (f). Odpor disku vrtule nebo reverzní tah mohou být přijatelné při průkazu vyhovění 23.75 (f) za předpokladu, že použité prostředky jsou bezpečné a spolehlivé.

(i) *Spolehlivost.* Vyhovění ustanovení o „spolehlivosti“ tohoto předpisu může být zajištěno vyhodnocením systému pro stavění listů/reverzaci tahu vrtule v souladu s 23.1309. Při vyhodnocování by měly být použity metody AC 23.1309-1, přestože motory nebo vrtule s typovým osvědčením nesměly být podrobeny při certifikaci analýze dle AC 23.1309-1. Při provádění hodnocení spolehlivosti a nebezpečí navíc pomůže dokument Society of Automotive Engineers (SAE) ARP-926A „Fault/Failure Analysis Procedure“.

U letounů kategorie pro sběrnou dopravu 23.1309 vyžaduje, aby systémy byly navrženy tak, aby chránily proti vzniku nebezpečí v případě nesprávné funkce či poruchy systému nebo jakékoliv jeho součástí. Přijatelným způsobem průkazu vyhovění požadavku by bylo provedení analýzy druhů a účinků poruch (FMEA) u systému. Přijatelná analýza by prokázala, že účinky nesprávné funkce či poruchy systému či jeho součástí by nevedly k nebezpečí pro letoun a že systém pro reverzaci tahu vrtule je spolehlivý. Dokument SAE ARP-926A „Fault/Failure Analysis Procedure“ obsahuje přijatelná kritéria pro provedení takové analýzy.

Bezpečný a spolehlivý znamená také, že je mimořádně nepravděpodobné, že systém bude zavádějící pro letovou posádku, nebo že umožní nesymetrické nastavení výkonu, tj. dopředný tah jednoho motoru oproti zpětnému tahu druhého. Při dosahování této úrovně spolehlivosti by systém neměl způsobit zvýšení pracovní zátěže posádky nebo vyžadovat její nadměrnou pozornost během velmi dynamického období ve fázi přistání. Schválené údaje o výkonnosti by měly být takové, aby byl průměrný pilot postupující dle AFM schopen zopakovat uvedený výkon.

(ii) *Bezpečnost.* Vyhovění ustanovením o „bezpečnosti“ dle 23.75 (f)(1) si vyžádá vyhodnocení kompletního systému včetně jeho provozních aspektů, aby bylo ověřeno, že systém neobsahuje žádné nebezpečné prvky.

(iii) *Odpor disku vrtule u dvumotorových zástaveb s letovým volnoběhem a pozemním volnoběhem.* Při nastavení ovládacích pák motoru v poloze pro letový volnoběh za letu a v poloze pro pozemní volnoběh po dotyku je možné použít symetrický výkon/tah. Postupy pro konzistentní dosahování pozemního volnoběhu by měly být stanoveny tak, aby bylo zajištěno, že pilot v provozu vrátí ovládací páku motoru do pozemního volnoběhu, čímž budou zajištěny konzistentní výsledky v provozu. Dvě z konstrukcí, které byly shledány přijatelnými pro umístování do polohy pro pozemní volnoběh, jsou vyhrazená zarážka na ovládání škrtkové klapky, nebo její nastavování s hmatovým vjemem, který indikuje tuto polohu. Při provádění změn tahu po dotyku je třeba zohlednit přídavek pro jakékoliv časové zpoždění, které je možné v provozu důvodně očekávat, nebo které může být nezbytné k zajištění pevného kontaktu letounu s povrchem. Zpoždění pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu naleznete v pododstavci b(2). Související postupy by měly být uvedeny v AFM. Pokud mají odpor disku vrtule nebo nějaké jiné zařízení související s pohonnou jednotkou významný vliv na délku přistání, měl by být stanoven vliv nepracujícího motoru a uveden v oddílu Výkonnost v AFM.

(iv) *Odpor disku vrtule u jednomotorových zástaveb s letovým volnoběhem a pozemním volnoběhem.* Délky přistání by měly být stanoveny, když jsou ovládací páky motoru za letu v poloze pro letový volnoběh a po dotyku v poloze pro pozemní volnoběh. Měly by být stanoveny postupy pro konzistentní dosahování pozemního volnoběhu. Dvě z konstrukcí, které byly shledány přijatelnými pro umístování do polohy pro pozemní volnoběh, jsou vyhrazená zarážka na ovládání škrtkové klapky nebo její nastavování s hmatovým vjemem, který indikuje tuto polohu. Při provádění změn tahu po dotyku je třeba zohlednit přídavek pro jakékoliv časové zpoždění, které je možné v provozu důvodně očekávat, nebo které může být nezbytné k zajištění pevného kontaktu letounu s povrchem. Související postupy by měly být uvedeny v AFM.

(v) *Zpětný tah u dvumotorových letounů.* Při schvalování zpětného tahu pro turbomotorové letouny je třeba pečlivě zvážit povolené nastavení škrtkové klapky, počet pracujících motorů a řízení letadla s jedním nepracujícím motorem. Pokud délka přistání závisí na funkci některého motoru a pokud by se délka přistání významně prodloužila (2 % jsou přijatelná) při přistání s tímto motorem nepracujícím, měla by být stanovena také délka přistání s tímto nepracujícím motorem, pokud použití kompenzačních prostředků (jako zpětného tahu na funkčním motoru) neumožní dosažení délky přistání, která nebude větší než délka, která je dosahována s pracujícími motory (zde se předpokládá, že nedojde k žádným dalším změnám v konfiguraci, jako je např. nastavení klapky spojené s nefunkčností jednoho motoru, které způsobí prodloužení délky přistání). Při provádění změn tahu po dotyku je třeba zohlednit přídavek pro jakékoliv časové zpoždění, které je možné v provozu důvodně očekávat, nebo které může být nezbytné k zajištění pevného kontaktu letounu s povrchem. Zpoždění pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu naleznete v pododstavci b(2). Související postupy by měly být uvedeny v AFM.

(vi) *Zpětný tah u jednomotorových letounů.* Při provádění změn tahu po dotyku je třeba zohlednit přídavek pro jakékoliv časové zpoždění, které je možné v provozu důvodně očekávat, nebo které může být nezbytné k zajištění pevného kontaktu letounu s povrchem. Související postupy by měly být uvedeny v AFM.

(6) *Přechod z přerušeno přistání.* Pro výkonové podmínky zvolené pro předvedení přistání (mimo přistání s jedním nepracujícím motorem) a ostatní ustálené podmínky rychlosti a svislé rychlosti klesání, které jsou nastaveny během přiblížení na přistání, by mělo být možné v bodě ve výšce 15 m (50 ft) provést uspokojivý přechod do stoupání po přerušeno přistání dle požadavku 23.77, a to pouze s použitím průměrných pilotních dovedností a bez vzniku nebezpečných podmínek.

(7) *Rozšíření údajů o přistání pro rozsah nadmořských výšek letišť.* Po dokončení základních zkoušek přistání mezi úrovní hladiny moře a přibližně 914 m (3 000 ft) jsou maximální meze extrapolace 1 829 m (6 000 ft) nad a 914 m (3 000 ft) pod nadmořskou výšku letiště, kde byly zkoušky provedeny. Pokud je žádoucí extrapolace za tyto meze, je možné použít jeden ze dvou postupů. Tyto postupy jsou uvedeny v odstavci 19c(3)(iii).

b. *Postupy*

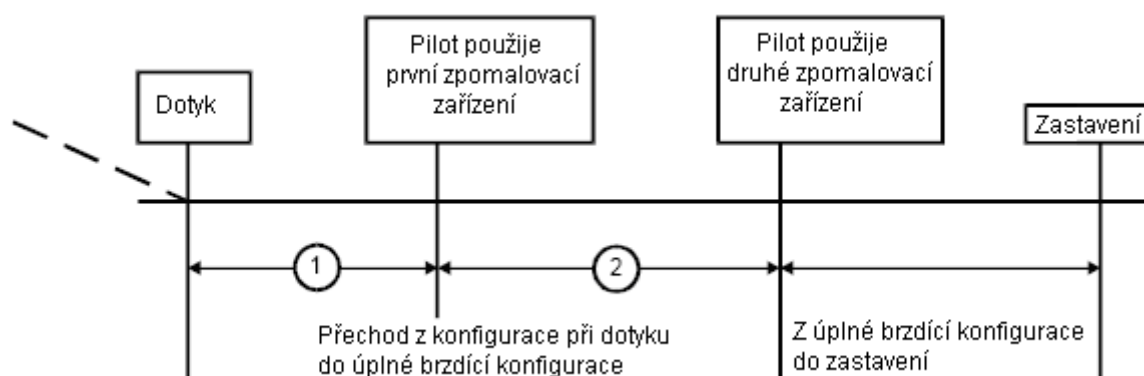
(1) *Technika.* Přiblížení na přistání by mělo být stabilizované při cílové rychlosti, výkonu a s letounem v konfiguraci pro přistání ještě před dosažením výšky 15 m (50 ft), aby byly zajištěny stabilizované podmínky při průletu letounu referenční výškou. Ovládání přívodu paliva k motoru by mělo být nastaveno na maximální dovolený průtok paliva pro letový volnoběh pro letouny v provozu, pokud není prokázáno, že rozsah nastavení nemá žádný vliv na délku přistání. Mělo by být provedeno plynulé podrovnání do bodu dotyku. Při každé zkoušce přistání by dojezd měl být co nejrovnější a letoun by měl být zcela zastaven (nebo zpomalen na rychlost 5,6 km/h (3 kt) u hydroplánů). Při snižování výkonu, použití brzd a použití zařízení pro zvýšení odporu/zpomalení by měly být uplatněny běžné reakční časy pilota. Zpoždění pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu naleznete v pododstavci b(2). Tyto reakční časy by měly být stanoveny řádným použitím příslušných řídicích prvků tak, jak by byly použity běžným pilotem v provozu. Tyto časy by neměly představovat minimální časy reakcí vysoce vycvičeného zkušebního pilota.

(2) *Zpoždění pro kategorii pro sběrnou dopravu*

(i) Měla by být použita časová zpoždění uvedená na obrázku 27-1.

(ii) Pro schválená zařízení pro automatické zpomalení (např. autospoilery apod.), u kterých je požadováno zohlednění ve výkonnosti pro rozšíření údajů v AFM, je možné použít časy stanovené při certifikačním zkoušení, aniž by bylo nutné uplatňovat minimální 1minutové zpoždění požadované příslušným výše uvedeným úsekem.

(3) *Postup žadatele.* Sledovány by měly být ty postupy, které doporučí žadatel.



1 – Tento úsek představuje při letové zkoušce měřený průměrný čas od dotyku do použití prvního zpomalovacího zařízení pilotem. Pro rozšíření údajů v AFM použijte 1 sekundu, nebo čas ze zkoušky – podle toho, který z časů je delší.

2 – Tento úsek představuje při letové zkoušce měřený průměrný čas od použití prvního zpomalovacího zařízení do použití druhého zpomalovacího zařízení pilotem. Pro rozšíření údajů v AFM použijte viz položka 1 výše.

Krok 2 se opakuje, dokud pilot neukončí používání zpomalovacích zařízení a letoun nedosáhne úplné brzdící konfigurace.

Obrázek 27-1 ZPOŽDĚNÍ PRI PŘISTÁNÍ

(4) *Počet přistání.* Mělo by být provedeno nejméně šest přistání na stejných kolech, pneumatikách a brzdách, aby byla ověřena správná funkce vyžadovaná Částí 21.35 (b).

(5) Vítr. Rychlost a směr větru by měly být měřeny v blízkosti RWY, a to po dobu průběhu každého pokusu v průběhu zkoušky. Tolerance rychlosti a směru větru naleznete v odstavci 6a(5) tohoto FTG.

(6) *Hmotnost.* Zkoušky přistání by měly být prováděny při maximální přistávací hmotnosti.

(7) *Úhly přiblížení větší než 3°.* Pokud žadatel zvolí úhel přiblížení větší než 3°, měly by být stanoveny a v AFM publikovány délky přistání, které budou dosaženy při použití úhlu přiblížení 3°, aby provozovatelé mohli splnit související provozní předpisy.

c. *Sběr údajů*

(1) Údaje, které budou zaznamenávány při zkouškách délky přistání jsou:

(i) *Svislá a vodorovná dráha letounu vzhledem k RWY.* Dvě používané metody jsou pozorovatelé RWY a časový průběh. Svislá rychlost klesání při dotyku a gradienty klesání je možné vypočítat z časového průběhu.

(ii) Tlaková nadmořská výška.

(iii) Teplota okolního vzduchu.

(iv) Hmotnost letounu (spotřebované palivo nebo čas od spuštění motoru).

(v) Údaje o výkonu nebo tahu motoru.

(vi) Poloha klapky krytu motoru.

(vii) Poloha vztlačových klapky.

(viii) Sklon RWY.

(ix) Směr přistání.

(x) Směr větru a rychlost ve výšce 1,8 m (6 ft) u blízkosti místa dotyku na RWY.

(xi) Přistávací postupy zaznamenané pro zahrnutí do AFM.

(2) Níže jsou uvedeny prostředky pro sběr požadovaných údajů:

(i) Údaje o časovém průběhu se získávají použitím vzletové a přistávací kamery, elektronického vybavení nebo fototeodolitu se známou prozkoumanou polohou. Pokud jsou předmětem zájmu zatížení podvozku, je možné vypočítat svislou rychlost klesání při dotyku, nebo alternativně je možné změřit svislý součinitel zatížení pomocí akcelerometru v těžišti.

(ii) Tlakovou nadmořskou výšku je možné získat z cejchovaného citlivého výškoměru.

(iii) Teplota okolního vzduchu by měla být získávána z cejchovaného teplotního snímače.

(iv) Hmotnost letounu je možné vypočítat odečtením spotřebovaného množství paliva v daném čase od známé hmotnosti na začátku zkoušky.

(v) Výkon či tah motoru je možné stanovit pomocí cejchovaných přístrojů pohonné jednotky, které poskytnou základní potřebné parametry.

(vi) Polohu klapky krytu motoru je možné získat z cejchovaného ukazatele či měřením polohy.

(vii) Polohu vztlačových klapky je možné získat z cejchovaného ukazatele či měřením polohy.

(viii) Sklon RWY je možné získat z oficiálního průzkumu RWY nebo z jiných vhodných údajů získaných pomocí přijatelných postupů průzkumu.

- (ix) Směr přistání bude směr použité RWY nebo přesná hodnota indikovaná kompasem.
- (x) Směr a rychlost větru by měly být stanoveny pomocí přesného kompasu a cejchovaného anemometru. Neměly by být používány údaje o větru získané z letištní řídicí věže.

30 Odstavec 23.77 – STOUPÁNÍ PO PŘERUŠENÉM PŘISTÁNÍ

a. *Vysvětlení (normální, cvičná a akrobatická kategorie. Letouny s pístovými motory s MTOW 2 722 kg (6 000 lb) a nižší)*

(1) *Účel.* Konfigurace, která je specifikována pro tento požadavek je obvykle používána v konečných fázích přiblížení na přistání a cílem vyžadování předepsané stoupací schopnosti je zajistit, že bude jednoznačně možné přerušit klesání a letoun bude schopen provést oblet pro další pokus o přistání v případě, že podmínky mimo kontrolu pilota učiní takový úkon vhodným či nezbytným.

(2) *Zatažení klapek.* Alternativou k použití vztlačových klapek v přistávací poloze při průkazu stoupání po přerušeném přistání je předvedení se zataženými klapkami za předpokladu, že klapy je možné zasunout v průběhu 2 sekund či méně a také za předpokladu, že letové charakteristiky letounu při zasunutí klapek splňují omezení stanovená předpisem; tj. zasunutí klapek musí být bezpečné, nesmí dojít ke ztrátě výšky, náhlé změně úhlu náběhu a nesmí být potřeba výjimečných dovedností pilota. Vyhodnocení by mělo zahrnovat uspokojivé předvedení schopnosti rychle zastavit klesání použitím vzletového výkonu v kombinaci s rychlým zatažením klapek při konečném přiblížení na přistání.

(3) *Klapky, které se zcela nezasunou do dvou (2) sekund.* Pokud se klapy plně nezasunou do 2 sekund, je možné využít stoupání s klapkami v poloze, kterou dosáhnout na konci těchto 2 sekund, pokud je zvážen nálezhitý prokazující shodnou úroveň bezpečnosti. Dále je třeba zohlednit letové charakteristiky, jednoduchost ovládání a spolehlivost. Pokud klapy nejsou mechanické, mechanismus klapek by měl být spolehlivý, aby jej bylo možné uznat pro provoz s částečně zasunutými klapkami.

b. *Postupy.* Zkoušky charakteristik stoupání jsou prováděny za účelem stanovení vyhovění předepsaným požadavkům na stoupání a jejich uvedení v AFM. Postupy popsané v 23.65 shodně platí pro stoupání po přerušeném přistání s tou výjimkou, že ohledy týkající se chlazení a dalších otázek, které doporučují prozkoumání rozsahu rychlosti provedením stupňovitěho stoupání, pro stoupání po přerušeném přistání neplatí. Namísto stupňovitěho stoupání mohou být charakteristiky stoupání pro stoupání po přerušeném přistání stanoveny jako průměr ne méně než tří souvislých párů pokusů při rychlosti při stoupání zvolené žadatelem.

c. *Vysvětlení. (Letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie s MTOW větší než 2 722 kg (6 000 lb), letouny s turbínovými motory a letouny pro sběrnou dopravu).* Odstavec 23.77 (b)(1) uvádí, že motory mají být nastaveny na výkon či tah, který je k dispozici 8 sekund po zahájení pohybu ovládání výkonu z minimálního vzletového volnoběhu do polohy pro vzletový výkon. Uvedené postupy slouží pro stanovení tohoto maximálního výkonu pro průkaz vyhovění požadavkům na stoupání dle 23.77.

d. *Postupy. (Letouny s MTOW vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a letouny s turbínovými motory)*

(1) *Nastavení motoru.* Nastavte motor na minimální volnoběžné otáčky/výkon, které budou definovány v příručce pro údržbu letounu.

(2) *Výkonové zkoušky motoru.* Výkonové zkoušky motoru by měly být provedeny při nejnejpříznivější nadmořské výšce a teplotních podmínkách pro přistání, nebo v rozsahu nadmořských výšek a teplotních podmínek, pokud není možné jasně stanovit nejnejpříznivější podmínky.

(i) V konfiguraci kritické z pohledu odběrů (odpouštění) vzduchu, existují-li, stabilizujte letoun ve vodorovném letu se symetrickým výkonem na všech motorech, vysunutým přistávacím zařízením, vztlačovými klapkami v poloze pro přistání, rychlosti V_{REF} a v dostatečné nadmořské výšce nad zvolenou zkušební nadmořskou výškou, aby čas klesání do zkušební nadmořské výšky při uzavření všech škrtících klapek zajistil dosažení minimálního letového volnoběžného výkonu ve zkušební nadmořské výšce.

(ii) Přivřete škrticí klapky na letový volnoběh a klesejte při V_{REF} , jak je definováno 23.73, do zkušební nadmořské výšky. Po ustálení výkonu přesuňte klapky za méně než 1 sekundu na vzletový výkon.

(iii) Výkon, který je k dispozici 8 sekund po zahájení přesunu ovládacích pák výkonu z polohy pro minimální letový volnoběh je maximální povolený výkon pro průkaz vyhovění požadavku na stoupání po přerušeném přistání dle 23.77 pro každou zkoušenou kombinaci odběrů (odpouštění).

(iv) Pokud je výkonnost v AFM uvedena tak, že nezohledňuje různé podmínky odběru (odpouštění), měl by být pro průkaz charakteristik stoupání po přerušeném přistání pro veškerý provoz – včetně vlivu odběru pro protínámrazový systém – použit výkon získaný při nejkritičtějším odběru (odpouštění) vzduchu.

e. *Sběr a redukce údajů.* Informace uvedené v 23.65 platí pro stoupání po přerušeném přistání.

31–38 VYHRAZENO

Oddíl 3 – LETOVÉ CHARAKTERISTIKY

39 ODSTAVEC 23.141 – VŠEOBECNĚ

a. *Vysvětlení*

(1) *Minimální letové charakteristiky.* Účelem tohoto požadavku je specifikovat minimální letové charakteristiky, které jsou považovány za nezbytné pro bezpečnost jakéhokoliv letounu. Tento odstavec se zabývá primárně říditelností a manévrovatelností. Letové charakteristiky jsou atributem, jakostí, nebo prvkem zásadní povahy, jejichž existence se u letounu předpokládá, protože ten se chová za letu určitým konzistentním způsobem, když je řízení vychýleno do určité polohy nebo používáno určitým způsobem. V některých případech je možné provést měření sil, poloh řídicích ploch nebo zrychlení v klopení, klonění či zatáčení, které podpoří rozhodnutí, avšak obvykle rozhodnutí o splnění/nesplnění provede zkušební pilot Agentury.

(2) *Výjimečné dovednosti.* Fráze „výjimečné dovednosti, pozornost či úsilí pilota“ je používána v předpisech opakovaně a vyžaduje kvalitativní posouzení zkušebním pilotem. Úsudek by měl být založen na pilotově odhadu dovedností a zkušeností pilotů, kteří obvykle létají na zvažovaném typu letounu (tj. úroveň pilotních dovedností soukromého pilota, obchodní pilota nebo dopravního pilota). Výjimečná ostražitost či síla vyžaduje zvážení dalších činitelů, když jsou řídicí síly považovány za hraniční nebo když existují podmínky, které vyžadují rychlé rozpoznání a reakce, které je třeba úspěšně zvládnout.

(3) *Násobky pádové rychlosti.* Pro konvenční konfigurace mohou být letové vlastnosti a rychlosti vyvážení založeny pouze na pádových rychlostech s přední polohou těžiště.

b. *Postupy.* Žádné.

40–44 VYHRAZENO

Oddíl 4 – ŘIDITELNOST A MANÉVROVATELNOST

45 Odstavec 23.143 – VŠEOBECNĚ

a. Vysvětlení

(1) *Krátkodobé působení řídicích sil.* Krátkodobé působení, jak je specifikováno v tabulce, je možné definovat jako časovou periodu, která je nezbytná k provedení nezbytných pilotních úkonů, které zajistí uvolnění sil, jako jsou vyvážení či snížení výkonu. Hodnoty v tabulce v 23.143 v CS-23 jsou maximální. Mohou nastat okolnosti, kdy budou z důvodu bezpečnosti vyžadovány nižší síly. Pokud bude zjištěno, že z bezpečnostních důvodů je potřeba nižší síla, pak by tato nižší síla měla být stanovena dle Části 21.21 (c)(3).

(2) *Dlouhodobé působení řídicích sil.* Dlouhodobé působení řídicích sil nastane v některých podmínkách, kdy nebude možné dosáhnout vyvážení, jako je přistání s přední polohou těžiště. Doba působení by byla pouze po dobu konečného přiblížení, pokud by bylo možné doletět do tohoto bodu s vyváženým letounem.

(3) *Řiditelnost.* Řiditelnost označuje schopnost pilota ustavit, udržovat nebo měnit polohu letounu vzhledem k dráze letu pomocí správné manipulace s řídicími prvky. Záměrem je při návrhu letounu zajistit, že bude možné „řídít“ polohu kolem všech tří os – podélně, příčně a směrově. Úhlová výchylka kolem podélné osy se nazývá „klonění“. Výchylka kolem příčné osy se nazývá „klopení“ a výchylka kolem svislé osy se nazývá „zatáčení“. Řiditelnost by měla být definována jako „uspokojivá“, nebo „neuspokojivá“. Neuspokojivá by řiditelnost byla v případě, že zkušební pilot zjistí, že řiditelnost je neadekvátní a že by mohly snadno nastat nebezpečné podmínky, a je tudíž nepřijatelná pro průkaz vyhovění předpisům.

(4) *Manévrovatelnost.* Manévrovatelnost označuje schopnost pilota měnit směr dráhy letu letounu pomocí správné manipulace s řídicími prvky. Aby bylo možné zajistit manévrovatelnost, letoun musí být řiditelný, protože ke změně směru letu je třeba změna kolem jedné z os. Je třeba si uvědomit, že každá změna směru letu zahrnuje normálové zrychlení k dráze letu. Manévrovatelnost je tak úzce spojena s řiditelností, že je ve skutečném pohybu letounu neoddělitelná. Obdobně je ve své podstatě velmi kvalitativní a mělo by s ní tedy být nakládáno stejným způsobem, jaký je doporučován výše pro řiditelnost.

(5) *Pružinové zařízení.* Je-li v systému řízení zastavěno pružinové zařízení, 23.687 vyžaduje, aby bez použití tohoto pružinového zařízení letoun neměl žádné nebezpečné letové charakteristiky, pokud není možné stanovit spolehlivost tohoto zařízení zkouškami simulujícími provozní podmínky.

b. Postupy

(1) *Přistání.* S použitím rychlostí pro přiblížení/přistání a výkonového nastavení doporučených v AFM stanovte, je-li řiditelnost letounu s vysunutými a zasunutými vzletovými klapkami uspokojivá. Tyto zkoušky by měly být provedeny při kritické kombinaci hmotnosti a polohy těžiště v rámci dovoleného rozsahu pro přistání. U turbovrtulových letounů by ovládání přívodu paliva do motoru mělo být nastaveno na průtok paliva pro minimální letový volnoběh pro letouny v provozu, pokud není prokázáno, že rozsah nastavení povolený pro letouny v provozu nemá žádný měřitelný účinek na svislou rychlost klesání při letovém volnoběhu.

(2) *Další letové podmínky.* Postupy řiditelnosti a manévrovatelnost pro další letové podmínky, jako jsou vzlet a V_{MC} , jsou uvedeny v příslušných oddílech.

(3) *Příčné nevyvážení.* Vyhodnocení příčného nevyvážení by mělo být provedeno u všech letounů konfigurovaných tak, že je možné ovlivnit příčné vyvážení a řiditelnost. Následující konfigurace by měly být příslušně uváženy a zhodnoceny:

(i) *Vzlet – Provoz se všemi pracujícími motory, s jedním nepracujícím motorem (dvoumotorové letouny), při V_{MC} a bočním větrem.*

(ii) *Let na trati* – Provoz se všemi pracujícími motory, s jedním nepracujícím motorem (dvoumotorové letouny) a se zapnutým autopilotem.

(iii) *Přiblížení a přistání* – Provoz se všemi pracujícími motory, s jedním nepracujícím motorem (dvoumotorové letouny), při bočním větru a se zapnutým autopilotem.

Výsledkem letových zkoušek by mělo být stanovení příslušných omezení příčného nevyvážení a stanovení postupů. Pro různého letové konfiguraci mohou být potřeba různé hodnoty nevyvážení. Meze nevyvážení by měly být uvedeny v AFM.

c. *Sběr a redukce údajů*. Kvalitativní posouzení zkušebním pilotem bude obvykle postačující, nebudou-li meze řídicích sil považovány za hraniční. V takovém případě budou použity siloměry ke změření sil na každém dotčeném řídicím prvku při provádění požadovaných letových obrátů.

46 Odstavec 23.145 – Podélné řízení

a. Vysvětlení

(1) *Výkon výškového kormidla*. Tento předpis vyžaduje sérii obrátů, kterými bude předvedena podélná říditelnost při přechodech ze stoupání do klesání při nízké rychlosti, vysouvání a zasouvání klapek a během změn rychlosti a výkonu. Hlavní, co by měl pilot posoudit, je, zda je k dispozici dostatečný výkon výškového kormidla, který umožní překlopení přidě dolů v podmínkách minimální rychlosti, a zda je možné požadované obraty provést bez toho, aby následně došlo k dočasnému zvýšení sil na nadměrnou hodnotu.

(2) *Rychlosti pod rychlostmi vyvážení*. Fráze „rychlosti nižší, než je rychlost vyvážení“, jak je použita v 23.145 (a), znamená rychlosti až do V_{S1} .

(3) *Vztlakové klapky*. Jsou-li použity klapky vícepolohové, viz 23.697.

(4) *Ztráta primárních systémů řízení*. Účelem odstavce 23.145 (e) je pokrytí podmínek, kdy pilot utrpí určitou poruchu v primární systému podélného řízení letounu (u některých dvoumotorových letounů také ztrátu systému směrového řízení) a musí přistát s použitím systému řízení výkonu a vyvážení bez primárního řízení. Účelem není tuto zkoušku předvést až do vlastního přistání; nicméně předvedení je možné provést manipulací s vyvážením a výkonem až do přistání, pokud je to žádoucí. 23.145 (e) je letová zkouška, které slouží k průkazu vyhovění požadavku, který specifikuje poruchu systému primárního řízení.

(5) *Analýza systému*. Před provedením zkoušky ztráty systému primárního řízení by měla být provedena analýza systému řízení. U některých letounů by mohla jediná porucha systému podélného řízení vést ke ztrátě jak pružiny zatěžovacího ústrojí, tak systému podélného řízení. Pokud by se tato porucha vyskytla na letounu používajícím extrémně velkou pružinu zatěžovacího ústrojí, ztráta pružiny by mohla vést k působení momentu překlápějícího před vzhůru v zadním těžišti, který by nebylo možné vyvážit základním systémem vyvážení klopení.

b. *Postupy*. Znění předpisu dostatečně popisuje obraty potřebné k průkazu vyhovění. Volba nadmořských výšek, hmotností a poloh těžiště pro letové zkoušení Agenturou bude záviset na studiu hlášení z letových zkoušek provedených žadatelem. Obvykle jsou během certifikačních zkoušek kontrolovány následující kombinace:

(1) *Nadmořská výška*. Nízká nadmořská výška a nadmořská výška v blízkosti maximálního dostupu letounu. Vysoká nadmořská výška nemusí být potřeba u letounů s nepřepřehovanými motory.

(2) *Hmotnost*. Maximální celková hmotnost pro všechny zkoušky s výjimkou případů, pro které je níže v pododstavci (3) stanoveno jinak.

(3) *Těžiště*. Pro konvenční konfigurace – odstavec 23.145 (a) – poloha těžiště nejvíce vzadu a poloha těžiště nejvíce vzadu schválená pro jakoukoliv hmotnost; 23.145 (b) 1 až 6, poloha těžiště

nejvíce vpředu a vzadu; 23.145 (c), těžiště nejvíce vpředu; 23.145 (d), těžiště nejvíce vpředu a těžiště nejvíce vzadu schválené pro jakoukoliv hmotnost; a 23.145 (e), jak přední, tak zadní poloha těžiště. U odstavce 23.145 (e) je někdy obtížnější dosažení zadní polohy těžiště oproti přední mezi, zejména pokud letoun vykazuje neutrální až divergentní fugoidní tendence.

(4) *Výkon nebo konfigurace.* Klopivé momenty vznikající změnami výkonu či konfigurace by měly být vyhodnoceny pro všechny nezbytné podmínky, aby se stanovila nejkritičtější konfigurace pro předvedení.

c. *Sběr údajů.* Není třeba žádných speciálních přístrojů. Výjimkou je pouze 44,5 N (10 lbf) v 23.145 (d), které je třeba měřit siloměrem. Veškeré podélné síly by měly být změřeny v případě, že jsou považovány na hraniční či nadměrné.

47 Odstavec 23.147 – SMĚROVÉ A PŘÍČNÉ ŘÍZENÍ

a. Vysvětlení

(1) *Vybočený let.* Odstavec 23.147 (a) má sloužit k prošetření nebezpečných charakteristik při klouzání po křídle, které mohou vzniknout zablokováním proudění vzduchu na vertikálním stabilizátoru a směrovém kormidle. Zablokování směrového kormidla a možná ztráta směrového řízení jsou příklady druhů charakteristik, na jejichž odhalení se zkouška zaměřuje. Odstavec 23.177 se taktéž věnuje zablokování směrového kormidla. Vyhovění je možné prokázat, jestliže směrové kormidlo dosáhne dorazu před dosažením 15° změny kurzu nebo meze 667 N (150 lbf) a nedojde k výskytu nebezpečných charakteristik. Doraz řízení funguje efektivněji než 667 N (150 lbf) mez při omezování pilotovy schopnosti vyvolat zatáčení za mez, která byla předvedena jako přijatelná.

(2) *Řiditelnost po náhlé poruše motoru.* 23.147 (b) vyžaduje předvedení řiditelnosti po náhlé poruše motoru při stoupání při letu na trati.

b. Postupy

(1) *Vybočený let.* Konfigurace letounu, které mají být zkoušeny dle 23.147 (a), jsou:

- (i) Jeden motor nepracující a jeho vrtule v poloze s nejmenším odporem;
- (ii) Zbývající motory při ne větším než maximálním trvalém výkonu;
- (iii) Poloha těžiště nejdále vzadu, jak je povoleno;
- (iv) Přistávací zařízení:
 - Zatažené; a
 - Vysunuté;
- (v) Klapky zataženy;
- (vi) Nejkritičtější hmotnost;
- (vii) Letoun vyvážený v podmínkách zkoušky, je-li to možné.

(2) *Řiditelnost po náhlé poruše motoru.* Při plnění zkoušek požadovaných 23.147 (b) od počátečních podmínek stoupání při přímém letu s vodorovnými křídly, nulovém klouzání po křídle a s vyvážením simulujte náhlou a úplnou poruchu kritického motoru. Za účelem zohlednění příslušného zpoždění neprovádějte žádné kroky k vyrovnaní letounu po dobu dvou sekund po prvním projevu poruchy motoru. Vyrovnaní by nemělo zahrnovat pohyb ovladači motoru, vrtule nebo vyvážení. V žádné chvíli do dokončení manévru by úhel příčného náklonu neměl překročit 45°, ani by nemělo dojít k nadměrnému zatáčení. Vyhodnocení nebezpečných poloh a charakteristik by mělo být založeno na charakteristikách každého určitého letounu a na zhodnocení pilotů provádějících letové zkoušky.

Metoda použitá k simulaci poruchy motoru by měla být:

- (i) U pístových motorů – uzavření ovládání směsi; nebo
- (ii) U turbínových motorů – ukončení přívodu paliva pomocí prostředků, které vedou k nejrychlejší ztrátě výkonu či tahu. Postupy pro odstavení motoru by měly být za normálních okolností postačující.

c. *Ztráta systému primárního řízení (viz také AC 23.17)*

(1) *Vysvětlení.* Účelem odstavce 23.147 (c) je pokrytí podmínek, kdy pilot utrpí určitou poruchu v primární systému příčného řízení letounu, a pokud jediná porucha primárního příčného řízení může způsobit ztrátu dalšího řízení, potom je nutné zvážit i tuto ztrátu. Musí být předvedeno, že při ztrátě primárního příčného řízení je letoun bezpečně řiditelný ve všech konfiguracích a že je s ním možné přistát bez překročení provozních a konstrukčních omezení letounu. Účelem není, aby tato zkouška byla předvedena až do vlastního přistání, nicméně předvedení může být provedeno s využitím manipulace s příčným vyvážením a nebo klouzáním po křídle vyvolaným směrovým kormidlem a rozdílem výkonů, je-li k dispozici, až do přistání. Odstavec 23.147 je letovou zkouškou pro prokázání vyhovění požadavku, který specifikuje poruchu primárního systému příčného řízení. Tato porucha předpokládá odpojení systému primárního příčného řízení, takže křídélka se budou volně vznášet a příčné vyvážení (je-li zastavěno) bude funkční.

(2) *Analýza systému.* Analýza systému řízení by měla být provedena před provedením zkoušky ztráty primárního příčného řízení. U některých letounů by jednotlivá porucha systému příčného řízení mohla vést ke ztrátě propojení mezi směrovým kormidlem a křídélky a možná ke ztrátě směrového řízení stejně jako ztrátě primárního příčného řízení. Musí být uvažována porucha nejkritičtějšího spoje primárního systému příčného řízení.

(3) *Postupy.* Znění předpisu dostatečně popisuje obraty potřebné k předvedení vyhovění. Volba nadmořských výšek, hmotností, poloh těžiště a příčného nevyvážení a konfigurací letounu pro letové zkoušení Agenturou bude záviset na studiu hlášení z letových zkoušek provedených žadatelem a na tom, zda letoun bude vybaven systémem příčného vyvážení, nebo nikoliv. Použití systému příčného vyvážení k manévrování s letounem a k udržení křídel ve vodorovné poloze při skutečném či simulovaném podrovnání pro přistání je oprávněným krokem pro vyhovění CS 23.147 (c).

Ty letouny, které nemají oddělený a nezávislý systém příčného vyvážení, mohou využít směrové kormidlo nebo rozdíl výkonů u dvoumotorových typů k vytvoření klouzání po křídle, které vytvoří klonivý pohyb k řízení úhlu příčného náklonu. Použití směrového kormidla nebo asymetrického výkonu k řízení úhlu příčného náklonu si žádá, aby letoun vykazoval příčnou stabilitu či účinek vzepětí. U těch letounů, které využívají propojení směrového kormidla a křidélek k dosažení příčné stability, kdy může jedna porucha systému příčného řízení rozpojit propojení křidélek a směrového kormidla, musí být předvedení vyhovění CS 23.147 (c) provedeno pro nejkritičtější případ. Pokud je vyhovění podmínkám pokračování v bezpečném letu dle CS 23.147 možné prokázat pouze s využitím klapek, rychlosti, výkonu a/nebo postupů, tyto postupy by měly být uvedeny v letové příručce letounu v oddílu Nouze.

(i) *Nadmořská výška.* Nízká nadmořská výška a nadmořská výška v blízkosti maximálního dostupu letounu. Zkouška ve vysoké nadmořské výšce slouží ke stanovení řiditelnosti při sníženém tlumení holandského kroku.

(ii) *Hmotnost.* Maximální celková hmotnost pro všechny zkoušky s výjimkou případů, pro které je níže v pododstavci (3) stanoveno jinak.

(iii) *Těžiště.* Pro konvenční konfigurace – odstavec 23.147 (a) – poloha těžiště nejvíce vzadu, pokud je směrové kormidlo používáno ke klonění letounu. U nekonvenčních konfigurací musí být použita nejkritičtější poloha těžiště.

(iv) *Příčné nevyvážení.* Při letovém zkoušení pro průkaz vyhovění odstavci 23.147 (c) musí být použito maximální příčné nevyvážení, pro které je požadována certifikace.

(v) *Konfigurace, výkon a rychlost.* Příčná řiditelnost musí být prokázána se všemi proveditelnými konfiguracemi a rychlostmi. Maximální vychýlení klapek použité při průkazu skutečného či simulovaného přistání nemusí být maximální možné vychýlení.

48 Odstavec 23.149 – MINIMÁLNÍ RYCHLOST ŘIDITELNOSTI

a. *Pozadí.* Odstavec 23.149 vyžaduje, aby byla stanovena minimální rychlost řiditelnosti. Odstavec 23.1545 (b)(6) vyžaduje, aby ukazatel vzdušné rychlosti byl označen červenou radiální čarou označující maximální hodnotu minimální rychlosti řiditelnosti s jedním nepracujícím motorem. Odstavec 23.1583 (a)(2) vyžaduje, aby V_{MC} byla stanovena jako omezení vzdušné rychlosti v AFM. To platí pouze pro dvoumotorové letouny. Jiná vzdušná rychlost V_{MC} obvykle vychází z každého schváleného nastavení vzletových klapek. Existují proměnné činitele ovlivňující minimální rychlost řiditelnosti. Z toho důvodu by V_{MC} měla reprezentovat nejvyšší minimální vzdušnou rychlost, která je běžně očekávána v provozu. Proměnné činitele ovlivňující zkoušení V_{MC} zahrnují:

(1) *Výkon motoru.* V_{MC} se bude zvyšovat s rostoucími výkonem funkčního motoru(motorů). Měla by být známa výkonová charakteristika motoru a měly by být zohledněny tolerance výkonu motoru.

(2) *Vrtule nepracujícího motoru.* Mlýnkování vrtule vede k vyšší V_{MC} , než když je vrtule zapraporována. V_{MC} se běžně měří s mlýnkující vrtulí, pokud není vrtule zapraporována automaticky nebo jinak přesunuta do polohy s minimální odporem (např. pomocí systému NTS), aniž by k tomu byl potřeba úkon pilota.

(3) *Poloha řízení.* Hodnota V_{MC} přímo souvisí s dostupným chodem řídicích ploch. Obvykle je V_{MC} založena na dostupném chodu směrového kormidla, ale u některých letounů může být založena na chodu křidélek. Z toho důvodu by zkoušky V_{MC} měl být prováděny s nastavením řízení směrového kormidla a křidélek (jsou-li použita) na minimální chod. Navíc by napětí ovládacích lanek směrového kormidla a křidélek měla být nastavena na minimální výrobní tolerance. Pokud by při zkouškách V_{MC} byly při plném vychýlení překročeny mezní řídicí síly, pak by mělo být použito menší vychýlení, aby nebyly překročeny mezní síly dle § 23.143.

(4) *Hmotnost a těžiště.* Pro směrovým kormidlem omezené letouny s konstantní zadní mezí polohy těžiště je kritické zatížení pro zkoušení V_{MC} představováno polohou těžiště nejdále vzadu a minimální hmotností. Poloha těžiště nejvíce vzadu vyvolává nejkratší rameno momentu relativně ke směrovému kormidlu, a tak nejmenší vyrovnávací momenty s ohledem na udržení směrového řízení. V_{MC} by měla být stanovena při nejneprůznivější hmotnosti. Minimální praktická hmotnost pro zkoušku je obvykle tou nejkritičtější, protože minimalizuje přínosný účinek klonění k pracujícímu motoru. Pro zkoušení V_{MC} může být třeba nízká hmotnost, protože je tak snížena pádová rychlost.

(5) *Příčné zatížení.* Mělo by být udržováno maximální dovolené nepříznivé příčné nevyvážení (palivem, zavazadly, apod.).

b. *Vysvětlení*
í

(1) *Řiditelnost.* Stanovení V_{MC} úzce souvisí s požadavky na řiditelnost. Jedná se o jeden z obrátů, který většinou vyžaduje maximální výchylku směrového kormidla a/nebo křidélek (není-li omezena krátkodobými řídicími silami) k udržení řízení letounu. Je-li minimální rychlost řiditelnosti stanovena s pomocí maximální výchylky směrového kormidla, je stále k dispozici omezené manévrování s letounem pomocí křidélek a výškového kormidla. Je-li minimální rychlost řiditelnosti stanovena s použitím maximální výchylky křidélek, letoun již nemusí být schopen dalšího manévrování v normálním smyslu.

(2) *Kritický motor.* Regulace vyžaduje, aby stanovení V_{MC} bylo provedeno „když je kritický motor náhle uveden mimo provoz“. Záměrem je vyžádat prošetření, které stanoví, jaký motor je kritický z pohledu vyvolání vyšší rychlosti V_{MC} . To se obvykle provádí během statických zkoušek V_{MC} .

(3) *Přímý let.* Přímý let znamená udržování konstantního kurzu. Odstavec 23.149 (a) vyžaduje, aby pilot udržoval přímý let (konstantní kurz). To je možné zajistit buď vodorovnou polohou křidel, nebo – dle rozhodnutí žadatele – až 5° příčným náklonem k pracujícímu motoru. Obvykle 2–3° náklon umožňuje

dosažení nulového klouzání po křídle, takže při 5° náklonu je možné využít výhodných účinků směrové stability k vyvážení zatáčení vyvolaného asymetrickým tahem.

(4) *Řídící síly.* Meze řídících sil pro směrové kormidlo a křídélka nesmí překročit ty, které jsou specifikovány v 23.143.

(5) *Mechanické odmrazovače, antény a jiné vnější vybavení.* Zástavba mechanických odmrazovačů, antén a vnějšího vybavení může významně změnit rychlost V_{MC} . Jsou-li provedeny tyto zástavby, je třeba zvážit opětovné vyhodnocení V_{MC} . Pokud usilujete o schválení pro „lety v podmínkách tvorby námrazy“, viz AC 23.1419-2.

(6) *Proměnná V_{MC} .* U pístovými motory poháněných letounů o hmotnosti vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) maximální hmotnosti a turbínovými motory poháněných letounů je přijatelnou podmínkou pro stanovení vzletových rychlostí dle 23.51 V_{MC} , která se mění s nadmořskou výškou za předpokladu, že v AFM není uvedena V_R pod rychlostí označenou červenou radiální čarou, jak je vyžadováno 23.1545 (b)(6).

(7) *Signalizace automatického praporování.* Je-li zastavěn systém pro automatické praporování, měla by být k dispozici signalizace, která bude informovat o jeho stavu. Ta bude zahrnovat alespoň zelené poradní světlo informující o připravenosti systému. U některých letounů bude systém automatického praporování identifikován jako kritický. U takových zástaveb mohou být nutné dodatečné signalizace k zajištění připravenosti systému a okamžitého rozpoznání nesprávné funkce. Signalizace by mohla zahrnovat následující varovné/výstražné/poradní signalizace:

(i) Varování nebo výstraha, není-li spínač automatického praporování aktivován.

(ii) Varování nebo poradní signalizace, pokud je systém automatického praporování aktivován a následně deaktivován kvůli nesprávné funkci systému.

Veškerá signalizace by měla být vyhodnocena, aby bylo ověřeno, že je snadno a rychle rozpoznatelná. U kritických systémů by omezení v AFM měla vyžadovat uspokojivou předletovou kontrolu a aktivaci automatického praporování pro vzlet a přistání.

c. *Postupy*

(1) *Konfigurace.* Před prováděním zkoušek V_{MC} by měl být nastaven chod řízení směrového kormidla a křidélek na dovolené výrobní minimum. Napětí řídících lanek směrového kormidla a křidélek by mělo být nastaveno na minimální hodnotu pro použití v provozu. Kritické zatížení pro zkoušení V_{MC} je obecně minimální hmotnost a poloha těžiště nejvíce vzadu; nicméně každá konstrukce letounu by měla být vyhodnocena nezávisle, aby zkoušky byly skutečně prováděny s nejkritičtějšími podmínkami zatížení. Proměnné meze zadní polohy těžiště coby funkce hmotnosti, nádrží v křídlech, apod. mohou způsobit proměnlivost podmínek kritického zatížení u jednotlivých letounů.

(2) *Výkon.* Letoun s nepřepřítaným motorem běžně nebude schopen vyvinout jmenovitý vzletový výkon ve vyšších zkušebních nadmořských výškách. Za těchto okolností by V_{MC} měla být stanovena při několika výkonových nastaveních a měla by být sestrojena závislost V_{MC} na výkonu, která umožní provedení extrapolace ke stanovení V_{MC} při maximálním vzletovém výkonu. Úplné vysvětlení metody extrapolace nalezete v pododstavci c(6). Pokud jsou zkoušky prováděny při nižší hustotní nadmořské výšce než přibližně 914 m (3 000 ft), nejsou obvykle potřeba žádné korekce. Pokud jsou zkoušky prováděny nad 914 m (3 000 ft) hustotní nadmořské výšky, měly by být provedeny dodatečné zkoušky, které umožní extrapolaci na tah na úrovni hladiny moře. Protože tah vrtule klesá s rostoucí pravou vzdušnou rychlostí, V_{MC} se bude zvyšovat s klesající nadmořskou výškou a teplotou, a to i při konstantním výkonu.

Výsledky zkoušení se používají k predikci V_{MC} pro maximální vzletový výkon na úrovni hladiny moře, pokud – kvůli přepřítávání či z jiných důvodů – nepřevažuje nějaká vyšší nadmořská výška, kde je celková hodnota V_{MC} větší.

(3) *Řízení vrtule.* Veškeré řízení vrtule musí zůstat v doporučené poloze pro vzlet či přistání v průběhu celého postupu.

(4) *Nastavení vztlakových klapek.* Žadatel si může přát specifikovat více než jedno nastavení vztlakových klapek pro vzlet nebo přistání, což by vyžadovalo prošetření V_{MC} pro každé nastavení vztlakových klapek.

(5) *Přetažení.* Při stanovování V_{MC} je třeba extrémní opatrnost, protože je nutné letoun provozovat s asymetrickým výkonem a plným vychýlením směrového kormidla a křidélek při rychlosti v blízkosti aerodynamického přetažení. Případě neúmyslného vstupu do přetažení by pilot měl okamžitě snížit podélný sklon, snížit výkon na pracujícím motoru(motorech) a vrátit řízení směrového kormidla a křidélek do neutrální polohy, aby zabránil případnému vstupu do vývrtky.

(6) *Statická minimální rychlost řiditelnosti.* Zkušební pilot by měl zvolit zkušební nadmořskou výšku na základě schopnosti vyvinout vzletový výkon a dodržet bezpečné postupy. Bude nutné stanovit, který motor je kritický pro manévr V_{MC} , provedením statických zkoušek s prvním a poté dalšími motory nepracujícími, aby bylo odhaleno, který motor vytváří vyšší V_{MC} . Výkon by měl být nastaven na maximální dostupný pro okolní podmínky. Zkušební hmotnosti by měly být dostatečně nízké, aby bylo možné identifikovat meze směrového řízení bez přetažení nebo třepáním (buffet) před přetažením.

Pro každé výškové podmínky by mělo být provedeno následující:

(i) *Klapky a podvozek.* Pro vzletové podmínky by měl být podvozek zatažen a klapky by měly být ve vzletové poloze (polohách). Pro podmínky přistání by podvozek měl být vysunut a klapky by měly být v poloze (polohách) pro přistání.

(ii) *Vyvážení.* Letoun by měl být vyvážen pro nastavení odpovídající normálnímu vzletu nebo pro přiblížení (dle situace) se symetrickým výkonem se všemi motory pracujícími, jak je indikováno.

(iii) *Výkon.* Odstavte jeden motor a nastavte vzletový výkon na druhý. Vrtule na nepracujícím motoru by měla mlýnkovat, nebo být ve stavu, který je výsledkem dostupnosti automatického praporování či jiných zařízení.

(iv) *Zkušební postupy.* Postupně snižte vzdušnou rychlost až na hodnotu, když již nebude možné zabránit změnám kurzu maximálním použitím směrového a/nebo maximálním použitím příčného řízení, nebo když bude dosaženo mezních řídicích sil. Během snižování rychlosti by neměly být prováděny žádné změny v příčném či směrovém vyvážení. K udržení přímého letu bude obvykle použit 5° příčný náklon (viz odstavec 48 (b)(3)). Pilotovi může při náviku udržování nulového (nebo minimálního) klouzání po křídle pomoci proužek indikující zatáčení (yaw string).

(v) *Kritický motor.* Opakujte kroky (i) až (iv) a určete, při odstavení jakého motoru je dosahována nejvyšší minimální rychlost řiditelnosti.

(7) *Extrapolace na úroveň hladiny moře.* Jediné údaje ze zkoušky V_{MC} , které je možné spolehlivě extrapolovat, jsou údaje o statické V_{MC} , kde je možné většinu proměnných pečlivě řídit na konstantní hodnotu. Protože údaje o V_{MC} jsou obvykle shromažďovány v okolních podmínkách, které jsou méně kritické než standardní den na úrovni hladiny moře, je extrapolace nutná téměř vždy. Proto je obvyklý způsob pro stanovení V_{MC} pro uvedení v AFM extrapolace statických údajů o V_{MC} . Když je V_{MC} stanovena pro letoun s automaticky praporovanou vrtulí, může být potřeba speciálních technik. V Dodatku 3 je uvedena jedna z metod extrapolace statické V_{MC} ze zkušebních podmínek na standardní den na úrovni hladiny moře.

(8) *Dynamická minimální rychlost řiditelnosti.* Po stanovení statické V_{MC} pro kritický motor a při určité rychlosti nad statickou V_{MC} proveďte sérii odstavení motoru (pomocí ovládání směsi nebo ovládání odstavení při volnoběhu) dynamicky, přičemž postupně měňte rychlost zpět k rychlosti statické. Při udržování této rychlosti po dynamickém odstavení motoru by měl být pilot schopen řídit letoun a udržet přímý let, aniž by snížil výkon funkčního motoru. Během vybrání by letoun neměl zaujmout žádnou nebezpečnou polohu, ani by nemělo dojít ke změně kurzu o více než 20° , když bude pilot reagovat na poruchu kritického motoru normálními dovednostmi, silami a při běžné ostražitosti. Úhel stoupání se všemi pracujícími motory je vysoký a pokračování v řízení po poruše motoru zahrnuje schopnost snížit rychle příď a navrátit se k dostatečné původní stabilizované rychlosti. Předvedení dynamické V_{MC} bude běžně sloužit jako ověření, že čísla získaná staticky jsou platná. Fakticky, pokud bude dynamický stav

kritičtější, pak by měla být extrapolovaná statická hodnota V_{MC} zvýšené o daný přírůstek. Předvedení dynamické V_{MC} často indikuje nižší V_{MC} , než která bude získána ze statických pokusů. Důvodem může být fakt, že nepracující motor při doběhu může vydávat čistý tah nebo že špičky řídicích sil krátkodobě překračují mezní hodnoty a zůstávají neodhaleny nebo že kvůli velkým úhlům a rychlostem zatáčení a klopení jsou indikovány hodnoty vzdušné rychlosti chybné. Kvůli dvou-proměnné podstatě předvedení dynamické V_{MC} by hodnota V_{MC} uvedená v AFM měla reprezentovat nejvyšší ze statických či dynamických hodnot V_{MC} ze zkušebních údajů, které budou korigovány na kritické podmínky. Zvláště ve zkušebních podmínkách s vysokým poměrem tahu ke hmotnosti je možné uplatnit upravený postup, aby se zamezilo extrémním podélným sklonům. V tomto případě zpomalte pod V_{MC} , použijte všechny motory, zrychlete s 2 x MTOP do reprezentativního podélného sklonu pro stoupání, vypněte kritický motor při statické V_{MC} (ověřte předem, že V_{MC} je přijatelně nad skutečnou pádovou rychlostí).

(9) *Opakovatelnost.* Je-li jednou stanovena, a jeví-li se dynamická V_{MC} jako kritická, dynamická V_{MC} by měla být ověřena provedením série zkoušek, kterými bude stanoveno, je-li rychlost opakovatelná.

(10) *Minimální hodnota rychlosti řiditelnosti uvedená v AFM.* V_{MC} je obvykle pozorována v několika různých výkonových nastaveních a/nebo nadmořských výškách. Měl by být získán dostatek údajů ze zkoušek, aby bylo možné stanovit V_{MC} pro nejvyšší výkon a hustotní podmínky na úrovni moře. V_{MC} vzniklá z této extrapolace na úroveň hladiny moře je ta, která by měla být uvedena v AFM a vyznačena na ukazateli vzdušné rychlosti. Pokud je tato V_{MC} stanovena se systémem automatického praporování, seznam vybavení požadovaný v AFM i seznam druhů provozu (KOEL) by měly obsahovat systém automatického praporování coby požadovanou položku a v AFM může být uvedena rychlost V_{MC} s nepracujícím systémem automatického praporování (s mlýnkující vrtulí) v oddílu abnormálních/nouzových postupů. V oddíle normálních postupů by mělo být vyžadováno aktivování systému automatického praporování (je-li k dispozici) při vzletu a přistání.

d. *Bezpečná záměrná rychlost s jedním nepracujícím motorem, V_{SSE} (VYHRAZENO).*

49 Odstavec 23.151 – AKROBATICKE OBRATY

a. *Vysvětlení.* Tento předpis vyžaduje, aby byl vyhodnocen každý obrat, aby byly stanoveny bezpečné vstupní rychlosti. Odstavec 23.1567 (c), který souvisí s tímto požadavkem, stanovuje požadavek pro štítek, který uvádí vstupní vzdušné rychlosti a schválené obraty. Je-li zakázán let na zádech, na štítku by to mělo být uvedeno.

b. *Postupy.* Žadatel by měl provést každý obrat, pro který je požadováno schválení. Zkušební pilot Agentury by měl poté vyhodnotit ty obraty, která považuje za nejkritičtější.

c. *Sběr údajů.* Žadatel by měl ve zkušebním letounu zajistit v nedávné době kalibrovaný systém pro indikaci vzdušné rychlosti, ukazatel vzdušné rychlosti, akcelerometr a otáčkoměr. Zaznamenávány by měly být následující údaje:

- (1) Násobek zatížení;
- (2) Vstupní vzdušné rychlosti;
- (3) Maximální vzdušné rychlosti;
- (4) Maximální otáčky.

50 Odstavec 23.153 – ŘÍZENÍ PŘI PŘISTÁNÍ

a. *Vysvětlení*

(1) *Účel.* Účelem tohoto požadavku je zajistit, že u letounu nenastanou při přiblížení rychlostí o 9,3 km/h (5 kt) nižší, než je normální rychlost pro přiblížení na přistání, nadměrné řídicí síly, také je vyžadováno bezpečné přistání. Za bezpečné přistání se považuje takové, kdy bylo možné provést

dostatečné podrovnání k překonání jakékoliv přebytkové svislé rychlosti klesání, která by se mohla objevit.

(2) *Požadavky na přistání.* Odstavec 23.75 je doprovodným požadavkem a zkoušky pro průkaz jeho vyhovění jsou obvykle prováděny současně.

b. *Postupy.* Postupy platné pro 23.75 platí pro 23.153 s tou výjimkou, že u turbovrtulových letounů by měl být průtok paliva při letovém volnoběhu nastaven tak, aby byl dosažen minimální tah.

51 Odstavec 23.155 – ŘÍDÍCÍ SÍLY NA VÝŠKOVCE PŘI OBRATECH

a. *Vysvětlení*

(1) *Síla na řídicí páce na G.* Účelem tohoto požadavku je zajistit, že úrovně kladné síly na řídicí páce na G v konfiguraci pro let na trati budou dostatečné pro zabránění pilotovi v neúmyslném přetížení letounu během letu s obraty. Minimální úrovně stability při obracech se obecně nacházejí při zatíženích v zadním těžišti. Je třeba uvážit jak zatížení při těžké, tak při lehké zádi. Během počátečního letového šetření je třeba postupovat opatrně v případě, že se objevují tendence ke klopení přídě vzhůru nebo snižování síly v řízení v podmínkách s g.

(2) *Hranice třepání (buffet).* Při prošetřování ve vysoké nadmořské výšce se může objevit náběh třepání při nízké rychlosti. Aby byla zajištěna schopnost vymanévrovat z režimu třepání, mělo by být provedeno kvalitativní vyhodnocení až na mez nástupu třepání.

b. *Postupy.* Vyhovění požadavkům 23.155 je možné prokázat měřením normálového zrychlení a související síly na řídicí páce od výškovky v zatáčce při udržování počáteční rychlosti vyvážení při vodorovném letu. K udržení vodorovného letu může být třeba klesat. Coby minimum by měly být prošetřeny následující podmínky v konfiguraci pro let na trati, tj. se zataženými klapkami i přistávacím zařízením (je-li zatažitelné):

<i>Podmínky</i>	<i>Výkon</i>	<i>Rychlost vyvážení při vodorovném letu</i>	<i>Nadmořská výška</i>
1	Viz poznámka	Vyváženo (nepřekročit V_{NE} nebo V_{MO}/M_{MO})	Nízká
2	Viz poznámka	Vyváženo	Nadmořská výška pro nejvyšší dynamický tlak (q)
3	Viz poznámka	V_A	Nízká
4	Viz poznámka	V_A	Nejvyšší dosažitelná schválená nadmořská výška

POZNÁMKA: 75% maximálního trvalého výkonu (pístové motory) nebo maximální trvalý výkon (turbínové).

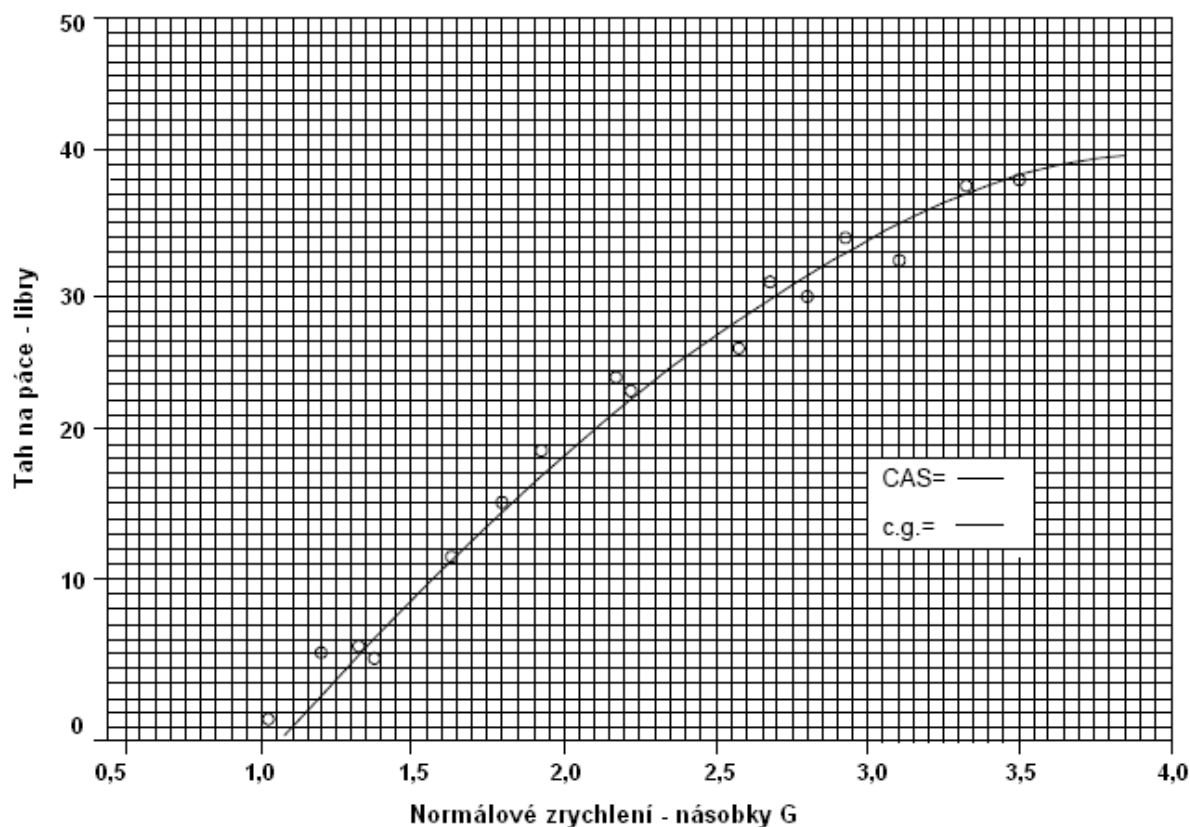
Vyhovění je možné prokázat měřením normálového zrychlení dosahovaného při mezní síle na řídicí páce (222 N (50 lbf) pro volantové řízení, 156 N (35 lbf) pro pákové řízení) nebo stanovením síly na páce na gradient g a její extrapolací do příslušných mezí.

c. *Sběr a redukce údajů.* Pro každé podmínky zkoušky by mělo být zaznamenáno následující:

- (1) Hmotnost/těžiště.
- (2) Tlaková nadmořská výška.
- (3) Teplota okolního vzduchu (OAT).
- (4) Výkonové parametry motoru.
- (5) Nastavení vyvážení.

- (6) Síla výškovky.
- (7) Normálové zrychlení v těžišti.
- (8) Poloha přistávacího zařízení/klapek.

Údaje ze zkoušky by měly být prezentovány jako závislost síly na řídicí páce na g. Na obrázku 51-1 je uveden vzorový graf. Výsledky zkoušek by měly být porovnány s požadavky 23.155 (a).



Obrázek 51-1 SÍLA NA ŘÍDICÍ PÁCE NA G

d. *Síla na řídicí páce na G. 23.155 (c).* Navýšení tažné síly musí vytvořit navýšení normálového zrychlení v celém rozsahu požadovaného násobku zatížení a rychlosti. Jakékoliv snížení gradientu řídicí síly se změnou v násobku zatížení by nemělo být tak velké či náhlé, aby významně ovlivnilo schopnost pilota udržet řízení normálového zrychlení a rychlosti klopení. Místní hodnota gradientu řídicí síly by neměla být nižší než 13 N (3 lbf)/g pro řídicí pákou řízené letouny nebo 18 N (4 lbf)/g u letounů s volantovým řízením. Řídicí síla výškovky by se měla progresivně zvyšovat s rostoucím součinitelem zatížení.

Letové zkoušky pro splnění výše uvedeného musí být provedeny v dostatečném počtu bodů, aby bylo možné stanovit vyhovění 23.155 (c) v rámci celé normální letové obálky. Během těchto zkoušek by měl být zvyšován násobek zatížení, dokud buď:

- (1) Intenzita třepání (buffet) nezajistí silný a účinný podnět k zastavení dalšího zvyšování násobku zatížení; nebo
- (2) Další zvyšování násobku zatížení bude vyžadovat vyšší řídicí sílu výškovky než 667 N (150 lbf) u volantového řízení nebo 556 N (125 lbf) u řízení pákou, nebo pokud bude nemožné z důvodů omezení systému řízení; nebo
- (3) Bude dosaženo kladného provozního násobku zatížení při obracech.

52 Odstavec 23.157 – Úhlová rychlost klonění

a. *Vysvětlení.* Účelem tohoto požadavku je zajistit, že letoun bude odpovídajícím způsobem reagovat v konfiguraci pro vzlet a přiblížení.

b. *Postupy*

(1) *Úhel příčného náklonu.* Letoun by měl být uveden do náklonu 30° a nakloněn v rámci úhlu 60°. Například s letounem v ustáleném 30° náklonu vlevo kloňte až po 30° náklon vpravo a změřte čas. Odstavce 23.157 (b) a (d) by měly být provedeny kloněním letounu v obou směrech.

(2) *Řízení.* Odstavce 23.157 (a) a (c) dovolují použití vhodné kombinace řídicích prvků. Dle potřeby je možné k dosažení koordinovaného obratu použít směrové kormidlo.

(3) *Hmotnost.* „W“ ve vzorcích označuje maximální vzletovou hmotnost.

53–62 VYHRAZENO**Oddíl 5 – VYVÁŽENÍ****63 Odstavec 23.161 – Úhlová rychlost klonění**

a. *Sběr a redukce údajů.* Požadavky na vyvážení zaručují, že letoun nebude vyžadovat mimořádné dovednosti, síly či ostražitost na straně pilota k udržení podmínek ustáleného letu. Zkoušky vyžadují, aby letoun byl vyvážen pro let bez nutnosti držet řízení ve specifikovaných podmínkách. Je třeba si uvědomit, že u jednomotorových letounů je třeba příčně-směrové vyvážení pouze při jedné rychlosti, a tudíž jsou přijatelné na zemi nastavitelné vyvažovací plošky. Pro příčně-směrové zkoušení mohou být vyvažovací plošky nastaveny pro zkušební rychlost vyvážení a pro následné zkoušky přednastaveny. U dvoumotorových letounů je směrové vyvážení požadováno pro celý rozsah rychlostí. V tomto vyhodnocení by měla být dle potřeby zohledněna asymetrie příčného zatížení způsobená zavazadly a palivem.

b. *Postupy*

(1) *Nastavení akčního členu.* Meze chodu akčního členu vyvážení by měly být nastaveny na povolené minimum.

(2) *Nadmořská výška a výkon.* Zkoušky vyvážení by měly být prováděny v klidném ovzduší. Zkoušky vyžadující maximální trvalý výkon by měly být prováděny v co nejnížší nadmořské výšce, jak je prakticky možné, aby se zajistilo dosažení požadovaného výkonu.

(3) *Hmotnost a těžiště.* Zkoušky podélného vyvážení by měly být prováděny při nekritičtějších kombinacích hmotnosti a těžiště. Poloha těžiště vpředu je obvykle kritická při nízkých rychlostech a zadní při rychlostech vysokých.

64–69 VYHRAZENO

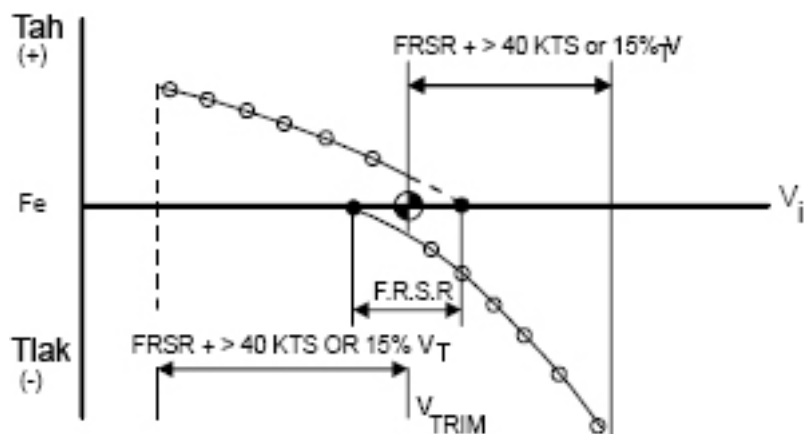
Oddíl 6 – STABILITA

70 Odstavec 23.171 – VŠEOBECNĚ

a. *Postupy*

(1) *Požadovaná stabilita.* Část CS-23 týkající se stability se primárně zabývá statickou stabilitou. Pro požadovaný stupeň stability nejsou specifikovány žádné kvantitativní hodnoty. To umožňuje jednoduché zkušební metody či kvalitativní stanovení, pokud není zjištěna existence hraničních podmínek. Předpisy pouze vyžadují, aby byl letoun stabilní a aby měl dostatečné změny řídicí síly, pokud se vychýlí z vyvážených podmínek, aby tak byl vytvářen vhodný cit v řízení pro bezpečný provoz.

(2) *Síly.* Velikost měřených sil by se měla zvyšovat od rychlosti vyvážení až do rychlostních mezí stanovených v 23.175 nebo až do mezní síly 178 N (40 lbf) dle 23.173. Změna síly na řídicí páce se změnou rychlosti by měla být stabilní, tj. tažná síla potřebná k letu rychlostí nižší než rychlosti vyvážení a tlačná síla potřebná k letu rychlostí vyšší než rychlosti vyvážení a gradient by měly být jasně vnímatelné pilotem při jakékoliv rychlosti mezi $1,3 V_{S1}$ a V_{NE} nebo V_{FC}/M_{FC} . Na obrázku níže je uveden příklad konfigurace pro cestovní let.

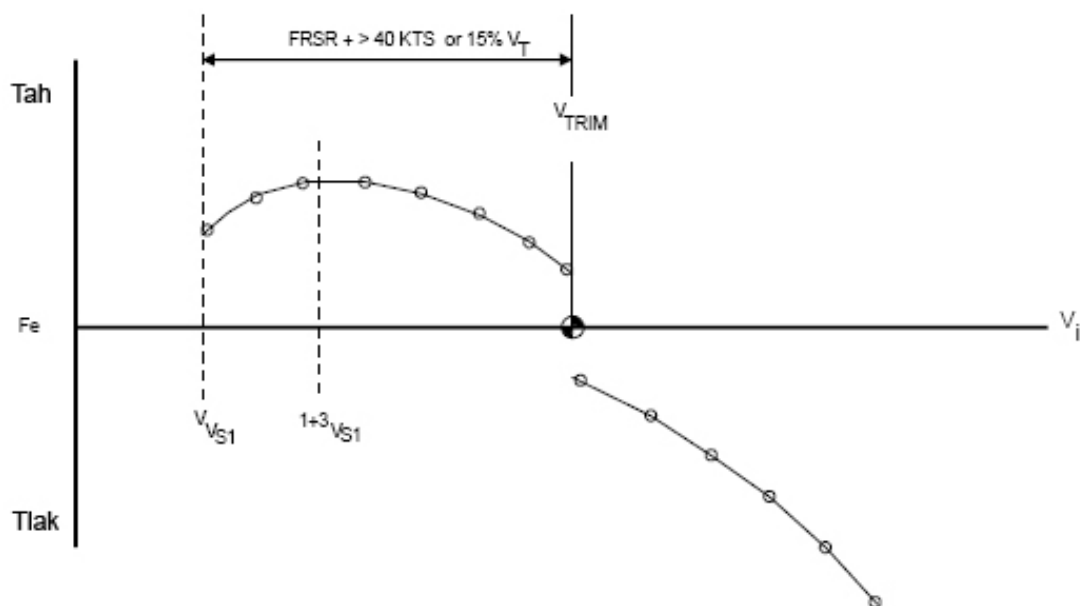


Obrázek 70-1 ÚDAJE O STATICKÉ PODÉLNÉ STABILITĚ

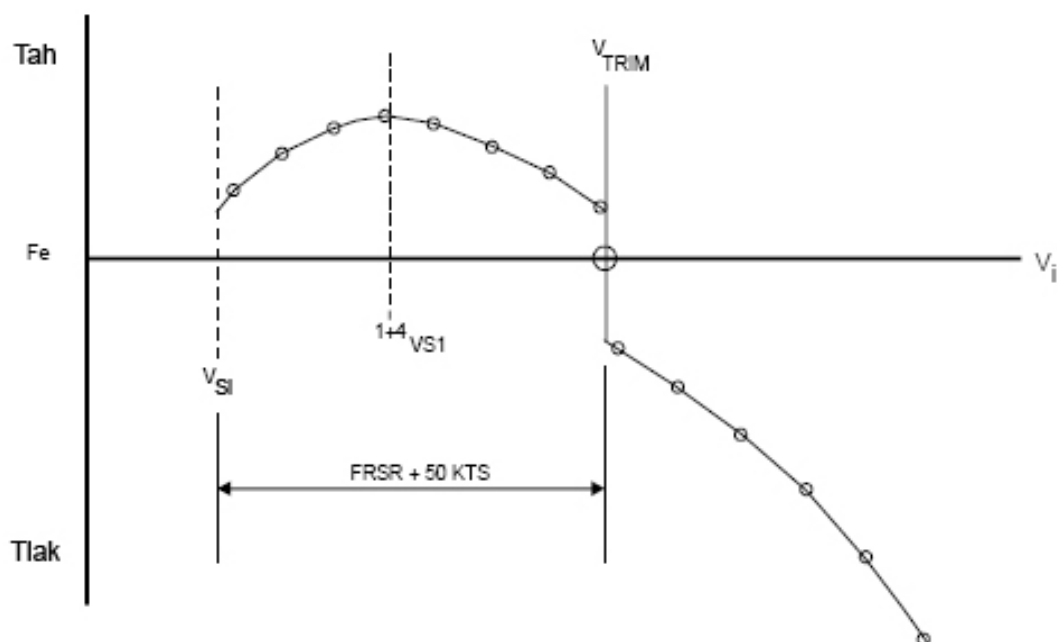
Rozsah rychlostí = větší z + 74 km/h (40 kt) nebo 15 % $V_{TRIM(vyvážení)}$
+ rychlostní rozsah volného návratu (FRSR)

Při rychlostech pod $1,3 V_{S1}$ u letounů normální, cvičné a akrobatické kategorie a při rychlostech pod $1,4 V_{S1}$ u letounů pro sběrnou dopravu nemusí být sklon stabilní, viz obrázky 70-2 a 70-3. Síly přitažení mohou klesat, avšak nikoliv i pro pádovou rychlost V_{S1} , nicméně síla přitažení by nikdy neměla klesnout pod nulu předtím, než bude dosaženo přetažení.

Přístrojové měření síly je potřeba v případě, že existuje pochybnost v kvalitativním hodnocení gradientů síly.



Obrázek 70-2 NESTABILITY PŘI NÍZKÝCH RYCHLOSTECH:
(i) Normální, cvičná a akrobatická letadla



Obrázek 70-3 NESTABILITY PŘI NÍZKÝCH RYCHLOSTECH:
(ii) Letadla pro sběrnou dopravu

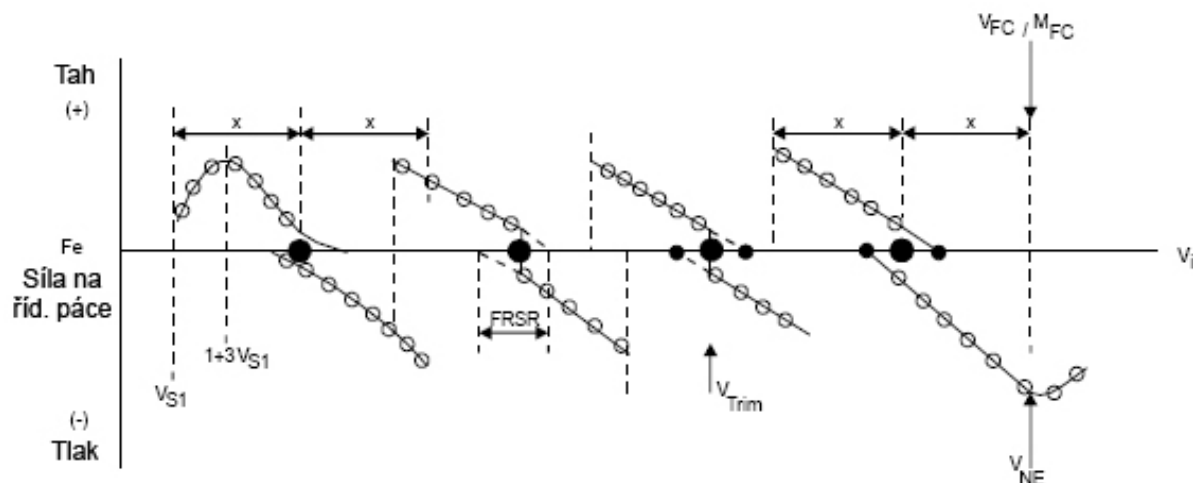
- b. *Postupy.* Žádné nejsou pro tento odstavec požadovány.

71 Odstavec 23.173 – Statická podélná stabilita

- a. *Vysvětlení*

(1) *Podmínky předvedení.* Všeobecné požadavky 23.173 jsou stanoveny z předvedení statické stability dle podmínek specifikovaných v 23.175.

(2) *Tření v řízení.* Odstavec 23.173 (b) efektivně omezuje míru tření v řízení, která bude přijatelná, jelikož nadměrné tření by mělo maskující účinek na stabilitu. Pokud jsou autopilot či systém pro zvyšování stability takové konstrukce, že mají tendenci zvyšovat úroveň tření systému podélného řízení, měly by být zkoušky podélné stability provedeny se zastavěným systémem. Napětí v řídicích lankách by měla být nastavena na maximum.



$$x = \text{FRSR} + (> 74 \text{ km/h (40 kt) nebo } 15\% V_{\text{TRIM}} (\text{vyvážení}))$$

Obrázek 70-4

(3) *Ustálený sklon.* Odstavec 23.173 (c) je extrémně všeobecným požadavkem, který si od zkušebního pilota žádá nejlepší úsudek o tom, zda je, nebo není ustálený sklon křivky síly na řídicí páce v závislosti na rychlosti dostatečně strmý, aby byl dostatečně vnímatelný pro zajištění bezpečného provozu letounu.

(4) *Maximální dovolená rychlost.* By měla být brána jako střední hodnota V_{FE} , V_{LE} , V_{NE} a V_{FC}/M_{FC} dle vhodnosti.

b. *Postupy.* Viz odstavec 72.

72 Odstavec 23.175 – PŘEDVEDENÍ STATICKÉ PODÉLNÉ STABILITY

a. *Vysvětlení.* Odstavec 23.175 vyžaduje, aby pro konfiguraci pro cestovní let byly provedeny zkoušky statické podélné stability při reprezentativních rychlostech cestovního letu ve vysoké a nízké nadmořské výšce do V_{NE} nebo V_{FC}/M_{FC} dle vhodnosti, pouze s tou výjimkou, že rychlost vyvážení nemusí překročit V_H . Odstavec 23.173 (a) uvádí, že statická podélná stabilita musí být předvedena při jakékoliv rychlosti, kterou je možné dosáhnout, proto musí předvedení podélné stability zahrnovat celý rozsah od V_{S1} do V_{NE} nebo V_{FC}/M_{FC} . Na obrázku 72-1 je uvedeno typické pokrytí rozsahu rychlostí při cestovním letu překrývajícími se údaji. Střední body vyvážení by měly zahrnovat rychlosti pro nejlepší vytrvalost, dosah a vysokou rychlost pro cestovní let.

(1) Vyvažte při $V_{S1} + (> 74 \text{ km/h (40 kt) nebo } 15\%) + \text{odhad rozsahu rychlostí volného návratu (FRSR)}$, proveďte zkoušky statické podélné stability z rychlosti vyvážení v rozsahu, který zajistí, že letoun nedosáhne přetažení.

(2) Stanovte V_H při nejnižší nadmořské výšce a maximálním trvalém výkonu (MCP), proveďte zkoušku statické podélné stability v předepsaném rozsahu rychlostí, ale nepřekročte V_{NE} .

(3) Volte dodatečné body vyvážení, např. rychlost pro nejlepší dosah a vytrvalost apod., dokud nebude rozsah rychlostí pokryt údaji, viz obrázek 72-1.

(4) Přejděte do nejvyšší provozní nadmořské výšky, v závislosti na přetlakování, kyslíkových požadavcích apod., vyvažte při V_H a opakujte zkoušky do maximální rychlosti z V_{FC}/M_{FC} nebo V_{NE} , podle toho, která nastane dříve. Povšimněte si, že ustálený sklon nad V_{NE} nebo V_{FC}/M_{FC} není vyžadován.

b. *Postupy*

(1) *Odstavec 23.175 (a) – Stoupání*

(i) *Stabilizovaná metoda.* Letoun by měl být vyvážen v klidném ovzduší pro podmínky vyžadované předpisem. Zkoušky by měly být provedeny při kritické kombinaci hmotnosti a těžiště. Kritická je obvykle kombinace nízké hmotnosti a zadní polohy těžiště.

Po pozorování rychlosti vyvážení aplikujte sílu tahem a stabilizujte při nižší rychlosti. Pokračujte v tomto procesu v odpovídajících přírůstcích (např. o 19 až 37 km/h (10 až 20 kt) v závislosti na rozptylu rychlosti, který je prošetřován), dokud nedosáhnete minimální rychlosti pro ustálený let bez přetažení. V některém stabilizovaném bodě by měla být tažná síla velmi postupně uvolněna, aby se letoun mohl pomalu vrátit do rychlosti vyvážení a nulové síly na řídicí páce. V závislosti na množství tření v systému řízení bude eventuálně rychlost, při které se letoun stabilizuje, poněkud nižší než původní rychlost vyvážení. Jak vyžaduje 23.173, nová rychlost – zvaná rychlost volného návratu – musí být v rozsahu 10 % (7,5 % pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu při letu na trati) od rychlosti vyvážení.

Začněte znovu na rychlosti vyvážení, působte tlačnou silou a postupně ji uvolňujte stejným způsobem, jako bylo popsáno, při rychlostech do 115 % rychlosti vyvážení a proveďte stejné stanovení.

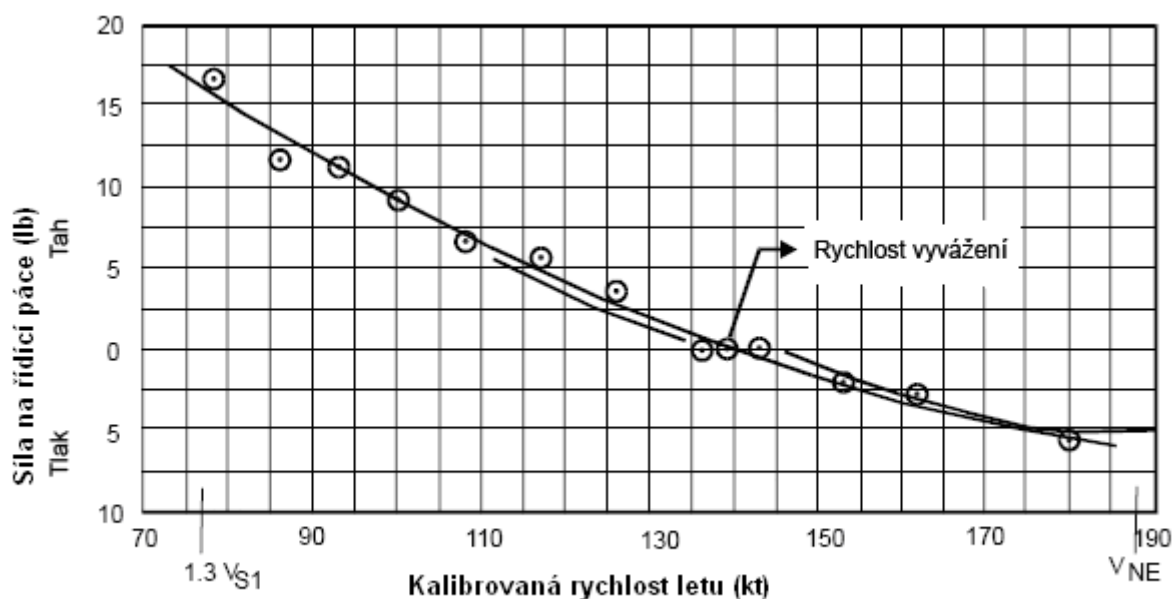
Pásmo údajů z letových zkoušek by mělo být ± 610 m ($\pm 2\,000$ ft) od nadmořské výšky vyvážení, aby byly minimalizovány změny výkonu/tahu s nadmořskou výškou při pevném nastavení škrtící klapky, které by mohly ovlivnit statickou podélnou stabilitu. Vysoce výkonné letouny v konfiguraci pro stoupání někdy vyžadují několik opakování, aby bylo možné zůstat v pásmu údajů.

(ii) *Metoda zrychlení a zpomalení.* Technika zkoušky stabilizovaným letem předepsaná v odstavci (i) výše je vhodná pro letouny s nízkým výkonem nebo konfigurace letounů s nízkou charakteristikou stoupání. Metoda zrychlení a zpomalení je zejména vhodná pro letouny s vysokou rychlostí cestovního letu. Letoun je vyvážen při požadované vzdušné rychlosti a zaznamenaném výkonu/tahu. Výkon/tah je poté zvýšen, aby letoun zrychlil na extrémní rychlost v požadovaném pásmu údajů. Výkon/tah je poté resetován na původní výkonové nastavení pro vyvážení a letounu je umožněno zpomalení při konstantní nadmořské výšce zpět na původní rychlost vyvážení. Údaje o podélné statické stabilitě jsou získány během zpomalení na rychlost vyvážení s výkonem či polohou vyvážení výškového kormidla stejnou, jako byla v původním datovém bodě při vyvážení. Údaje pod rychlostí vyvážení jsou získány podobným způsobem pomocí snížení výkonu za účelem zpomalení letounu na nejnižší rychlost v pásmu údajů, resetování výkonu na podmínky vyvážení a zaznamenání údajů během vodorovného zrychlení zpět na rychlost vyvážení. Pokud kvůli vazbě tah/odpor bude mít letoun problémy s návratem k datovému bodu vyvážení, je možné využít drobné změny v nadmořské výšce o ± 610 m ($\pm 2\,000$ ft) k vyrovnaní zrychlení/zpomalení letounu zpět na rychlost vyvážení, avšak vodorovný let je preferován, pokud je možný. Údaje, které mají být měřeny přibližně každých 10 kt, by byly rychlost a síla od výškovky na řídicí páce.

(2) *Další postupy zkoušek stability.* Rovnováha požadavků na statickou podélnou stabilitu je zajištěna buď letem s pomocí stabilizované metody, nebo metody zrychlení/zpomalení, avšak s použitím konfigurací, bodů vyvážení a rozsahů rychlostí předepsaných v odstavci 23.175.

c. *Sběr a redukce údajů.* Odečty síly je možné provádět ručním siloměrem, závěsným siloměrem nebo elektronickými prostředky a vynést v závislosti na kalibrované rychlosti letu, čímž je možné stanovit vyhovění tomuto předpisu. Na obrázku 72-1 je uveden příklad vynesení údajů. Shromážděte údaje ze zkoušky ve vhodném pásmu (jako ± 610 m ($\pm 2\,000$ ft)) nadmořských výšek kolem nadmořské výšky v bodě vyvážení. Musí být provedena měření síly na řídicí páce, pokud:

- (1) Se změny jasně neodráží ve změně sil na řídicí páce; a
- (2) Maximální síly získané dle 23.173 a 23.175 jsou nadměrné.



Obrázek 72-1 GRAF STATICKÉ PODÉLNÉ STABILITY (LET NA TRATI)

73 Odstavec 23.177 – STATICKÁ SMĚROVÁ A PŘÍČNÁ STABILITA

a. Vysvětlení

(1) *Účel.* Účelem tohoto odstavce je požadovat kladnou směrovou a příčnou stabilitu a ověřit absenci tendencí k zaseknutí směrového kormidla.

(2) *Směrová stabilita.* V 23.177 (a) stanovení „odpovídajících“ úhlů klouzání po křídle ve vodorovné poloze (dříve označováno jako smýkání) bude záviset na věrohodném posouzení s uvažováním takových vlivů, jako jsou velikost letounu, manévrovatelnost, harmonie řízení a síly, kdy pak bude možné stanovit velikost úhlů klouzání po křídle ve vodorovné poloze letounu, které budou pravděpodobně zaznamenány v provozu. Zkoušky budou pokračovat až za tyto „odpovídající“ úhly do bodu, kde je využit plný rozsah řízení směrového kormidla, nebo kde je dosažena mez 667 N (150 lbf), jak je specifikováno v 23.143. Síla od směrovky může klesnout, avšak nesmí se obrátit. Zkoušky síly od směrovky jsou prováděny při rychlostech mezi $1,2 V_{S1}$ a V_A . Zkoušky směrové stability jsou prováděny při rychlostech od $1,2 V_{S1}$ do V_{NE} nebo maximální dovolené rychlosti pro danou konfiguraci – podle toho, která rychlost je omezující.

(3) *Příčná stabilita (Účinek vzepětí).* Při zkouškách statické příčné stability (viz 23.177 (b)) se používá obdobný přístup v tom, že základní požadavek musí být splněn při maximálních úhlech klouzání po křídle „odpovídajících“ danému typu letounu. Až do tohoto úhlu musí letoun vykazovat tendenci zvedat níže položené křídlo po uvolnění křidélek. Statická příčná stabilita nesmí být záporná, ale může být neutrální při $1,2 V_{S1}$ ve vzletové konfiguraci a $1,3 V_{S1}$ v ostatních konfiguracích.

(4) *Síly.* Požadavek 23.177 (d) má být zkoušen při rychlosti $1,2 V_{S1}$ a vyšších než „odpovídajících“ úhlech klouzání po křídle. Při úhlech až do těch, které vyžadují plnou výchylku řízení směrového kormidla nebo křidélek, nebo dokud nebudou dosaženy mezní síly specifikované v tabulce 23.143, se může síla zmenšit, avšak nesmí se obrátit její smysl.

(5) *Maximální dovolená rychlost.* Měla by být brána jako střední hodnota V_{FE} , V_{LE} , V_{NE} a V_{FC}/M_{FC} – dle vhodnosti.

(6) *Autopilot nebo systém zvyšování stability (SAS).* Pokud jsou autopilot či SAS takové konstrukce, že mají tendenci zvyšovat úroveň tření v systémech příčného a směrového řízení, pak by zkoušky kritické příčné a směrové stability měly být prováděny s těmito systémy zastavenými, avšak nepracujícími.

b. Postupy

(1) *Nadmořská výška.* Zkoušky by měly být provedeny v nejvyšší praktické nadmořské výšce při zohlednění výkonu motoru a aerodynamického tlumení.

(2) *Zatížení.* Měla by být udržována maximální dovolená příčná nerovnováha. Z pohledu možných účinků pohybu paliva by měl být vyhodnocen jak stav s nízkou, tak vysokou hladinou paliva.

(3) *Směrová.* Pro potřeby kontroly statické směrové stability je letoun uveden do požadované konfigurace a stabilizován při rychlosti vyvážení, poté je pomalu zatáčen oběma směry, přičemž křídla jsou pomocí křidélek udržována ve vodorovné poloze. Když je uvolněna směrovka, letoun by měl mít tendenci k návratu do přímého letu. Diskuzi na zemi nastavitelných vyvažovacích plošek naleznete v odstavci 63a.

(4) *Příčná.* Pro potřeby kontroly statické příčné stability je letoun uveden do požadované konfigurace a stabilizován při rychlosti vyvážení. Proveďte klouzání po křídle při rychlosti vyvážení tak, že budete udržovat kurz letounu směrovkou a klonit křídélky. Diskuzi na zemi nastavitelných vyvažovacích plošek naleznete v odstavci 63a. Odstavec 23.177 (b) vyžaduje, aby úhel klouzání po křídle odpovídal typu letounu a úhel klonění byl alespoň 10°. Některé letouny nejsou schopny při klouzání po křídle a 10° úhlu klonění udržovat kurz. V těchto případech by klouzání po křídle mělo být provedeno s nižším než 10° úhlem klonění a se směrovkou vychýlenou plně do opačného směru a umožněním změn kurzu. Při uvolnění křidélek by spodní křídlo mělo mít tendenci vrátit se do vodorovné polohy. Pilot by neměl při tomto vyhodnocení pomáhat křídélky. Pilot by měl během vyhodnocování udržovat plnou výchylku směrovky (buď do meze vychýlení nebo do meze síly – podle toho, čeho bude dosaženo dříve).

c. *Sběr údajů.* Zaznamenávané údaje by měly být dostatečné pro prokázání vyhovění.

74 Odstavec 23.179 – VYHRAZENO**75 Odstavec 23.181 – DYNAMICKÁ STABILITA****a. Vysvětlení – Podélní dynamická stabilita**

(1) *Režimy s krátkou a dlouhou periodou.* Většina běžně konfigurovaných letounů bude vykazovat dva různé režimy pohybu. Režim s krátkou periodou je první reakcí, která je zaznamenána po narušení vyváženého stavu letounu použitím řízení výškovky. To zahrnuje posloupnost zrychlení klopení, rychlosti klopení a změny podélného sklonu, ke které dojde tak rychle, že se vzdušná rychlost výrazně nezmění. V reakci na klopivý pohyb se změní náběžný úhel a vytvoří doprovodné změny v normálovém zrychlení. Režim s krátkou periodou mohou excitovat také svislé poryvy a změny konfigurace, jako je vysunutí klapek či použití aerodynamických brzd. Vliv pružin/závaží v systému řízení může být značný.

Pokud k vychylování z podmínek vyvážení dochází po dostatečně dlouhou dobu, aby mohlo dojít k výrazné změně vzdušné rychlosti, a pokud výkyvy v podélném sklonu nejsou omezeny pilotem, bude vybuzeno kmitání s dlouhou periodou (nebo fugoidní), při kterém dochází k pomalejším změnám podélného sklonu, vzdušné rychlosti a polohy.

(2) *Tlumení.* Režimy s krátkou i s dlouhou periodou mají obvykle oscilační charakter. Nicméně pohyb s krátkou periodou má tendenci být tak silně tlumen, že nenastane žádné významné překročení povolených mezí či zbytkové oscilace, které by mohl pilot pocítit, což jsou podmínky kvalitativně popisované jako tzv. silné tlumení (deadbeat). Pokud se nejedná o tento případ, je třeba zjistit, zda tyto pohyby nenaruší výkonost při provádění jakéhokoli požadovaného obratu či úkolu.

Oscilace s dlouhou periodou nebo fugoidní oscilace jsou charakteristicky tlumené jen mírně, a někdy jsou dokonce nestabilní. Mírné úrovně nestability jsou přijatelné, pokud nedojde k vážnému narušení běžných pilotních úkolů, jako je vyvážení při požadované rychlosti, udržení nadmořské výšky či sledování sklonu klouzavého letu. Užitečným pokynem je, že oscilace by měly být téměř neutrálně

ustálené, pokud je perioda menší než 15 sekund, nebo – u pohybů s delší periodou – by měl být čas dvojité amplitudy větší než 55 sekund.

b. *Postupy – Podélné s krátkou periodou*

(1) *Všeobecně.* Zkoušky podélné dynamické stability pro krátkou periodu jsou prováděny pohybem nebo pulzem podélného řízení o rychlosti a stupni, které zajistí reakci klopení letounu s krátkou periodou. Prvotní vstupy by měly být malé a konzervativně pomalé, dokud nebude známo více o reakci letounu. Postupně by se vstupy měly dostatečně zvětšovat, aby bylo možné jasněji vyhodnotit oscilační reakce letounu a počet překročení podmínek ustáleného stavu.

(2) *Dubletový vstup.* „Dubletový vstup“ vyvolává pohyb s krátkou periodou a zároveň potlačuje fugoid. Obecně je považován za optimální prostředek k vyvolání pohybu s krátkou periodou u jakéhokoli letounu. Dubletový vstup způsobuje odchylku v podélném sklonu v jednom směru (příď dolů), poté ji přeruší odchylkou v druhém směru (příď nahoru). Celková odchylka v podélném sklonu z vyvážení na konci dubletu je nulová. Tím je potlačen fugoidní režim. Nicméně pohyb s krátkou periodou bude evidentní, protože dublet generuje odchylku v rychlosti klopení, normálovém zrychlení a v úhlu náběhu při konstantní vzdušné rychlosti. Charakteristiky při krátké periodě je možné stanovit ze způsobu, jakým se tyto parametry vrací do původních vyvážených podmínek. Dublet se provádí následovně:

(i) *Letové podmínky.* Pečlivě stabilizujte a vyvažte letoun v požadované konfiguraci a požadovaných letových podmínkách.

(ii) *Vstupy řízením.* Plynulým, avšak poměrně rychlým pohybem řiďte podélný sklon letounu příď dolů, abyste snížili podélný sklon o několik stupňů, poté vstup obraťte a vraťte se do vyvážené polohy. Když podélný sklon dosáhne vyvážené polohy, vraťte řízení v pilotní kabině do polohy pro vyvážení a uvolněte je (po krátkou dobu nechte řízení volně) nebo jej zajistěte ve vyvážené poloze (řízení po krátkou dobu zajištěno). Měly by být použity obě metody. Na konci dubletového vstupu by podélný sklon měl odpovídat vyvážené poloze (nebo oscilovat kolem vyvážené polohy) a vzdušná rychlost by měla být přibližně vzdušná rychlost vyvážení.

(iii) *Údaje pro krátkou periodu.* Získání kvantitativních informací o charakteristikách krátké periody z přístrojů v pilotním prostoru je obtížné a bude téměř nemožné, pokud bude pohyb významně tlumen. Oscilace s krátkou periodou mají obvykle velmi malou amplitudu. Pokud pilot nevidí dostatek pohybu pro jeho změření a stanovení časování poměru amplitud půlperiod, pohyb s krátkou periodou by měl být kvalitativně popsán jako veskrze silně tlumený (deadbeat).

(iv) *Vstupní frekvence.* Frekvence, kterou je dubletový vstup aplikován, závisí na frekvenčních a reakčních charakteristikách letounu. Zkušební pilot by měl upravit dubletový vstup podle zkoušeného letounu. Maximální amplituda reakce bude generována, když použitý časový interval provedení dubletového vstupu bude přibližně stejný jako perioda netlumené oscilace s krátkou periodou.

(v) *Sled vstupů řízením.* Dubletový vstup může být proveden nejprve pohybem řídicí páky směrem dolů a poté obrácením pohybu vpřed. Nicméně tím bude způsobeno normálové zrychlení menší než $1g$ při dokončení dubletu, a to je méně pohodlné pro pilota.

(3) *Pulzní vstup.* Pulzní vstup také dobře vyvolává krátkou periodu, nicméně má tendenci vyvolat fugoidní režim. To je matoucí při analýze údajů, protože reakce letounu ve fugoidu mohou být brány jako reakce krátkou periodou. To platí zejména pro nízkofrekvenční, pomalu reagující letouny. Proto je pulzní vstupy obvykle možné využít pouze pro vysokofrekvenční, rychle reagující letouny, u kterých pohyb s krátkou periodou ustane dřív, než se stačí vyvinou fugoidní reakce. Pulzní vstup je vždy možné použít pro rychlý kvalitativní náhled na formu pohybu s krátkou periodou. Provádí se následovně:

(i) *Letové podmínky.* Stabilizujte a vyvažte v požadované konfiguraci a požadovaných letových podmínkách.

(ii) *Vstupy řízením.* Plynulým, avšak poměrně rychlým pohybem řiďte podélný sklon letounu příď nahoru, abyste dosáhli změny rychlosti klopení, normálového zrychlení a úhlu náběhu, poté vraťte páku řízení podélného sklonu do polohy vyvážení. Poté je možné pozorovat pohyb s krátkou periodou, když

řídící páka zůstane zajištěna v poloze vyvážení (řízení po krátkou dobu zajištěno), nebo bude-li ponechána volná (řízení po krátkou dobu volné).

(iii) *Sled vstupů řízením.* Pulzy mohou být provedeny také nejprve pohybem řízením tak, aby došlo k pohybu přidě směrem dolů.

(4) *Podmínky a konfigurace.* Dynamická podélná stabilita při krátké periodě by měla být zkontrolována ve všech podmínkách a konfiguracích, ve kterých je kontrolována podélná statická stabilita; zkušební pilot tudíž může považovat za vhodné provést odzkoušení obou typů při stejných letech. Není záměrem, ani není požadováno, aby byla kontrolována dynamická stabilita v každém bodě křivky síly na řídící páce, měl by však být zkontrolován dostatečný počet bodů při každé konfiguraci, aby bylo vyhověno požadavku při všech provozních rychlostech.

c. *Postupy – Podélná dynamická stabilita při dlouhé periodě (fugoidní)*

(1) *Všeobecně.* Zkoušky fugoidního režimu se provádí tak, že letoun se přivede ke značnému vychýlení z rychlosti vyvážení (asi +10 % by mělo stačit) vstupem výškovky a poté se mu umožní oscilace rychlosti, svislé rychlosti stoupání a klesání, nadmořské výšky a podélného sklonu, aniž by se pilot pokoušel omezit jakoukoliv proměnnou, pokud nedojde k překročení vzdušné rychlosti, násobku zatížení či jiných omezení.

(2) *Pulzní vstup.* Vhodným vstupem řízení pro fugoidní zkoušku je relativně pomalý pulz výškovky, který způsobí zvýšení či snížení rychlosti mimo bod vyvážení. Jakmile je dosaženo odchýlení rychlosti, řízení je vráceno do původní polohy a uvolněno.

(3) *Podmínky a konfigurace.* Dynamická stabilita při dlouhé periodě by měla být zkontrolována ve všech podmínkách a konfiguracích, ve kterých je kontrolována podélná statická stabilita. Stejně jako v případě s krátkou periodou, ani zde není záměrem, aby bylo kontrolováno tlumení fugoidu v každém bodě křivky síly na řídící páce, měl by však být zkontrolován dostatek podmínek, aby bylo možné ověřit přijatelnost charakteristiky při všech provozních rychlostech.

(4) *Údaje.* Fugoidní pohyb postupuje dostatečně pomalu, aby bylo možné smysluplně zaznamenat minimální a maximální výkyvy vzdušné rychlosti jako funkci času, díky čemuž bude možné sestavit obálku, ze které bude možné stanovit čas do poloviny dvojnásobné amplitudy.

d. *Vysvětlení – Příčná/směrová dynamická stabilita.* Charakteristické příčné-směrové pohyby obvykle zahrnují tři režimy: vysoce tlumený konvergenční, který se nazývá režim klonění, kterým pilot řídí úhlovou rychlost klonění, a tak příčný úhel náklonu; pomalu působící režim, kterému se říká spirální, který může být stabilní, ale často je neutrálně stabilní nebo dokonce mírně divergentní při klonivých a zatáčivých pohybech; a oscilační režim, kterému se říká „holandský krok“, který zahrnuje kombinaci klonivých a zatáčivých pohybů a který může být vybuzen buď vstupy směrovky či křidélek, nebo poryvy. Někdy mohou být navíc pozorovány oscilace zatáčením s krátkou periodou. Režim klonění bude téměř vždy uspokojivý, bude-li posuzován dle schopnosti přesně řídit úhel příčného náklonu a působit proti převrácení poryvy, pokud reakce nebude zpomalena velkou klonivou setrvačností či neadekvátní silou řízení náklonu. Odstavec 23.181 (b) vyžaduje, aby byl prošetřen režim zvaný „holandský krok“ a bylo stanoveno, že dojde k utlumení na 1/10 amplitudy v 7 cyklech. Jakékoliv oscilace v zatáčení s krátkou periodou související s pohyby směrovky musí být také silně tlumeny.

e. *Postupy – Příčné/směrové.* Níže jsou popsány dvě metody, které je možné použít:

(1) *Pulzování směrovkou.* Je-li provedena správně, technika pulzování směrovkou dobře vybuzuje pohyb zvaný holandský krok, přičemž potlačuje spirální režim. Tuto techniku je navíc možné použít k vynucení oscilací o velké amplitudě, což pomáhá při sběru a analýze údajů, zejména pokud je holandský krok silně tlumen. Provádí se následovně:

(i) *Letové podmínky.* Pečlivě stabilizujte a vyvažte letoun v požadované konfiguraci a při požadovaných letových podmínkách.

(ii) *Vstupy řízením.* Plynule střídejte pohyby směrovkou vlevo a vpravo, abyste vybudili a posílili holandský krok. Zajistěte příčné řízení v pilotním prostoru ve vyvážené poloze nebo jej pouze uvolněte.

Pokračujte v cyklickém pulzování směrovkou, dokud nebude dosažena požadovaná velikost oscilačního pohybu, poté plynule vraťte pedály směrovky do vyvážené polohy a uvolněte je (řízení volné) nebo je zajistěte je (řízení zajištěné) ve vyvážené poloze.

(iii) *Frekvence vstupů.* Frekvence, kterou je třeba provádět cyklické vstupy směrovkou, závisí na frekvenční a reakční charakteristice letounu. Zkušební pilot by měl upravit frekvenci pulzování směrovkou pro daný letoun. Maximální reakce ve formě holandského kroku budou generovány tehdy, pokud pulzace směrovky budou ve fázi s pohybem letounu a frekvence pulzů směrovky bude přibližně stejná, jako vlastní (netlumená) frekvence holandského kroku.

(iv) *Spirální pohyb.* Zkušební pilot by se měl pokusit ukončit pulzování směrovky tak, aby letoun oscilloval kolem vodorovné polohy. Tím by měl být účinně potlačen spirální pohyb.

(v) *Údaje.* Získání kvalitativních informací o holandském kroku z přístrojů v pilotním prostoru a zrakovým sledování vyžaduje trpělivost, zejména pokud je pohyb výrazně tlumen. Pokud jsou k dispozici přístroje pro záznam průběhu úhlu klouzání po křídle v čase, dynamické charakteristiky obratu je možné stanovit snadno. Ručička indikující zatočení na ručičkovém sklonoměru může být použita k pozorování tlumení na 1/10 amplitudy a periody tlumení.

(2) *Ustálené klouzání po křídle.* Uvolnění ustáleného klouzání po křídle je také možné použít k vybuzení holandského kroku; avšak problém s rychlým návratem řízení do vyvážené polohy a vliv spirálního režimu často brání získání dobrých kvantitativních údajů. Klouzání po křídle s plným vychýlením směrovky nebo při velmi velké amplitudě může způsobit vysoká zatížení letounu. Technika pulzování směrovkou obvykle zajistí lepší údaje o holandském kroku. Technika ustáleného klouzání po křídle se provádí následovně:

(i) *Letové podmínky.* Pečlivě stabilizujte a vyvažte letoun v požadované konfiguraci a při požadovaných letových podmínkách.

(ii) *Vstupy řízením.* Při ustáleném kurzu ustavte klouzání po křídle dostatečné velikosti, aby byl dosažen dostatečný holandský krok pro provedení analýzy. Využijte maximální dovolené klouzání po křídle, dle potřeby s využitím směrovky. Pečlivě stabilizujte klouzání po křídle. Rychle, avšak plynule vraťte řízení v pilotním prostoru do vyvážené polohy a uvolněte je (holandský krok s volným řízením), nebo je zajistěte ve vyvážené poloze (holandský krok s zajištěným řízením). Měly by být využity obě metody.

f. *Systémy zvyšování stability (SAS).* Pokud je letoun vybaven SAS, charakteristiky letounu by měly být pečlivě vyhodnoceny v rámci celé provozní obálky po uvažovaných poruchách, které ovlivní tlumení příslušného režimu. Po poruše SAS, pokud je neuspokojivé tlumení potlačeno do letové oblasti či konfigurace, kterým je možné se vyhnout, a je říditelné tak, že je možné letoun vrátit do uspokojivých provozních podmínek pro pokračování v bezpečném letu, může být absence uznatelného spolehlivého tlumení přijatelná. Řízení letounu – včetně vybrání – by mělo být uspokojivé při použití příslušných řídicích vstupů. Po kritické poruše by stupeň požadovaného tlumení měl záviset na účinku, který oscilace bude mít na pilotní úkoly s přihlédnutím k podmínkám prostředí. Schopnost zvládnout tyto podmínky by měla být předvedena a vyhodnocena. Pokud je stanovena uspokojivá redukováná provozní obálka, odpovídající postupy, výkonnost a omezení by měly být uvedeny v AFM. Pokud kritická porucha vede ke vzniku nebezpečných podmínek, může být potřeba záložní SAS.

g. *Sběr a redukce údajů.* Sběr údajů pro tuto zkoušku by měl podpořit závěr, že oscilace s krátkou periodou jsou silně tlumeny a že jakýkoliv holandský krok bude v průběhu 7 cyklů utlumen na 1/10 amplitudy.

h. *Maximální dovolená rychlost.* Měla by být brána střední hodnota V_{FE} , V_{LE} , V_{NE} a V_{FC}/M_{FC} dle vhodnosti.

Oddíl 7 – PŘETAŽENÍ

86 Odstavec 23.201 – PŘETAŽENÍ V PŘÍMÉM LETU

a. Vysvětlení

(1) *Přetažení.* Odstavec 23.201 (c) pro účely certifikace letounu definuje, kdy je letoun považován za přetažený. Pokud nastane jedna ze tří uvedených podmínek, ať již jakákoliv nastane první, u letounu došlo k přetažení. Podmínky jsou:

- (i) Neřiditelné klopení přídí dolů;
- (ii) Klopení přídí dolů, které je důsledkem aktivace zařízení (např. zařízení pro automatické potlačení řídicího); nebo
- (iii) Řízení dosáhne dorazu.

Termín „neřiditelné klopení přídí dolů“ označuje bod, ve kterém již klopení není možné zastavit působením výškovky ve směru pro zvednutí přídě, nikoliv nezbytně první indikace klopení přídí dolů. Na obrázku 17-1 je uvedena grafická reprezentace časového vývoje rychlosti přetažení pro různé konfigurace.

(2) *Související odstavec.* Podmínky přetažení jsou podmínky letu, které nastanou v rámci 23.49, 23.141, 23.143 (b), 23.171 a 23.173 (a). Odstavec 23.143 (b) vyžaduje, aby bylo možné provést „plynulý přechod“ z letových podmínek do podmínek přetažení a zpět, aniž by bylo třeba výjimečného stupně dovednosti, ostražitosti či síly. Jakákoliv potřeba předvídaných či rychlých vstupů řízením, které překračují úroveň odpovídající průměrných pilotním dovednostem, je považována za nepřijatelnou.

(3) *Vybrání.* Letové zkoušky Letové zkoušky zahrnují stanovení, zda je možné provést vybrání po přetažení letounu pouze normálním použitím řízení. Odstavec 23.201 (a) stanovuje, že musí být možné vytvořit a korigovat náklon neobráceným použitím řízení náklonu a vytvořit a korigovat zatočení neobráceným použitím směrového řízení. Výkon použitý ke znovudosažení vodorovného letu nesmí být aplikován, dokud nebude obnoveno letové řízení. Tím je myšleno ne dříve, než bude strmým klesáním při vybrání dosaženo rychlosti $1,2 V_{S1}$.

(4) Výkon

(i) *Volnoběh.* Stav vrtule pro zkoušku „s nepracujícím motorem“ předepsanou v 23.201 (e)(4) by měl být stejný, jako při stavu „škrťací klapky uzavřeny“, který je předepsán pro zkoušky rychlosti přetažení dle 23.49, tj. vrtule ve vzletové poloze, motor při volnoběhu s uzavřenými škrťacími klapkami. Alternativní použití dostatečného výkonu k vytvoření nulového tahu vrtule neplatí pro předvedení charakteristik při přetažení.

(ii) *S výkonem.* Pro zkoušky s výkonem dle 23.201 (e)(4)(ii) je za extrémní úhel podélného náklonu obvykle považován podélný náklon větší než 30° .

(5) *Konfigurace.* Charakteristiky přetažení by měly být vyhodnoceny:

- (i) Při maximální až minimální hmotnosti při zadní poloze těžiště. U letounu s vysokým poměrem tahu k hmotnosti mohou být kritické zadní polohy těžiště při nízké hmotnosti.
- (ii) S horním dorazem výškovky nastaveným na maximální dovolenou výchylku.
- (iii) S maximálním dovoleným příčným nevyvážením.
- (iv) V nebo v blízkosti schválené maximální nadmořské výšky.

Také motory s omezeným tahem by měly být vyhodnoceny až do kritické nadmořské výšky motoru a v maximální nadmořské výšce, pro kterou je letoun certifikován. Letoun může být schválen, pokud jeho

automatické potlačení řídicího pracuje v jedné konfiguraci – jako s výkonem – a má přijatelné charakteristiky přetažení pro zbývající konfigurace.

b. *Postupy*

(1) *Nouzový únik.* Odpovědností žadatele je zajistit odpovídající prostředky pro zajištění posádky, nouzový únik a použití padáků.

(2) *Stupňování (náročnosti zkoušky).* Obecně jsou kritičtější přetažení při polohách těžiště více vzadu než vpředu. Z tohoto důvodu by měly být nejdříve prošetřeny charakteristiky přetažení při přední poloze těžiště. Nadmořská výška by měla být dostatečně nízká, aby zajistila možnost nastavit 75% výkon, avšak dostatečně vysoká, aby bylo možné provést bezpečné vybrání. Požadavek na 75% výkon znamená 75 % jmenovitého výkonu v teplotních a výškových podmínkách zkoušky. Například zkoušky pístových motorů prováděné za horkého dne by vyžadovaly nastavení vyššího plnicího tlaku, takže když bude tabulkový výkon na brzdě upraven pro teplotu, výsledkem bude 75% výkon.

(3) *Posouzení pilotem.* Během vstupu a vybrání by zkušební pilot měl stanovit:

(i) Zda silová křivka automatického potlačení řídicího zůstává kladná až do dosažení přetažení (tj. je požadována tažná síla, řídicí síla se může mírně odlehčit, avšak nikoliv obrátit).

(ii) Že je možné vyvolat a korigovat náklon a zatáčení neobráceným použitím řízení klonění a směrového řízení až do dosažení přetažení.

(iii) Míru příčného náklonu či zatáčení zaznamenanou během vybrání.

(4) *Rychlost snižování rychlosti.* Odstavec 23.201 (b) vyžaduje, aby rychlost snižování rychlosti při vstupu nepřekročila $0,5 \text{ m/s}^2$ (1 kt/s).

c. *Sběr a redukce údajů*

(1) *Přístroje.* Žadatel by měl zajistit v nedávné době kalibrované a citlivé následující přístroje: výškoměr, ukazatel vzdušné rychlosti, akcelerometr, ukazatel teploty okolního vzduchu a vhodné přístroje pohonné jednotky, jako ukazatel kroutícího momentu nebo ukazatel plnicího tlaku a otáčkoměr, prostředky pro grafické zobrazení úhlů příčného náklonu, podélného náklonu a zatáčení a v případě potřeby siloměry.

(2) *Záznam údajů.* Vhodný, avšak ne vyžadovaný je automatický záznam údajů, který umožní časový záznam parametrů z přístrojů a událostí, jako jsou výstrahy o přetažení, ztráta nadmořské výšky a přerušení přetažení. Analýza by měla ukázat vztah klopení, klonění a zatáčení k výchyilkám různých řídicích ploch. (Viz obrázek 17-1, stanovení pádové rychlosti.)

d. *Automatické potlačení řídicího.* (VYHRAZENO).

87 Odstavec 23.203 – Přetažení v zatáčce a dynamické přetažení v zatáčce

a. *Vysvětlení*

(1) Vysvětlení 86a(2) a (4) pro přetažení ve vodorovném letu platí také pro přetažení v zatáčce a dynamické přetažení v zatáčce.

(2) Jediným rozdílem mezi prošetřením požadovaným pro přetažení v zatáčce a dynamickém přetažení v zatáčce je v rychlosti snižování rychlosti a přijatých úhlech ukončení zatáčky.

b. *Postupy*

(1) Postup 86b(1) pro přetažení při vodorovném letu platí i pro přetažení v zatáčce a dynamickém přetažení v zatáčce.

- (2) Během obratu by měl zkušební pilot stanovit:
- (i) Že síla na řídicí páce zůstává kladná až do dosažení přetažení.
 - (ii) Že nedojde – dle názoru pilota – k nadměrné ztrátě nadmořské výšky.
 - (iii) Nedochází k nepatřičnému klopení přídí vzhůru.
 - (iv) Že se nevyskytují neřiditelné tendence k vývrtkám; tj. i když letoun může mít tendenci k vývrtce, vstupu do vývrtky musí být možné jasně zabránit.
 - (v) Že zkušební pilot může dokončit vybrání s běžným použitím řízení a průměrných pilotních dovedností.
 - (vi) Klonění nepřesáhne hodnotu specifikovanou v požadavcích.
 - (vii) Že u přetažení při zrychlovaném zatáčivém letu nedojde k překročení maximální rychlosti či mezních násobků zatížení.
- (3) Odstavec 23.203 (a) vyžaduje, aby rychlost snižování rychlosti při přetažení v zatáčce nepřekročila jeden uzel za sekund; u dynamického přetažení v zatáčce pak $1,5 \text{ m/s}^2$ až $2,6 \text{ m/s}^2$ (3 až 5 kt/s) s plynule rostoucím normálovým zrychlením.
- c. *Sběr údajů.* Stejně jako u přetažení v přímém letu.

88 Odstavec 23.205 – VYHRAZENO

89 Odstavec 23.207 – VÝSTRAHA PŘED PŘETAŽENÍM

a. Vysvětlení

- (1) *Účel.* Účelem tohoto požadavku je zajistit účinnou výstrahu v dostatečném předstihu, který zajistí, že pilot bude moci provést vybrání z přibližujícího se přetažení, aniž by přetažení bylo dosaženo.
- (2) *Typy výstrah.* Účinná výstraha může mít formu buď aerodynamického rušení či spolehlivého umělého zařízení poskytujícího výstrahu o přetažení, jako je siréna či vibrátor řídicí páky. Aerodynamická výstraha se obvykle projevuje třepáním (buffet), které vibruje či třese letounem. Typ výstrahy by měl být pro všechny konfigurace shodný.
- (3) *Umělá výstraha o přetažení.* Zařízení podávající výstrahu o přetažení mohou být použita v případech, kde není vhodné použití aerodynamické výstrahy. Výstražný signál ze zařízení by měl být jasný a jednoznačně odlišitelný a neměl by vyžadovat, aby na něj v letounu byla směřována pilotova pozornost. Samostatné světlo není coby výstraha o přetažení přijatelné. Je-li zastavěn vibrátor řídicí páky, výstraha by měla být nezaměnitelná i v případě letu bez držení řízení.
- b. *Postupy.* Zkoušky výstrahy o přetažení by měly být prováděny spolu se zkouškami přetažení vyžadovanými v 23.201 a 23.203.

90–99 VYHRAZENO

Oddíl 8 – VÝVRTKY

100 Odstavec 23.221 – VÝVRTKY

a. Vysvětlení

(1) *Vývrtka.* Za vývrtku označujeme případ, kdy dojde k automatické rotaci při náběžných úhlech vyšších než odpovídá přetažení. Rotační pohyb při vývrtce může zahrnovat oscilace v podélném i příčném náklonu i zatáčení, které jsou vzájemně kombinovány. Plně rozvinuté vývrtky je dosaženo tehdy, když se dráha letu stane svislou a charakteristiky vývrtky se v jednotlivých smyčkách přibližně opakují. Některé letouny mohou automaticky rotovat po několik obrátok, kdy se pohyby draku letadla v určitých intervalech opakují a nikdy se nestabilizují. Většina letounů nedosáhne plně rozvinuté vývrtky během jedné obrátky.

(2) *Kategorie vývrtek.* Odstavec 23.221 popisuje tři situace:

- (i) Vývrtky normální kategorie.
 - (ii) Vývrtky cvičné kategorie.
 - (iii) Vývrtky akrobatické kategorie.
- (3) Vyhrazeno.

(4) *Letouny cvičné kategorie.* Cvičná kategorie se používá pro letouny, které jsou určeny pro omezený akrobatický provoz v souladu s 23.3. Vývrtky (jsou-li pro daný typ letounu schváleny) jsou považovány za omezený akrobatický provoz. Tento typ letounu může být schválen v souladu s 23.221 (a), normální kategorie, nebo 23.221 (c), akrobatická kategorie.

b. Diskuze a postupy platné pro normální i akrobatickou kategorii vývrtek

(1) *Obálka hmotností a těžišť.* Diskuzi o zkoumání obálky hmotností a těžišť naleznete v odstavci 7a tohoto FTG.

(2) *Setrvačné momenty.* Při vyhodnocování obálky těžišť by měly být uváženy také setrvačné momenty. Většina letounů pro všeobecné letectví má nízké setrvačnosti v kombinaci s velkým aerodynamickým tlumením a relativně podobné momenty setrvačnosti podél osy křídel i trupu. Avšak konstrukce modifikací, jako jsou palivové nádrže v koncích křídel, mohou změnit čas vybrání vývrtky a případně i metodu vybrání. Žadatelé jsou vyzýváni, aby tyto účinky zohlednili a přistupovali k letovému zkoušení extrémních rozložení hmotnosti obezřetně.

(3) *Výchyly řízení.* Výchyly řídicích povrchů by měly být nastaveny na kritickou stranu dovolených tolerancí pro zvolené kritické konfigurace. Například možný program letových zkoušek vývrtek by mohl být představován provedením matice vývrtek s řízením nastaveným na jmenovité hodnoty výchylek. Analýza údajů ukáže kritické podmínky pro vstup a vybrání. Jakmile budou definovány kritické podmínky a budou dohodnuty s Agenturou, tyto kritické zkoušky budou opakovány s výchyly řízení nastavenými na nejkritičtější tolerance. Pokud budou uspokojivé, budou tyto zkoušky muset být opakovány s odstraněným zařízením pro zabránění vývrtkám.

(4) *Nouzový únik.* Odpovědností žadatele je zajistit odpovídající prostředky pro zajištění posádky, nouzový únik a použití padáků.

(5) Padáky pro vybrání vývrtky

(i) Padáky pro vybrání vývrtky by měly být zastavěny na všech letounech, u kterých je při certifikaci požadováno zkoušení vývrtek.

(ii) Zástavba systému pro zabránění vývrtkám by měla být pečlivě vyhodnocena, aby se stanovila její konstrukční integrita, spolehlivost, náchylnost k neúmyslné či nežádoucí aktivaci či odhození

a odpovídající či záložní schopnost odhození. Při vyhodnocování systému pro aktivaci a odhození padáku by měla být sledována doporučení NASA. Typ, průměr, pórovitost, délka výtažného lanka a délka šňůr by měly být stanoveny dle doporučených postupů NASA pro maximalizaci pravděpodobnosti, že padák bude při vybrání vývrtky účinný. Velikosti padáků a zejména délky výtažného lanka a šňůr silně závisí na proměnných letadla, jako jsou konstrukce křídel, tvar trupu, rameno ocasu a hmotnostní vlastnosti. Velikosti a délky uvedené v odkazovaných hlášeních NASA slouží pro specifická letadla, která byla zkoušena v tunelu NASA pro zkoušení vývrtek v Langley a nebudou nezbytně představovat správné velikosti pro vybrání jiného letadla, a to i když bude jeho rozvržení podobné. Odpovídající doporučení NASA naleznete v následujících publikacích:

(A) NASA Technical Paper 1076, „*Spin-Tunnel Investigation of the Spinning Characteristics of Typical Single-Engine General Aviation Aeroplane Designs*“ z listopadu 1977.

(B) NASA Technical Note D-6866, „*Summary of Design Considerations for Aeroplane Spin-Recovery Parachute Systems*“.

(C) NASA Conference Paper, CP-2127, 14. Aerospace Mechanisms Symposium, květen 1980, s názvem: „*A Spin-Recovery System for Light General Aviation Aeroplanes*“.

Dokumenty NASA jsou k dispozici na adrese:

National Technical Information Service (NTIS)
5285 Port Royal Road
Springfield, Virginia 22161

(iii) Konečná certifikace charakteristik při vývrtce by měla být provedena s odstraněným padákem pro vybrání vývrtky, pokud není stanoveno, že zástavba tohoto padáku nemá žádný významný vliv na charakteristiky při vývrtce.

(6) *Stupňování (náročnosti zkoušky)*. Pokud existují jakékoliv pochyby o charakteristikách zkušebního letounu při vybrání, měla by být použita technika stupňování náročnosti, která je představována vstupy a vybráními v různých fázích vývoje obratu. Nadměrný aerodynamický zpětný tlak na volantovém řízení indikuje možnou neuspokojivou charakteristiku při vývrtce. Jakékoliv odlehčení či obrácení řídicí síly je indikací možného vstupu do strmého přetažení. V pododstavci c(7) naleznete definici nadměrného zpětného tlaku. Při odhalování tendence k plnému rozvinutí podmínek vývrtky nebo neřiditelného obratu je hodnotným přístrojem ukazatel úhlu zatáčení. Bylo zjištěno, že neobvyklé uplatnění výkonu či řízení může někdy vyvolat vývrtky, které není možné vybrat. Je známo, že vývrtky, které není možné vybrat, vyvolává odstavení výkonu a vedení výškovkou při vybrání.

(7) *Vstup*. Do vývrtek by mělo být vstupováno stejným způsobem jako do přetažení dle 23.201 a 23.203 s vyvážením při $1,5 V_{S1}$ nebo nejbližše této hodnotě, jak je praktické. Když letoun vstoupí do přetažení s křídélky v neutrální poloze, proveďte plné vychýlení výškovky nahoru a plné vychýlení směrovky v požadovaném směru vývrtky. Další diskuzi vstupů do vývrtky naleznete v odstavcích 100c a 100d.

(8) *Vybrání*. Vybrání by se měla skládat z přivření škrtků klapky na volnoběh, nastavení neutrální polohy křidélek, nastavení plné výchylky směrovky v opačném směru a následného vychýlení řízení výškovky vpřed, aby křídla přestala vykonávat pohyb při přetažení a byl nastolen vodorovný let. U vývrtek akrobatické kategorie může výrobce stanovit přídavné postupy pro vybrání za předpokladu, že prokáže vyhovění těchto postupů tomuto odstavci.

(9) *Stabilizátor s možností vyvažování*. U letounů, které vyvažují horizontálním stabilizátorem, by měly být prošetřeny kritické polohy.

(10) *Nadmořská výška*. Měl by být prošetřen vliv nadmořské výšky.

(11) *Prvotní prošetření*. Ve všech případech by prvotní prošetření vývrtky mělo být provedeno v co nejvyšší nadmořské výšce nad zemí, jak je prakticky možné, a při předem stanovené a při předletovém rozboru projednané „těžké“ nadmořské výšce, která bude stanovena jako výška nouzového úniku. Jinými slovy, pokud letoun nebude schopen vybrání do této nadmořské výšky, všechny osoby v letounu

by se neměly zdráhat jej opustit. Zvolená nadmořská výška by měla zohledňovat charakteristiky otevření padáků, obtíže při úniku, odhadovaný počet otáček letounu před jeho opuštěním a ztrátu nadmořské výšky na jednu otáčku, vzdálenost potřebnou k dostání se mimo letoun tak, aby bylo možné otevřít padáky, atd.

(12) *Výkon.* Použití výkonu pro vstup do vývrtky jak při normálním, tak abnormálním použití řízení se doporučuje, aby bylo možné stanovit vlivy výkonu na charakteristiky při vývrtce a na postup vybrání vývrtky. Výkon u normální kategorie vývrtek – škrťací klapka může být přivřena na volnoběh po provedení jedné otáčky.

c. *Diskuze a postupy platné pro normální kategorii vývrtek*

(1) *Cíl.* Základním cílem zkoušení normální kategorie vývrtek je zajistit, že letoun se nestane neřiditelným během jedné otáčky (nebo 3 sekund – podle toho, co trvá déle), pokud k vývrtce dojde neúmyslně, a že vybrání bude možné provést bez překročení konstrukčních omezení letounu. Zkoušení při typové certifikaci vyžaduje, aby u letounů byla prokázána schopnost vybrání v jedné otáčce, pokud provozní omezení zakazují úmyslné vývrtky. Tato jedna otáčka představující „bezpečnostní rezervu“ je navržena tak, aby zajišťovala odpovídající řiditelnost, pokud vybrání přetažení bude opožděné. Odstavec 23.221 (a) nevyžaduje prošetření řiditelnosti v podmínkách skutečných vývrtek u normální kategorie letounů. Zkouška fakticky představuje kontrolu řiditelnosti při opožděném vybrání přetažení.

(2) *Vybrání vývrtek normálním použitím řízení při vstupu a vybrání.* Normální kategorie letounů musí umožňovat vybrání vývrtky v průběhu ne více než jedné otáčky po zahájení prvního úkonu řízením za účelem vybrání vývrtky. Pokud jste například ve vývrtce směrem doleva s křídélky v neutrální poloze, proveďte vybrání snížením výkonu na volnoběh, pokud již nejste na volnoběhu, použijte vychýlení směrovky zcela vpravo a následně výškovky vpřed. Začněte počítat (kurz, poloha vůči zemi apod.) do vybrání od provedení prvního úkonu, kterým může být snížení výkonu. Použití klapek viz pododstavec c(5). Pokryty by měly být vývrtky z normálního vstupu s použitím plné výchylky výškovky vpřed a plné směrovky i zrychlované vstupy ze zatáčky s 60° příčným náklonem.

(3) *Vybrání vývrtek po abnormálním použití řízení.* Během vývrtky by mělo být vyhodnoceno i abnormální použití řízení, aby se ověřilo, zda se nevyskytnou vývrtky, které není možné vybrat. Účelem těchto zkoušek je vyvolat všechny typy použití řízení, které by mohly být použity během provozu letounu, a to bez ohledu na to, jsou-li správné, či nikoliv. Parametry, které je třeba prošetřit, závisí na konstrukci letounu a také na zkouškách normálních vývrtek. Tyto kontroly zahrnují – jako minimum – vlivy křidélek působících souhlasně a proti vývrtce, vliv výškovky použité při vybrání před směrovkou, vliv pomalého uvolnění výškovky, vliv vstupní nadmořské výšky, vliv použitého výkonu při vstupu a vliv ponechání výkonu v průběhu vývrtky. Působení křidélek souhlasně a proti vývrtce by měl být prověřen při vstupu a během vývrtek. Působení výškovky a směrovky proti vývrtce by mělo být použito během vývrtky. Vývrtky by měly pokračovat až po dobu tří sekund, nebo po jednu úplnou vývrtku, přičemž by měly být pozorovány účinky abnormálních vstupů aerodynamickým řízením. Použijte normální řízení pro vybrání, jak je popsáno v pododstavci c(2). Potřeba až dvou otáček k vybrání je považována za přijatelnou.

(4) *Vybrání po abnormálním použití řízení při vybrání.* (Vyhrazeno)

(5) *Matice vývrtek.* Měly by být prověřeny účinky přístávacího zařízení, klapek, výkonu, zrychlovaného vstupu a nesprávného použití řízení. Vzorová matice pro prošetřování vývrtek je uvedena na obrázku 100-1. Zodpovědností žadatele je, aby prozkoumal všechny kritické oblasti. Může se stát, že bude možné eliminovat nutnost provádět prověřování některých dodatečných podmínek poté, co budou známy reakce letounu.

(6) *Klapky.* Odstavec 23.221 (a) specifikuje, že jsou-li klapky vysunuty, mohou být během vybrání zasunuty. Zasouvání klapek by nemělo být zahájeno, dokud neustane rotace letounu.

(7) *Aerodynamický protitlak.* Nadměrný aerodynamický protitlak je důvodem k nevyhovění. Nadměrný aerodynamický protitlak je záležitostí úsudku a je definován jako nadměrná síla potřebná k naklopení letounu směrem dolů při vybrání. Protitlak by neměl být větší než běžné síly řízení směrovky a neměl by narušovat okamžité a normální vybrání.

d. *Diskuze a postupy platné pro akrobatickou kategorii vývrtek*

(1) *Cíl.* Základním cílem zkoušení akrobatické kategorie vývrtek je zajistit, že letoun se nestane neřiditelným po úmyslném vstupu do vývrtky a:

(i) Řízení je požito abnormálně (a také normálně) během vstupu a/nebo během vývrtky.

(ii) Letounu se podaří vybrání během více než $1\frac{1}{2}$ otáčky po dokončení působení normálním nebo výrobcem předepsaným postupem použití řízení k vybrání; a

(iii) Nedojde k překročení žádných omezení letounu včetně kladných násobků zatížení a mezních rychlostí.

(2) *Výcvik pilota.* Předpokládá se, že pilot letounu akrobatické kategorie, který provádí šest otáček, tak činí úmyslně. Pokud jsou vývrtky úmyslné, pilot by měl mít odpovídající pokyny a odbornost pro provedení správného vybrání. Od pilota by se mělo očekávat, že bude sledovat publikovaný postup pro vybrání tohoto plánovaného obratu.

(3) *Abnormální použití řízení.* Diskuze „abnormálního použití řízení v odstavci 100c(3) platí také pro vývrtky akrobatické kategorie. Abnormální použití řízení by mělo být vyhodnoceno v několika bodech v rámci vývrtky, aby bylo zajištěno, že nedojde k výskytu vývrtek, u kterých nebude možné provést vybrání. Tyto kontroly zahrnují – jako minimum – vliv křidélek působících souhlasně a proti vývrtce, vliv výškovky použité při vybrání před směrovkou, vliv pomalého uvolnění výškovky, vliv vstupní nadmořské výšky a vliv ponechání výkonu v průběhu vývrtky. Vývrtky by měly pokračovat až po šest otáček, přičemž by měly být pozorovány účinky abnormálních vstupů aerodynamickým řízením. Účinek ponechání výkonu při vývrtce musí být vyhodnocen sám o sobě pouze do jedné plné otáčky. Po nesprávném použití řízení je přijatelný přechod na normální řízení ve směru vývrtek po dobu až dvou otáček před uplatněním normálních vstupů řízení pro vybrání, které musí zajistit vybrání v průběhu maximálně dvou otáček. Při přechodu z nesprávného do normálního řízení při vybrání by se vývrtka neměla stát nezvladatelnou. Například po vyhodnocení účinku uvolnění zpětného pohybu řídicí pákou při vývrtce je vhodné očekávat, že pilot použije normální postup vybrání pomocí výškovky a směrovky, aniž nejdříve zcela vrátí řídicí páku zpět.

(4) *Klapky.* Pokud je akrobatický letoun označen štítkem zakazujícím úmyslné vývrtky s vysunutými klapkami, pak pro konfiguraci s vysunutými klapkami mohou být použity pouze postupy pro normální kategorii.

(5) *Matice vývrtek.* Měly by být prověřeny účinky přistávacího zařízení, klapek, výkonu, zrychlovaného vstupu a nesprávného použití řízení. Vzorová matice pro prošetřování vývrtek je uvedena na obrázku 100-1. Zodpovědností žadatele je, aby prozkoumal všechny kritické oblasti. Normálním postupem je pokračovat ve stejném procesu a přidávat pokaždé jednu otáčku. Může se stát, že bude možné eliminovat nutnost provádět prověřování některých dodatečných podmínek poté, co budou známy reakce letounu.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

(6) *Charakteristiky letu ve spirále.* Požadavek na akrobatické vývrtky uvádí, že u šestinásobné vývrtky se zataženými klapkami může být vývrtka po 3 vteřinách přerušena, pokud se objeví charakteristiky letu ve spirále. To neznamená, že může být přerušen program zkoušek vývrtek. Každý zkušební bod by měl být brán jako samostatný a daná vývrtka by měla být přerušena pouze tehdy, pokud se vyvine spirála. Při vybrání by neměla být překročena mezní rychlost. Letoun může být certifikován jako akrobatický bez ohledu na to, zda je schopen provést minimálně šest otáček.

2-FTG-2-73

Pokud je potřeba speciální sled vstupů, pak by neměl být tak jedinečný, aby vybrání představovalo problém.

(8) *Složité přístrojové vybavení.* Je-li zastavěno složité přístrojové vybavení, jako jsou nosníky na koncích křídel nebo těžké telemetrické systémy, toto přístrojové vybavení může ovlivnit charakteristiku vybrání. Zkoušky kritických vývrtek by měly být opakovány po odstranění tohoto přístrojového vybavení.

e. *Sběr údajů.* Zkušební letoun by měl být vybaven kalibrovaným ukazatelem vzdušné rychlosti, akcelerometrem a výškoměrem. Nezbytné je také řízení hmotnosti a vyvážení a výchylky řízení.

f. *Volitelné vybavení.* V těch případech, kde má být letoun certifikován s volitelným vybavením a bez něj, jako jsou mechanický odmrazovač, asymetrické radarové podvěsy, palivové nádrže ve vnějších křídlech či winglety, měly by být provedeny dostatečné zkoušky k průkazu vyhovění v obou konfiguracích.

101–105 VYHRAZENO

Oddíl 9 – CHARAKTERISTIKY OVLADATELNOSTI NA ZEMI A NA VODĚ

106 ODSTAVEC 23.231 – PODÉLNÁ STABILITA A ŘÍZENÍ

a. Vysvětlení

(1) Pro pozemní letouny jsou 23.231 (a) a 23.233 doplňkovými požadavky k 23.75.

(2) Pro hydroplány jsou 23.231 (b) a 23.233 doplňkovými požadavky k 23.75.

(3) Pro obojživelné letouny platí jak požadavky pro pozemní letouny, tak pro hydroplány.

b. Postupy

(1) Pozemní letouny by měly být odzkoušeny na všech typech drah, které odpovídají danému typu letounu. Měla by být vyhodnocena přijatelnost charakteristik při pojiždění, vzletu a přistání. Vyhodnocení by mělo zahrnovat přistání s volnoběžným výkonem a také přistání a vzlety dle postupů použitých v 23.75 a 23.51.

(2) Hydroplány by měly být odzkoušeny v co možná nejrozdílnějších vodních podmínkách, a to až do maximální výšky vln odpovídající typu letounu. Měla by být vyhodnocena přijatelnost charakteristik při pojiždění (jak přemísťovacím, tak na stupni trupu/plováku), vzletu a přistání. Vyhodnocení by mělo zahrnovat přistání a také přistání a vzlety dle postupů použitých v 23.75 a 23.51.

(3) Obojživelné letouny by měly být vyhodnoceny v souladu s oběma výše uvedenými body (1) a (2).

c. *Postupy – dvoumotorové letouny.* Vyhodnoťte všechny ohledy obsažené v odstavci 106(b) plus vlivy ztráty jednoho motoru při provozu na vodě.

d. *Letová příručka letounu (AFM).* AFM by měla obsahovat příslušná omezení plus předvedené podmínky větru a stavu moře.

107 Odstavec 23.233 – SMĚROVÁ STABILITA A ŘÍZENÍ**a. Vysvětlení**

(1) *Boční vítr.* Tento předpis stanovuje minimální hodnotu bočního větru, která musí být předvedena. Protože minimální požadovaná hodnota může být mnohem menší než skutečná schopnost letounu, mohou být na přání žadatele odzkoušeny i vyšší hodnoty. V AFM by jako informace o výkonnosti měla být uvedena nejvyšší zkoušená 90° boční složka větru. Pokud je předvedený boční vítr považován za omezující, měl by být uveden v oddíle 2 AFM.

(2) *Převrácení na zemi.* Odstavec 23.233 (a) nevylučuje, že letoun bude mít tendenci k převrácení na zemi při bočním větru za předpokladu, že pilot může řídit tuto tendenci s použitím motoru, brzd a aerodynamického řízení. Provozní postupy by měly být uvedeny v AFM v souladu s 23.1585 (a).

(3) *Řiditelnost.* Odstavec 23.233 (b) nesouvisí s požadavkem ohledně bočního větru dle 23.233 (a). Předvedení vyhovění tomuto požadavku se provádí proti větru. Zkušební pilot hledá jakékoliv neobvyklé problémy v říditelnosti během přistání a musí použít úsudku ke stanovení „uspokojivé říditelnosti“, protože v určitém bodě dojezdu při přistání se aerodynamické řízení může stát neúčinným.

(4) *Řiditelnost při pojíždění.* Odstavec 23.233 (c) vyžaduje, aby letoun byl odpovídajícím způsobem říditelný při pojíždění na zemi u pozemních letounů, na vodě u hydroplánů, a na zemi i na vodě u obojživelných letounů.

b. Postupy**(1) Boční vítr**

(i) Letoun by měl být provozně odzkoušen v celé schválené obálce přistání při postupném zvyšování hodnoty složky bočního větru, dokud nebude dosažen ekvivalent $0,2 V_{SO}$ pro hodnotu bočního větru. Měly by být vyhodnoceny všechny schválené vzletové a přistávací konfigurace. Vyšší hodnoty bočního větru pro uvedení v AFM mohou být vyhodnoceny na základě rozhodnutí pilota.

(ii) Použití vodních kormidel nebo použití polohy letounu na vodě k řízení tendencí k natáčení letadla by mělo být popsáno v AFM.

(2) Řiditelnost

(i) U pozemního letounu by měla být předvedena spolehlivá říditelnost v průběhu dojezdu po přistání při přistáních bez použití výkonu (při volnoběžném výkonu). Předvedení je možné provést proti stávajícímu větru a mělo by být vyhodnoceno ve všech klíčových bodech obálky zatížení.

(ii) I když u hydroplánů nejsou v 23.233 (b) přistání bez použití výkonu výslovně vyžadována, doporučuje se provést jejich vyhodnocení.

(3) Řiditelnost při pojíždění

(i) Pozemní letoun by měl mít k dispozici dostatek směrového řízení prostřednictvím zatáčení příďového/ocasního kola, diferenciálního brzdění (je-li k dispozici), diferenciálního výkonu (dvoumotorové letouny) a vstupů aerodynamickým řízením, který umožní pojíždění při „maximální předvedené hodnotě bočního větru“.

(ii) Hydroplán by měl mít k dispozici dostatek směrového řízení prostřednictvím vodního kormidla, polohy letounu (výchylka či pluh), techniky pojíždění (přemísťovací či na stupni trupu/plováku), diferenciálního výkonu (dvoumotorové hydroplány) a vstupů aerodynamickým řízením, které umožní pojíždění při „maximální předvedené hodnotě bočního větru“. Tímto není myšleno, že vše výše uvedené musí být vyhodnoceno při $0,2 V_{SO}$, ale že přijaté techniky využívající jeden či více uvedených prostředků musí umožnit říditelné pojíždění.

(iii) Obojživelné letouny by měly vykazovat vhodnou směrovou říditelnost jak na zemi, tak na vodě, a to v souladu s oběma výše uvedenými odstavci. Obojživelné letouny by navíc měly mít odpovídající

směrovou řiditelnost pro pojiždění z vody do pozemního zařízení a obráceně, pokud tak není zakázáno v provozních omezeních.

c. *Sběr a redukce údajů.* Stanovení vyhovění je primárně kvalitativní. Nicméně měly by být zaznamenány hodnoty větru (rychlost a směr) a porovnány s tabulkou složek větru (Dodatek 7), čímž bude možné ověřit, že byla odzkoušena minimálně 90° složka bočního větru.

108 Odstavec 23.235 – PROVOZ NA NEZPEVNĚNÝCH POVRŠÍCH

a. *Vysvětlení.* Tento požadavek říká, že tlumící mechanismus přistávacího zařízení musí být funkční, jak bylo zamýšleno, a to v celé očekávané provozní obálce letounu.

b. *Postupy.* Během vývojového a certifikačního letového zkoušení by letoun měl být provozován na různých drahách včetně těch, které jsou považovány za nejhorší (ve smyslu nerovnosti) pro daný typ letounu. Během tohoto provozu by se neměly vyskytnout příznaky poškození letounu.

109 Odstavec 23.237 – PROVOZ NA VODĚ

Během certifikačního letového zkoušení by měly být stanoveny povolené podmínky provozu na vodě v závislosti na typu letounu tak, aby byl zajištěn bezpečný provoz a dosažení publikované vzletové a přistávací výkonnosti.

110 Odstavec 23.239 – ROZSTŘIKOVÉ CHARAKTERISTIKY

a. *Vysvětlení.* Toto pravidlo má zajistit, že rozstřík při provozu na vodě nenaruší nadměrně pilotův výhled či nezpůsobí poškození větší než „běžné opotřebení a otěr“ vlastního letounu.

b. *Postupy*

(1) Pojiždění, vzlety a přistání by měly být provedeny v rámci celé schválené provozní obálky. Rozstříkové charakteristiky by měly být zaznamenány z pohledu vlivu na viditelnost a míst dotyku s letounem. Tyto oblasti by měly být sledovány, aby bylo zajištěno vyhovění tomuto předpisu.

(2) U letounů s vrtulemi s možností obrácení tahu by mělo být předvedeno vyhovění při nejvyšším zpětném výkonu, který může být při provozu letounu použit.

111–119 VYHRAZENO

Oddíl 10 – RŮZNÉ LETOVÉ POŽADAVKY

120 Odstavec 23.251 – VIBRACE A TŘEPÁNÍ (BUFFETING)

a. *Vysvětlení*

(1) *Třepetání (flutter).* Zkouška vyžadovaná v tomto odstavci by neměla být zaměňována za zkoušku třepetání, která je vyžadována v 23.629. Zde nedochází ke snaze o vyvolání třepetání, avšak to nezaručuje, že se třepetání nevyskytne. Proto by měla být zkouška pečlivě naplánována i provedena.

(2) *Zkušební rychlosti.* Před provedením zkoušky by pilot měl postupovat v součinnosti s konstruktérem draku při stanovování splnění požadavků na třepetání dle 23.629 a při stanovování nejkritičtějších hmotností a poloh těžiště pro zkoušku. Zkušební inženýr a pilot by měli od konstruktéra draku získat ekvivalentní rychlost strmého klesání a Machovo číslo, do kterého by zkouška měla být

provedena. Pokud chybí dobře kalibrovaný machmetr, při znalosti Machova čísla a ekvivalentní rychlosti letu by měl být stanoven plán tlakové nadmořské výšky a indikované rychlosti letu pro zkoušku.

(3) *Stanovení vzdušné rychlosti.* Dalším hlavní ohledem je stanovení kalibrované rychlosti letu při zkoušce. Z toho důvodu by měl být zastavěn kalibrovaný citlivý ukazatel vzdušné rychlosti, který umožní přesné odečty. S ohledem na charakteristiky sklonu při vysokých rychlostech a provedení kalibrace je potřeba pečlivé studium křivky polohové chyby vzdušné rychlosti/korekce a znalost provedené kalibrace vzdušné rychlosti. To je nezbytné pro stanovení adekvátnosti křivky polohové chyby vzdušné rychlosti pro extrapolaci na V_D/M_D . Korekce stlačitelnosti viz Dodatek 7, obrázek 5. Rozšířený graf závislosti Machova čísla a kalibrované rychlosti letu naleznete v Air Force „Flight Test Engineering Handbook“ (viz Dodatek 2, odstavec f(2) tohoto FTG).

(4) *Pružiny.* Pokud některé řídicí systémy letounu obsahují pružinová zařízení, zkouška by měla být provedena s těmito zařízeními zapojenými i odpojenými. Alternativně – pokud je dle 23.687 prokázána uspokojivá spolehlivost – nemusí být zkoušky s odpojenými pružinami vyžadovány. Viz také odstavec 45 tohoto FTG.

(5) *Omezení podle Machova čísla.* Pro ty letouny, které dodržují omezení podle Machova čísla, by měly být zkoušky opakovány při rychlosti M_D . Pečlivá volba zkušební nadmořské výšky pro zkoušky M_D i V_D pomůže snížit počet opakování nezbytný pro stanovení vyhovění. Pokusy o kombinování zkoušek na přelomu křivky rychlosti letu/Machova čísla by měly být velmi opatrné, protože mohou vést k překročení požadované rychlosti.

b. *Postupy*

(1) *Konfigurace.* V čisté konfiguraci při celkové hmotnosti, nejkritičtějším těžišti (pravděpodobně nejdále vzadu) a nadmořské výšce zvolené pro započítání zkoušek by měl být letoun vyvážen při vodorovném letu a maximálním trvalém výkonu. Rychlost je získána při strmém klesání v postupných přírůstcích, dokud není dosaženo V_D/M_D . Pokud je to možné, letoun by měl být v průběhu obratu vyvážen. Na maximální rychlosti setrvejte pouze tak dlouho, abyste ověřili absenci nadměrného třepání, vibrací či problémů s řiditelností.

(2) *Vysunutí klápek.* S vysunutými klápkami a letounem vyváženým při vodorovném letu při rychlosti pod V_{FE} stabilizujte při V_{FE} a krátkém prudkém klesání a proveďte stejná ověření jako výše.

121 Odstavec 23.253 – VLASTNOSTI PŘI VYSOKÉ RYCHLOSTI

a. *Vysvětlení*

(1) *Související odstavce.* Návrhové rychlosti strmého klesání jsou stanoveny podle ustanovení 23.335 a s omezeními vzdušné rychlosti stanovenými dle ustanovení 23.1505. V obou odstavcích předpisu jsou samostatná ustanovení pro letouny, které při ztrátě řízení rychle zrychlují. Charakteristiky při vysokých rychlostech by každopádně měly být vyhodnoceny při letovém předvedení. Odstavec 23.1303 (a)(5) uvádí požadavky pro výstražná zařízení rychlosti.

(2) *Dynamický tlak a Machovo číslo.* Obecně by v kritických rozsazích jak dynamického tlaku (q), tak Machova čísla (M) měly být provedeny stejné obraty. Všechny obraty v obou rozsazích by měly být prováděny v bodech tahu a vyvážení, které odpovídají specifickému vyhodnocovanému rozsahu. Je třeba si uvědomit, že některé obraty v rozsahu Machových čísel mohou být pro některé letouny kritičtější v důsledku nárůstu aerodynamického odporu.

(3) *Povinnosti letové posádky.* Charakteristiky ovladatelnosti letounu v rozsahu vysokých rychlostí by měly být prošetřeny z pohledu předpokládaných úkonů na straně letové posádky v běžných i nouzových podmínkách. Uvážit je třeba její povinnosti, které nezahrnují pouze pilotáž letounu, ale také provozní a navigační povinnosti související s řízením letového provozu a vedením záznamů, které jsou nezbytné pro pokračování v bezpečném letu.

(4) *Osy ztráty řízení.* Kritéria ztráty řízení dle 23.335 (b)(4)(i) jsou predikována pro ztrátu řízení podélného náklonu, zatímco provozní vyhodnocení ztráty řízení by mělo zahrnovat klopení, klonění, zatáčení a kritické kombinace víceosé ztráty řízení.

(5) *Činitele.* Na prošetřování charakteristiky při vysokých rychlostech letovými zkouškami působí následující činitele:

- (i) Efektivita podélného řízení při V_{MO}/M_{MO} a až do předvedené rychlosti V_D/M_D .
- (ii) Účinek jakéhokoliv důvodného nevyvážení na ztrátu řízení a vybrání.
- (iii) Dynamická a statická stabilita.
- (iv) Nárůst rychlosti, který může nastat po pravděpodobném pohybu hmoty, ke kterému dochází, když je letoun vyvážen při jakékoliv cestovní rychlosti do V_{MO}/M_{MO} .
- (v) Změny vyvážení v důsledku účinků stlačitelnosti. Vyhodnocení by mělo pokrývat překročení Machova čísla, obrácení řízení a další fenomény spojené s vysokou rychlostí.
- (vi) Charakteristiky, které se projeví při vybrání neúmyslného zvýšení rychlosti.
- (vii) Ztráta řízení v důsledku turbulencí (svislé, vodorovné a kombinované porvy).
- (viii) Efektivní a nezaměnitelná sluchová výstraha o rychlosti při V_{MO} plus 11,2 km/h (6 kt), nebo M_{MO} plus 0,01M.
- (ix) Řízení rychlosti během působení zařízení (výkon, aerodynamické brzdy, vysokorychlostní spoiler, apod.)
- (x) Charakteristiky a řiditelnost během a po poruše či nesprávné funkci jakéhokoliv systému zvyšování stability.

(6) *Typ výstrahy.* Provozní zkušenosti odhalily, že důležitou a efektivní prevencí proti neúmyslnému překročení rychlosti je sluchové výstražné zařízení, které je výrazně odlišné od sluchových výstrah pro jiné účely. Aerodynamické třepání je ovlivňováno turbulencí a podobá se jejím účinkům při vysokých rychlostech a není obvykle považováno za vhodné jako výstraha o překročení rychlosti.

(7) *Rychlostní rezervy.* Jakmile je stanoveno, zda meze letounu budou V_{NE} , nebo V_{MO} , je možné vyhodnotit odpovídající rychlostní rezervy a značení. Činitele uvedené v 23.335 byly zohledněny pro příslušné rychlosti při stanovování minimálních rezerv rychlosti v dřívějších programech typové certifikace. Činitele, které je třeba zohlednit, jsou:

- (i) Přídavek na porvy (0,02M).
- (ii) Přídavek na penetraci silného výškového větru (jet streamu) nebo studené fronty (0,015M)
- (iii) Přídavek na výrobní odlišnosti systémů pro indikaci vzdušné rychlosti (0,005M), není-li zjištěna existence větších tolerancí či chyb.
- (iv) Přídavek na výrobní tolerance chyb výstrah o překročení rychlosti (0,01M), není-li zjištěna existence větších tolerancí či chyb.
- (v) Přídavek ΔM kvůli překročení rychlosti z M_{MO} , která byla stanovena ztrátou řízení při letové zkoušce dle 23.253, by měl být přidán k hodnotám výrobních odlišností a tolerancí vybavení a minimální přijatelná kombinovaná hodnota by neměla být nižší, než je požadováno v 23.335 (b)(4), tj. mezi M_{MO} a M_D . Hodnota M_{MO} by neměla být vyšší než nejnižší hodnota získaná z každé z následujících rovnic a z 23.1505:

$$M_{MO} = M_D - \Delta M - 0,005M - 0,01M$$

nebo $M_{MO} = M_D - \text{přírůstek Machova čísla požadovaný v 23.335 (b)(4)}$

(vi) V nadmořských výškách, kde je omezující hodnota q , platí přídavky dle (i) a (ii) a přídavek Machova čísla je převeden na jednotky používané pro tyto meze.

(vii) V nadmořských výškách, kde je omezující hodnota q , jsou přídavky na výrobní odlišnosti systémů pro indikaci vzdušné rychlosti a výrobní tolerance chyb výstrah o překročení rychlosti 5,6 a 11 km/h (3 a 6 kt), respektive, pokud není zjištěna existence větších rozdílů či chyb.

(viii) Přídavek ΔV kvůli překročení rychlosti z V_{MO} , stanovené při ztrátě řízení během zkušebnímu letu v souladu s 23.253, by měl být přidán k hodnotám pro výrobní odlišnosti a tolerance vybavení. Hodnota V_{MO} by neměla být větší než nejnižší získaná z následujících vztahů:

$$V_{MO} = V_D - \Delta V - 5,6 \text{ km/h (3 kt) (výr. odch.)} - 11 \text{ km/h (6 kt) (tol. vyb.)}$$

nebo pro letouny s V_{NO} :

$$V_{NO} = V_D - \Delta V - 5,6 \text{ km/h (3 kt) (výr. odch.)} - 11 \text{ km/h (6 kt) (tol. vyb.)}$$

b. *Postupy.* Pro letoun by mělo být s použitím V_{MO}/V_{NO} , M_{MO} či souvisejících návrhových nebo předvedených rychlostí strmého klesání stanovených v souladu s 23.251, 23.335 a 23.1505 předvedeno, že jsou splněny požadavky na charakteristiky při vysoké rychlosti dle 23.253 a že existují odpovídající rychlostní rezervy. Charakteristiky letounu by měly být prošetřeny při jakékoliv rychlosti do a včetně V_{NO} , V_{MO}/M_{MO} nebo V_D/M_D , jak vyžaduje 23.253, a použité postupy vybrání by měly odpovídat těm, které byly zvoleny žadatelem, pouze s tou výjimkou, že normálové zrychlení během vybrání by nemělo překročit 1,5g (celkem).

(1) *Posun těžiště.* U letounu by měla být vyvolána ztráta řízení posunem těžiště, který odpovídá dopřednému pohybu reprezentativního počtu cestujících v závislosti na příslušné vnitřní konfiguraci letounu. Dříve, než bude zahájeno vybrání, by letounu mělo být umožněno zrychlování po dobu 3 sekund po indikaci překročení rychlosti nebo spuštění výstrahy. Povšimněte si maximální vzdušné rychlosti. Nepřekročte V_D/M_D .

(2) *Neúmyslný pohyb řízením.* Simulujte úhybné použití řízení při vyvážení při V_{MO}/M_{MO} použitím dostatečné dopředné síly na řízení výškovky, která zajistí vytvoření 0,5 g (celkem) po dobu 5 sekund, po čemž by mělo být provedeno vybrání při ne více než 1,5 g (celkem). Dejte pozor, aby nedošlo k překročení V_D/M_D během vstupního obratu.

(3) *Ztráta řízení způsobená poryvem*

(i) *Ztráta příčného řízení.* S letounem vyváženým při jakékoliv pravděpodobné cestovní rychlosti do V_{MO}/M_{MO} a vodorovném letu proveďte ztrátu příčného řízení do stejného úhlu jako pro schválení autopilota, nebo do maximálního úhlu příčného náklonu pro daný letoun – podle toho, který z úhlů je kritický. V provozu bylo stanoveno, že maximální úhel příčného náklonu pro příslušný letoun by neměl být méně než 45°, avšak nemusí být větší než 60° a měl by záviset na charakteristikách stability a setrvačnosti letounu. U letounů s nízkou, respektive vysokou manévrovatelností by měly být použity dolní a horní meze. Následně by mělo být provedeno vyhodnocení s uvolněným řízením po dobu minimálně 3 sekund po prvním výskytu kalibrované hodnoty V_{MO}/M_{MO} (bez výstrahy o překročení rychlosti), nebo po dobu 10 sekund – podle toho, co nastane dříve.

(ii) *Ztráta podélného řízení.* Ztrátu podélného řízení proveďte následovně:

(A) Vyvažte při V_{MO}/M_{MO} s použitím výkonu potřebného pro vodorovný let, avšak ne většího než maximálního trvalého výkonu. Pokud letounu při maximálním trvalém výkonu nedosáhne V_{MO}/M_{MO} , přejděte do klesání a dosáhněte V_{MO}/M_{MO} a vyvažte.

(B) Pokud bylo použito klesání za účelem dosažení V_{MO}/M_{MO} , vraťte se do vodorovného letu bez změny vyvážení.

(C) Proved'te ztrátu podélného řízení z normálního cestovního letu vychýlením letové polohy letounu v rozsahu mezi 6–12°, což je hodnota stanovená jako optimální rozsah na základě provozních zkušeností. Hodnota vychýlení by měla odpovídat typu letounu a měla by záviset na charakteristikách stability a setrvačnosti letounu. U letounů s nízkou, respektive vysokou manévrovatelností by měly být použity dolní a horní meze.

(D) Letounu by mělo být dovoleno zrychlovat po dobu 3 sekund po dosažení kalibrované hodnoty V_{MO}/M_{MO} (bez výstrahy o překročení rychlosti).

(iii) *Dvouosá ztráta řízení.* Proved'te dvouosou ztrátu řízení skládající se ze ztráty podélného řízení v kombinaci se ztrátou příčného řízení. Ztrátu podélného řízení proved'te vychýlením polohy letounu jako v předchozím odstavci a zároveň proved'te ztrátu příčného řízení nakloněním letounu o 15–25° příčného náklonu, který byl stanoven jako provozně reprezentativní. Hodnoty výchylky by měly odpovídat typu letounu a měly by záviset na charakteristikách stability a setrvačnosti letounu. U letounů s nízkou, respektive vysokou manévrovatelností by měly být použity dolní a horní meze. Ustavená letová poloha by měla být udržována až do spuštění výstrahy o překročení rychlosti. Letounu by mělo být umožněno zrychlovat po dobu 3 sekund po dosažení kalibrované hodnoty V_{MO}/M_{MO} (bez výstrahy o překročení rychlosti).

(4) *Vyrovnání ze stoupání.* Proved'te přechod ze stoupání do vodorovného letu bez snížení výkonu pod maximální hodnotu povolenou pro stoupání, dokud se neaktivuje výstraha o překročení rychlosti. Vybrání by mělo být provedeno použitím ne více než 1,5 g (celkem).

(5) *Klesání z výšky letu s omezením podle Machova čísla do výšky letu s omezením rychlosti podle celkového tlaku.* Klesání by mělo být zahájeno při M_{MO} a provedeno dle plánu vzdušné rychlosti definovaného v M_{MO} , dokud nebude aktivována výstraha o překročení vzdušné rychlosti. Letounu by mělo být umožněno klesání do výšky letu s omezením rychlosti podle celkového tlaku, pokud by vybrání mělo být po výskytu výstrahy o překročení rychlosti provedeno s použitím ne více než 1,5 g (celkem). Obrat by měl být proveden bez překročení V_D .

122–131 VYHRAZENO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA 3 – NÁVRH A KONSTRUKCE**Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ**

132 Odstavec 23.629 – TŘEPETÁNÍ (FLUTTER). Toto téma je pokryto v AC 23.629-1A.

133–137 VYHRAZENO

Oddíl 2 – SYSTÉMY ŘÍZENÍ

138 Odstavec 23.671 – VŠEOBECNĚ. (VYHRAZENO)

138a Odstavec 23.672 – SYSTÉMY ZVYŠOVÁNÍ STABILITY A AUTOMATICKÉ SYSTÉMY A SYSTÉMY SE SERVOPOHONY. (VYHRAZENO)

139 Odstavec 23.677 – SYSTÉMY VYVÁŽENÍ

a. *Kvalitativní vyhodnocení.* Vyvážení by mělo být kvalitativně vyhodnoceno během všech fází programu letových zkoušek. Zařízení pro vyvážení řízení v pilotním prostoru by mělo být vyhodnoceno z pohledu plynulosti, smyslu pohybu, jednoduchosti použití a přístupnosti a viditelnosti ukazatelů vyvažovacích ploch (ve dne i v noci). Vyhodnocena by měla být i jednoduchost ustavení a udržení vyvážených podmínek.

b. *Pozadí elektrického vyvažování.* Elektricky ovládané, manuálně řízené systémy vyvážení byly certifikovány několika způsoby v závislosti na konstrukci systému. U jednodušších systémů jsou zkoušeny poruchy za letu. U sofistikovanějších systémů, které obvykle zahrnují dvou vodičové, samostatně ovládací spínače, může být potřeba ke ztrátě kontroly dvojitá porucha. Analýza těchto systémů odhalí, že jeden ze systémů může mít poruchu v sepnuté poloze, která zůstane nezjištěna, pokud se nevyskytne porucha dalšího spínače či obvodu, která způsobí ztrátu kontroly. To je stále považováno za přijatelné, pokud žadatel poskytne postup pro předletové odzkoušení, který umožní odhalení těchto skrytých poruch. Provozní zkušenosti diktují, že vyhodnocení systémů vyvážení bezpečných při poruše pouhou analýzou není přijatelné a že je potřeba letové zkoušení.

c. *Vysvětlení*

(1) *Analýza poruch.* Analýza poruch by měla být zhodnocena pro každý systém vyvážení.

(2) *Jednotlivá porucha a záložní systém.* U systémů, kde analýza poruch odhalí, že jediná porucha může způsobit ztrátu kontroly, by měly být provedeny letové zkoušky. U systémů se záložními prvky či záložním systémem, kde by ke ztrátě kontroly bylo třeba více poruch, by certifikační tým měl stanovit rozsah letových zkoušek, které budou potřeba po zohlednění analýzy poruch a stanovení pravděpodobnosti a vlivu ztráty kontroly. Ve všech případech by mělo být provedeno vyhodnocení letovými zkouškami za účelem stanovení funkční kompatibility systému a letounu v souladu s § 23.1301.

(3) *Porucha.* Pro účely analýzy poruch je za poruchu považován první pilotem zjevně odhalitelná závada, přičemž by měly být sledovány pravděpodobné kombinace neodhalitelných poruch, které jsou považovány za skryté poruchy, které existovaly při výskytu odhalitelné poruchy. Pokud prvotní porucha způsobuje také další poruchy, prvotní porucha a následné další poruchy jsou pro účely poruch považovány za jedinou poruchu; tj. pouze nezávislé poruchy mohou být zahrnuty do analýzy poruch při prokazování integrity vícečetných poruch.

(4) *Výstraha o poruše.* První informace, kterou má pilot o ztrátě kontroly vyvážení, je odchylka ze zamýšlené dráhy letu, abnormální pohyb řízení či výstraha ze spolehlivého výstražného systému o poruchách. Následující časová zpoždění po zjištění pilotem jsou považována za odpovídající:

- (i) Vzlet, přiblížení, přistání – 1 sekunda.
- (ii) Stoupání, cestovní let, klesání – 3 sekundy.

(5) *Druhá sada řízení.* Pokud je k dispozici sada řízení a přístrojů pro druhého člena posádky, měly by být k dispozici odpojovače multifunkčních systémů nebo rychlé odpojovací/přerušovací spínače – dle vhodnosti – pro oba členy posádky, a to bez ohledu na minimální posádku.

d. Definice

(1) *Odpojovací spínač.* Spínač, který je umístěn v bezprostředním dosahu pilota a který je pilotovi přímo přístupný, jehož primárním účelem je zastavení veškerého pohybu systému elektrického vyvážení. Jistič není považován za odpojovací spínač.

(2) *Rychlý odpojovací/přerušovací spínač.* Spínač či zařízení, které krátkodobě přeruší veškerý pohyb systému elektrického vyvážení a které je umístěno na volantovém řízení na straně proti ovládání škrticích klapek nebo na řídicí páce, kde je možné jej obsluhovat bez pohybu rukou z normální polohy na řídicím prvku. Primárním účelem spínače je zastavení veškerého pohybu systému elektrického vyvážení.

e. Postupy

(1) *Rychlý odpojovací nebo přerušovací spínač.* S rychlým odpojovacím nebo přerušovacím spínačem je možné zahájit odpojení po uplynutí zpoždění uvedených v odstavci 139c(4).

(2) *Odpojovací spínač.* Při použití odpojovacího spínače by měla být uplatněna zpoždění dle odstavce 139c(4), dříve než budou provedeny nápravné kroky použitím primárního řízení. Navíc by k těmto zpožděním měl být přidán odpovídající reakční čas pro odpojení systémů. Pokud jsou v bezprostředním okolí rychlého odpojovacího spínače další spínače, mělo by být časové zpoždění navýšeno o čas pro identifikaci správného spínače.

(3) *Zatížení.* Zatížení vzniká v důsledku nesprávné funkce by obvykle neměla překročit obálku 0 až +2 g. Kladná mez může být navýšena, pokud analýza ukáže, že nesprávná funkce ani následné nápravné kroky nezpůsobí zatížení nad provozním zatížením. V tomto případě je třeba pečlivě uvážit použité zpoždění, protože pro pilota může být náročnější dosáhnout na odpojovací spínač.

(4) *Nesprávné funkce při vysoké rychlosti.* Když dojde k poruchám při vysoké rychlosti při V_{NE} nebo V_{MO}/M_{MO} (podle toho, které je odpovídající), změna rychlosti – s použitím primárního řízení a jakéhokoliv řízení/zařízení ke snížení rychlosti – by neměla překročit předvedenou rychlost ztráty řízení stanovenou dle § 23.253 pro letouny s rychlostním omezením V_{MO}/M_{MO} a střední rychlostí mezi V_{NE} a V_D nebo ty letouny, které jsou certifikovány s omezením V_{NE} .

(5) *Rychlostní omezení.* Použití snížení $V_{NE}/V_{MO}/M_{MO}$ při průkazu vyhovění odstavci e(4) není považováno za přijatelné, pokud tyto nové rychlosti nepředstavují obecná omezení pro provoz letounu.

(6) *Síly.* Síly zaznamenané při zkouškách by měly odpovídat požadavkům § 23.143 pro krátkodobé či dlouhodobé působení. Viz také odstavec 45 tohoto FTG.

140 Odstavec 23.679 – BLOKOVACÍ ZAŘÍZENÍ SYSTÉMU ŘÍZENÍ. Toto téma je pokryto v AC 23-17.

140a Odstavec 23.691 – SYSTÉMY UMĚLÉ ZÁBRANY PŘED PŘETAŽENÍM. (VYHRAZENO).

141 Odstavec 23.697 – ŘÍZENÍ VZTLAKOVÝCH KLAPEK. (VYHRAZENO).

142 Odstavec 23.699 – UKAZATEL POLOHY VZTLAKOVÝCH KLAPEK. (VYHRAZENO)

143 Odstavec 23.701 – PROPOJENÍ VZTLAKOVÝCH KLAPEK. Toto téma je pokryto v AC 23-17.

144–153 VYHRAZENO

Oddíl 3 – PŘISTÁVACÍ ZAŘÍZENÍ

154 Odstavec 23.729 – SYSTÉM VYSOUVÁNÍ A ZASOUVÁNÍ PŘISTÁVACÍHO ZAŘÍZENÍ. Toto téma je pokryto v AC 23-17.

155 Odstavec 23.735 – BRZDY. (VYHRAZENO).

156–160 VYHRAZENO

Oddíl 4 – PROSTORY PRO OSOBY A NÁKLAD

161 Odstavec 23.771 – PILOTNÍ PROSTOR. (VYHRAZENO).

162 Odstavec 23.773 – VÝHLED Z PILOTNÍHO PROSTORU

a. *Poloha a výhled pilota.* Při veškerém vyhodnocování by pilot měl sedět v poloze zajišťující návrhovou úroveň výšky očí, která je udávána zastavěnou pomůckou, je-li stanovena. Pokud není návrhová úroveň výšky očí stanovena, měla by být použita běžná poloha při sezení. Oblast výhledu, která by měla zůstat volná, by měla zahrnovat oblasti specifikované v § 23.775(e).

b. *Výhled ven.* Výhled ven by měl být vyhodnocen za všech světelných a okolních podmínek (den a noc) a při všech polohách letounu, které se běžně vyskytují. Pozornost deformacím či lomům na čelním skle je třeba věnovat zejména při vyhodnocování výhledu na přibližovací a dráhová světla a značení dráhy. Protože oslnění a odlesky se často mění s polohou slunce, je třeba uvážit vyhodnocení pilotního prostoru v poledne, brzy ráno nebo pozdě odpoledne. Pokud je čelní sklo vyhřívané, je třeba vyhodnocení provést se zapnutým i vypnutým vyhříváním. Deformace a odraz by měly být tak nízké, aby nedocházelo ke vzniku nebezpečných podmínek a nezvyklé námaze či únavě očí. Termín „bezpečný provoz“, jak je použit v § 23.773(a)(1) zahrnuje schopnost provádět přímá přiblížení a přiblížení okruhem při všech schválených provozních podmínkách včetně provozu při vysoké vlhkosti a v podmínkách tvorby námrazy (jsou-li povoleny).

c. *Schválení pro noční provoz.* Je-li požadováno schválení pro noční provoz, veškeré osvětlení, jak vnitřní, tak vnější, by mělo být vyhodnoceno v pravděpodobných kombinacích a v očekávaných letových podmínkách. Osvětlení přístrojů by mělo být vyhodnoceno v noci při celé škále okolních podmínek včetně nočního IFR. Nepříjemné jsou odrazy na čelním skle/bočních oknech, které ruší při vyhýbání se srážkám, provádění přiblížení na přistání a přistání. Přistávací světla, záblesková světla, majáky a identifikační světelné majáky by měly být vyhodnoceny, aby bylo zajištěno, že nezpůsobují nepříznivé odrazy či přímo nesvítí do pilotního prostoru.

d. *Odmrzování/odmrazování/odstraňování ledu.* Vhodnost odmrzovacích, odmrazovacích a led odstraňujících systémů by měla být vyhodnocena v následujících podmínkách:

(1) Rozsáhlé prochladnutí v maximálních nadmořských výškách a při minimálních teplotách. Letoun by měl být vystaven chladnému prostředí, které bude odpovídat minimálním očekávaným teplotám. Letoun by měl být vyhodnocen také poté, co zůstane venku přes chladnou noc.

(2) Letoun by měl být vystaven nízkým teplotám (zajištěno prochladnutí), a poté by s ním mělo být klesáno do teplejšího, vlhčího vzduchu, čímž bude možné vyhodnotit schopnost udržet jasný výhled. Aby bylo možné správně vyhodnotit vnitřní mlžení, se zkušebním letounem by měl být proveden noční let ve vysoké nadmořské výšce po dobu minimálně dvou hodin (nebo do ustálení teploty čelního skla). Poté by mělo být provedeno rychlé klesání – s použitím postupů navrhovaných v AFM – na přiblížení a přistání v oblasti s vysokou vlhkostí (doporučený rosný bod alespoň 21°C). Pokud bude nutné ruční čištění pilotem (piloty), měl by jej být schopen „snadno“ provést průměrný pilot. Žadatel by měl zajistit jakékoliv speciální vybavení potřebné pro provedení ručního čištění. Okamžité opakované čištění po ručním otření čelního skla není považováno za vyhovující „snadnému čištění“. Aspekt „snadného čištění“ by měl být vyhodnocen také s uvážením faktu, že zamřazené čelní sklo by mohlo v určitých podmínkách namrznout. Pokud je vyžadováno ruční čištění, měla by být pečlivě vyhodnocena pracovní zátěž pilota, pokud je zároveň požadováno schválení pro IFR.

(3) Vyhodnocení by mělo být provedeno v mírném dešti, ve dne a v noci (je-li požadováno schválení), při vzletu, přistání a pojíždění.

e. *Dvoupilotní letouny.* Doporučuje se, aby dvoupilotní letouny měly výhled v souladu s normou vydanou SAE – Society of Automotive Engineers Aerospace Standard AS 580B, „*Pilot Visibility from the Flight Deck Design Objectives for Commercial Transport Aircraft*“.

f. *Fotografický přístroj v pilotní kabině.* Vyhodnocení a dokumentace pilotního prostoru s použitím stereoskopického fotografického přístroje je vysoce žádoucí.

162a Odstavec 23.775 – Čelní sklo a boční okna

U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být prokázáno, že při předpokládané ztrátě výhledu skrz jakoukoliv tabuli skla před pilotem(piloty) bude možné použít boční tabule a/nebo tabule druhého pilota za předpokladu, že bude možné prokázat, že je s použitím výhledu skrz tyto tabule možné pokračovat v bezpečném letu a přistání, když pilot zůstane (piloti zůstanou) sedět na svém stanovišti. U letounů, které mají být certifikovány pro IFR, musí být předvedeno, že je možné provést bezpečné přistání v podmínkách minimální viditelnosti pro IFR.

163 Odstavec 23.777 – Řízení v pilotní kabině. (VYHRAZENO)

163a Odstavec 23.785 – Sedadla, lůžka, nosírka, bezpečnostní pásy a ramenní vícebodové pásy

a. *Vysvětlení.* Tato Hlava vyžaduje schválené sedadlo pro každou osobu na palubě.

b. *Postupy.* Potvrďte, že po zástavbě sedadel standardní výroby je možné tato sedadla snadno nastavit a že zůstanou zajištěna ve zvolené poloze.

164 Odstavec 23.803 – Nouzová evakuace. Toto téma je pokryto v AC 20-118A.

165 Odstavec 23.807 – Nouzové východy. Toto téma řeší AC 23-17.

166 Odstavec 23.831 – VENTILACE

a. *Vysvětlení.* Tato Hlava vyžaduje, aby koncentrace oxidu uhelnatého nepřekročila jeden díl na 20 000 dílů vzduchu, tj. 0,005 z 1 % nebo 50 ppm (počet částic na 1 milion). Vzorová matice pro koncentraci CO je uvedena na obrázku 166-1.

b. *Postupy*

Zkouška na přítomnost oxidu uhelnatého:

(1) Letoun může mít jakoukoliv vhodnou hmotnost a polohu těžiště.

(2) S pomocí přístroje pro indikaci CO zaznamenejte hodnoty pro následující zkoušky:

* u dvoumotorových letounů stoupání pouze s jedním motorem ** u dvoumotorových letounů je možné vymazat	Stoupání * Rychlost při max. trvalém výkonu nebo plně otevřené škrtící klapce V_{Ref} a zcela bohaté směsi		Cestovní let ** Směs pro 75 % max. trvalého výkonu		Konfigurace pro přiblížení Výkon: Rychlost pro přiblížení/volnoběžná V_{Ref}	
	Okna a/nebo ventilace					
	Částečně otevřená	Zavřená	Částečně otevřená	Zavřená	Částečně otevřená	Zavřená
a. Max. odečet (pilotní kabina):						
(1) Při podlaze						
(2) Před obličejí pilotů						
b. Max. odečet (kabina):						
(1) vpředu						
(2) uprostřed						
(3) vzadu						
	APU Zastavěna? Ne Ano		VYHŘÍVÁNÍ Zastavěno? Ne Ano		OSTATNÍ	
c. Se zkoušecím zařízením přímo před pracující jednotkou						

Obrázek 166-1 VZOR MATICE KONCENTRACÍ CO

167–175 VYHRAZENO

Oddíl 5 – PŘETLAKOVÁNÍ

176 Odstavec 23.841 – PŘETLAKOVÉ KABINY. Tímto tématem se zabývá AC 23-17.

177 Odstavec 23.843 – ZKOUŠKY PŘETLAKOVÁNÍ. (VYHRAZENO).

178–188 VYHRAZENO.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA 4 – POHONNÁ JEDNOTKA

Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ

189 Odstavec 23.901 – ZÁSTAVBA. (VYHRAZENO).**190 Odstavec 23.903 – MOTORY****a. Vysvětlení**

(1) *Systémy automatického praporování vrtule.* Měly by být uváženy všechny součásti praporovacího zařízení, které jsou integrální s vrtulí nebo které jsou připevněny způsobem, který může ovlivnit letovou způsobilost vrtule. Stanovení letové způsobilosti by mělo být provedeno na následujícím podkladu.

(i) Automatický systém praporování vrtule by neměl nepříznivě ovlivnit normální provoz vrtule a měl by správně fungovat při všech teplotách, nadmořských výškách, vzdušných rychlostech, vibracích, zrychlení a ostatních podmínkách, které jsou očekávány při řádném pozemním a letovém provozu.

(ii) Mělo by být předvedeno, že automatické zařízení je prosto nesprávných funkcí, které mohou způsobit zapraporování v jakýchkoliv jiných podmínkách než těch, za kterých má být systém funkční. Například by nemělo dojít k zapraporování během:

(A) Chvilkové ztráty výkonu.

(B) Přiblížení se sníženým nastavením příjisti.

(iii) Systém automatického praporování vrtule by měl být schopen provozu zamýšleným způsobem vždy, když bude řízení příjisti v normální poloze pro zajištění vzletového výkonu. V případě poruchy motoru by od posádky neměly být vyžadovány žádné zvláštní úkony za účelem zprovoznění automatického systému praporování.

(iv) VYHRAZENO.

(v) Zástavba automatického praporování vrtule by měla být taková, že poté, co začne automatické praporování vrtule, by mělo být možné obnovit normální provoz.

(vi) Systém automatického praporování vrtule by měl zahrnovat spínač či rovnocenný prostředek pro vypnutí systému. (Viz také §§ 23.67 a 23.1501.)

(vii) Pokud je požadováno zohlednění systému automatického praporování vrtule ve výkonnosti, měly by být k dispozici prostředky pro předletovou kontrolu tohoto systému.

(viii) Některé turbovrtulové letouny jsou vybaveny některými typy systémů zapalování motoru, které jsou určeny k použití za letu v podmínkách silných srážek a při vzletu/přistání na mokřích či rozbředlým sněhem pokrytých drahách. Systém zapalování motoru může být buď automatický, nebo souvisle pracující. Účelem tohoto systému je zabránit či minimalizovat možnost vyhasnutí motoru v důsledku nasátí vody. Měla by být zajištěna kompatibilita se systémy automatického praporování.

(2) *Systémy pro snímání záporného kroutícího momentu.* (VYHRAZENO).

b. Postupy

(1) *Provozní zkoušky automatického a manuálního systému praporování vrtule*

(i) Měly by být provedeny zkoušky za účelem stanovení času potřebného pro přechod vrtule ze stavu mlýnkování (při nastavení řízení vrtule do polohy pro vzlet) do zaprporované polohy při vzletové rychlosti stanovené dle § 23.51.

(ii) Systém praporování vrtule by měl být zkoušen při vzdušné rychlosti stoupání s jedním nepracujícím motorem. Konfigurace by měla být následující:

- (A) Nepracující kritický motor.
- (B) Vztlakové klapky zataženy.
- (C) Podvozek zatažen.
- (D) Klapky krytu motoru zavřeny.

Pokud se zaprporovaná vrtule zbytkově otáčí, je třeba to zohlednit ve výkonnosti letadla.

(iii) Vrtule by měla být zkoušena ve skutečné konfiguraci pro nouzové klesání. Při zkoušce by měl být pokryt dostatečný rozsah rychlostí, aby se zajistilo, že rotace vrtule není nebezpečná. Navíc by vrtule během zkoušek neměla být neúmyslně odpraporována.

(iv) Aby bylo prokázáno, že systém praporování vrtule pracuje uspokojivě, praporování vrtule by mělo být předvedeno v rámci jak obálky vzdušných rychlostí, tak obálky nadmořských výšek, protože k poruše motoru může dojít kdykoliv. Manuální či automatické odpraporování vrtule musí být předvedeno pouze do maximálního provozního dostupu s jedním nepracujícím motorem, nebo do maximální nadmořské výšky pro spouštění za letu (podle toho, která nadmořská výška je vyšší). Uspokojivé odpraporování vrtule by mělo být předvedeno také po 30minutovém ochlazení.

(2) *Trvalé otáčení turbínových motorů*

(i) Měly by být zajištěny prostředky k úplnému zastavení otáčení turbínových motorů, pokud by trvalé otáčení mohlo způsobit nebezpečí pro letoun. K zastavení otáčení turbínového motoru mohou být použita zařízení jako praporovatelné vrtule, brzdy, dvířka a další prostředky.

(ii) Pokud jsou k řízení otáčení motoru použita dvířka na vzduchovém sání motoru, žádná samostatná závada či porucha systémů řízení otáčení motoru by neměla způsobit neúmyslný chod dvířek do zavřené polohy či neúmyslnou aktivaci brzdících prostředků, pokud nejsou k dispozici kompenzační prvky, které zaručí, že nedojde k poruše motoru či ke kritickým provozním podmínkám. Takové prostředky by měly být vyššího řádu spolehlivosti a nesprávná funkce dvířek či brzdy v případě požadavku na jejich použití by měla být nepravděpodobná s malou pravděpodobností výskytu.

(3) *Provoz motoru se zastavěným systémem pro automatické řízení vrtule*

(i) Je-li zastavěn automatický řídicí systém pro současné řízení otáček všech vrtulí, mělo by být předvedeno, že žádná jednotlivá porucha či nesprávná funkce tohoto systému či motoru řídicího tento systém:

(A) Nikdy nezpůsobí překročení meze dovoleného překročení otáček motoru.

(B) Nezpůsobí ztrátu tahu, která by způsobila, že letoun by nebyl schopen splnit požadavky §§ 23.51 až 23.77, pokud je takový systém certifikován pro použití během vzletu a stoupání. To by mělo být předvedeno pro všechny hmotnosti a nadmořské výšky, pro které je požadována certifikace. Od okamžiku výskytu nesprávné funkce do prvního pohybu řízení v pilotním prostoru za účelem provedení nápravných úkonů posádkou by měla být dovolena doba 5 sekund.

(ii) Vyhovění této politice by mělo být prokázáno analýzou, letovým předvedením či jejich kombinací.

c. *Obálka opětovného spouštění*

(1) *Vysvětlení.* Žadatel by měl navrhnout proveditelnou obálku opětovného spouštění ve vzduchu, pokud je možné provádět uspokojivé opětovné spouštění motoru za letu, jak vyžaduje předpis. Spouštění ve vzduchu by mělo být uspokojivě proveditelné při kritických kombinacích vzdušné rychlosti a nadmořské výšky. Během těchto zkoušek se obvykle zaznamenává časová historie vzdušné rychlosti, nadmořské výšky, otáček za minutu, teploty výfukových plynů apod., která je následně zahrnuta do hlášení o typové prohlídce.

Obálka opětovného spouštění ve vzduchu by měla být zahrnuta do oddílu s omezeními v AFM, použité postupy pro opětovné spouštění motoru by měly být uvedeny v oddílu nouzových či abnormálních postupů v AFM.

Zohlednit je možné výsledky zkoušek opětovného spouštění provedených výrobcem motoru na stejném typu motoru a ve výškovém zkušebním zařízení či zkušebním letadle pro zkoušky motorů, jsou-li k dispozici, a zkušenosti shromážděné na jiných letadlech se stejným motorem a zástavbou motoru mohou být zohledněny, je-li to opodstatněné.

(2) *Postupy.* Za účelem stanovení požadované obálky nadmořských výšek a vzdušných rychlostí by měly být provedeny dostatečné letové zkoušky.

(i) Od úrovně hladiny moře do maximální deklarované výšky opětovného spouštění ve všech odpovídajících konfiguracích, které by pravděpodobně mohly ovlivnit opětovné spouštění, a to včetně konfigurace pro nouzové klesání.

(ii) Od minimální do maximální deklarované vzdušné rychlosti ve všech nadmořských výškách až do maximální deklarované nadmořské výšky pro opětovné spouštění motoru. Rozsah vzdušných rychlostí deklarované obálky opětovného spouštění by měl obvykle pokrývat minimálně 56 km/h (30 kt), avšak měl by být uzpůsoben typu letounu.

Zkoušky by měly zahrnovat vliv zpoždění mezi vypnutím motoru a jeho opětovným spouštěním na výkonnost při opětovném spouštění, pokud zpoždění bude:

(iii) do dvou minut; a

(iv) alespoň do doby, než se hodnota teploty oleje ustálí na své přibližné hodnotě při prochladnutí.

191 Odstavec 23.905 – VRTULE. Obsaženo v materiálech v § 23.903. Viz odstavec 190 tohoto FTG:

192 Odstavec 23.909 – TURBODMYCHADLA. Tímto tématem se zabývá AC 23.909-1.

192a Odstavec 23.925 – SVĚTLÁ VZDÁLENOST OD VRTULE. (Vyhrazeno)

193 Odstavec 23.929 – PROTINÁMRAZOVÁ OCHRANA ZÁSTAVBY MOTORU

a. *Vysvětlení.* Tento předpis vyžaduje, aby vrtule a další součásti úplné zástavby motoru, jako jsou vstupy chlazení oleje, vstupy chlazení generátoru apod., fungovaly uspokojivě a správně pracovaly bez značné či nepřijatelné ztráty výkonu, když žadatel požaduje schválení pro let v podmínkách tvorby námrazy. Nepřijatelná ztráta výkonu může záviset na druhu letounu a dostupném výkonu. Podrobnosti naleznete v AC 23.1419-2. Požadavky na ochranu systémů sání proti námraze viz § 23.1093.

b. *Postupy.* Každá vrtule a jiná součást úplné zástavby motoru, která má být schválena pro let v podmínkách tvorby námrazy, by měla být vyhodnocena v podmínkách tvorby námrazy specifikovaných v CS-25, Appendix C. Pokud jsou vrtule vybaveny odmrazovači kapalinového typu, měla by být provedena zkouška proudění začínající s plnou nádrží kapaliny a pokračující při maximálním průtoku po dobu, která byla stanovena jako provozně vhodná. Provoz by měl být zkontrolován při všech rychlostech a výkonech motoru.

194 Odstavec 23.933 – Systémy reverzního tahu

- a. *Vysvětlení.* Zjevné, vysvětlení není potřeba.
- b. *Postupy.* Zástavby reverzních systémů mohou být schváleny za předpokladu, že je přijatelné následující:
- (1) Při pojíždění a dalších podmínkách, za kterých bude zpětný tah používán, by neměly být potřeba výjimečné pilotní dovednosti.
 - (2) Jsou stanoveny nezbytné provozní postupy, provozní omezení a štítky.
 - (3) Charakteristika řízení letounu je uspokojivá z pohledu potřebných řídicích sil a třepání (buffeting) nemůže způsobit konstrukční poškození.
 - (4) Směrové řízení odpovídá použití běžných pilotních dovedností.
 - (5) Je stanoveno, že nenastanou nebezpečné podmínky v případě náhlé poruchy jednoho motoru při jakýchkoliv pravděpodobných provozních podmínkách.
 - (6) Provozní postupy a konfigurace letounu jsou takové, že zajišťují dostatečnou ochranu před vážným konstrukčním poškozením součástí letounu v důsledku reverzního proudění vzduchu.
 - (7) Je stanoveno, že pilotův výhled nebude nebezpečně narušen za běžných provozních podmínek na prašných či mokřích dráhách a tam, kde na dráze bude ležet prachový sníh.
 - (8) Je stanoveno, že u hydroplánů nebude pilotův výhled nebezpečně narušen rozstříkem v důsledku reverzního proudění vzduchu za normálního provozu na vodě.
 - (9) Postup a mechanismy reverzace tahu by měly zajistit volnoběžné nastavení při reverzním chodu, takové že bez použití výjimečných dovedností pilota bude zajištěno alespoň následující:
 - (i) Je udržován dostatečný výkon pro udržení motoru v provozu při odpovídající rychlosti, čímž se zabrání odtržení proudu motoru během a po reverzaci tahu vrtule.
 - (ii) Během a po reverzaci tahu vrtule nedojde k překročení otáček vrtule/motoru.
 - (10) Charakteristiky chlazení motoru by měly být uspokojivé ve všech pravděpodobných provozních podmínkách.
 - (11) Je-li používán pozemní volnoběh ke zohlednění odporu disku vrtule v délce přistání, měla by být poloha ovládacích pák motoru pro pozemní volnoběh označena zarážkou nebo aretací s uspokojivě znatelným hmatovým vjemem (viz odstavec 27a(7) tohoto FTG).
 - (12) Pokud má být vyhovění 23.933(a)(1)(ii) prokázáno letovými zkouškami, musí být předpokládána každá možná poloha obraceče tahu.

195 Odstavec 23.939 – Provozní charakteristiky pohonné jednotky

- a. *Vysvětlení.* Zjevné, vysvětlení není potřeba.
- b. *Postupy*
- (1) *Zkoušky odtržení proudu, pumpáže a utržení plamene.* U turbínových motorů by měly být provedeny zkoušky, kterými bude ověřeno, že se v nebezpečné míře nevyskytnou odtržení proudu, pumpáže a utržení plamene během zrychlování a zpomalování v rámci normální letové obálky letounu. Měly by být provedeny i zkoušky v rámci schváleného rozsahu nadmořských výšek a vzdušných rychlostí od V_S do V_{MO}/M_{MO} s použitím úhlů klouzání po křídle odpovídajících příslušnému letounu. U dvoumotorových letounů normální kategorie je za odpovídající úhel klouzání po křídle obvykle

považována přibližně jedna šířka příčného sklonoměru na standardním ukazateli skluzu-smyku. Zkoušky při nízké vzdušné rychlosti by měly být provedeny při nízké hmotnosti s vysunutým přístávacím zařízením i klapkami, což zajistí další snížení pádové rychlosti. Zkoušky nemusí být prováděny s vysunutým přístávacím zařízením a klapkami při vzdušných rychlostech, při kterých je jejich vysunutí zakázáno v AFM. Ve výše zmíněných podmínkách by měl být prošetřen vliv zapnutí a vypnutí odběrů a odpouštění vzduchu z motoru a zapnutí a vypnutí systému pro ochranu motoru před námrazou.

(2) *Postup škrcení.* S motorem stabilizovaným při maximálním trvalém výkonu rychle přivřete škrtící klapku do polohy pro letový volnoběh. Než motor dosáhne volnoběžného výkonu či otáček, rychle vraťte škrtící klapku do polohy pro maximální trvalý výkon. Tento postup opakujte, avšak začněte s motorem stabilizovaným při letovém volnoběžném výkonu. Rychlý pohyb škrtící klapky je obecně definován jako takový, při kterém dojde k pohybu z maximálního trvalé výkonu do letového volnoběhu nebo naopak za méně než 0,5 sekundy.

196 Odstavec 23.943 – Záporné zrychlení

a. *Vysvětlení.* Měly by být provedeny zkoušky, které prokáží, že nedochází k nebezpečné nesprávné funkci při záporných zrychleních v rámci letové obálky. Za nebezpečnou nesprávnou funkci je v tomto kontextu obvykle považována taková, která způsobí ztrátu či přetrvávající nesprávnou funkci motoru nebo nesprávnou funkci příslušenství či systémů motoru.

b. *Postupy*

(1) *Zkoušky.* Kritické body z pohledu záporného zrychlení je možné stanovit prostřednictvím zkoušek. Uvážit je třeba možnost kritické hladiny paliva a oleje.

(2) *Letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie.* S motory pracujícími při maximálním trvalém výkonu by měl letoun letět při kritickém záporném zrychlení v rámci předepsané letové obálky. Obvykle je trvání záporného zrychlení v samostatných zkouškách pro $-0,2g$ 5 sekund, pro $-0,3g$ 4 sekundy, pro $-0,4g$ 3 sekundy a pro $-0,5g$ 2 sekundy, což by mělo zajistit odhalení jakýchkoliv přetrvávajících nebezpečných nesprávných funkcí motoru. Alternativně je možné použít pro $-0,5g$ 5 sekund.

(3) *Letouny akrobatické kategorie.* Navíc pro letouny akrobatické kategorie, u kterých je požadována certifikace pro let na zádech nebo pro obraty se záporným g , by měl letoun být vystaven maximální hodnotě a času působení záporného zrychlení, pro které je požadováno schválení.

(4) *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu.* U letounů kategorie pro sběrnou dopravu musí být předvedena jedna souvislá perioda o délce minimálně 5 sekund při $-0,5 g$ a odděleně perioda obsahující alespoň dvě zatížení $-0,5 g$ v rychlém sledu, při kterém bude celkový čas při nižším než nulovém g minimálně 5 sekund, přičemž nesmí nastat nebezpečná nesprávná funkce motoru.

(5) Navíc může být nutné uvážit další body v letové obálce při jiných hladinách paliva s kratším působením zrychlení. Ve všech případech by zrychlení mělo být měřeno co možná nejbližše těžišti.

197–206 VYHRAZENO

Oddíl 2 – PALIVOVÝ SYSTÉM

207 Odstavec 23.959 – NEVYUŽITELNÁ ZÁSoba PALIVA. Toto téma je pokryto v AC 23.959-1.

208 Odstavec 23.961 – PROVOZ PALIVOVÉHO SYSTÉMU V HORKÉM POČASÍ. Toto téma je pokryto v AC 23.961-1.

209–220 VYHRAZENO

Oddíl 3 – SOUČÁSTI PALIVOVÉHO SYSTÉMU**221 Odstavec 23.1001 – SYSTÉM PRO VYPouŠTĚNÍ PALIVA**

a. *Vysvětlení.* Základním účelem těchto zkoušek je stanovit, zda je možné bezpečně vypustit požadované množství paliva v důvodně předpokládaných provozních podmínkách a v rámci předepsaných časových mezí, aniž by vzniklo nebezpečí požáru, výbuchu či nepříznivého vlivu na letové vlastnosti. Žadatel by měl provést dostatečné zkoušky vypouštění paliva, aby prokázal bezpečnost systému pro jeho vypouštění.

b. *Postupy*

(1) *Nebezpečí požáru*

(i) Palivo ve formě kapaliny či páry nesmí během vypouštění dopadat na žádnou část vnějšího povrchu letounu. K odhalení je možné použít obarvené palivo nebo povrchy ošetřené tak, že při kontaktu s parami paliva nebo kapalným palivem se změní vzhled povrchu letounu. Přijatelné mohou být i jiné rovnocenné metody odhalení.

(ii) Palivo ve formě kapaliny či páry by během a po vypouštění nemělo vnikat do žádné části letounu. Palivo je možné odhalit podle jeho zápachu, detektorem hořlavých směsí nebo vizuální prohlídkou. U přetlakovaných letounů by přítomnost paliva ve formě kapalin či plynů měla být zkontrolována na nepřetlakovaném letounu.

(iii) Po uzavření by na palivovém ventilu neměly být známky úniku paliva.

(iv) Pokud existují náznaky, že polohy vztlakových klapek (slatů/slotů) jiné, než jaké byly použity při zkoušce, mohou nepříznivě ovlivnit model proudění, letoun by měl být označen štítkem „Palivo by nemělo být vypouštěno, pokud klapky (slaty/sloty) nejsou nastaveny na ____ stupňů“.

(v) Žadatel by měl pro předvedení zvolit nádrže či kombinaci nádrží, která je kritická pro prokázání průtoku paliva při jeho vypouštění.

(vi) Model vypouštění paliva by měl být prokázán ze všech běžně používaných nádrží či kombinace nádrží na obou stranách letounu, a to bez ohledu na to, zda jsou obě strany symetrické.

(vii) Rychlost vypouštění paliva může být předvedena pouze z jedné strany symetrických nádrží či kombinace nádrží, která je kritická pro průtok paliva.

(viii) Rychlost a model proudění paliva při vypouštění by měly být předvedeny při vypouštění ze všech nádrží a s použitím paliva.

(2) *Řízení*

- (i) Měly by být zaznamenány změny v řídicích silách letounu při zkouškách vypouštění paliva.
- (ii) Schopnost uzavřít systém vypouštění paliva by měla být předvedena za letu.
- (3) *Zbytkové palivo.* Zbytkové palivo by mělo být změřeno vypuštěním nádrží, ze kterých bylo palivo vypouštěno za letu; změřením úhrnu vypuštěného paliva a jeho odečtením od celkového nevyužitelného množství paliva pro každou nádrž se stanoví, zda je po vypouštění paliva za letu k dispozici dostatečná rezerva pro splnění požadavků tohoto odstavce. Toto může být provedeno pozemní zkouškou.

222–237 VYHRAZENO

Oddíl 4 – OLEJOVÝ SYSTÉM

238 Odstavec 23.1027 – SYSTÉM PRAPOROVÁNÍ VRTULE. Obsaženo v materiálu § 23.903. Viz odstavec 190 tohoto FTG.

239–244 VYHRAZENO

Oddíl 5 – CHLAZENÍ

245 Odstavec 23.1041 – VŠEOBECNĚ. Viz odstavce 246, 247 a 248 tohoto FTG.

246 Odstavec 23.1043 – ZKOUŠKY CHLAZENÍ

a. *Vysvětlení.* Odstavce 247 a 248 tohoto FTG uvádí podrobnosti o zkouškách chlazení pístových a turbínových motorů. Další postupy certifikace vybavení pro uzpůsobení pro zimní provoz jsou uvedeny níže.

b. *Hmotnost a těžiště.* Nejkritičtější podmínky obvykle odpovídají přední poloze těžiště a maximální celkové hmotnosti. U pístovými motory poháněných letounů s maximální hmotností vyšší než 2 722 kg (6 000 lb) a pro turbínovými motory poháněné letouny nemusí vzletová hmotnost překročit tu, při které bylo předvedeno vyhovění 23.63 (c)(1). Pokud je chlazení motoru kritické ve vysoké nadmořské výšce, nesmí být možné dosáhnout kritického bodu při maximální hmotnosti, kdy v takovém případě může nejkritičtější hmotnostní podmínky představovat nižší hmotnost.

c. *Postupy pro vybavení pro uzpůsobení pro zimní provoz.* Při certifikaci vybavení pro uzpůsobení pro zimní provoz by měly být uplatněny následující postupy:

(1) *Jiný než 38°C (100°F) den.* Výsledky zkoušky chlazení pro zástavby pro uzpůsobení pro zimní provoz mohou být korigovány na jakoukoliv žadatelem požadovanou teplotu namísto konvenčního 38°C (100°F) horkého dne. Žadatel může například zvolit předvedení vyhovění chlazení s požadavky pro 10°C nebo 16°C (50°F nebo 60°F) den se zástavbou vybavení uzpůsobení pro zimní provoz. Tato teplota se stane omezením uvedeným v AFM. V takovém případě by teplota na úrovni hladiny moře pro účely korekce měla být považována za hodnotu zvolenou žadatelem s teplotním poklesem 2°C (3,6°F) na 305 m (1000 ft) nad úroveň hladiny moře.

(2) *Zkoušky.* Zkoušky chlazení a metody korekce teploty by měly být stejné jako pro konvenční zkoušky chlazení.

(3) *Mezní teplota.* V AFM by mělo být jasně indikováno, že vybavení pro uzpůsobení pro zimní provoz by mělo být vyjmuto pokaždé, když teplota dosáhne meze, pro kterou bylo předvedeno odpovídající chlazení. V pilotním prostoru by měl být umístěn odpovídající štítek.

(4) *Značení vybavení.* Je-li to praktické, vybavení pro uzpůsobení pro zimní provoz, jako jsou deflektory pro chladiče oleje nebo pro otvory pro chladicí vzduch motoru, by mělo být jasně označeno mezní teplotou, při které má být toto vybavení odstraněno.

(5) *Instrukce pro zástavbu.* Protože vybavení pro uzpůsobení pro zimní provoz je často dodáváno ve formě sady, která je doplněna instrukcemi pro jeho zástavbu, výrobci by měli poskytnout vhodné informace o teplotních omezeních v těchto instrukcích pro zástavbu.

247 Odstavec 23.1045 – Postupy zkoušky chlazení pro letouny poháněné turbínovými motory

a. Vysvětlení

(1) *Účel.* Zkoušky chlazení jsou prováděny za účelem zjištění schopnosti chladících prostředků pohonné jednotky udržet teploty součástí pohonné jednotky a provozních kapalin motoru v rámci teplotních mezí, pro které byly certifikovány. Tyto meze jsou obvykle specifikovány v příloze k typovému osvědčení.

(2) *Součásti s časovými/teplotními mezemi.* Konvenční metodou schvalování součástí motoru je stanovení teplotních mezí, které zajistí uspokojivý provoz během životnosti motoru mezi generálními opravami. Nicméně součást, která překročí teplotní meze, může být schválena při zvýšené teplotě po určitou dobu. Aby bylo zajištěno, že součást s mezí času/teploty bude v rámci stanoveného omezení funkční, měly by být k dispozici prostředky pro záznam času a teplot, které zjistí nadměrnou teplotu a podají příslušnou výstrahu pilotovi. Metoda záznamu uplynulého času a teploty by měla být automatická, nebo by měla být snadno aktivována pilotem. Provozní omezení vyžadující, aby pilot detekoval kritické provozní podmínky letounu a zaznamenal uplynulý čas do deníků letounu, by nebyl přijatelný kvůli ostatním povinnostem pilota během kritických provozních podmínek letounu.

(3) *Nadmořská výška.* Zkoušky chlazení by měly být provedeny za kritických pozemních a letových provozních podmínek do maximální nadmořské výšky, pro kterou je požadováno schválení.

b. Zkušební postupy platné pro jednomotorové i dvoumotorové letouny

(1) *Výkonnost a konfigurace.* Viz § 23.45, kde jsou uvedeny výkonnostní požadavky týkající se chlazení motoru.

(2) *Vlhkost.* Zkoušky by měly být prováděny ve vzduchu bez viditelné vlhkosti.

(3) *

(4) *Množství oleje.* Měly by být zkoušeny kritické podmínky.

(5) *Termostat.* U letounů, které v olejovém systému motoru mají termostat, může být termostat ponechán, odstraněn či zablokován takovým způsobem, aby veškerý olej motoru procházel skrz chladič oleje. Pokud je termostat ponechán, odečty teploty oleje získané v chladnější den a korigované na podmínky horkého dne mohou být tudíž vyšší než ty, které jsou získány v podmínkách skutečného horkého dne. V případě, že bude letoun provozován s vyjmutým či zablokovaným termostatem při chladném počasí, mělo by být zajištěno odpovídající varování, aby se zabránilo poruše součástí systému mazání.

(6) *Přístrojové vybavení.* Měla by být použita přesná a kalibrovaná zařízení pro měření teploty spolu s přijatelnými termočlánky či snímači teploty. Vhodný snímač by měl být umístěn na kritickém místě motoru.

(7) *Generátor.* Alternátor/generátor by měl být během zkoušek chlazení motoru/příslušenství elektricky zatížen na jmenovitou kapacitu.

* Poznámka překladatele: v originálním znění není bod (3) uveden.

(8) *Teplotní omezení.* Pro zkoušky chlazení musí být použita maximální předpokládaná teplota (podmínky horkého dne) nejméně 38°C (100°F) na úrovni hladiny moře. Teploty ve vyšších nadmořských výškách by měly odpovídat předpokládané změně 2°C (3,6°F) na 305 m (1000 ft) nadmořské výšky, a to až do -56,5°C (-69,7°F). Zvolená a uspokojivě předvedená maximální okolní teplota se stává provozním omezením letounu dle požadavků § 23.1521 (e).

(9) *Ustálení teploty.* Při zkouškách chlazení je teplota považována za ustálenou, když pozorovaná rychlost změny klesne po 1°C (2°F) za minutu.

(10) *Nadmořská výška.* Zkoušky chlazení by měly být zahájeny v nejnižší prakticky možné nadmořské výšce, obvykle pod 914 m (3 000 ft) MSL, čímž bude zajištěn datový bod dostatečně blízky úrovni hladiny moře.

(11) *Korekce teploty pro pozemní provoz.* Zaznamenané pozemní teploty by měly být korigovány na zvolenou maximální okolní teplotu bez zohlednění poklesu teploty s nadmořskou výškou. Pokud jsou například zkoušeny rezervy pozemního chlazení pomocné energetické jednotky, měly by být rezervy chlazení stanoveny ze zaznamenané pozemní teploty, aniž by byl brán ohled na nadmořskou výšku zkušebního stanoviště.

c. *Zkušební postupy pro jednomotorové, turbínovými motory poháněné letouny*

(1) Mělo by být provedeno normální spuštění motoru a následně by měly být zkontrolovány všechny systémy. Motor by měl být provozován při pozemním volnoběhu a měly by být zaznamenávány teploty a další relevantní údaje.

(2) Pojíždějte letounem na vzdálenost asi 2 km (1 míle), čímž simulujete běžné pojiždění. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(3) U člunových hydroplánů při provozu na vodě by zkoušky měly být provedeny tak, aby charakteristiky chlazení nebyly ovlivněny charakteristikami rozstřikování. Chlazení motoru při pojiždění na vodě by měly být zkontrolovány pojižděním po větru při rychlosti přibližně 9,3 km/h (5 kt) nad rychlost pojiždění plným výkonem po souvislou dobu minimálně 10 minut. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(4) Zaujměte předvzletové vyčkávací podmínky na pojižděcí dráze (boční vítr) po dobu minimálně 20 minut nebo do ustálení teploty. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 5minutových intervalech.

(5) Na dráze nastavte vzletový výkon a zaznamenejte údaje o chlazení.

(6) Provedte vzlet, jak je předepsán v § 23.53, a stoupejte do nadmořské výšky dle odletového schématu. Zaznamenejte údaje o chlazení při dosažení nadmořské výšky dle schématu nebo v 1minutových intervalech, pokud dosažení této výšky trvá více než 1 minutu.

(7) Zasuňte klapky, pokud jsou ještě vysunuty, a pokračujte ve stoupání s maximálním trvalým výkonem při rychlosti zvolené jako splňující § 23.65 (b). Stoupejte do maximální schválené nadmořské výšky a zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(8) Lette cestovním letem při maximálním trvalém výkonu (nebo V_{MO}/M_{MO} , je-li omezující) v maximální provozní nadmořské výšce, dokud se teplota neustálí. Zaznamenávejte údaje v 1minutových intervalech. U mnoha součástí budou tyto podmínky představovat ty nejkritičtější z pohledu teploty.

(9) Provedte normální klesání V_{MO}/M_{MO} do vyčkávací nadmořské výšky a vyčkejte, dokud se teplota neustálí. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(10) Provedte normální přiblížení na přistání. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(11) Z výšky ne méně než 61 m (200 ft) nad zemí proveďte postup přerušného přistání v souladu s § 23.77. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech při letu po okruhu ve schématu letového provozu.

(12) Stoupejte do nadmořské výšky dle schématu, proveďte normální přiblížení a přistání v souladu s platnou částí § 23.75. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(13) Pojíždějte zpět na odbavovací plochu. Vypněte motory. Nechte motory prohřát. Zaznamenávejte údaje o teplotě v 1minutových intervalech až do dosažení 5 minut po teplotní špičce.

d. *Zkušební postupy pro dvoumotorové, turbínovými motory poháněné letouny.* Dvoumotorové letouny by měly v konfiguraci se všemi motory provést stejný profil jako jednomotorové letouny. Po dokončení profilu se všemi motory proveďte příslušnou zkoušku chlazení s jedním nepracujícím motorem a zaznamenávejte údaje v 1minutových intervalech. Vypněte kritický motor při nastavení jeho vrtule (je-li to možné) v poloze s minimální odporem a se zbývajícím motorem (motory) při ne vyšším než maximálním trvalém výkonu či tahu, zataženém přistávacím zařízením a s klapkami v nejvýhodnější poloze. Stoupejte při rychlosti použité při předvedení vyhovění § 23.67. Pokračujte po dobu 5 minut po dosažení teplotní špičky.

e. *Sběr údajů.* V časových intervalech specifikovaných v příslušných programech zkoušek by měly být zaznamenávány následující údaje. Údaje mohou být zaznamenávány ručně, pokud si jejich množství a četnost nevyžadají automatické či poloautomatické prostředky:

- (1) Teplota vnějšího vzduchu (OAT)
- (2) Nadmořská výška
- (3) Vzdušná rychlost v km/h (kt)
- (4) Otáčky generátoru plynu za minutu
- (5) Krouticí moment motoru
- (6) Čas
- (7) Otáčky vrtule za minutu
- (8) Teplota motorového oleje
- (9) Vhodné teploty motoru
- (10) Vhodné teploty v motorové gondole a teploty součástí.

f. *Redukce údajů*

(1) *Omezení.* Pro zkoušky chlazení musí být použita maximální předpokládaná teplota (podmínky horkého dne) nejméně 38°C (100°F) na úrovni hladiny moře. Teploty ve vyšších nadmořských výškách by měly odpovídat předpokládané změně 2°C (3,6°F) na 305 m (1000 ft) nadmořské výšky, a to až do -56,5°C (-69,7°F). U turbínovými motory poháněných letounů se zvolená maximální okolní teplota stává provozním omezením pro letoun v souladu s požadavky § 23.1521 (e). U turbínovými motory poháněných letounů by žadatel měl korigovat teploty motoru na co nejvyšší hodnotu, aby nebyla omezena.

(2) *Korekční součinitele.* Není-li možné využít racionálnější metodu, pro teplotní údaje platí korekční součinitel 1,0 následovně:

korigovaná teplota = skutečná teplota + 1,0 [100 – 0,0036 (Hp) – skutečná OAT].

Vzorový výpočet

Skutečná teplota	300°F
Skutečná OAT	15°F
Hp	5 000 ft.

Korigovaná teplota = $300 + 1,0 [100 - 0,0036 (5\,000) - 15] = 367^{\circ}\text{F}$.

Korigovaná teplota je poté maximální přípustnou teplotou pro stanovení vyhovění požadavkům na chlazení.

248 Odstavec 23.1047 – POSTUPY ZKOUŠEK CHLAZENÍ PRO LETOUNY POHÁNĚNÉ PÍSTOVÝMI MOTORY

a. Postupy

(1) *Dodatečné postupy.* Postupy odstavce 247b(1) až 247b(6) tohoto FTG platí také pro pístové motory.

(2) *Nadmořská výška.* Zkoušky chlazení motoru u pístovými motory poháněných letounů jsou obvykle zahajovány pod 610 m (2 000 ft) tlakové nadmořské výšky. Provozní zkušenosti ukazují, že zkoušky chlazení motoru započaté nad 1 524 m (5 000 ft) nemusí zajistit odpovídající rezervy chlazení, když bude letoun provozován na úrovni hladiny moře. Pokud se žadatel rozhodne, že zkoušky letounu nebudou provedeny ve zkušebním zařízení v nižší nadmořské výšce, mohou být za přijatelné shledány vyšší rezervy chlazení. Pokud není možné zkoušku chlazení zahájit pod 610 m (2 000 ft) tlakové nadmořské výšky, měly by být teplotní rezervy navýšeny o 17°C (30°F) ve 2 134 m (7 000 ft) pro hlavy válců a 33°C (60°F) pro jak motorový olej, tak vložky válců s lineární změnou z úrovně hladiny moře do 2 134 m (7 000 ft), pokud žadatel neprokáže, že jsou vhodnější jiné korekční rezervy.

(3) *Hydroplány člunového typu.* Zkoušky chlazení u hydroplánů člunového typu by měly zahrnovat – po ustálení teploty – pojíždění po větru po dobu 10 minut při 9,3 km/h (5 kt) na rychlost pojíždění při plném výkonu, přičemž by údaje měly být zaznamenávány v 1minutových intervalech.

(4) *Ukončení zkoušky.* Pokud kdykoliv během zkoušky teploty překročí výrobcem stanovené meze, zkouška bude ukončena.

(5) *Přechod do stoupání.* Na začátku chladicího stoupání by při vypotřebování kinetické energie letounu mělo být při stanovování rychlosti postupováno opatrně. Stoupání by nemělo být započato příkrým stoupáním. Výkon je možné chvilkově snížit za předpokladu, že nebude umožněn nadměrný pokles ustálených teplot. To znamená, že zpomalování letounu z vysoké cestovní rychlosti na zvolenou rychlost chladicího stoupání by mělo trvat co nejkratší dobu.

(6) *Chlazení součástí.* Příslušenství a součásti na motoru nebo v motorovém prostoru, pro které jsou stanovena teplotní omezení, by měly být odzkoušeny a měly by být při zkouškách chlazení podrobeny maximálním provozním podmínkám; například generátory by měly být pod maximálním předpokládaným zatížením.

(7) *Plnicí dmychadla.* Plnicí dmychadla a turbodmychadla by měla být používána způsobem popsáním v AFM. Chlazení motoru by mělo být vyhodnoceno v podmínkách cestovního letu v maximální provozní nadmořské výšce, protože ta může být kritičtější než stoupání. Motory s turbodmychadly také někdy indikují falešné špičky, a tudíž by stoupání mělo pokračovat dostatečně dlouho, aby bylo jisté, že teploty nezačnou znovu stoupat.

(8) *Jednomotorové letouny.* Zkoušky chlazení u jednomotorových letounů by měly být prováděny následovně:

(i) Při nejnižší praktické nadmořské výšce ustavte podmínky vodorovného letu při ne méně než 75 % maximálního trvalého výkonu a vyčkejte na ustálení teploty. Zaznamenejte údaje o chlazení.

(ii) Zvyšte výkon motoru na jmenovitý vzletový a stoupejte rychlostí odpovídající platným výkonnostním údajům uvedeným v AFM/POH, které jsou kritérii souvisejícími s chlazením. Udržujte vzletový výkon po dobu 1 minuty. Zaznamenáte údaje o chlazení.

(iii) Na konci 1 minuty snižte výkon motoru na maximální trvalý a pokračujte ve stoupání po dalších nejméně 5 minut po dosažení špičky teploty nebo do dosažení maximální provozní nadmořské výšky. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech. Pokud je pilotovi k dispozici plán ochuzování, měl by být použit.

(9) *Dvoumotorové letouny.* Pro dvoumotorové letouny, které splňují minimální charakteristiky stoupání s jedním nepracujícím motorem dle § 23.67, když jsou v konfiguraci použité pro stanovení charakteristik stoupání s nepracujícím kritickým motorem, platí:

(i) V nižší z následujících nadmořských výšek – 305 m (1000 ft) pod kritickou nadmořskou výškou pro motor, nebo 305 m (1000 ft) pod nadmořskou výškou, ve které je minimální gradient stoupání s jedním nepracujícím motorem 1,5 %, nebo v nejnižší praktické nadmořské výšce (je-li to vhodné) – ustalte teploty zkušebního motoru při vodorovném letu při ne méně než 75 % maximálního trvalého výkonu. Zaznamenejte údaje o chlazení.

(ii) Po ustálení teplot začněte stoupání při rychlosti ne více než nejvyšší rychlosti, při které bylo předvedeno vyhovění požadavku na stoupání dle § 23.67. Se zkušebním motorem na maximální trvalém výkonu (nebo plném tahu) pokračujte ve stoupání po dobu 5 minut po výskytu špičky teploty, nebo do dosažení maximální provozní nadmořské výšky. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

(10) *Dvoumotorové letouny s omezenou výkonností.* U dvoumotorových letounů, které nemohou splnit požadavek na výkonnost s jedním nepracujícím motorem dle § 23.67, je předvedeno:

(i) Nastavte nulový tah na plánovaně „nepracujícím“ motoru a stanovte odpovídající svislou rychlost klesání (nebo stoupání). Měla by být stanovena minimální bezpečná zkušební nadmořská výška.

(ii) Vyčkejte na ustálení teploty při vodorovném letu s motory pracujícími při ne méně než 75 % maximálního trvalého výkonu a co možná nejbližší úrovni hladiny moře nebo v minimální bezpečné zkušební nadmořské výšce.

(iii) Po ustálení teplot začněte stoupání při rychlosti ne více než nejvyšší rychlosti, při které bylo předvedeno vyhovění požadavku na stoupání dle § 23.67, s jedním nepracujícím motorem a zbývajícím motorem (motory) na maximálním trvalém výkonu. Pokračujte ve stoupání po dobu 5 minut po výskytu špičky teploty. Zaznamenávejte údaje o chlazení v 1minutových intervalech.

b. *Sběr údajů.* V časových intervalech specifikovaných v příslušných programech zkoušek by měly být zaznamenávány následující údaje. Údaje mohou být zaznamenávány ručně, pokud si jejich množství a četnost nevyžadají automatické či poloautomatické prostředky:

- (1) Čas
- (2) Teplota hlavy nejteplejšího válce
- (3) Teplota vložky nejteplejšího válce (pouze je-li omezením)
- (4) Vstupní teplota oleje do motoru
- (5) Teplota vnějšího vzduchu
- (6) Indikovaná vzdušná rychlost v km/h (kt)
- (7) Tlaková nadmořská výška
- (8) Otáčky motoru za minutu

- (9) Otáčky vrtule za minutu
- (10) Plnicí tlak
- (11) Teplota vzduchu v karburátoru
- (12) Nastavení směsi
- (13) Nastavení škrtící klapky
- (14) Teploty součástí nebo příslušenství, pro které jsou stanoveny meze, které mohou být ovlivněny teplem vyvíjeným pohonnou jednotkou.

c. *Korekce teploty vložky válce na předpokládané podmínky horkého dne*

(1) Korigovaná teplota vložky válce = skutečná pozorovaná teplota vložky válce + 0,7 [100 – 0,0036 (tlaková nadmořská výška) – skutečná OAT].

(2) Například:

Skutečná pozorovaná maximální teplota vložky válce	244 °F
Tlaková nadmořská výška	8 330 ft
Skutečná OAT	+55 °F

(3) Korigovaná teplota vložky válce = 244 + 0,7 [100 – 0,0036 (8 330) – 55] = 255 °F.

(4) Korigované teploty jsou poté porovnány s maximálními přípustnými teplotami, čímž se ověří vyhovění požadavkům na chlazení.

d. *Korekce teploty hlavy válce nebo jiných teplot na předpokládané podmínky horkého dne*

(1) Korigovaná teplota = skutečná teplota + 1,0 [100 – 0,0036 (tlaková nadmořská výška) – skutečná teplota vnějšího vzduchu].

(2) Například:

Skutečná maximální teplota hlavy válce	406 °F
Tlaková výška	8 330 ft
Skutečná OAT	+55 °F

(3) Korigovaná teplota hlavy válce = 406 + 1,0 [100 – 0,0036 (8 330) – 55] = 421 °F.

(4) Korigované teploty jsou poté porovnány s maximálními přípustnými teplotami, čímž se ověří vyhovění požadavkům na chlazení.

e. *Kapalinou chlazené motory. (VYHRAZENO).*

249–254 VYHRAZENO

Oddíl 6 – SYSTÉM SÁNÍ**255 Odstavec 23.1091 – SYSTÉM SÁNÍ**

Otázkami tohoto požadavku ohledně nasátí vody turbínovými motory se zabývá AC 20-124.

256 Odstavec 23.1093 – OCHRANA SYSTÉMU SÁNÍ PROTI NÁMRAZE**a. Vysvětlení**

(1) *Účel.* Zkoušky prostředků pro ochranu systému sání motoru proti námraze jsou prováděny za účelem ověření, že motor je schopen pracovat v celém rozsahu letového výkonu, aniž by docházelo k nepříznivým vlivům na provoz motoru. Pístové motory využívají předehříváč nebo chráněný přímý vstup vzduchu, které zajistí odpovídající nárůst tepla, který zabrání nebo sníží tvorbu ledu v systému sání motoru. Vhodnost tohoto nárůstu tepla se vyhodnocuje během zkoušky. Množství dostupného tepla se stanovuje měřením nárůstu tepla v sání prostřednictvím měření teploty vzduchu před vstupem do karburátoru.

(2) Konfigurace nepřepřehovaných pístových motorů

(i) *Venturiho karburátor.* Odstavec 23.1093 (a)(1) vyžaduje 50°C (90°F) nárůst teploty při 75 % maximálního trvalého výkonu při -1°C (30°F) OAT.

(ii) *Jednomotorové letouny s karburátorem s tendencí bránit namrzání (tlakovým karburátorem).* Odstavec 23.1093 (a)(5) vyžaduje přímý vstup vzduchu o teplotě rovné té, která je za válci.

(iii) *Dvoumotorové letouny s karburátorem s tendencí bránit namrzání (tlakovým karburátorem).* Odstavec 23.1093 (a)(5) vyžaduje 50°C (90°F) nárůst teploty při 75 % maximálního trvalého výkonu při -1°C (30°F) OAT.

(iv) *Vstřikování paliva potrubím náporového vzduchu.* Doporučuje se nárůst teploty o 50°C (90°F) při 75 % maximálního trvalého výkonu.

(v) *Vstřikování paliva bez vniknutí do proudu nasávaného vzduchu.* Doporučuje se přímý vstup vzduchu s teplotou ne nižší, než je teplota vzduchu za válci.

(3) Konfigurace pístových výškových motorů

(i) *Venturiho karburátor.* Odstavec 23.1093 (a)(2) vyžaduje 67°C (120°F) nárůst teploty při 75 % maximálního trvalého výkonu při -1°C (30°F) OAT.

(ii) *Karburátor s tendencí bránit namrzání (tlakový karburátor).* Odstavec 23.1093 (a)(3) vyžaduje 56°C (100°F) teplotní nárůst při 60% maximálního trvalého výkonu při -1°C (30°F) OAT nebo 22°C (40°F) teplotní nárůstu, pokud je schváleno použití kapalinového odmrazovacího systému.

(iii) *Vstřikování paliva.* Stejně jako vstřikování u nepřepřehovaných motorů.

(4) *Turbínové motory.* Odstavec 23.1093 (b) vyžaduje, aby turbínové motory byly schopny provozu bez nepříznivých účinků na provoz nebo vážných ztrát výkonu či tahu v podmínkách tvorby námrazy, jak jsou specifikovány v CS-25, Appendix C. Pohonná jednotka by měla být chráněna před ledem za všech okolností bez ohledu na to, je-li letoun certifikován pro let do známých podmínek tvorby námrazy, nebo nikoliv.

b. Ohledy při zkouškách pístových motorů

(1) *Viditelná vlhkost.* Zkoušky by měly být prováděny ve vzduchu bez viditelné vlhkosti.

(2) *Přístrojové vybavení.* Veškeré přístroje použité během zkoušky by měly být kalibrované a všechny kalibrační křivky by měly být přiloženy k hlášení o typové prohlídce. Kalibrace by měla být

prováděna na kompletních systémech ve stavu, v jakém jsou zastavěny, a měla by pokrývat teplotní rozsah očekávaný v průběhu zkoušek.

(3) *Nárůst teploty.* Všechny požadavky na nárůst teploty vzduchu v karburátoru by měly být splněny při teplotě okolního vzduchu -1°C (30°F). Pokud není možné zkoušku provést v atmosféře s teplotou okolního vzduchu -1°C (30°F), obvykle bude provedena v nízké, střední a vysoké nadmořské výšce. Pokud se -1°C (30°F) den vyskytuje v nadmořské výšce, kde je k dispozici 75 % jmenovitého výkonu, je potřeba pouze jedna zkouška.

(4) *Vzduchové sání.* Je třeba se ujistit, že metoda měření teploty vzduchu zajistí získání průměrné teploty proudu vzduchu v sání, nikoliv pouze teploty jedné vrstvy vzduchu. To je možné zajistit měřením teploty v několika bodech vzduchového sání. Obvykle se teplotní sonda umísťuje na kryt karburátoru, nicméně zkušební údaje je možné získat i snímáním z jiných míst. Snímání teploty v hrdle karburátoru namísto snímání přístroji ve vzduchové komoře není dostačující pro přesný odečet, pokud není provedena kalibrace za účelem korelace teplot v hrdle karburátoru na skutečné teploty vstupujícího vzduchu.

c. *Zkušební postupy pro letouny s pístovými motory*

(1) V nízké nadmořské výšce ustalte letoun s plně otevřenou škrticí klapkou nebo – je-li motor přepřínovaný – s maximálním trvalým výkonem zkušebního motoru. S nastavením teploty vzduchu v karburátoru do polohy „studený“ zaznamenejte údaje. Manuálně obsluhovaná turbodmychadla by měla být vypnuta. U motorů s integrálním přepřínováním turbodmychadlem by údaje o nárůstu teploty měly být zaznamenávány v podmínkách nejnižší nadmořské výšky, ve které turbo podává minimální výstup.

(2) Zapněte vyhřívání karburátoru a po ustálení podmínek zaznamenejte údaje.

(3) Snižte vzdušnou rychlost na 90 % rychlosti dosažené dle bodu (1). S ovládáním vyhřívání karburátoru v poloze „studený“ a při ustálených podmínkách zaznamenejte údaje.

(4) Zapněte vyhřívání karburátoru a po ustálení podmínek zaznamenejte údaje.

(5) Snižte vzdušnou rychlost na 80 % rychlosti dosažené dle bodu (1). S ovládáním vyhřívání karburátoru v poloze „studený“ a při ustálených podmínkách zaznamenejte údaje.

(6) Zapněte vyhřívání karburátoru a po ustálení podmínek zaznamenejte údaje.

(7) Ve střední nadmořské výšce opakujte kroky (1) až (6).

(8) Ve vysoké nadmořské výšce opakujte kroky (1) až (6). Zaznamenávejte následující údaje:

(i) Nadmořská výška v m (ft).

(ii) Vzdušná rychlost (IAS) v km/h (kt).

(iii) Teplota okolního vzduchu ve $^{\circ}\text{C}$ ($^{\circ}\text{F}$).

(iv) Teplota vzduchu v karburátoru ve $^{\circ}\text{C}$ ($^{\circ}\text{F}$).

(v) Poloha řízení teploty v karburátoru.

(vi) Otáčky motoru za minutu.

(vii) Plnicí tlak motoru v hPa (in Hg).

(viii) Poloha škrticí klapky.

d. *Redukce údajů.* Na obrázcích 256-1 a 256-2 jsou uvedeny příklady stanovení nárůstu teploty vzduchu v karburátoru.

e. *Zkušební postupy pro letouny poháněné turbínovými motory.* Zkoušky za účelem stanovení schopnosti turbínového motoru pracovat v celém letovém rozsahu výkonu, a to bez nepříznivých vlivů na provoz motoru či vážné ztráty výkonu či tahu, by měly být provedeny tak, aby zohledňovaly podmínky tvorby námrazy dle CS-25, Appendix C. Vyhovění by mělo být vyhodnoceno pro každý letoun. Samotná termodynamická prověření a zkoušky v suchém vzduchu obvykle nejsou adekvátní a je potřeba zkoušení ve skutečných podmínkách tvorby námrazy či v aerodynamickém tunelu.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

Poznámka: Je možné provést pouze v jedné nadmořské výšce, pokud je k dispozici O.A.T. 30°F	MINIMÁLNÍ NADMOŘSKÁ VÝŠKA						STŘEDNÍ NADMOŘSKÁ VÝŠKA						MAXIMÁLNÍ NADMOŘSKÁ VÝŠKA (75%)					
	Plně otevřená škrtící klapka nebo max. trvalý výkon*		90% IAS ze sloupce #1		80% IAS ze sloupce 1		Plně otevřená škrtící klapka nebo max. trvalý výkon*		90% IAS ze sloupce #1		80% IAS ze sloupce 1		Plně otevřená škrtící klapka nebo max. trvalý výkon*		90% IAS ze sloupce #1		80% IAS ze sloupce 1	
Poloha řízení teploty vzduchu v karburátoru	C	N	C	N	C	N	C	N	C	N	C	N	C	N	C	N	C	N
Tlaková nadmořská výška (ft)	1500 →						1500 →						8000 →					
O.A.T. (F)	83	83	83	83	83	83	72	72	72	72	72	72	60	60	60	60	60	60
C.A.T. (F)	84	215	84	205	84	200	73	201	73	189	73	184	61	190	61	185	61	176
Nárůst teploty		132		122		117		129		117		112		130		125		116
I.A.S. (míle/hod.)	105	99	95	92	84	82	96	88	87	78	77	70	90	80	82	75	72	67
Ot./min.	2850	2730	2690	2590	2430	2310	2800	2640	2555	2400	2410	2280	2770	2525	2665	2480	2525	2310
M.P. (in. Hg.)	26,4	25,7	24,0	23,5	22,0	21,3	23,5	22,8	19,6	19,3	19,0	18,5	21,2	20,4	19,9	19,4	18,0	17,2
Indikovaný B.H.P.	144	132	120	112	105	99	125	114	92	85	76	72	113	100	101	90	73	65
Standardní teplota pro tlakovou nadmořskou výšku (F)	54 →						41 →						30 →					
Korekční součinitel teploty (viz poznámka 1)	0,974	0,872	0,972	0,879	0,972	0,882	0,970	0,870	0,970	0,879	0,970	0,882	0,970	0,868	0,970	0,871	0,970	0,878
Skutečný B.H.P.	140	115	117	98,4	102	87,4	121	99,2	89	74,7	74	63,5	110	86,8	98	78,4	71	57,1
% jmenovitého B.H.P. (viz poznámka 2)	100	82,2	83,5	70,2	72,8	62,4	86,4	71,0	63,5	53,4	52,8	45,3	78,5	62,1	70	56,0	50,6	40,8
Poloha škrtící klapky	FT	FT	P	P	P	P	FT	FT	P	P	P	P	Ft	Ft	P	P	P	P

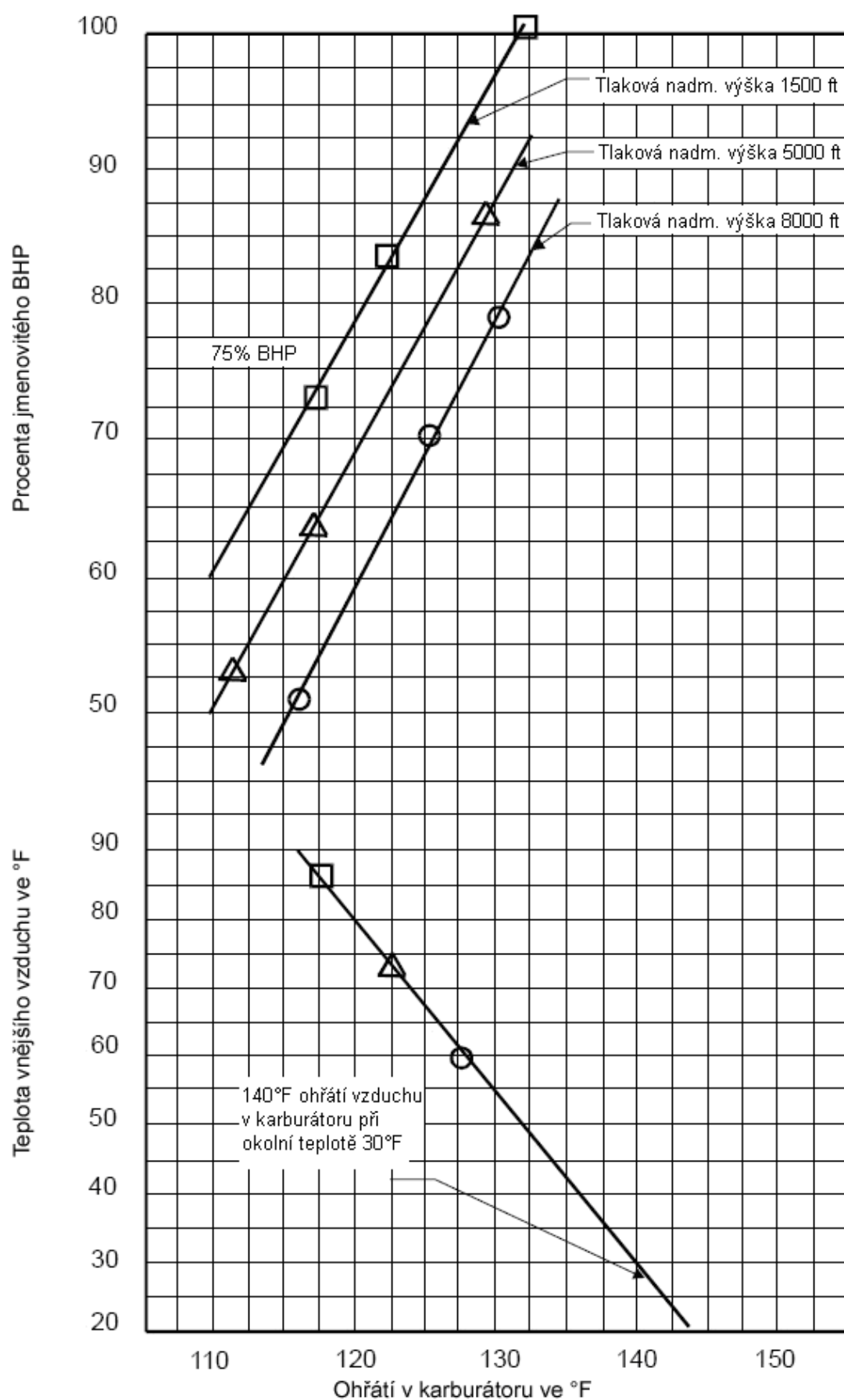
* Pouze přeplňované motory

Poznámka 1: Korekční součinitel teploty = $\sqrt{\frac{\text{standardní teplota (°F)} + 460}{\text{CAT (°F)} + 460}}$

Poznámka 2: Jmenovitý BHP = 140

Poznámka 3: Tučná čísla označující hodnoty vynesené na obrázku 256-1

Obrázek 256-1 VÝPOČET NÁRŮSTU TEPLOTY V KARBURÁTORU



Obrázek 256-2 GRAFY OHŘÁTÍ VZDUCHU V KARBURÁTORU

257–265 **VYHRAZENO**

Oddíl 7 – OVLÁDÁNÍ A PŘÍSLUŠENSTVÍ POHONNÉ JEDNOTKY

266 Odstavec 23.1141 – OVLÁDÁNÍ POHONNÉ JEDNOTKY: VŠEOBECNĚ

a. *Vysvětlení.* Ovládání pohonné jednotky pro každou funkci pohonné jednotky bude pro jednotlivé motory seskupeno, což umožní současné i nezávislé ovládání podle volby. Každý ovládací prvek bude jasně označen svou funkcí a řídicí polohou. (Viz také § 23.777). Od ovládání se vyžaduje, aby si udrželo jakoukoliv polohu, kterou pilot nastaví, aniž by mělo tendenci se posouvat v důsledku vibrací a či zatížení řízení.

b. *Postupy.* Žádné.

267 Odstavec 23.1145 – SPÍNAČE ZAPALOVÁNÍ. (VYHRAZENO)

268 Odstavec 23.1153 – OVLÁDÁNÍ PRAPOROVÁNÍ VRTULE

a. *Vysvětlení.* Pokud páka ovládání stoupání či rychlosti vrtule ovládá také praporování vrtule, jsou vyžadovány prostředky, které zabrání neúmyslnému pohybu do polohy pro zapraporování.

b. *Postupy.* Žádné.

269–278 **VYHRAZENO**

Oddíl 8 – PROTIPOŽÁRNÍ OCHRANA POHONNÉ JEDNOTKY

279 Odstavec 23.1189 – ZÁVĚRNÉ PROSTŘEDKY

a. *Vysvětlení.* Umístění a funkce jakýchkoliv vyžadovaných závěrných prostředků jsou doloženy analýzou návrhových údajů, prohlídkou nebo zkouškou. Vyhodnocena by měla být poloha a ochrana ovládání (spínačů), umístění a jednoznačnost jakýchkoliv požadovaných ukazatelů a schopnost obsluhovat ovládání se zapnutými ramenními vícebodovými pásy (jsou-li použity).

b. *Postupy.* Umístění a ochrana ovladačů a efektivita ukazatelů by měly být součástí kompletního vyhodnocení pilotního prostoru. Funkci závěrných prostředků zkontrolujte po ukončení letu provedením vypnutí motoru uzávěrem paliva.

280–285 **VYHRAZENO**

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA 5 – VYBAVENÍ

Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ

286 (VYHRAZENO)

287 Odstavec 23.1301 – FUNKCE A ZÁSTAVBA

a. *Vysvětlení.* Odstavec 23.1301 uvádí specifické požadavky na zástavbu. Zvláštní pozornost by měla být věnována těm zástavbám, u kterých by externí kus vybavení mohl ovlivnit letové charakteristiky. Všechny zástavby tohoto charakteru by měly být vyhodnoceny pilotem provádějícím letové zkoušky, který by měl ověřit, že vybavení po zástavbě správně pracuje.

b. *Zkouška avioniky*

(1) **VKV komunikační systémy.** Viz AC 20-67B. AC 20-67B odkazuje na dokument vydaný Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) pod označením DO-186. DO-186, odstavec 3.4.2.3, který se zabývá oblastí pokrytí pozemních zařízení. V příkazu FAA Order 6050.32, Appendix 2 jsou uvedeny meze pokrytí pro různé parametry zařízení.

(2) **KV komunikační systémy**

(i) *Kontakty s pozemními stanicemi.* Přijatelné spojení by mělo být předvedeno kontaktováním pozemní stanice na co nejširším rozsahu kmitočtů, který podmínky šíření KV umožní. Vzdálenosti se mohou lišit od 185 (100) do několika stovek kilometrů (námořních mil). Systém by měl uspokojivě pracovat ve svých návrhových režimech.

(ii) *Poruchy atmosférickými srážkami.* Mělo by být předvedeno, že při letu cestovní rychlostí (v oblastech s vysokou elektrickou aktivitou včetně mraků a deště, je-li to možné) nedochází k nadměrným poruchám způsobeným atmosférickými srážkami. Použijte minimální množství zastavěných vybíječů statické elektřiny, pro který je požadováno schválení.

(iii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Zkoušky elektromagnetické kompatibility by měly být provedeny na zemi i za letu v intervalech 1,0 MHz. Jakékoliv elektromagnetické rušení (EMI) zaznamenané na zemi by mělo být opakováno za letu při frekvenci, při které se EMI vyskytlo na zemi. Protože spínače typu squat mohou izolovat funkci některých systémů na zemi (tj. systémy pro sběr údajů ve vzduchu, přetlakování, apod.), EMI by mělo být vyhodnoceno se všemi systémy pracujícími za letu, aby se ověřilo, že nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy na motor, počítač řízení paliva, protismykový systém brzd, atd.

(3) **VKV všesměrové (VOR) systémy**

(i) *Vyzařovací diagramy antény.* Tyto letové zkoušky mohou být omezeny, pokud byly provedeny odpovídající studie vyzařovacího diagramu antény a tyto studie ukázaly, že diagramy nemají významné mezery (při konfiguraci letounu použité pro let; tj. klapky, přistávací zařízení apod.). Zvláště je třeba si uvědomit, že určité nastavení otáček vrtule může způsobovat modulaci indikace odchylky od kurzu (modulace od vrtule). Tato informace by měla být zahrnuta do AFM.

(A) *Příjem.* Palubní systémy VOR by měly normálně pracovat s výstražnými praporky mimo viditelnou část při všech kurzech (při vodorovném letu) skrz standardní prostory pokrytí zobrazené v letecké informační příručce (AIP), a to až do maximální nadmořské výšky, pro kterou je letoun certifikován.

(B) *Přesnost.* Stanovení přesnosti by mělo být provedeno tak, aby indikovaný protisměr odpovídal s přesností na 2°. Zkoušky by měly být provedeny nad nejméně dvěma známými body na zemi, aby byly získány údaje pro každý kvadrant. Údaje by měly korelovat s pozemní kalibrací a chyba by v žádném případě neměla překročit $\pm 6^\circ$. V indikaci odchylky od kurzu by neměly být žádné nadměrné výkyvy.

(ii) *Přijem na trati.* Letěte od zařízení VOR určeného pro vysokou nadmořskou výšku po radiálu v nadmořské výšce rovné 90 % maximální certifikované nadmořské výšky letnou do dosahu standardního prostoru pokrytí. Výstražný praporek VOR by se neměla objevit ve viditelné části, ani by nemělo dojít ke zhoršení identifikačního signálu stanice. Šířka kurzu by měla být $20^\circ \pm 5^\circ$ (10° na každou stranu na zvoleném radiálu). Zkoušky by měly být provedeny letem podél publikovaných traťových úseků, aby se vyloučily anomálie pozemních stanic. Pokud je to praktické, proveďte traťový úsek na dopplerovské VOR stanici, čímž ověříte kompatibilitu palubní jednotky. Při výskytu nekompatibility byly zjištěny velké chyby.

(iii) *Přijem pod malým úhlem.* Proveďte 360° pravou a 360° levou zatáčku s úhlem příčného náklonu minimálně 10° v nadmořské výšce těsně nad spodní hranou standardního prostoru pokrytí a při maximální vzdálenosti prostoru pokrytí. Pokles signálu by se neměl projevit do té míry, že by byly viditelné výstražné praporky. Poklesy, které je možné zmírnit snížením úhlu příčného náklonu při stejném relativním kurzu ke stanici, jsou považovány za uspokojivé. Identifikace VOR by měla být uspokojivá během levých i pravých zatáček.

(iv) *Přijem po velkém úhlem.* Opakujte zatáčky popsané v (iii) výše, ale ve vzdálenosti 93–130 km (50–70 NM) (37–56 km (20–30 NM) u letounů, které nebudou provozovány nad 5 486 m (18 000 ft)) od VOR zařízení a v nadmořské výšce rovné minimálně 90% maximální certifikované nadmořské výšky letounu.

(v) *Míjení stanice na trati.* Ověřte, že ukazatel k/od se správně změní, když prolétne kuželem, kde je signál nad VOR zařízením nejednoznačný.

(vi) *VOR přiblížení.* Proveďte VOR přiblížení s vysunutými přistávacím zařízením a klapkami. Když bude zřízení 22–28 km (12–15 NM) za letounem, použijte dostatečné obraty při přiblížení, které zajistí, že příjem signálu je zachován v průběhu sledování paprsku.

(vii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(4) **Systémy kurzových majáků**

(i) *Vyzařovací diagramy antény.* Požadavky na letové zkoušky by měly být upraveny tak, aby umožňovaly odpovídající změření vyzařovacího diagramu antény, jak jsou diskutovány pro VOR systémy v pododstavci (3)(i).

(A) *Síla signálu.* Vstup do přijímače přiváděný systémem antény by měl být dostatečně silný, aby udržel ukazatel nesprávné funkce mimo viditelnou část, když letoun zaujme konfiguraci pro přiblížení (vysunutě přistávací zařízení – klapky pro přiblížení) a když pokrytí směrového majáku bude v běžných mezích uvedených v letecké informační příručce (AIP). Tento signál by měl být přijímán v celém 360° rozsahu kurzu letounu a při všech úhlech příčného náklonu do 10° vpravo i vlevo při normálních polohách podélného náklonu a v nadmořské výšce přibližně 610 m (2 000 ft) (viz dokument RTCA DO-102).

(B) *Úhly příčného náklonu.* Uspokojivé výsledky by měly být získány také při úhlech příčného náklonu do 30° , když kurz letounu bude v rámci 60° směru příletového kurzového majáku. Uspokojivé výsledky by měly být získány při úhlu příčného náklonu do 15° u kurzů od 60° do 90° od směru příletového kurzového majáku a do 10° příčného náklonu u kurzů od 90° do 180° od směru příletového kurzového majáku.

(C) *Ukazatel směrové odchylky (CDI).* Ukazatel směrové odchylky by měl správně směřovat letoun zpět na správný kurz, když letoun bude vpravo či vlevo od kurzu.

(D) *Identifikace stanice.* Identifikační signál stanic by měl mít odpovídající sílu a měl by být dostatečně prost rušení, aby zajišťoval spolehlivou identifikaci stanici, a hlasové signály by měly být srozumitelné za provozu veškerého elektrického vybavení i při vysílání pulzního vybavení.

(ii) *Zachycení kurzového majáku.* V konfiguraci pro přiblížení a ve vzdálenosti nejméně 33 km (18 NM) od zařízení s kurzovým majákem leťte směrem k přednímu směru příletového kurzového majáku v úhlu minimálně 50°. Provedte tento obrát zprava i zleva paprsku směrového majáku. Během doby, kdy se ukazatel směrové odchylky pohybuje z plné výchylky do indikace „na kurzu“, by se neměly objevit žádné praporky.

(iii) *Sledování kurzového majáku.* Při letu směrem ke kurzovému majáku a ne více než 9 km (5 mil) před dosažením vnějšího polohového návěstidla změňte kurz letounu, abyste dosáhli plné výchylky ručičky. Poté leťte letounem tak, abyste dosáhli stavu, kdy je indikován let „na kurzu“ ke kurzovému majáku. Provedte tento manévr s výchylkou ručičky doprava i doleva. Pokračujte ve sledování kurzového majáku až do přeletu na vysílačem. Přijatelná přiblížení předním či zadním směrem by měla být provedena do 61 m (200 ft) či do publikovaných minim.

(iv) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(5) **Systémy sestupové roviny**

(i) *Síla signálu.* Vstup do přijímače by měl být dostatečně silný, aby udržel výstražné praporky polohy mimo viditelnou část při všech vzdálenostech do 19 km (10 NM) od zařízení. Tato výkonnost by měla být předvedena pro všechny kurzy letounu mezi 30° vpravo a vlevo od směru kurzového majáku (viz dokument RTCA DO-1010). Ukazatel směrové odchylky by měl letoun správně nasměrovat zpět na dráhu, když letoun bude nad nebo pod ní. Rušení za provozu navigace ve vzdálenosti do 19 km (10 NM) od zařízení by se mělo vyskytnout, když bude veškeré vybavení letounu v provozu a veškeré pulzní vybavení bude vysílat. Nemělo by docházet k rušení jiného vybavení v důsledku provozu sestupové roviny.

(ii) *Sledování sestupové roviny.* Při sledování sestupové roviny manévrujte letounem skrz běžné polohy s využitím podélného a příčného náklonu. Ukazatel odchylky od sestupové roviny by měl vykazovat správnou funkci bez zobrazení praporků. Přijatelná přiblížení by měla být provedena do 61 m (200 ft) nebo méně nad prahem dráhy.

(iii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(6) **Systém polohového návěstidla**

(i) *Letová zkouška*

(A) Při nízké citlivosti by signalizační světlo polohového návěstidla mělo svítit na vzdálenost 610 až 914 m (2 000 až 3 000 ft) při letu v nadmořské výšce 305 m (1 000 ft) AGL na středové čáře kurzového majáku při všech konfiguracích klapky a přistávacího zařízení.

(B) Přijatelnou zkouškou pro stanovení vzdáleností 610 až 914 m (2 000 až 3 000 ft) je let rychlostí vůči zemi, která je uvedena v tabulce 1 a čas trvání světla polohového návěstidla.

Tabulka 1 TRVÁNÍ SVĚTLA

Nadmořská výška = 305 m (1 000 ft) (AGL)

<i>Rychlost vůči zemi</i>	<i>Trvání světla (sekundy)</i>	
km/h (kt)	610 m (2 000 ft)	914 m (3 000 ft)
167 (90)	13	20
204 (110)	11	16
241 (130)	9	14
278 (150)	8	12

(C) Pro jiné než uvedené rychlosti vůči zemi mohou být použity následující vzorce:

$$\begin{array}{lcl} \text{Horní mez} & = & \frac{3\,287\ (1\,775)}{\text{Rychlost vůči zemi v km/h (kt)}} \\ \text{(sekundy)} & & \end{array}$$

$$\begin{array}{lcl} \text{Dolní mez} & = & \frac{2\,191\ (1\,183)}{\text{Rychlost vůči zemi v km/h (kt)}} \\ \text{(sekundy)} & & \end{array}$$

(D) Při vysoké citlivosti zůstanou signalizační světlo polohového návěstidla a zvukový signál zapnuty déle než při nízké citlivosti.

(E) Zvukový signál by měl mít vhodnou sílu a neměl by být rušen, aby bylo možné jej spolehlivě identifikovat.

(F) Alternativně je možné provést přelet nad vnějším polohovým návěstidlem v běžné výšce pro ILS přiblížení a stanovit vhodnost zvukové a vizuální indikace.

(ii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC)*. Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(7) **Radiokompas (ADF)**

(i) *Dosah a přesnost*. Systém ADF zastavěný v letounu by měl zajišťovat provoz s chybou nepřekračující 5° a zvukový signál by měl být jasně slyšitelný až do vzdálenosti uvedené pro jakýkoliv z následující typů radiomajáků:

(A) 139 km (75 NM) od zaměřovací stanice pracující na velmi krátkých vlnách (zařízení typu HH).

(B) 93 km (50 NM) od zaměřovací stanice pracující na krátkých vlnách (zařízení typu H).
Upozornění – provozní dosahy jednotlivých zařízení mohou být nižší než 93 km (50 NM).

(C) 46 km (25 NM) od zaměřovací stanice pracující na středních vlnách (zařízení typu MH).

(D) 28 km (15 NM) od zaměřovací stanice pracující na dlouhých vlnách (zařízení typu compass locator).

(ii) *Obrácení ručičky*. Indikační ručička ADF by se měla být schopna otočit pouze jednou o 180°, když letoun přeletí na radiomajákem. Tato zkouška by měla být provedena se zasunutým i vysunutým přístávacím zařízením.

(iii) *Reakce ukazatele*. Při přepínání s relativním zaměřením lišícím se o 180° ±5° by ukazatel měl indikovat nové zaměření s přesností ±5° do ne více než 10 sekund.

(iv) *Vzájemné působení antén*. U zdvojených zástaveb by nemělo docházet k nadměrné vazbě antén.

(v) *Postup*

(A) *Dosah a přesnost*. Naladte několik radiomajáků v rozsahu 190–535 kHz a umístěných ve vzdálenostech v blízkosti maximálního dosahu majáku. Identifikační signály by měly být srozumitelné a ADF by mělo indikovat přibližný směr ke stanicím. Počínaje vzdáleností minimálně 28 km (15 NM.) od polohového radiomajáku (compass locator) v konfiguraci pro přiblížení (vysunutě přístávací zařízení, klapky v poloze pro přiblížení) leťte směrem na přistání na předním směru radiomajáku a proveďte normální ILS přiblížení. Vyhodnoťte sílu a jasnost zvukového identifikačního signálu a správnou výkonnost ADF s přijímačem v režimu ADF. Veškeré elektrické vybavení v letounu by mělo pracovat a pulzní vybavení by mělo vysílat. Leťte nad zemí nebo vhodně stanoveným kontrolním bodem s relativním zaměřením na zařízení 0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270° a 315°. Indikované zaměření na stanici by mělo korelovat v rámci 5°. Zároveň by měly být stanoveny účinky přístávacího zařízení na přesnost zaměření. (Je-li to vhodné, měly by být zajištěny kalibrační štítky.)

(B) *Obrácení ručičky.* Letíte s letounem nad zařízením typu H, MH, nebo compass locator ve výšce 305 až 610 m (1 000 až 2 000 ft) nad úrovní země. Částečné obrácení, které vede či zpožďuje hlavní obrácení, je přijatelné.

(C) *Reakce ukazatele.* Když ADF indikuje stanici přímo vpředu, přepněte na stanici s relativním zaměřením 175°. Ukazatel by měl indikovat nové zaměření s přesností $\pm 5^\circ$ do ne více než 10 sekund.

(D) *Vzájemné působení antén*

(1) Pokud je zkoušená zástavba ADF zdvojená, následujícím způsobem zkontrolujte, zda nedochází k nadměrné vazbě antén:

(2) S přijímačem ADF #1 naladěným na stanici v blízkosti spodního konce pásma ADF ladte přijímač #2 pomalu skrz kmitočtový rozsah všech pásem a stanovte, není-li nepříznivě ovlivňován ukazatel ADF #1.

(3) Opakujte bod (2) s přijímačem ADF #1 naladěným na stanici v blízkosti horního konce pásma ADF.

(vi) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(8) ***Měřič vzdálenosti (DME)***

(i) *Sledovací výkonnosti.* Systém DME by měl pokračovat ve sledování bez výpadku, když je letounem manévrováno ve vzdušném prostoru v rámci standardního prostoru pokrytí stanice VORTAC/DME a v nadmořské výšce nad spodní hranicí standardního prostoru pokrytí do maximální provozní nadmořské výšky. Tento sledovací standard by měl být splněn s letounem:

(A) V konfiguraci pro cestovní let.

(B) Při úhlu příčného náklonu do 10° .

(C) Při stoupání a klesání v normální maximální poloze stoupání a klesání.

(D) Při letu po okruhu kolem zařízení DME.

(E) Poskytování jasně čitelné identifikace zařízení DME.

(ii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(iii) *Stoupání a maximální vzdálenost.* Stanovte, zda nedochází k vzájemnému rušení mezi systémem DME a jiným vybavením na palubě letounu. Začněte ve vzdálenosti minimálně 19 km (10 NM) od zařízení DME a ve výšce 610 m (2 000 ft) nad zařízením DME, leťte letounem na takovém kurzu, aby letoun prolétl nad zařízením. Ve vzdálenosti 9–19 km (5–10 NM) za zařízením DME leťte letounem v běžné maximální poloze pro stoupání až do 90% maximální provozní nadmořské výšky a udržujte letoun na radiálu stanice (v rámci 5°). DME by měl pokračovat ve sledování bez ztráty spojení v rozsahu standardního prostoru pokrytí.

(iv) *Dálkový příjem*

(A) Provedte dvě 360° zatáčky, jednu doprava a druhou doleva, při úhlu příčného náklonu minimálně 10° v maximální vzdálenosti v prostoru pokrytí zařízení DME a v nadmořské výšce minimálně 90% maximální provozní nadmořské výšky.

(B) Ztráty spojení se mohou vyskytnout a jsou přijatelné, pokud nenaruší zamýšlenou dráhu letu letounu nebo pokud je možné je omezit snížením příčného náklonu při stejném relativním kurzu ke stanici.

(v) *Přijem pod vysokým úhlem.* Opakujte letový plán a pozorování dle bodu (iii) výše ve vzdálenosti 93–130 km (50–70 NM), (37–56 km (20–30 NM) pro letouny, které nebudou provozovány nad 5 486 m (18 000 ft)) od zařízení DME a v nadmořské výšce minimálně 90% maximální provozní nadmořské výšky.

(vi) *Průnik.* Z 90% maximální provozní nadmořské výšky proveďte sestup přímo směrem k pozemní stanici s využitím postupu pro maximální normální svislou rychlost klesání k zařízení DME tak, abyste dosáhli výšky 1 524 m (5 000 ft) nad zařízením DME 9–19 km (5–10 NM) před dosažením zařízení DME. DME by během obratu měl pokračovat ve sledování bez ztráty spojení.

(vii) *Let po okruhu.* Ve výšce 610 m (2 000 ft) nad terénem, při rychlosti odpovídající vyčkávacímu obrazci pro typ letounu a s vysunutým přistávacím zařízením leťte alespoň 15° úsek levého a pravého 65 km (35 NM) obrazce letu po okruhu kolem zařízení DME. DME by během obratu měl pokračovat ve sledování s ne více než jednou ztrátou spojení, která by neměla překročit jeden cyklus hledání na každých 9 km (5 mil) letu po okruhu.

(viii) *Přiblížení.* Proveďte běžné přiblížení na skutečné nebo simulované letiště s DME. DME by mělo pokračovat ve sledování bez ztráty spojení (očekává se průlet kolem stanice).

(ix) *DME Hold.* Při sledování DME aktivujte funkci DME Hold. Přepněte volič kanálu na kmitočet kurzového majáku. DME by mělo pokračovat ve sledování původní stanice.

(9) **Odpovídač**

(i) *Síla signálu.* Systém odpovídače ATC by měl zajišťovat silný a ustálený odpovídací signál na dotazy radarového zařízení, když letoun letí přímým a vodorovným letem skrz vzdušný prostor v rámci vzdálenosti 296 km (160 NM) od radarové stanice z dohledu radiostanice do 90% maximální nadmořské výšky, pro kterou je letoun certifikován, nebo do maximální provozní nadmořské výšky. Letouny, které nebudou provozovány v nadmořské výšce nad 5 486 m (18 000 ft) by měly splňovat výše uvedený požadavek pouze do vzdálenosti 148 km (80 NM).

(ii) *Sledování jedním stanovištěm.* Pro sledování jedním stanovištěm je třeba provést zvláštní opatření. Pokrytí ATC zahrnuje vzdálené stanice, a pokud není využito sledování jedním stanovištěm, údaje mohou být neplatné.

(iii) *Doba výpadků.* Když letoun letí ve výšce popsaném vzdušném prostoru, doba výpadku by neměla překročit 20 sekund při následujících obrazech:

(A) Zatačky s úhlem příčného náklonu do 10°.

(B) Stoupání a klesání v normální maximální poloze pro stoupání a klesání.

(C) Let po okruhu kolem radarového zařízení.

(iv) *Pokrytí při stoupání a klesání*

(A) Ve vzdálenosti minimálně 19 km (10 NM) od radarového zařízení a 610 m (2 000 ft) nad ním začněte s použitím kódu odpovídače přiděleného ARTCC, leťte na kurzu, který bude procházet nad zařízením. Leťte s letounem v maximální normální poloze pro stoupání do výšky až 90% maximální nadmořské výšky, pro které je letoun certifikován, a udržujte jej na kurzu v rámci 5° od radarového zařízení. Po dosažení maximální nadmořské výšky, pro kterou je letoun certifikován, leťte vodorovným letem v maximální nadmořské výšce do vzdálenosti 296 (nebo 148) km (160 (nebo 80) NM) od radarového zařízení.

(B) Spojte se s personálem pozemního radaru a informujte se o příznacích výpadku odpovídače. Během letu kontrolujte „ident“ režim odpovídače ATC, abyste se ujistili, že vykonává zamýšlenou funkci. Zjistěte, zda systém odpovídače neruší jiné systémy na palubě letounu a zda jiné vybavení neruší funkci systému odpovídače. Po dobu dvou či více vyhledávacích pohybů by nemělo dojít k výpadku.

(v) *Příjem na dlouhou vzdálenost.* Proveďte dvě 360° zatačky, jednu doprava a druhou doleva, při úhlu příčného náklonu minimálně 10° v letovém vzoru minimálně 296 (nebo 148) km (160 (nebo 80) NM) od radarového zařízení. Během těchto zataček by měl být sledován displej radaru a nemělo by dojít k výpadkům signálu (dva a více vyhledávacích pohybů).

(vi) *Příjem pod vysokým úhlem.* Opakujte letový plán a pozorování dle bodu (iii) výše ve vzdálenosti 93–130 km (50–70 NM) od radarového zařízení a v nadmořské výšce minimálně 90 % maximální provozní nadmořské výšky. Během dvou více vyhledávacích pohybů by nemělo dojít k výpadku. Přepněte odpovídač na kód, který nebyl zvolen řídícím na zemi. Sekundární odražený signál letounu by měl zmizet z obrazovky radaru. Řídící by poté na své řídící jednotce měl přepnout na běžný systém a na obrazovce radaru by se během jednoho vyhledávacího pohybu měla na pozici letounu objevit jedna značka.

(vii) *Cestovní let ve vysoké nadmořské výšce.* Lette s letounem v 90 % jeho maximální certifikované nadmořské výšky nebo v jeho maximální provozní nadmořské výšce počínaje bodem 296 (nebo 148) km (160 (nebo 80) NM) od radarového zařízení na kurzu, který vede nad radarovým zařízením. Nemělo by dojít k výpadku odpovídače (během dvou či více vyhledávacích pohybů) nebo k „zesilování vlastního rušení (zacyklení)“.

(viii) *Obrazce vyčkávání a letu po okruhu*

(A) Ve výšce 610 m (2 000 ft) nebo v minimální výšce nad překážkami (podle toho, co je vyšší) nad anténou radaru a při rychlosti dle vyčkávacího obrazce odpovídající typu letounu proveďte jednu standardní 360° otáčku vpravo a vlevo ve vzdálenosti přibližně 19 km (10 NM) od ARSR zařízení. Nemělo by dojít k výpadku signálu (během dvou či více vyhledávacích pohybů).

(B) Ve výšce 610 m (2 000 ft) nebo v minimální výšce nad překážkami (podle toho, co je vyšší) nad anténou radaru a při rychlosti dle vyčkávacího obrazce odpovídající typu letounu lette s vysunutým přistávacím zařízením a klapkami 45° úseky vlevo a vpravo 19 km (10 NM) obrazců letu po okruhu kolem radarového zařízení.

(ix) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(10) **Meteorologický radar**

(i) *Směrová přesnost.* Indikovaný směr k objektům zobrazeným na displeji by měl být v rámci $\pm 10^\circ$ jejich skutečného relativního směru. Ověřte, že když letoun zatáčí vpravo a vlevo od cíle, indikované zobrazení se posouvá opačným směrem. Lette v podmínkách, které umožňují vizuální identifikaci cíle jako je ostrov, řeka či jezero, v dosahu přibližně 80 % maximálního dosahu radaru. Během letu směrem k cíli zvolte kurz, který bude procházet nad referenčním bodem, ze kterého je směr k cíli známý. Při letu na kurzu z referenčního bodu do cíle stanovte chybu zobrazeného směru k cíli při všech nastaveních dosahu. Zkontrolujte kurz v 10° přírůstcích a stanovte chybu zobrazeného směru k cíli.

(ii) *Provozní vzdálenost.* Radar by měl být schopen zobrazit různé a identifikovatelné cíle v celém úhlovém rozsahu displeje a v přibližně 80 % maximálního dosahu.

(iii) *Sklánění paprsku.* Anténa radaru by měla být zastavěna tak, aby bylo možné paprsek nastavit do jakékoliv polohy bez 10° nad a pod rovinnou otáčení antény. Měla by být ověřena kalibrace sklánění.

(iv) *Obrysové zobrazení (Iso Echo)*

(A) Je-li v rozumné vzdálenosti od zkušební základny hlášena tvorba husté oblačnosti, zvolte obrysové zobrazovací režim. Radar by měl rozlišit mezi hustými a řídkými srážkami.

(B) Pokud nejsou k dispozici výše zmíněné meteorologické podmínky, stanovte efektivitu funkce obrysového zobrazení přepnutím z běžného na obrysové zobrazení při pozorování velkých objektů proměnného jasu na ukazateli. Nejjasnější objekt by se měl při přepnutí z běžného na obrysový režim jevit jako nejtmaší.

(v) *Stabilizace antény, když je zastavěna.* Za vodorovného letu v nadmořské výšce 3 048 m (10 000 ft) nebo výše nastavte sklon na přibližně 2–3° na bodem, kde byl eliminován signál odražený od země. Proveďte náklon vpravo a vlevo o přibližně 15 stupňů a poté klopte dolů o přibližně 10° (nebo v návrhových mezích). Neměl by být zaznamenán signál odražený od země.

(vi) *Mapování země.* Lette nad oblastmi obsahujícími velké, snadno identifikované orientační body jako řeky, města, ostrovy, pobřeží apod. Porovnejte tvar těchto objektů na ukazateli s jejich skutečným tvarem pozorovaným z pilotní kabiny.

(vii) *Vzájemná rušení.* Ověřte, že není přítomno žádné nevyhovující rušení na ukazateli radaru způsobované elektrickým či radiovým/navigačním vybavením v provozu a že zástavba radaru neruší provoz jakýchkoliv radiových/navigačních systémů letounu.

(viii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(ix) *Světelné podmínky.* Displej by měl být vyhodnocen za všech světelných podmínek včetně noci a přímého slunečního světla.

(11) **Prostorová navigace**

(i) *Poradní oběžník Advisory Circular 90-45A.* Tento AC je základním kritériem pro vyhodnocování systému prostorové navigace a obsahuje i přijatelné způsoby průkazu k FAR.

(ii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(12) **Inerční navigace**

(i) *Základní kritérium.* Základním kritériem pro inženýrské vyhodnocení systému inerční navigace (INS) je poradní oběžník Advisory Circular 25-4, který uvádí přijatelné způsoby průkazu pro platné CS. Inženýrské vyhodnocení INS by mělo zahrnovat také zohlednění AC 121-14, který obsahuje kritéria, která musí žadatel splnit před získáním provozního schválení. Pro lety do 10 hodin by radiální chyba neměla překročit 4 km (2 NM) za hodinu provozu na 95% statistické bázi. Pro lety delší než 10 hodin by chyba neměla překročit ±37 km (±20 NM) příčně na trať nebo ±46 km (±25 NM) podél trati. 4km (2NM) radiální chyba je představována kruhem o poloměru 4 km (2 NM) se středem ve zvoleném cílovém bodě.

(ii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(13) **Dopplerovská navigace**

(i) Výkonnost zastavěného systému dopplerovské navigace by měla být vyhodnocena v souladu s AC 121-13.

(ii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC).* Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(14) **Systémy palubního telefonu**

(i) *Přijatelné spojení* by mělo být prokázáno u veškerého zvukového vybavení včetně mikrofónů, reproduktorů, sluchátek a zesilovačů palubního telefonu. Odzkoušeny by měly být všechny režimy provozu včetně provozu během nouzových podmínek (tj. nouzový sestup a kyslíkové masky) se všemi pracujícími motory, při vysílání veškerého pulzního vybavení a za provozu elektrického vybavení. Pokud jsou zastavěny zvukové výstražné systémy, měly by být vyhodnoceny, a to včetně rozlišení zvukových výstrah při použití sluchátek a při vysoké hladině aerodynamického hluku.

(ii) *Elektromagnetická kompatibilita (EMC)*. Za provozu všech systémů za letu pozorováním ověřte, že u vyžadovaných letových systémů nejsou přítomny žádné nepříznivé vlivy.

(15) **Systémy elektronických letových přístrojů**. Viz AC 23.1311-1.

(16) **Navigační systémy V_{LF} /Omega**. Viz AC 20-101B, 90-79, 120-31A a 120-37.

(17) **Navigační systémy LORAN C**. Viz AC 20-121A.

(18) **Mikrovlnné přístávací systémy**. (VYHRAZENO).

288 (VYHRAZENO)

289 Odstavec 23.1303 – LETOVÉ A NAVIGAČNÍ PŘÍSTROJE

a. *Teplota volné atmosféry (FAT)*. Odstavec 23.1303 (a)(4) vyžaduje, aby letouny poháněné pístovými motory těžší než 2 722 kg (6 000 lb) maximální hmotnosti a turbínovými motory poháněné letouny byly vybaveny ukazatelem teploty volné atmosféry, nebo ukazatelem teploty vzduchu, jehož hodnoty jsou převeditelné na volnou atmosféru. Teplotní snímač může být kalibrován ve vztahu ke zkušebnímu snímači o známé charakteristice, nebo letem různými rychlostmi v konstantní nadmořské výšce, nebo průletem kolem věže. Tato kalibrace je obvykle prováděna ve spojení s jednou či více metod kalibrace vzdušné rychlosti, jak je uvedeno v odstavci 302 tohoto FTG.

b. *Výstražné zařízení rychlosti*. Výrobní tolerance výstražného zařízení rychlosti vyžadovaného v 23.1303 (a)(5) musí být nastaveny tak, aby minimalizovaly obtěžující výstrahy. Při zohledňování tohoto požadavku by se výrobce měl snažit snížit, zmírnit či potlačit výskyt na nejnižší praktickou úroveň odpovídající současné technologii a materiálům. Nejnižší praktická úroveň je tím bodem, kdy by další úsilí o snížení nebezpečí výrazně překračovalo přínosy ve smyslu bezpečnosti, které by toto snížení přineslo. Další úsilí by již nevedlo k významnému zlepšení spolehlivosti.

290 Odstavec 23.1305 – PŘÍSTROJE POHONNÉ JEDNOTKY

a. *Vysvětlení*. Odstavec 23.1305 je specifický co do přístrojů pohonné jednotky vyžadovaných pro každý typ zástavby. Požadavek na specifické přístroje na specifických letounech by měl být stanoven analýzou údajů typového návrhu před certifikačním letovým zkoušením.

b. *Postupy*. Ověřte správné funkci každého zastavěného požadovaného přístroje/ukazatele. Pokud by vytvoření požadované nesprávné funkce vyžadovalo stanovení potenciálně nebezpečných podmínek za letu, měly by být správné funkce těchto ukazatelů ověřeny pozemními zkouškami.

c. *Průtokoměry paliva*. Poradní oběžník Advisory Circular (AC) 23.1305-1 se zabývá zástavbou průtokoměrů paliva v letounech s pístovými motory s trvalým prouděním vstřikovaného paliva.

291 Odstavec 23.1307 – RŮZNÉ VYBAVENÍ. (VYHRAZENO)

292 Odstavec 23.1309 – VYBAVENÍ, SYSTÉMY A ZÁSTAVBY

293–299 VYHRAZENO

Oddíl 2 – PŘÍSTROJE: ZÁSTAVBA

300 Odstavec 23.1311 – ELEKTRONICKÉ ZOBRAZOVACÍ PŘÍSTROJOVÉ SYSTÉMY. Toto téma je pokryto v AC 23.1311-1.

301 Odstavec 23.1321 – USPOŘÁDÁNÍ A VIDITELNOST. (VYHRAZENO).

302 Odstavec 23.1322 – VÝSTRAŽNÁ, VAROVNÁ A PORADNÍ SVĚTLA. (VYHRAZENO).

303 Odstavec 23.1323 – SYSTÉM PRO INDIKACI VZDUŠNÉ RYCHLOSTI

a. *Vysvětlení*

(1) *Ukazatel vzdušné rychlosti.* Ukazatel vzdušné rychlosti je obvykle tlakový snímač, který měří rozdíly mezi celkovým tlakem volného proudu a statickým tlakem a je obvykle značen v uzlech. Pitotovy trubice pro duplicitní ukazatele vzdušné rychlosti jsou obvykle umístěny na opačných stranách trupu letadla, ale mohou být situovány na stejné straně za předpokladu, že jsou od sebe vzdáleny alespoň 30 cm.

(2) *Systémy počítače aerometrických dat. (VYHRAZENO).*

(3) *Definice.* CS-Definice definuje indikovanou rychlost letu (IAS), kalibrovanou rychlost letu (CAS), ekvivalentní rychlost letu (EAS), pravou vzdušnou rychlost (TAS) a Machovo číslo. Tyto definice zahrnují termíny polohová chyba, chyba přístroje a chyba systému, které mohou potřebovat další vysvětlení.

(i) *Polohová chyba.* Polohová chyba představuje chyby celkového tlaku (Pitotova) a statického tlaku Pitot statické zástavby. Správnou konstrukcí je možné chybu celkového tlaku snížit na úroveň, kdy je nevýznamná pro většinu letových podmínek. Publikace NASA Reference publication 1046 (viz pododstavec g) uvádí různé konstrukční pohledy. Chyba statického tlaku je nejobtížněji měřitelná a může být poměrně velká.

(ii) *Přístrojová chyba.* Přístrojové chyby jsou vrozené chyby u mechanických přístrojů. Tyto chyby jsou výsledkem výrobních tolerancí, hystereze, teplotních změn, tření a setrvačnosti pohyblivých součástí. U elektronických přístrojů jsou tyto chyby způsobeny chybami v elektronických prvcích, které převádí Pitot-statické tlaky na elektronické signály. Chyby přístrojů jsou stanoveny pro letové podmínky v ustáleném stavu. Kalibrace systému při pozemním chodu může vyžadovat zohlednění interní dynamiky přístroje tak, jak by byla ovlivněna zrychlením při vzletu.

(iii) *Chyba systému.* Chyba systému je kombinace polohové chyby a chyby přístroje.

(4) *Teploty.* Statická teplota vzduchu (SAT) a celková teplota vzduchu nejsou v CS-Definice definovány, ale mohou být významné pro přesnou kalibraci systémů pro indikaci vzdušné rychlosti. Pro ustálené hodnoty tlakové nadmořské výšky a kalibrované rychlosti letu je TAS funkcí statické teploty vzduchu. Odkaz f(2) v Dodatku 2 se zabývá teplotním účinkem proudu vzduchu na snímač teploty a ukazuje, jak stanovit restituční součinitel snímače. Na obrázku 7 v Dodatku 7 je uveden nárazový nárůst teploty pro případ, kdy je znám restituční součinitel.

(5) *Kalibrace systému.* Systém pro indikaci vzdušné rychlosti je kalibrován za účelem stanovení vyhovění požadavkům § 23.1323 a stanovení referenční vzdušné rychlosti, která bude použita při průkazu vyhovění dalším platným předpisům. Systém pro indikaci vzdušné rychlosti může být kalibrován za použití metody pozemní základny měření rychlosti, metody využívající vodícího letounu, vlečné bomby a/nebo metody s použitím nosníku pro měření vzdušné rychlosti, metody průletu kolem řídicí věže nebo s využitím vlečného kuželu. Použitá metoda bude záviset na rychlostním rozsahu zkoušeného letounu, jeho konfiguraci a dostupném vybavení. Kalibrace systému pro indikaci vzdušné rychlosti je obvykle prováděna v nadmořských výškách pod 3 048 m (10 000 ft). U letounů schválených pro let nad 9 449 m (31 000 ft) je vhodné provést ověření platnosti polohové chyby ve vyšší provozní

nadmořské výšce. U letounů, kde jsou vstupy pro snímání statického tlaku umístěny v blízkosti roviny vrtule, by mělo být ověřeno, že náhlé změny výkonu významně nezmění kalibraci vzdušné rychlosti. U letounů kategorie pro sběrnou dopravu navíc § 23.1323 (c) vyžaduje kalibraci vzdušné rychlosti pro použití během pozemního rozjezdu při vzletu.

(6) *Kalibrace přístrojů.* Všechny přístroje použité při zkoušce by měly být kalibrovány a všechny kalibrační křivky by měly být zahrnuty v hlášení o typové prohlídce.

b. *Metoda pozemní základny pro měření vzdušné rychlosti.* Metoda pozemní základny pro měření vzdušné rychlosti se skládá z pozemního referenčního bodu pro stanovení odchylek mezi indikovanou rychlostí letu a rychlostí letounu vůči zemi. Postupy zkoušky a vzorový přepočet údajů naleznete v Dodatku 9.

c. *Metoda s použitím vlečné bomby a/nebo nosníku pro měření vzdušné rychlosti.* Postupy zkoušky a vzorový přepočet údajů naleznete v Dodatku 9.

d. *Metoda s použitím vodícího letounu.* Postupy zkoušky naleznete v Dodatku 9.

e. *Průlet kolem řídicí věže.* Vysvětlení viz odstavec 304.

f. *Kalibrace vzdušné rychlosti při pozemním rozjezdu při vzletu.* Systém pro indikaci vzdušné rychlosti je kalibrován pro průkaz vyhovění požadavkům § 23.1323 (c) pro kategorii pro sběrnou dopravu během zrychlování na zemi při vzletu a používá se ke stanovení hodnot IAS pro různé rychlosti V_1 a V_R . Definice, postupy zkoušky a vzorový přepočet údajů naleznete v Dodatku 9.

g. *Další metody.* Další metody kalibrace vzdušné rychlosti jsou popsány v publikaci NASA Reference publication 1046, „Measurement of Aircraft Speed and Altitude“, W. Gracey, květen 1980.

304 Odstavec 23.1325 – SYSTÉM PRO SNÍMÁNÍ STATICKÉHO TLAKU

a. *Definice.* Odstavec 302 definuje několik termínů souvisejících s pitot-statickými systémy. U některých může být třeba další vysvětlení.

(1) *Výškoměr.* Výškoměr je měřič tlaku, který měří rozdíl mezi barometrickým tlakem na úrovni hladiny moře, který se na přístroji nastavuje, a statickým tlakem a ukazuje ve stopách.

(2) *Statická chyba (chyba v tlakové nadmořské výšce).* Chyba, která je důsledkem rozdílu mezi skutečným okolním tlakem a statickým tlakem měřeným ve zdroji statického tlaku na letounu, se nazývá statická chyba. Statická chyba způsobuje, že výškoměr ukazuje nadmořskou výšku, která se liší od skutečné nadmořské výšky. Může také ovlivnit chyby v systému pro indikaci vzdušné rychlosti.

b. *Kalibrace systému pro snímání statického tlaku.* Systém pro snímání statického tlaku je kalibrován proto, aby bylo stanoveno vyhovění požadavkům § 23.1325. Systém pro snímání statického tlaku může být kalibrován metodami využívajícími vlečné bomby, kuželu nebo průletu kolem řídicí věže. Alternativně, u správně navržených pitotových systémů, má pitot minimální vliv na polohovou chybu vzdušné rychlosti (dV_C), jak je stanovena v § 23.1323. U těchto systémů je možné statickou chybu (dh) vypočítat podle následující rovnice:

$$dh = 0,08865 (dV_C) \left\{ 1 + 0,2 \left\{ \frac{V_C}{661,5} \right\}^2 \right\}^{2,5} \left\{ \frac{V_C}{\sigma} \right\}, \text{ ft.}$$

Kde: V_C = kalibrovaná rychlost letu, kt.
 σ = hustotní poměr okolního vzduchu.
 dV_C = polohová chyba vzdušné rychlosti.

c. *Zkušební metody.* Metody specifikované pro kalibraci systémů pro indikaci vzdušné rychlosti včetně podmínek a postupů zkoušky platí shodně pro stanovení statické chyby a chyby v indikované tlakové nadmořské výšce a jsou obvykle stanovovány ze stejných zkoušek a údajů.

d. *Průlet kolem řídicí věže.* Metoda průletu kolem řídicí věže je jednou z metod, které vedou k přímému stanovení statické chyby v indikované tlakové nadmořské výšce bez potřeby výpočtu z polohové chyby vzdušné rychlosti.

e. *Postupy a zkušební podmínky pro průlet kolem řídicí věže*

(1) *Kvalita vzduchu.* Pro stanovení chyby tlakové nadmořské výšky je potřeba klidné, stálé ovzduší.

(2) *Hmotnost a těžiště.* Stejně jako u kalibrace systému pro indikaci vzdušné rychlosti.

(3) *Rozsah rychlostí.* Kalibrace by měla sahát od $1,3 V_{SO}$ do $1,8 V_{SL}$. Vyšší rychlosti do V_{MO} nebo V_{NE} jsou obvykle také prošetřeny, aby bylo možné uvést v AFM chyby pro celý rozsah vzdušných rychlostí.

(4) *Zkušební postupy*

(i) Stabilizujte letoun při vodorovném letu ve výšce, která je v rovině s provozním prostorem věže nebo souběžně s dráhou při udržování konstantní výšky 15 až 30 m (50 až 100 ft) pomocí radiového výškoměru. Na věži nebo na zemi by měl být umístěn pozemní pozorovatel s výškoměrem o známé přístrojové chybě. Tlaková nadmořská výška se zaznamená jak na zemi, tak v letounu ve chvíli, kdy letoun mine pozorovatele na zemi.

(ii) Opakujte krok (i) při různých vzdušných rychlostech v přírůstcích, které postačí k pokrytí požadovaného rozsahu, a při každém požadovaném nastavení vztlačových klapek.

(5) *Sběr údajů.* Údaje, které mají být zaznamenávány v každém zkušebním bodě:

(i) IAS letounu.

(ii) V letounu indikovaná tlaková nadmořská výška.

(iii) Pozemním pozorovatelem stanovená indikovaná tlaková nadmořská výška.

(iv) Indikace radarového výškoměru (při letu podél dráhy).

(v) Poloha vztlačových klapek.

(vi) Poloha přistávacího zařízení.

(6) *Redukce údajů*

(i) *Metoda*

(A) Korigujte hodnoty indikované tlakové nadmořské výšky pro přístrojovou chybu příslušnou pro každý přístroj.

(B) Abyste získali zkušební tlakovou nadmořskou výšku, upravte tlakovou nadmořskou výšku pozemního pozorovatele o výškový odečet z radarového výškoměru. Žádná úprava není třeba v případě, že letoun byl přesně na stejné hladině jako pozorovatel na zemi (v provozním prostoru věže). Statické chyby je možné upravit ze zkušební tlakové nadmořské výšky na úroveň hladiny moře následovně:

$$dh_{(S.L.)} = \{dh_{(TEST)}\} \{ \sigma_{(TEST)} \},$$

Kde: $dh_{(TEST)}$ = rozdíl ve zkušební tlakové nadmořské výšce a v tlakové nadmořské výšce v letounu s odstraněnou příslušnou chybou přístroje.

$\sigma_{(TEST)}$ = hustotní poměr okolního vzduchu.

(ii) *Vynesení.* Statická chyba na úrovni hladiny moře ($dh_{(S,L)}$) by měla být vynesena v závislosti na zkušebních kalibrovaných vzdušných rychlostech.

(7) *Požadovaná přesnost.* Odstavec 23.1325 (e) vyžaduje, aby chyba tlakové nadmořské výšky na úrovni hladiny moře (po odstranění chyby přístroje) spadala do pásma ± 9 m (± 30 ft) při 185 km/h (100 kt) nebo menší rychlosti, s lineární změnou ± 5 m na 100 km/h (± 30 ft na 100 kt) při vyšších rychlostech. Tyto meze platí pro všechna nastavení klapky a pro vzdušné rychlosti od $1,3 V_{SO}$ do $1,8 V_{S1}$. Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu. Systém kalibrace by měl být uveden v AFM.

305 ODSAVEC 23.1326 – INDIKAČNÍ SYSTÉMY VYHŘÍVÁNÍ PITOTOVY TRUBICE. (VYHRAZENO)

306 ODSAVEC 23.1327 – MAGNETICKÝ KOMPAS. (VYHRAZENO)

307 ODSAVEC 23.1329 – SYSTÉM AUTOPILOTA. Toto téma je pokryto v AC 23.1329-2.

308 ODSAVEC 23.1331 – PŘÍSTROJE VYUŽÍVAJÍCÍ ZDROJ ENERGIE. (VYHRAZENO)

309 ODSAVEC 23.1335 – SYSTÉMY LETOVÉHO POVELOVÉHO PŘÍSTROJE. (VYHRAZENO)

310 ODSAVEC 23.1337 – PŘÍSTROJE POHONNÉ JEDNOTKY

a. *Vysvětlení*

(1) *Ukazatel množství paliva.* Ukazatel by měl být srozumitelný a snadno čitelný bez nadměrného pohybu hlavou. Zjevné by měly být použité kalibrační jednotky a velikosti dílků měřítka. Jednotky by měly být odpovídající postupům a výkonnostním údajům uvedeným v AFM.

(2) *Pomocné nádrže.* Ukazatel množství paliva není vyžadován pro malou pomocnou nádrž, která se používá pouze k přečerpávání paliva mezi nádržemi, pokud tomu odpovídá velikost nádrže, průtočná rychlost paliva a provozní pokyny. O požadavku na samostatný ukazatel množství paliva by mělo být rozhodnuto analýzou návrhových údajů před letovou zkouškou. Při stanovování potřeby ukazatele množství paliva je třeba uvážit relativní velikost nádrží, zamýšlené použití pomocných nádrží, složitost palivového systému apod. Pokud ukazatel není zastavěn, postupy v letové příručce by měly zaručovat, že jakmile bude přečerpávání paliva započato, veškeré palivo ze zvolené pomocné nádrže bude přečerpáno do hlavní nádrže, aniž by došlo k jejímu přeplnění či k překročení tlaku.

b. *Postupy.* Vyhodnoťte srozumitelnost a čitelnost ukazatelů. V AFM zkontrolujte, zda obsahuje odpovídající jednotky a platné postupy.

311–318 VYHRAZENO

Oddíl 3 – ELEKTRICKÉ SYSTÉMY A VYBAVENÍ

319 Odstavec 23.1351 – VŠEOBECNĚ. (VYHRAZENO)

320 Odstavec 23.1353 – KONSTRUKCE A ZÁSTAVBA AKUMULÁTOROVÉ BATERIE

a. *Vysvětlení.* Při ujišťování se, že v letounu zastavěná baterie má dostatečnou kapacitu vhodnou pro vyhovění 23.1353 (h), je třeba zohlednit jakékoliv služby či vybavení nezbytné pro pokračování v bezpečném letu a přistání daného letounu v souladu s nouzovými postupy a ve všech schválených provozních podmínkách. Zohlednit je třeba také ty služby, které nemohou být odstaveny. Aby se zajistilo, že služby budou vhodně pracovat po předepsanou dobu, trvání napájení baterií by obvykle mělo být založeno na 72 % jmenovité kapacity uvedené na štítku při teoretickém hodinovém odběru. Toto číslo zohledňuje stav nabití baterie, minimální dovolenou kapacitu v průběhu životnosti a účinnost baterie a je založeno na 80 % kapacity baterie uvedené na štítku, při teoretickém hodinovém odběru a 90% nabití. Doba rozpoznání může záviset na typu výstražných systémů.

b. *Postupy.* Žádné.

321 Odstavec 23.1357 – ZAŘÍZENÍ PRO OCHRANU OBVODŮ. (VYHRAZENO)

322 Odstavec 23.1361 – USPOŘÁDÁNÍ HLAVNÍHO VYPÍNAČE. Tato Hlava vyžaduje, aby byla zastavěna zástavba hlavního vypínače. Potvrďte, že zástavba hlavního vypínače je vhodně umístěna na privilegovaném místě a označena. Hlavní spínač je v souladu s 23.1355 (e)(2) považován za nouzový ovladač a měl by mít červenou barvu.

323 Odstavec 23.1367 – SPÍNAČE. (VYHRAZENO)

324–328 VYHRAZENO

Oddíl 4 – SVĚTLA

329 Odstavec 23.1381 – OSVĚTLENÍ PŘÍSTROJŮ. (VYHRAZENO)

330 Odstavec 23.1383 – PŘÍSTÁVACÍ SVĚTLA. (VYHRAZENO)

331–335 VYHRAZENO

Oddíl 5 – BEZPEČNOSTNÍ VYBAVENÍ

336 Odstavec 23.1411 – VŠEOBECNĚ. (VYHRAZENO)

337 Odstavec 23.1415 – VYBAVENÍ PRO NOUZOVÉ PŘISTÁNÍ NA VODU. (VYHRAZENO)

338 ODSTAVEC 23.1416 – PNEUMATICKÝ ODMRAZOVACÍ SYSTÉM. Viz AC 23.1419-2.

339 ODSTAVEC 23.1419 – OCHRANA PROTI NÁMRAZE. Viz AC 23.1419-2

340–349 VYHRAZENO

Oddíl 6 – RŮZNÉ VYBAVENÍ

350 ODSTAVEC 23.1431 – ELEKTRONICKÉ VYBAVENÍ. § 23.1431 (e) vyžaduje, aby členové letové posádky dostávali veškeré zvukové výstrahy, když budou používat jakékoliv sluchátka. Pro ty zástavby, kde nejsou všechny výstrahy poskytovány radiovým/audio vybavením, by měl výrobce prokázat, že všechny výstrahy budou slyšitelné a rozpoznatelné, i když budou použity sluchátka odstiňující hluk.

351 ODSTAVEC 23.1435 – HYDRAULICKÉ SYSTÉMY. (VYHRAZENO)

352 ODSTAVEC 23.1441 – KYSLÍKOVÉ VYBAVENÍ A DODÁVKA KYSLÍKU. (VYHRAZENO)

353 ODSTAVEC 23.1447 – STANDARDY VYBAVENÍ PRO KYSLÍKOVÉ DÝCHACÍ SOUPRAVY/PŘÍSTROJE. (VYHRAZENO)

354 ODSTAVEC 23.1449 – PROSTŘEDKY KE ZJIŠTĚNÍ POUŽITÍ KYSLÍKU. (VYHRAZENO)

355 ODSTAVEC 23.1457 – ZAPISOVAČE HLASU V PILOTNÍM PROSTORU. (VYHRAZENO)

356 ODSTAVEC 23.1459 – LETOVÉ ZAPISOVAČE. (VYHRAZENO)

357–364 VYHRAZENO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

HLAVA 6 –PROVOZNÍ OMEZENÍ A INFORMACE**Oddíl 1 – VŠEOBECNĚ****365 Odstavec 23.1501 – VŠEOBECNĚ****a. Vysvětlení**

(1) *Informace pro letovou posádku.* Tento odstavec stanovuje povinnost informovat letovou posádku o omezeních letounu a dalších informacích nezbytných pro bezpečný provoz letounu. Informace jsou prezentovány ve formě štítků, značení a schválené AFM. Při rozhodování o způsobu prezentace jednotlivých informací může pomoci Dodatek 4.

(2) *Minimální omezení.* Odstavce 23.1505 až 23.1527 předepisují stanovení minimálních omezení. Potřebná mohou být i další omezení.

(3) *Prezentace informací.* Odstavce 23.1541 až 23.1589 předepisují, jakým způsobem musí být informace zpřístupněny letové posádce.

b. Postupy. Žádné.**366 Odstavec 23.1505 – OMEZENÍ VZDUŠNÉ RYCHLOSTI**

a. *Vysvětlení.* Tento odstavec stanovuje omezení provozní rychlosti, kterým se stanovuje bezpečnostní rezerva pod návrhovými rychlostmi. Pro pístovými motory poháněné letouny existuje více možností. Může pro ně být stanovena nepřekročitelná rychlost (V_{NE}) a maximální návrhová cestovní rychlost (V_{NO}), nebo mohou být provedeny zkoušky v souladu s § 23.335 (b)(4), v kterémžto případě bude letoun provozován podle konceptu maximální provozní rychlosti (V_{MO}/M_{MO}). U turbínovými motory poháněných letounů by měla být stanovena V_{MO}/M_{MO} . Zkoušky spojené se stanovováním těchto rychlostí jsou popsány v § 23.253 – Vlastnosti při vysoké rychlosti.

b. Postupy. Žádné.

367 Odstavec 23.1507 – OBRATOVÁ RYCHLOST. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

368 Odstavec 23.1511 – RYCHLOST S VYSUNUTÝMI KLAPKAMI. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

369 Odstavec 23.1513 – MINIMÁLNÍ RYCHLOST ŘIDITELNOSTI. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

370 Odstavec 23.1519 – HMOTNOST A TĚŽIŠTĚ. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

371 Odstavec 23.1521 – OMEZENÍ POHONNÉ JEDNOTKY. (VYHRAZENO).

372 (VYHRAZENO)

373 Odstavec 23.1523 – Minimální letová posádka

a. *Diskuze.* Při stanovování minimální letové posádky by mělo být uváženo následující.

(1) *Základní funkce podílející se na pracovní zátěži.* Měly by být uváženy následující základní funkce:

- (i) Řízení dráhy letu.
- (ii) Zabránění srážkám.
- (iii) Navigace.
- (iv) Komunikace.
- (v) Obsluha a sledování řízení letadla.
- (vi) Velící rozhodnutí.
- (vii) Přístupnost a snadnost použití nezbytných řídicích prvků.

(2) *Činitele ovlivňující pracovní zátěž.* Při analýze a prokazování pracovní zátěže za účelem stanovení minimální letové posádky jsou za důležité považovány následující činitele ovlivňující pracovní zátěž.

(i) Dopad základních letových charakteristik letounu na stabilitu a snadnost řízení dráhy letu. Při hodnocení vhodnosti řízení letové dráhy by měly být uváženy některé činitele jako vyvážitelnost, připojení autopilota, vazba, reakce na turbulence, charakteristika tlumení, síly způsobující poruchy řízení a gradienty řídicích sil. Nezbytné prvky jsou fyzické úsilí, duševní úsilí a časy potřebné k vyhledání a analýze prvků pro řízení dráhy letu a interakce s ostatními funkcemi podílejícími se na pracovní zátěži.

(ii) Přístupnost, snadnost a jednoduchost použití všech potřebných letových a výkonových řídicích prvků a ovladačů vybavení včetně ventilů pro nouzové uzavření paliva, elektrických a elektronických ovládacích/řídicích prvků, ovládání systému přetlakování a ovládání motoru.

(iii) Přístupnost a zjevnost všech nezbytných přístrojů a zařízení pro výstrahy o poruchách, jako jsou požární výstrahy, nesprávná funkce elektrického systému a další poruchové či varovné ukazatele. Zohledňován je i rozsah, kterým takové přístroje a zařízení ovlivňují provedení správných nápravných kroků.

(iv) U pístovými motory poháněných letounů – složitost a náročnost obsluhy palivového systému se zvláštním uvážením potřeby plánu využití paliva s ohledem na polohu těžiště, konstrukční a jiné ohledy týkající se letové způsobilosti. Dále schopnost každého motoru souvisle pracovat z jedné nádrže či zdroje, které jsou automaticky doplňovány z jiných nádrží, pokud je celková zásoba paliva uložena ve více než jedné nádrži.

(v) Stupeň a trvání koncentrovaného duševního a fyzického úsilí potřebného k běžnému provozu a k diagnostice a vypořádávání se s nesprávnými funkcemi a stavy nouze, a to včetně provádění kontrolních seznamů a zohlednění polohy a dostupnosti spínačů a ventilů.

(vi) Rozsah potřebného sledování palivových, hydraulických, přetlakových, elektrických, elektronických, odmrazovacích a dalších systémů při letu na trati. Také zaznamenávání odečtů motoru apod.

(vii) Stupeň automatizace poskytnutý v případě poruchy či nesprávné funkce jakéhokoliv systému letadla. Takové informace by měly zajistit pokračující provoz systému poskytnutím automatického přechodu či izolace obtíží a minimalizace potřeby zásahu letové posádky.

(viii) Pracovní zátěž představovaná zajišťováním spojení a navigace.

(ix) Možnost zvýšené pracovní zátěže spojené s jakoukoliv nouzí, která by mohla způsobit další stavy nouze.

(x) Problémy s cestujícími.

(3) *Oprávněné druhy provozu.* Během stanovování minimální posádky by měly být uváženy druhy provozu, ke kterým je uděleno oprávnění v souladu s § 23.1525. Nefunkční vybavení může vést ke zvýšení pracovní zátěže, která může ovlivnit minimální posádku. Je možné stanovit, že v důsledku pracovní zátěže při obsluze minimální posádkou může být potřeba, aby určité vybavení bylo při určitých typech provozu funkční.

b. *Přijatelné postupy*

(1) *Všeobecně*

(i) Měl by být vytvořen plán systematického vyhodnocení a zkoušek pro jakýkoliv nový či upravený letoun. Metody pro průkaz vyhovění by měly zdůrazňovat použití přijatelných technik analýzy i letových zkoušek. Doplněk posádky by měl být studován pomocí logických procesů odhadu, měření a následného prokázání pracovní zátěže, kterou představuje daná konstrukce pilotní kabiny.

(ii) Analytické měření by mělo být prováděno výrobcem v rané fázi procesu návrhu letounu. Analytický postup, který daný uživatel používá ke stanovení pracovní zátěže posádky, se může lišit v závislosti na konfiguraci pilotní kabiny, dostupnosti vhodného porovnání, originální konstrukci či modifikaci, apod.

(2) *Analytický přístup*

(i) Základem pro rozhodnutí, že nová konstrukce je přijatelná, je srovnání nové konstrukce s předchozí konstrukcí ověřenou provozem. Provedením specifického vyhodnocení a porovnání nové konstrukce se známým základem je možné s jistotou říci, že provedené změny v nové konstrukci dosahují zamýšleného výsledku. Při zvažování nové pilotní kabiny mohou být určité součásti navrženy jako náhrada za konvenční prvky a může být proveden určitý stupeň přeuspořádání. Do stávajících panelů může být potřeba zastavět nové systémy avioniky a nové automatizované systémy mohou nahradit stávající ukazatele a ovladače. Výsledkem této evoluční charakteristiky vývoje pilotní kabiny je, že často existuje referenční konstrukce pilotní kabiny, kterou je obvykle konvenční letoun, který byl podroben zkoušce provozním použitím. Pokud nová konstrukce představuje vývoj, snahu o zlepšení či jinou odchylku od této referenční pilotní kabiny, existuje potenciál pro provedení přímého porovnání. I když dostupné techniky měření pracovní zátěže neumožňují stanovit přesná čísla pro každý konstrukční prvek v souvislosti s potenciálem pro vznik chyb či leteckých nehod, tyto techniky poskytují prostředek pro srovnání nového návrhu se známou kvantitou. Prozkoumány by měly být i provozní zkušenosti, aby bylo ověřeno, že stávající problémy byly pochopeny a že nebudou opakovány.

(ii) Po prostudování nové součásti či uspořádání a jejím odzkoušení v praktických letových scénářích nemusí být zkušební pilot schopen ohodnotit danou konstrukci v jemnějších jednotkách pracovní zátěže než „lepší“, nebo „horší než“. Pokud může pilot spolehlivě a důvěryhodně říci, že je či není snazší vidět displej či použít posilovaný systém řízení, než tomu bylo u obdobné jednotky u referenční konstrukce, pak tyto úsudky „lepší“, „horší než“, jsou-li doloženy vhodným příkladem kvalifikovanými piloty v různých předpokládaných letových režimech, poskytují dostatečný důkaz, že pracovní zátěž je, nebo není inovací snížena.

(A) Pokud prvotní subjektivní analýza personálem EASA provádějícím letové zkoušky ukáže, že může dojít k významnému navýšení úrovně pracovní zátěže, může být k ověření přijatelnosti navýšené pracovní zátěže potřeba hlubší zhodnocení letových zkoušek. V tomto případě by měla být k dispozici volná kapacita pracovní zátěže zajišťovaná základní konstrukcí pilotní kabiny, která umožní zvládnutí nárůstu.

(B) Pokud nová konstrukce představuje „revoluční změnu“ v úrovni automatizace nebo povinnosti pilota, může mít analytické porovnávání s referenční konstrukcí sníženou hodnotu. Bez pevné databáze o čase potřebném k provedení jak běžně vyžadovaných, tak nepředvídaných povinností bude potřeba úplnější a realistická simulace a letové zkoušení.

(3) *Zkoušení*

(i) V případě stanovování minimální posádky je konečné rozhodnutí vyhrazeno, dokud s letounem nebude skutečně let komisi zkušených pilotů, kteří budou pro letoun vycvičení a kvalifikováni. Výcvik by měl být prakticky ten, který bude potřeba pro typovou kvalifikaci. Pokud žadatel požaduje schválení pro let s jedním pilotem, hodnotící piloti by měli být zkušení a měli by mít odbornost potřebnou pro jednopilotní provoz. Odstavec 23.1523 obsahuje kritéria pro stanovení minimální letové posádky. Tato kritéria obsahují základní funkce a činitele podílející se na pracovní zátěži.

(ii) Činitele ovlivňující pracovní zátěž jsou ty činitele, které by měly být uváženy při vyhodnocování základních funkcí podílejících se na pracovní zátěži. Důležité je mít při analyzování a předvádění pracovní zátěže namysli klíčové termíny – základní pracovní zátěž a minimální vodítka. Například vyhodnocení pracovní zátěže představované spojením by mělo zahrnovat základní pracovní zátěž potřebnou k správnému provozu letounu v prostředí, pro které je požadováno schválení. Pokud má být dosaženo konzistentního vyhodnocení minimální letové posádky, je důležité mít na paměti cíl vyhodnocení vzájemného doplňování posádky během realistických provozních podmínek.

(iii) Program letových zkoušek pro průkaz vyhovění by měl být navržen žadatelem a měl by být strukturován tak, aby se zaměřil na následující činitele:

(A) *Trať.* Trati by měly být sestaveny tak, aby simulovaly typickou oblast, která bude obsahovat částečně nepříznivé počasí a meteorologické podmínky pro let podle přístrojů (IMC) i reprezentativní směs navigačních zařízení a služeb řízení letového provozu (ATC).

(B) *Počasí.* S letounem by měly být provedeny zkušební lety v geografické oblasti, která pravděpodobně poskytne určité nepříznivé meteorologické podmínky, jako jsou turbulence a IMC podmínky jak pro denní, tak noční provoz.

(C) *Pracovní rozvrh posádky.* Posádka by měla být přidělena na denní pracovní rozvrh, který bude reprezentovat zamýšlený typ provozu včetně pozornosti k potenciálním problémům s cestujícími v kabině. Program by měl zahrnovat trvání pracovního dne a maximální očekávaný počet odletů a příletů. Specifické zkoušky únavy posádky nejsou vyžadovány.

(D) *Zkouška minimálního vybavení.* Do programu letových zkoušek by mělo být zahrnuto plánované a při odbavení provedené odstavení prvků, které by mohly vést ke zvýšení pracovní zátěže. Při odbavování letounu by měly být uváženy kritické prvky a důvodné kombinace nefunkčních prvků.

(E) *Hustota provozu.* Letoun by měl být provozován na tratích, které by byly vhodným příkladem oblastí s vysokou hustotou provozu, ale zároveň by měly zahrnovat přesná a nepřesná přiblížení, vyčkávání, nezdařená přiblížení a odchýlení na náhradní letiště.

(F) *Poruchy systémů.* V programu by měly být zahrnuty následky přechodů z normálních do poruchových režimů provozu. Uváženy by měly být jak primární, tak sekundární systémy.

(G) *Nouzové postupy.* Ve zkušebním programu by měly být zahrnuty vzorové případy různých nouzí, aby se ukázal jejich vliv na pracovní zátěž posádky.

POZNÁMKA: Před volbou poruchy systému a nouzového postupu, které budou vyhodnocovány v rámci programu letových zkoušek, by měla být provedena studie navrhovaných abnormálních a nouzových postupů. Měla by být ověřena vhodnost všech postupů a mělo by být pochopeno rozložení pracovní zátěže posádky při plnění těchto postupů, aby tak byla zajištěna volba vhodných případů poruchy.

(4) *Prokázání vyhovění*

(i) Tým provádějící typové osvědčení, který slouží jako piloti a pozorovatelé, by měl být vybaven letovými kartami nebo jinými prostředky, které umožní zaznamenávání připomínek ohledně funkcí podílejících se na základní pracovní zátěži. Tyto záznamy by měly být shromážděny po každém letu či sérii letů v daném dni. Certifikační tým by navíc měl zaznamenat přesnost použití provozních kontrolních seznamů. Pro účely tohoto sběru údajů by letoun měl být konfigurován tak, aby umožnil vyhodnocovacímu týmu pozorovat všechny činnosti posádky a slyšet jak interní, tak externí spojení.

(ii) Každý pododstavec v odstavci 373a shrnuje pozorování výkonnosti pilota, které má být provedeno. Posouzení členy certifikačního týmu by mělo být takové, že každý z těchto úkolů by měl být během letové zkoušky uspokojivě splněn v souladu s odpovídajícími předem stanovenými normami pracovní zátěže. Z pohledu velké škály možných konstrukcí a konfigurací, které znemožňují stanovení hodnocení, která jsou vztahována k alternativám či určitým optimálním možnostem, je potřeba úplné zdůvodnění vyhodnocení pilotem. Regulační kritéria pro stanovení minimální letové posádky se dobře nepřízpůsobují jemně rozděleným měřením. Měly by být provedeny specifické prvky a činnosti posouzení prošel/neprošel. Hodnocení prošel znamená splnění minimálních požadavků.

374 Odstavec 23.1524 – Konfigurace s maximálním počtem sedadel pro cestující

Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

375 Odstavec 23.1525 – Druhy provozu

a. Vysvětlení

(1) *Požadované vybavení.* Viz diskuze požadovaného vybavení pro každý certifikovaný druh provozu v § 23.1583 (h), odstavci 411 tohoto FTG.

(2) *Námraza.* S ohledem na provoz v podmínkách tvorby námrazy je důležité, aby v § 23.1583 (h) byla stanovena provozní omezení, která specifikují požadované vybavení, a aby byl zajištěn správný štítek vyžadovaný v § 23.1559 (let v podmínkách tvorby námrazy povolen, nebo zakázán).

376 Odstavec 23.1527 – Maximální provozní nadmořská výška

a. Vysvětlení

(1) *Bezpečný provoz.* Odstavec 23.1527 vyžaduje stanovení maximální provozní nadmořské výšky pro všechny letouny s turbínovými a turbodmychadlem přepřítanými motory a přetlakované letouny na základě provozních omezení daných letovými, konstrukčními a funkčními charakteristikami či charakteristikami vybavení. Odstavec 23.1501 (a) vyžaduje stanovení omezení nezbytných pro bezpečný provoz. Pokud se tedy u jakéhokoli letounu vyskytnou nebezpečné podmínky za určitou provozní nadmořskou výškou, tato nadmořská výška by měla být uvedena jako omezení v § 23.1501 (a).

(2) *Čelní skla a okna.* Jak je uvedeno v § 23.1527 (a), přetlakované letouny jsou omezeny do 7 620 m (25 000 ft), pokud nejsou splněna ustanovení týkající se čelních skel/oken dle § 23.775.

(3) *Činitele.* Maximální provozní nadmořská výška uvedená v AFM by měla být prohlášena na základě jednoho z následujících:

(i) Vyhodnocená maximální nadmořská výška.

(ii) Omezení v důsledku neuspokojivých charakteristik konstrukce, pohonu, systémů a/nebo letových charakteristik.

(iii) Ohledy 23.775 týkající se přetlakovaných letounů.

b. Postupy. Za předpokladu, že konstrukce byla správně doložena, by se letové vyhodnocení mělo skládat přinejmenším z následujícího:

(1) Charakteristiky přetažení dle §§ 23.201 a 23.203 se zataženými klapkami a podvozkem a při maximálním výkonu, který je možné dosáhnout při maximální nadmořské výšce, který však nepřekročí 75 % maximálního trvalého výkonu.

(2) Výstrahy o přetažení, pouze v konfiguraci pro cestovní let (§ 23.207).

- (3) Podélná stabilita, pouze v konfiguraci pro cestovní let (§§ 23.173 a 23.175).
- (4) Příčná a směrová stabilita (§§ 23.177 a 23.181).
- (5) Ztráta kontroly nad řízením, je-li třeba (§ 23.253).
- (6) Funkce systémů včetně systému proti námraze, je-li zastavěn.
- (7) Funkce pohonu včetně zkoušek odtržení proudu, pumpáže a utržení plamene v celém rozsahu rychlostí, téměř od pádové rychlosti po maximální rychlost vodorovného letu.

377–386 VYHRAZENO

Oddíl 2 – ZNAČENÍ A ŠTÍTKY

387 Odstavec 23.1541 – VŠEOBECNĚ

- a. *Požadované značení a štítky.* Pravidlo specifikuje, jaké značení a štítky musí být viditelně umístěny. Povšimněte si, že § 23.1541 (a)(2) vyžaduje, aby byly uvedeny veškeré dodatečné informace, štítky či značení, které jsou třeba pro zajištění bezpečného provozu. Některé požadavky na štítky jsou umístěny v jiných požadavcích. Například § 23.1583 (e)(4) vyžaduje štítek ohledně vybrání vývrtky u letounů akrobatické kategorie. V Dodatku 4 je uveden kontrolní seznam, který může pomoci při stanovování požadovaných štítků a značení.
- b. *Více kategorií.* U letounů certifikovaných ve více než jedné kategorii § 23.1541 (c)(2) vyžaduje, aby všechny informace ze štítků a značení byly uvedeny i v AFM. Tato praxe je podporována u všech letounů.
- c. *Přístroje pohonné jednotky.* Poradní oběžník Advisory Circular (AC) 20-88A uvádí další poradenství ohledně značení přístrojů pohonné jednotky.

388 Odstavec 23.1543 – ZNAČENÍ PŘÍSTROJŮ: VŠEOBECNĚ. Poradní oběžník AC 20-88A uvádí návodní informace o značení přístrojů pohonné jednotky.

389 Odstavec 23.1545 – UKAZATEL VZDUŠNÉ RYCHLOSTI. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

390 Odstavec 23.1547 – MAGNETICKÝ KOMPAS. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

391 Odstavec 23.1549 – PŘÍSTROJE POHONNÉ JEDNOTKY. Toto téma pokrývá AC 20-88A.

392 Odstavec 23.1551 – UKAZATEL MNOŽSTVÍ OLEJE. (VYHRAZENO)

393 Odstavec 23.1553 – UKAZATEL MNOŽSTVÍ PALIVA. (VYHRAZENO)

394 Odstavec 23.1555 – ZNAČENÍ ŘÍZENÍ

a. *Příklady nouzových řídicích prvků.* Příklady nouzových řídicích prvků jsou:

(i) Páky ovládání směsi u pístových motorů a páky ovládání stavu turbínových motorů zahrnující závěrné ventily paliva nebo vlastní závěrné ventily paliva jsou považovány za nouzové řídicí prvky, protože představují prostředek pro okamžité zastavení spalování v motoru.

(ii) Rychlé odpojovače/přerušovací spínače elektrického systému vyvážení.

b. *Požadavky.* Odstavec 23.1555 (e)(2) pokrývá požadavky pro nouzové řídicí prvky.

395 Odstavec 23.1557 – RŮZNÉ ZNAČENÍ A ŠTÍTKY. (VYHRAZENO)

396 Odstavec 23.1559 – ŠTÍTKY PROVOZNÍCH OMEZENÍ. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

397 Odstavec 23.1561 – BEZPEČNOSTNÍ VYBAVENÍ

a. *Příklady bezpečnostního vybavení.* Bezpečnostní vybavení zahrnuje prvky jako záchranné čluny, světlice, hasicí přístroje a nouzová signální zařízení.

b. *Požadavky.* Odstavce 23.1411 až 23.1419 pokrývají požadavky na bezpečnostní vybavení.

398 Odstavec 23.1563 – ŠTÍTKY S RYCHLOSTMI LETU. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

399 Odstavec 23.1567 – ŠTÍTKY S LETOVÝMI OBRATY. Tento předpis nepotřebuje vysvětlení.

400–409 VYHRAZENO

Oddíl 3 – LETOVÁ PŘÍRUČKA LETOUNU A SCHVÁLENÝ MATERIÁL PŘÍRUČKY**410 Odstavec 23.1581 – VŠEOBECNĚ**

a. *Specifikace GAMA No. 1.* Specifikace Sdružení výrobců letadel všeobecného letectví – General Aviation Manufacturers Association (GAMA) No. 1, revize č. 1 ze dne 1. září 1984 uvádí obsáhlé pokyny pro obsah Provozní příručky pilota (POH), která splní požadavky na AFM, pokud POH splní požadavky §§ 23.1581 až 23.1589. K názvu „Provozní příručka pilota (Pilot's Operating Handbook – POH) nejsou žádné námitky, pokud titulní strana zároveň obsahuje prohlášení indikující, že tento dokument je požadovanou AFM a je schválen Agenturou.

b. *Volitelné uvedení.* Žadatelům je poskytována možnost na základě vlastního uvážení uvést požadované informace o postupech, výkonnosti a zatížení.* Předpisové požadavky ohledně těchto dvou možností jsou uvedeny v §§ 23.1581 (b)(1) a 23.1581 (b)(2). Možnosti jsou následující:

(1) *Odstavec 23.1581 (b)(1).* AFM musí obsahovat schválené oddíly omezení, postupy, výkonnost a zatížení. Tyto schválené oddíly musí být oddělené, identifikované a jasně odlišitelné od neschválených informací uvedených žadatelem, jsou-li nějaké neschválené informace uvedeny. Obvykle je schválení

* Poznámka překladatele: Chyba originálního znění; české znění viz výše.

Agenturou vyjádřeno podpisem Agentury či jejího zplnomocněnce na titulní straně a na straně s tabulkou účinnosti, aby bylo pilotovi v provozu jasné, které strany jsou platné, a kdy byly schváleny.

(2) *Odstavec 23.1581 (b)(2).* AFM musí obsahovat schválený oddíl omezení a tento schválený oddíl smí obsahovat pouze omezení (žádné informace o postupech, výkonnosti či zatížení nejsou dovoleny). Oddíl s omezeními musí být identifikovatelný a jasně odlišitelný od ostatních částí AFM. Zbytek příručky může obsahovat směs schválených a neschválených informací, aniž by musely být odděleny či identifikovány. Nicméně ostatní vyžadovaný materiál (informace o postupech, výkonnosti a zatížení) musí být stanoven v souladu s platnými předpisy v CS-23. Význam termínu „přijatelný“, jak je použit v § 23.1581 (b)(2)(ii), je následující:

„Při zjišťování přijatelnosti příručky by Agentura měla přezkoumat příručku za účelem stanovení, zda jsou požadované informace úplné a přesné. Příručka by měla být taktéž přezkoumána za účelem ověření, že jakékoliv dodatečné informace uvedené žadatelem nejsou v rozporu s požadovanými informacemi nebo nejsou proti smyslu platných požadavků na letovou způsobilost.“

Uvedení schválení u schváleného oddílu by mělo být takové, jak je popsáno v předcházejícím odstavci. Bylo zjištěno, že specifikace GAMA No. 1 splňuje ustanovení § 23.1581 (b)(2).

c. *Hluková omezení a/nebo související postupy*

(1) Pokud si žadatel zvolí možnost dle § 23.1581 (b)(1), provozní omezení požadovaná hlavními požadavky na ochranu životního prostředí, jak jsou předepsána v Článku 6 Základního nařízení* a/nebo souvisejících prováděcích pravidlech, by měla být uvedena v části Provozní omezení v AFM. Jakékoliv postupy by měly být umístěny v části Provozní postupy v AFM.

(2) Pokud si žadatel zvolí možnost dle § 23.1581 (b)(2), schválená AFM by měla obsahovat následující schválené, avšak oddělené části:

(i) Provozní omezení předepsaná v § 23.1583. Povšimněte si, že § 23.1581 (b)(2)(i) omezuje informace v této části na ty, které jsou předepsané v § 23.1583. Protože stávající hlukové omezení je hmotnostním omezením, hlukové omezení může být uvedeno.

(ii) Provozní postupy předepsané hlavními požadavky na ochranu životního prostředí, jak je předepsáno v Článku 6 Základního nařízení a/nebo souvisejících prováděcích pravidlech. Odstavec 23.1581 (a) vyžaduje, aby postupy pro omezování hluku byly schváleny.

d. *Postupy STC.* (Vyhrazeno).

411 Odstavec 23.1583 – PROVOZNÍ OMEZENÍ

a. *Oddíl Omezení.* Účelem oddílu Omezení je uvedení omezení platných pro model letounu dle sériového čísla, je-li použito, jak byla stanovena v průběhu procesu typové certifikace při stanovování vyhovění CS-23 a hlavním požadavkům na ochranu životního prostředí, jak je předepisuje Článek 6 Základního nařízení a/nebo související prováděcí pravidla. Omezení by měla být uvedena bez vysvětlení jiných než těch, která jsou předepsána v CS-23 a hlavních požadavcích na ochranu životního prostředí, jak je předepisuje Článek 6 Základního nařízení a/nebo související prováděcí pravidla. Provozní omezení obsažená v oddíle Omezení (včetně jakýchkoliv hmotností omezujících hluk) by měla být vyjádřena příkazovacím, nikoliv dovolujícím jazykem a terminologie použitá v AFM by měla být v souladu s jazykem souvisejícího předpisu.

b. *Specifikace GAMA.* Specifikace GAMA No. 1, revize 1 ze dne 1. září 1984, Section 2, obsahuje návodní informace k obsahu oddílu s omezeními. Další návodní informace jsou uvedeny níže pro „Druhy provozu“, „Omezení pro paliva“ a „Kategorie pro sběrnou dopravu“.

* Poznámka překladatele: Nařízení Evropského parlamentu a Rady (ES) č. 216/2008 ze dne 20. února 2008 o společných pravidlech v oblasti civilního letectví a o zřízení Evropské agentury pro bezpečnost letectví, kterým se ruší směrnice Rady 91/670 EHS, nařízení (ES) č. 1592/2002 a směrnice 2004/36/ES.

c. *Seznam vybavení pro druhy provozu (KOEL)*. KOEL musí být umístěn v oddílu Omezení v AFM, jelikož prvky KOEL tvoří součást omezení týkajících se provozu letounu. Vzorový KOEL je uveden v Dodatku 6 a obsahuje přijatelnou formu seznamu systémů a vybavení pro určitý letoun. Přestože vzorový KOEL může obsahovat prvky, které neplatí pro všechny letouny, může být použit jako návodní materiál.

Přestože neexistuje specifický formát vyžadovaný pro KOEL, doporučujeme – v zájmu standardizace – aby byl KOEL rozdělen do sloupců a aby každá vyžadovaná položka vybavení pro určitý typ provozu, pro který je letoun schválen, byla poznamenána v příslušném sloupci. Bez ohledu na použitý formát, by měl KOEL obsahovat:

- (1) Druhy provozu, pro které byl letoun typově certifikován (tj. denní nebo noční let podle pravidel letu za viditelnosti (VFR), denní nebo noční let podle pravidel letu podle přístrojů (IFR) a let v podmínkách tvorby námrazy).
- (2) Identitu systémů a vybavení, na jejichž základě byla schválena typová certifikace pro každý druh provozu, a které musí být pro daný druh provozu zastavěny a funkční. Systémy a vybavení nezbytné pro certifikaci zahrnují:
 - (i) Vyžadované základními požadavky na letovou způsobilost;
 - (ii) Vyžadované provozními pravidly;
 - (iii) Vyžadované zvláštními podmínkami;
 - (iv) Vyžadované k doložení nálezů o srovnatelné bezpečnosti.
 - (v) Vyžadované nařízeními pro zachování letové způsobilosti; a
 - (vi) Prvky vybavení a/nebo systémy, které nejsou specificky vyžadovány v (i) až (v) tohoto odstavce, ale které byly použity žadatelem za účelem průkazu vyhovění předpisům.

KOEL by neměl:

- (1) Obsahovat zřejmé součásti potřebné pro letovou způsobilost letounu, jako jsou křídla, ocasní plochy, motory, přístávací zařízení, brzdy apod.
- (2) Obsahovat sloupec s výjimkami.

d. *Omezení pro paliva*. Diskuze omezení pro palivo ve Specifikaci GAMA No. 1 nemusí platit v závislosti na certifikační základně použité pro letoun.

e. *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu*. U těch výkonnostních váhových omezení, která se mohou měnit s délkou dráhy, nadmořskou výškou, teplotou a dalšími proměnnými, mohou být hmotnostní omezení uvedena ve formě grafů v oddílu Výkonnost příručky a zahrnuta jako omezení specifickým odkazem v oddílu Omezení v AFM.

412 Odstavec 23.1585 – PROVOZNÍ POSTUPY

a. *Vysvětlení*. Viz specifikace GAMA 1.

b. *Elektronické zobrazení kontrolních seznamů*

(1) *Pozadí*. Kontrolní seznamy, jak papírové, tak elektronicky zobrazované, jsou metodou používanou výrobcí k zajištění (částečnému) normálních a nouzových provozních postupů požadovaných v § 23.1585. Odstavec 23.1581 platí také pro způsob a formát prezentace.

(2) *Obsah zobrazení*. U letounů se schválenými AFM může mírná proměnlivost konfigurace a odpovídajících dodatků k letové příručce v rámci jednoho modelu stanovit fakticky jedinečnou sadu

postupů v kontrolním seznamu pro každý jednotlivý letoun. Odpovědnost za obsah elektronicky zobrazovaných kontrolních seznamů nese provozovatel. Provozovateli by měla být pro referenci k dispozici papírová kopie AFM.

(3) *Změny v AFM.* Zahrnutí STC by si mohlo vyžádat změny v letové příručce, dodatcích k letové příručce nebo přidání nových dodatků. Tyto dodatky si mohou vyžádat revizi kontrolního seznamu pro daný letoun. Takové změny by měly být provedeny provozovatelem.

(4) *Revize prováděné provozovatelem.* Přestože není povinností výrobců vybavení ukládat údaje o elektronických kontrolních seznamech takovým způsobem, aby nebylo možné je změnit v provozu, někteří výrobci vybavení se rozhodli programovat údaje pro kontrolní seznamy takovým způsobem, který brání provedení změn v provozu. Provozovatel by byl odpovědný za zajišťování revize údajů v kontrolních seznamech po zástavbě nového/odlišného vybavení dle potřeby.

(5) *Zřeknutí se odpovědnosti.* Elektronické kontrolní seznamy jsou obvykle zobrazovány na stejné obrazovce (CRT – katodová trubice) jako jiná elektronická zobrazení. Může být vhodné uvést určitá prohlášení o zřeknutí se odpovědnosti. Uvedení takového prohlášení o zřeknutí se odpovědnosti při každém zapnutí vybavení zajistí odpovídající informování pilota. Zřeknutí se odpovědnosti zahrnuje prohlášení, které jasně uvádí, že:

(i) Za obsah kontrolních seznamů zodpovídá provozovatel.

(ii) V případě konfliktu informací v kontrolním seznamu má přednost schválená AFM.

(6) *Automatické zobrazení.* Automatické zobrazení kontrolních seznamů v podmínkách poruchy motoru, poruchy generátoru apod. si vyžádá revidování na základě specifického použití. Je vyžadováno schválení obsahu kontrolního seznamu, stanovování priorit nesprávných funkcí/poruch a funkce zařízení.

413 Odstavec 23.1587 – INFORMACE O VÝKONECH

a. *Informace o výkonech.* Tento odstavec obsahuje informace o letové způsobilosti, které jsou nezbytné pro provoz v souladu s platnými výkonnostními požadavky CS-23, platnými zvláštními podmínkami a údaji vyžadovanými nezbytnými požadavky na ochranu životního prostředí, jak je předepisuje Článek 6 Základního nařízení a/nebo související prováděcí pravidla. Uvedeny mohou být i další informace a údaje nezbytné pro zavedení zvláštních provozních požadavků. Informace a údaje o výkonnosti by měly být uvedeny pro rozsah hmotností, nadmořských výšek, teplot, konfigurací letounu, jmenovitých tahů a jakýchkoliv dalších provozních proměnných stanovených pro letoun.

b. *Letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie.* Viz Specifikace GAMA 1.

c. *Letouny kategorie pro sběrnou dopravu*

(1) *Všeobecně.* Uvedte všechny popisné informace nezbytné k identifikování přesné konfigurace a podmínek, pro které výkonnostní údaje platí. Takové informace by měly zahrnovat úplné označení modelu letounu a motoru, schválené nastavení klapek, nastavení šípovitosti křídel nebo nastavení typu kachna, definice zastavěných prvků a vybavení letounu, které ovlivňují výkonnost, spolu s jejich provozním stavem (např. protismyková zařízení, automatické spoilers apod.). Tento oddíl by měl také obsahovat definice termínů použitých v oddílu Výkonnost (např. IAS, CAS, ISA, konfigurace, čistá vzletová dráha letu, podmínky tvorby námrazy apod.) plus kalibrační údaje pro vzdušnou rychlost (ve vzduchu a na zemi), Machovo číslo, výškoměr, teplotu okolního vzduchu a další relevantní informace.

(2) *Výkonnostní postupy.* Měly by být uvedeny postupy, techniky a další podmínky související s dosažením výkonnostních údajů dle letové příručky. Výkonnostní postupy mohou být uvedeny ve formě výkonnostních pododdílů nebo ve spojení s určitými výkonnostními grafy. Ve druhém případě může jako objektivní „postup“ posloužit obsáhlý výpis podmínek spojených s určitou výkonností, pokud bude dostatečně úplný.

(3) *Nastavení tahu nebo výkonu.* Uvedeno by mělo být nastavení tahu nebo výkonu pro alespoň vzletové nebo maximální trvalé podmínky a metody potřebné pro dosažení výkonnosti uvedené v AFM. Je-li to vhodné, uvedení těchto údajů může být potřeba u více než jednoho parametru nastavení tahu.

(4) *Vzletové rychlosti.* Provozní vzletové rychlosti V_1 , V_R a V_2 by měly být uvedeny spolu se souvisejícími podmínkami. Odstavec 23.1587 (d)(6) vyžaduje, aby rychlosti byly uvedeny v CAS. Protože letová posádka letí s pomocí IAS, vzdušná rychlost by měla být uvedena i v IAS. Rychlosti V_1 a V_R by měly být založeny na údajích z kalibrace při vlivu „přízemního účinku“; rychlost V_2 by měla být založena na údajích z kalibrace ve „volné atmosféře“.

(5) *Délka vzletu.* Délka vzletu by měla vyhovovat § 23.59.

(6) *Stoupání omezující vzletová hmotnost.* Měla by být uvedena stoupání omezující vzletová hmotnost, která je nejvíce omezující hmotností při průkazu vyhovění § 23.67.

(7) *Různá omezení vzletové hmotnosti.* Měla by být uvedena omezení vzletové hmotnosti pro jakékoliv vybavení či charakteristiky konfigurace letounu, které vnášejí další omezení vzletové hmotnosti (např. omezení rychlosti pneumatik, omezení brzdné energie atd.).

(8) *Charakteristiky při vzletovém stoupání.* Pro předepsané konfigurace letounu pro vzletové stoupání by měly být uvedeny gradienty stoupání spolu se souvisejícími podmínkami. Uvedeny by měly být i plánované rychlosti stoupání.

(9) *Údaje o vzletové dráze letu.* Pro konfigurace a úseky vzletové dráhy letu mezi koncem předepsané vzletové vzdálenosti a bodem dosažení vzdušné rychlosti odpovídající stoupání při letu na trati nebo 457 m (1 500 ft) – podle toho, která hodnota je vyšší – by měly být stanoveny informace o vzletové dráze letu dle § 23.61 nebo informace potřebné pro sestrojení takové dráhy spolu se souvisejícími podmínkami (např. postupy, plány rychlostí).

(10) *Údaje o stoupání při letu na trati.* Měly by být uvedeny gradienty stoupání spolu se souvisejícími podmínkami včetně použitého plánu rychlostí.

(11) *Přistávací hmotnost omezující stoupání po nezdařeném přistání.* Stoupání omezující přistávací hmotnost je nejvíce omezující hmotnost při průkazu vyhovění § 23.77.

(12) *Přistávací hmotnost omezující stoupání při přiblížení.* Měl by být uveden gradient stoupání stanovený v § 23.67 (e)(3). Požadovaný gradient může omezovat přistávací hmotnost.

(13) *Rychlosti přiblížení na přistání.* Plánované rychlosti spolu se schválenými délkami přistání by měly být uvedeny spolu se souvisejícími podmínkami.

(14) *Délka přistání.* Měla by být uvedena délka přistání z 15 m (50 ft) spolu se související teplotou okolí, nadmořskou výškou, povětrnostními podmínkami a hmotností až do maximální přistávací hmotnosti. Provozní údaje o délce přistání by měly být uvedeny pro hladkou, suchou dráhu s tvrdým povrchem. Se souhlasem Agentury mohou být uvedeny další údaje pro mokré či znečištěné dráhy a pro dráhy s jiným než hladkým a tvrdým povrchem.

414 Odstavec 23.1589 – INFORMACE O ZÁTĚŽI. Viz Specifikace GAMA 1.

415-424 VYHRAZENO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 1 – DOSTUPNÝ VÝKON

1 VŠEOBECNĚ. Účelem tohoto Dodatku je poskytnout návod k otázkám výkonu různých druhů pohonných jednotek. Výkonový výstup každé konfigurace letounu/motoru vyžaduje zvláštní uvážení při stanovování korekcí na výkonnost ve zkušební den a provádění expanze výkonnosti pro uvedení v AFM. Typy pohonných jednotek v tomto Dodatku jsou:

a. *Pístové motory*

- (1) Nepřepřehřované motory s vrtulí pevným nastavením listů;
- (2) Nepřepřehřované motory s vrtulí s konstantními otáčkami; a
- (3) Přepřehřované motory s vrtulí s konstantními otáčkami.

b. *Turbovrtulové motory*

2 PÍSTOVÉ MOTORY

a. *Výkonové grafy.* Výkon (HP) vyvíjený pístovými motory je obvykle identifikován v grafech výkonu (HP), které jsou poskytnuty výrobcem motoru. Tyto grafy jsou sestavovány z výsledků pozemních zkoušek za pomoci dynamometru brzdového typu ve zkušebním zařízení a nemusí nijak přímo korelovat s jakýmkoliv určitým letounem či letovými podmínkami. Změny výkonu s nadmořskou výškou a teplotou jsou důsledkem teoretických vztahů zahrnujících hustotu vzduchu, poměry palivo/vzduch apod. Tyto grafy téměř vždy předpokládají poměr směsi pro „nejlepší výkon“, který je jen zřídka možné použít v běžných provozních podmínkách. Mnoho zástaveb například úmyslně používá poměry paliva ke vzduchu, které jsou na bohatší straně od nejlepšího výkonu, aby se motor nepřehříval. Zajištění dostatečného proudu vzduchu pro chlazení přes každý válec pro zajištění dostatečného chlazení může být obtížnější, než zajištění chlazení při bohaté směsi. Tyto grafy výkonu (HP) byly také vytvořeny při udržování konstantní teploty na každém válci. To není v provozu možné. Grafy jsou vytvořeny s následujícími předpoklady:

- (1) Nedochází k rázovitému proudění vzduchu v důsledku pohybu vzduchem; nebo
- (2) Nejsou přítomny ztráty v důsledku tlakových poklesů způsobovaných konstrukcí sání a vzduchového filtru.
- (3) Nedochází ke ztrátám v příslušenství.

b. *Předpoklady grafu.* Bez ohledu na podmínky při zkoušce na zkušební stoličce, které nejsou v provozu duplikovány, je nezbytné předpokládat, že každá daná kombinace tlakové nadmořské výšky, teploty, otáček motoru a plnicího tlaku povede k výkonu (HP), který bude možné stanovit z výkonového grafu motoru. Aby to bylo možné učinit, jsou třeba určité postupy a úvahy.

c. *Tolerance.* Každý výkonový graf motoru uvádí tolerance výkonu (HP) od jmenovitého výkonu (HP). Ty jsou obvykle $\pm 2\frac{1}{2}\%$, +5%, -2%; nebo +5%, -0%. To znamená, že když jsou všechny proměnné ovlivňující výkon udržovány konstantní (tj. konstantní plnicí tlak, otáčky motoru, teplota a poměr paliva k vzduchu), výkon by se měl měnit mezi jednotlivými motory o tato procenta. Z tohoto důvodu je vhodné zohlednit tyto variace. Kalibrace zkušebního motoru (motorů) výrobcem je jedním ze způsobů, jak je to možné provést. Během kalibrace motoru je zkoušený motor provozován na zkušební stoličce v zařízení výrobce motoru za účelem jeho srovnání s výkonovými výstupy v podmínkách, ve kterých byly stanoveny jmenovité hodnoty. Výsledkem je jednobodové srovnání se jmenovitým výkonem (HP).

d. *Výkon ve zkušební den*

(1) *Kalibrované motory.* Pokud má motor například jmenovitý výkon 200 BHP*, výsledek může ukázat, že motor určitého sériového čísla je schopen vyvinout 198,6 BHP. To je 0,7 % pod jmenovitým výkonem. U tohoto motoru by každá z hodnot výkonu (HP) získaná z grafu od výrobce motoru měla být upravena o 0,7 % dolů, aby byl získán výkon (HP) ve zkušební den.

(2) *Nekalibrované motory.* Pokud motor není kalibrován, přijatelnou metodou zohlednění neznámých činitelů je předpokládat, že zkušební motor podává jmenovitý výkon (HP) plus plusovou toleranci. Je-li například jmenovitý výkon v HP 350 a tolerance $\pm 2\frac{1}{2}$ %, byl by tabulkový výkon (HP) ve zkušební den na úrovni hladiny moře $350 + 0,025 (350)$, neboli 358,8.

(3) *Vlhkost.* Odstavec 23.45(d) vyžaduje, aby výkonnost byla založena na údajích při 80% relativní vlhkosti ve standardní den. Zkušenosti ukazují, že podmínky jako 80% relativní vlhkost ve standardní den mají velmi malý vliv na výkon motoru, protože tyto podmínky způsobují velmi nízkou specifickou vlhkost. Motor je přímo ovlivňován specifickou vlhkostí (gramy vody na gramy vzduchu) spíše než vlhkostí relativní. U výkonu ve zkušební den by měl být předpokládán suchý vzduch, pokud žadatel nemá schválenou metodu pro měření a stanovování účinku vlhkosti.

e. *Tabulkový výkon na brzdě (dle grafu).* Tabulkový výkon na brzdě (BHPc) by měl být stanoven pro expanzi údajů z letových zkoušek v AFM. BHPc je výkon (HP) při určité tlakové nadmořské výšce, plnicím tlaku a otáčkách. Uplatněny by měly být příslušné korekce vstupní teploty v souladu s výkonovým grafem motoru od výrobce. Korekce na 80% relativní vlhkost by měla být provedena, pokud má výrobce k dispozici přijatelnou metodu a korekce je významná.

f. *Proměnlivost metod.* Odlišnosti různých typů pístových motorů si žádají zvláštní uvážení nebo postupy pro stanovení zastavěného výkonu. Tyto postupy jsou projednávány v následujících odstavcích.

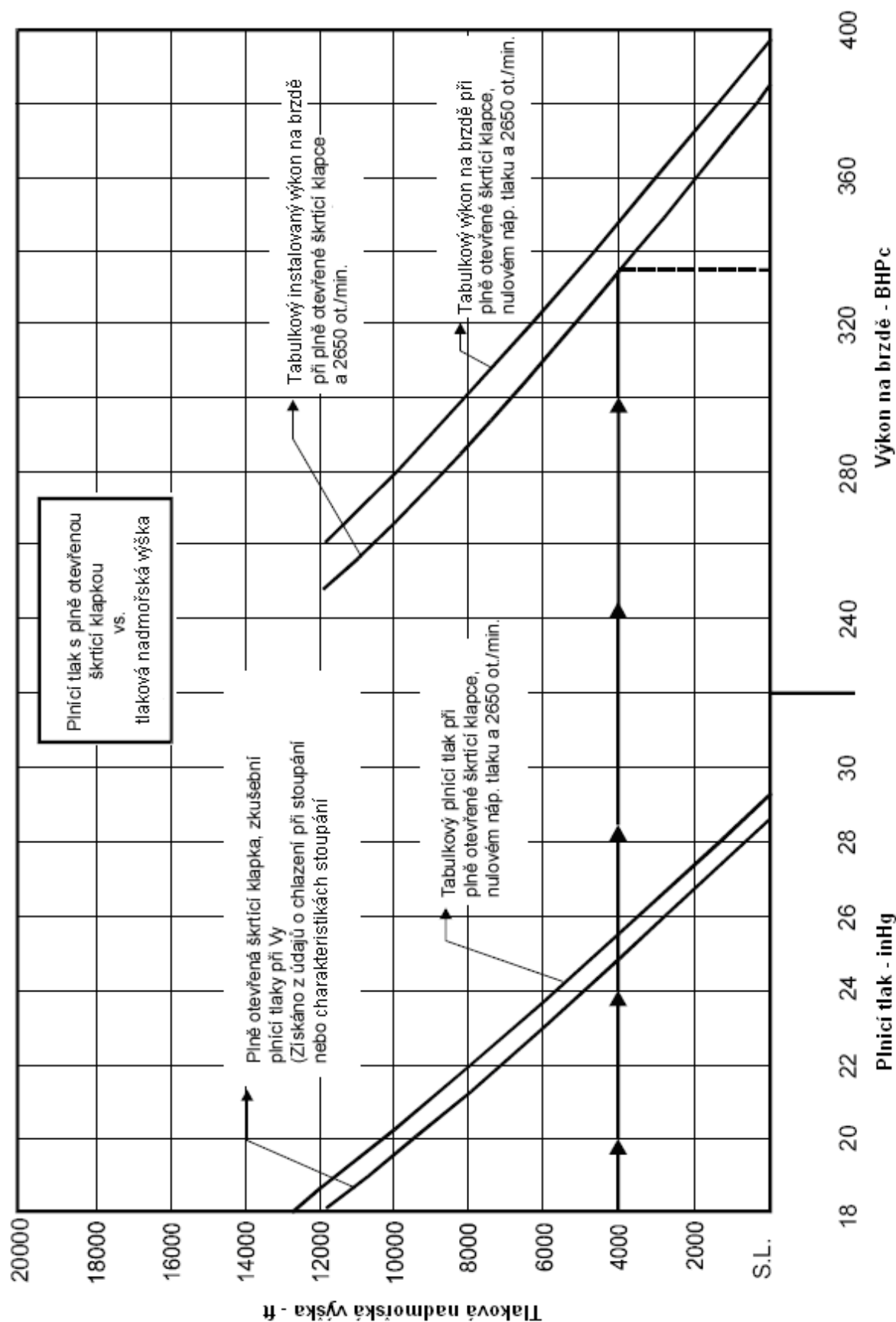
3 NEPŘEPLŇOVANÉ MOTORY S VRTULEMI S KONSTATNÍMI OTÁČKAMI

a. *Plnicí tlak versus nadmořská výška.* Coby první krok při stanovování instalovaného výkonu (HP) by měly být provedeny letové zkoušky za účelem stanovení závislosti plnicího tlaku na tlakové nadmořské výšce u zástavby motoru. Zkušební plnicí tlaky by měly být porovnány s hodnotami od výrobce motoru dle grafu, jaký je uveden na obrázku č. 1. Na obrázku č. 1 je uveden příklad zkušebního plnicího tlaku a tabulkových plnicích tlaků v závislosti na tlakové nadmořské výšce. V tomto případě jsou plnicí tlaky nižší než tlaky dle grafu (tabulkové). To znamená, že tlakové ztráty v sání překračují nárůst dynamickým tlakem. Systém sání, ve kterém plnicí tlaky překračují nulové tabulkové hodnoty nárůstu dynamickým tlakem, by měly vyjadřovat účinný systém sání. Termín tabulkový výkon na brzdě indikuje, že hodnoty výkonu (HP) musí být ještě korigovány na vstupní teplotní podmínky.

b. *Vzorový výpočet.* Celkové korekce pro stanovení výkonu na brzdě o zkušebním dni a tabulkového výkonu na brzdě (BHPc), které budou použity při expanzi výkonnosti, by byly následující (viz obrázek č.1):

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

* Poznámka překladatele: break horsepower = výkon na brzdě [koňské síly; HP]



Obrázek č. 1 – VÝKON NA BRZDĚ V ZÁVISLOSTI NA TLAKOVÉ NADMOŘSKÉ VÝŠCE

Známo:

Tlaková nadmořská výška	–	4 000 stop
Plnicí tlak	–	24,9 palců Hg
Teplota okolního vzduchu	–	+55°F
Vstupní teplota	–	+63°F
Otáčky motoru	–	2 650 ot./min
Kalibrace motoru	–	–0,7 %
Tolerance motoru	–	±2½ %

Vypočtený BHP ve zkušební den pro kalibrovaný motor:

Standardní teplota ve 4 000 stopách	–	44,7°F
Instalovaný tabulkový výkon na brzdě (na obr. 1)	–	335 BHP
Korekce kalibrace motoru = (335)(-0,007)	–	–2,3 BHP
Korekce na vstupní teplotu	–	
BHP ve zkušební den = $(335 - 2,3) \sqrt{\frac{460 + 44,7}{460 + 63}}$	–	326,8 BHP

Vypočtený BHP ve zkušební den pro nekalibrovaný motor:

Standardní teplota ve 4 000 stopách	–	44,7°F
Instalovaný tabulkový výkon na brzdě (na obr. 1)	–	335 BHP
BHP ve zkušební den = $[335 + 0,025 (335)] \sqrt{\frac{460 + 44,7}{460 + 63}}$	–	337,3 BHP

Vypočtený BHPc ve zkušební den pro hustotní nadmořskou výšku (Hd):

Hd ve 4 000 stopách a při 55°F	–	4 670 stop
Instalovaný BHPc (dle obr. 1)	–	326 BHP
Standardní teplota v 4 670 stopách	–	42°F
Korekce na vstupní teplotu	–	
BHPc = $326 \sqrt{\frac{460 + 42}{460 + 42 + 8}}$	–	323,4 BHP

Vypočtený BHPc ve zkušební den pro expanzi AFM:

Pro stejné podmínky jako ve zkušební den	–	335 BHP
BHP (z obrázku 1)	–	335 BHP
Korekce na vstupní teplotu, expanze	–	
BHPc = $335 \sqrt{\frac{460 + 44,7}{460 + 63}}$	–	329,1 BHP

4 TURBOSMYCHADLEM PŘEPLŇOVANÉ MOTORY S VRTULEMI S KONSTATNÍMI OTÁČKAMI

a. *Plnicí tlak versus nadmořská výška.* Z letových zkoušek je vhodné vynést závislost plnicího tlaku na tlakové nadmořské výšce, aby bylo možné demonstrovat uspokojivé chlazení a charakteristiky stoupání. Do těchto hodnot plnicího tlaku by měly být zadány tabulkové hodnoty výkonu na brzdě v kilowatech (v koňských silách) od výrobce. Výsledkem je graf výkonu na brzdě v kilowatech (v koňských silách), který bude použit při expanzi údajů. Pro některé zástavby jsou plnicí tlak a průtok paliva omezeny navrženým plánem výrobce letounu. U těchto zástaveb by měly být identifikovány hodnoty s plně otevřenou škrtkicí klapkou. Kdykoliv jsou v plánu manuálně nastavovány plnicí tlaky a průtoky paliva, měla by být stanovena odpovídající hodnocení.

b. **Výkon (HP).** Na obrázku č. 2 naleznete ilustraci plnicího tlaku a výkonu (HP) v závislosti na tlakové nadmořské výšce. U hodnot výkonu (HP) je vzácné, aby pod kritickou hodnotou byly konstantní. Jmenovité výkony (HP) nejsou nutně omezené, a běžně je pozorováno, že tabulkové hodnoty výkonu (HP) ve středních výškách jsou vyšší než jmenovitý výkon. Stejně jako u nepřepřehovaných motorů, i zde termín tabulkový výkon na brzdě označuje, že hodnoty výkonu (HP) musí být ještě korigovány pro vstupní teplotní podmínky. Korekce na teplotu je obvykle větší u turbodmychadlem přepřehovaných motorů než u nepřepřehovaných. Běžné je 1% snížení výkonu na každých 10°F nárůstu teploty na standardní teplotní podmínky při konstantní měrné spotřebě paliva (SFC). Znatelný účinek u určité zástavby může být větší i menší než tato hodnota. Měly by být použity údaje výrobce pro daný motor.

c. **Vzorový výpočet.** Celkové korekce za účelem stanovení instalovaného zkušební výkonu na brzdě a výkonu na brzdě, který bude použit při expanzi výkonnosti, by měl být následující (viz obrázek 2):

Známo:

Tlaková nadmořská výška	–	9 500 stop
Plnicí tlak	–	44,3 palců Hg
Teplota okolního vzduchu	–	53,0°F
Teplota v sání kompresoru	–	67°F
Otáčky motoru	–	2 575 ot./min.
Kalibrace motoru	–	+1,7 %
Tolerance motoru	–	±2½ %

Vypočtený BHP ve zkušební den pro kalibrovaný motor:

Standardní teplota v 9 500 stopách	–	25,1°F
Korekce výkonu kvůli teplotě při 1%/10°F (teplotní nárůst = 67° – 25,1°F)	–	–6,98 %
Instalovaný tabulkový výkon na brzdě (na obr. 2)	–	351 BHP
Korekce kalibrace motoru = (351)(0,007)	–	+5,97 BHP
BHP ve zkušební den = (351 + 5,97) – (0,0698)(356,97)	–	332,1 BHP

Vypočtený BHP ve zkušební den pro nekalibrovaný motor:

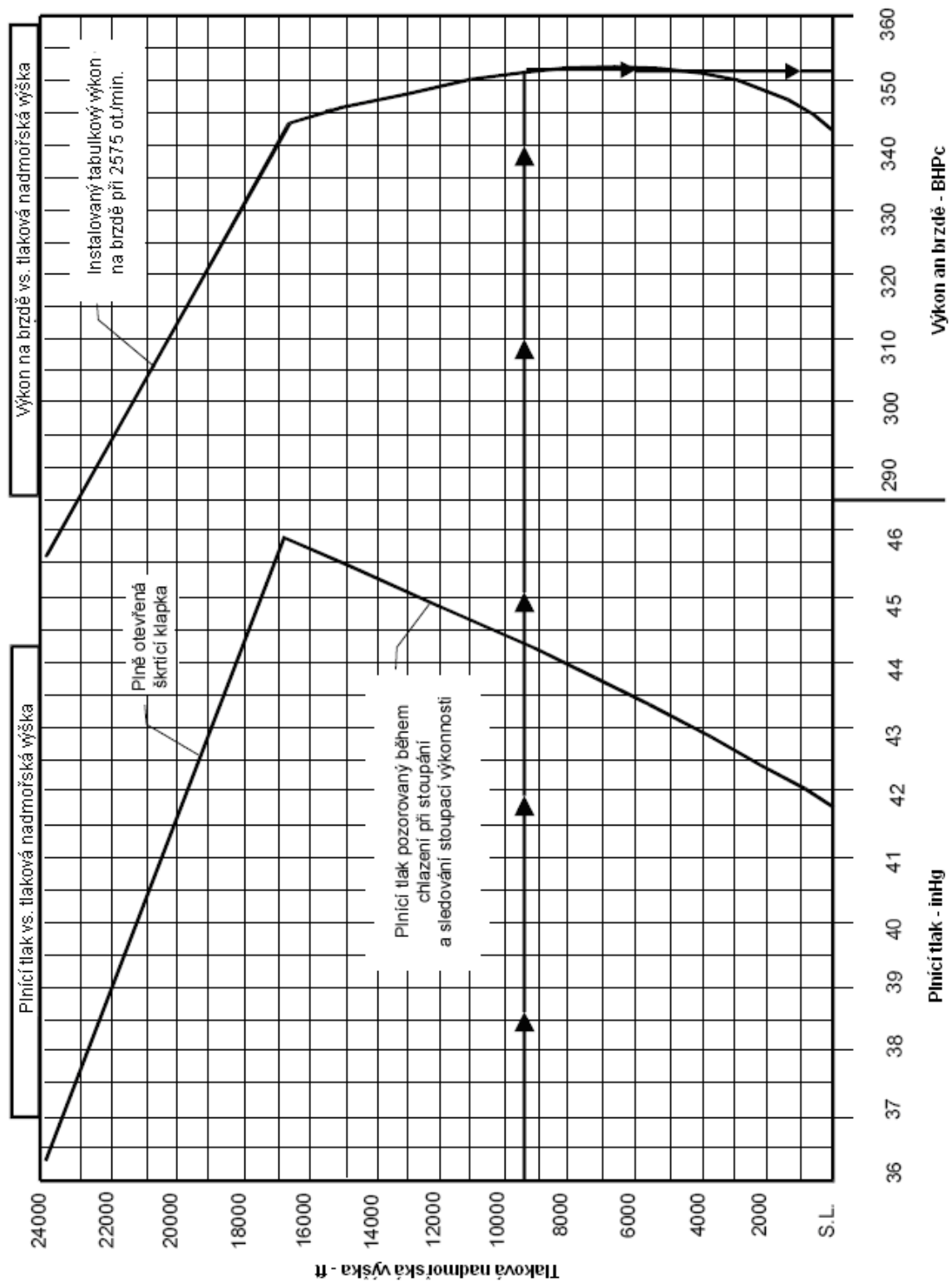
Standardní teplota v 9 500 stopách	–	25,1°F
Korekce výkonu při 1%/10°F	–	–6,98 %
Instalovaný tabulkový výkon na brzdě (z obr. 2)	–	351
BHP ve zkušební den = 351 – (351)(0,0698) + 351(0,025)	–	335,5

Vypočtený BHPc ve zkušební den pro hustotní nadmořskou výšku (Hd):

Hd v 9 500 stopách a při 53°F	–	11 280 stop
Instalovaný BHPc (dle obr. 2)	–	350 BHP
Korekce výkonu v důsledku nárůstu vstupní teploty při 1%/10°F (teplotní nárůst = 14°F)	–	–2,33 %
BHPc = 350 – (350)(0,0233)	–	341,8 BHP

Vypočtený BHPc pro expanzi AFM:

Pro podmínky jako ve zkušební den, BHPc (z obrázku 2)	–	351 BHP
Teplotní korekce BHPc = 351 – (0,0698)(351)	–	326,5 BHP



Obrázek č. 2 – VÝKON NA BRZDĚ MOTORU S TURBODMYCHADLEM V ZÁVISLOSTI NA NADMOŘSKÉ VÝŠCE

5 NEPŘEPLŇOVANÉ MOTORY S VRTULEMI S PEVNÝM NASTAVENÍM LISTŮ

(VYHRAZENO)

6 TURBOVRTULOVÉ MOTORY

a. *Měření výkonu.* Turbovrtulové motory jsou plynové turbínové motory, které pohánějí vrtuli. Výstupní výkon je funkcí proudění vzduchu plynovou turbínou, tlaku a teploty. Měření výkonu se provádí pomocí měření otáček vrtulové hřídele a kroutícího momentu na ní, ze kterých je možné jednoduchým výpočtem získat výkon (HP). Kroutící moment se měří integrálním zařízením, které může být mechanické, hydraulické nebo elektrické a které se připojuje k ukazateli požadovanému v CS 23.1305 (m). Výkon (HP) je stejný jako výkon na brzdě, tj. výkon vyvíjený na hřídeli vrtule. Celkový tahový výkon (HP) nebo ekvivalentní výkon na hřídeli (e.s.h.p.) je součtem výkonu na hřídeli a jmenovitého ekvivalentu čistého výfukového tahu (HP).

b. *Dostupný výkon.* Předurčení dostupného výkonu je prováděno počítačovým programem dodaným výrobcem motoru. Každá zástavba by měla být vyhodnocena a mělo by být určeno následující:

Zatížení generátorem (všechny motory, jeden nepracující motor)
Vzduchové odběry (s a bez protinámrazové ochrany)
Odběry příslušenství
Účinnost vzduchového sání motoru (s a bez protinámrazové ochrany)
Účinnost výfuku motoru
Účinky specifické vlhkosti

S těmito hodnotami coby vstupy počítačového programu je možné vypočíst dostupný instalovaný výkon a průtoky paliva při různých vzdušných rychlostech, teplotách a nadmořských výškách.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 2 – PŘEPOČET ÚDAJŮ O STOUPÁNÍ

1 METODA POLÁRY ODPORU. Tato metoda spočívá v sestavení polární rovnice odporu letounu přímo z údajů z letových zkoušek. Jedná se o zjednodušenou metodu, která předpokládá rychlosti stoupání tam, kde je odpor v důsledku stlačitelnosti zanedbatelný (obvykle Machova čísla pod 0,6), úhly stoupání menší než 15° a nedochází k účinkům vrtulového proudu na vztahové a odporové vlastnosti křídla.

a. *Upozornění.* Vrtulové letouny jsou náchylné k odporu způsobovanému vrtulovým proudem a všechny letouny jsou náchylné k odporu způsobovanému vyvažováním. Nejvýraznější je tento vliv u letounu s motory upevněnými na křídlech, a když jeden motor nepracuje. Pečlivě je třeba uvážit, že výsledky odporu nejsou přenosné z jedné podmínky do jiných. Příkladem toho je:

(1) Odpor získaný při vodorovném letu v cestovní konfiguraci není možné rozšířit na stoupací konfiguraci.

(2) Údaje pro stoupání se dvěma motory není možné rozšířit na případ s jedním nepracujícím motorem.

Shrnutí, podmínky výkonu a vyvážení by měly zůstat velmi blízké těm, které existovaly při vlastním zkoušení. Výsledky odporu jsou pouze tak přesné, jak jsou přesné dostupné informace o výkonu a účinnosti vrtule. Činitelem je také chladicí proud vzduchu motorem.

b. *Výpočet C_D a C_L .* Údaje z letových zkoušek pro různé vzdušné rychlosti stoupání, hmotnosti a nadmořské výšky by měly být použity k vypočtení C_D a C_L . Rovnice jsou následující:

$$C_D = \left[BHP_T (\eta_p) - \frac{T_{AT}}{T_{AS}} \frac{(AF)(R/C_0)W_T}{33\,000} \right] \left[\frac{96\,209\sqrt{\sigma}}{(V_e^3 S)} \right]$$

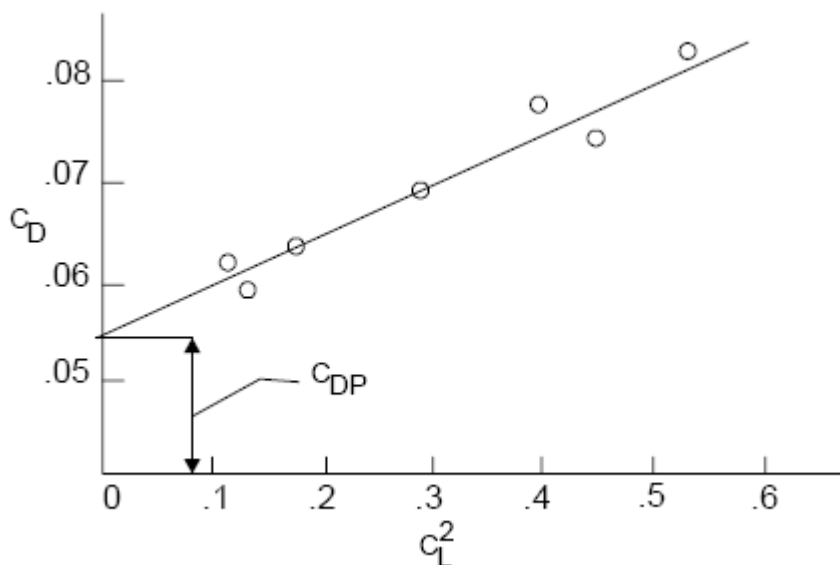
$$C_L = \frac{295(W_T) \sqrt{1 - \left[\frac{\sqrt{\sigma}}{(101,27 V_C)} \frac{T_{AT}}{T_{AS}} (AF) R / C_0 \right]^2}}{(V_e)^2 S}$$

Kde: BHP_T = výkon ve zkušební den (HP) (viz Dodatek 1)
 η_p = účinnost vrtule (od výrobce vrtule nebo odhadem)
 T_{AT} = teplota vzduchu při zkoušce – Kelviny
 T_{AS} = standardní teplota vzduchu – Kelviny
 R/C_0 = pozorovaná svislá rychlost stoupání – stopy za minutu
 W_T = hmotnost zkoušeného letounu – libry
 V_e = ekvivalentní rychlost letu – uzly
 S = plocha křídla – čtvereční stopy
 σ = atmosférický hustotní poměr (viz Dodatek 7, obrázek 1)
 $AF = \frac{(1 + 0,2M^2)^{3,5} - 1}{(1 + 0,2M^2)^{2,5}} - 0,133M^2 + 1$

Kde: M = Machovo číslo;
 V_C je konstanta;
 nadmořská výška pod 36 089 stop

c. *Vynesení údajů.* Po vypočtení C_D a C_L pro různé zkoušky stoupání při mnoha nadmořských výškách, hmotnostech a vzdušných rychlostech je vynesena závislost C_D na C_L^2 . Tato volba parametrů

redukuje paralickou poláru odporu (C_L versus C_D) na lineární závislost. Tyto postupy by měly být použity ke stanovení C_{DP} a e pro každou konfiguraci, pro kterou jsou získány údaje o stoupání.



Obrázek č.1 SOUČINITEL ODPORU V ZÁVISLOSTI NA SOUČINITELI VZTLAKU

Z tohoto grafu je možné graficky stanovit součinitel odporu (C_{DP}) a vypočíst Oswaldův součinitel účinnosti (e).

$$e = \frac{C_L^2}{(C_D - C_{DP}) 3,1416 \left(\frac{b^2}{S} \right)} \quad \text{nebo} \quad e = \frac{\Delta C_L^2 / \Delta C_D}{3,1416 \left(\frac{b^2}{S} \right)}$$

Kde: b = rozpětí křídél – stopy
 S = plocha křídél – čtvereční stopy

d. *Korekce na standardní den.* Protože údaje C_L^2 vs. C_D byly sestaveny pro podmínky zkušební dne, pro danou hmotnost, nadmořskou výšku, teplotu a výkon, je pro stanovení podmínek standardního dne potřebný výpočet.

$$R / C = \frac{(THP_A - THP_R) 33\,000}{W_C (AF)}$$

Kde: THP_A = dostupný tah (HP)
 THP_R = potřebný tah (HP)
 W_C = hmotnost letadla, u kterého je korekce prováděna (libry)
 AF = součinitel zrychlení (viz odstavec b)
 $THP_A = BHPc \eta_p$

Kde: $BHPc$ = tabulkový výkon na brzdě při hustotní nadmořské výšce ve zkušební den (viz Dodatek 1)

η_p = účinnost vrtule

$$THP_R = \frac{\sigma (V_T)^3 C_{DP}^S}{96\,209} + \frac{(0,2883)(W_C)^2}{e \sigma b^2 V_T}$$

Kde: σ = atmosférický hustotní poměr
 V_T = pravá vzdušná rychlost – uzly
 C_{DP} = součinitel odporu profilu
 S = plocha křídél – čtvereční stopy

- e = součinitel účinnosti
 b = rozpětí křídel – stopy
 W_C = hmotnost letadla, pro které je prováděna korekce – libry

e. *Expanze na nestandardní podmínky.* Metody v odstavci d je možné použít k rozšíření údajů o stoupání volbou hmotnosti, nadmořské výšky, teploty a odpovídajícího dostupného výkonu.

f. *Odkazy.* Následující odkazy mohou pomoci v případech, kdy je součinitelem odpor v důsledku stlačitelnosti, úhly stoupání jsou větší než 15°, nebo pokud si čtenář přeje revidovat základní derivace metody poláry odporu.

- (1) C. Edward Lan a Jan Roskama: *Airplane Aerodynamics and Performance*. Vydává a prodává:

Roskam Aviation and Engineering Corporation
 Route 4, Box 274
 Ottawa, Kansas 66067

- (2) Technická zpráva: Air Force Technical Report No. 6273, „*Flight Test Engineering Handbook*“, autor: Russell M Herrington, et. al., z května 1951. Korigováno a revidováno v červnu 1964 – lednu 1966. Viz NTIS No. AD 636.392. K dispozici na adrese:

National Technical Informations Service (NTIS)
 5285 Port Royal Road
 Springfield, Virginia 22161

2 METODA HUSTOTNÍ NADMOŘSKÉ VÝŠKY. Tato metoda je alternativou k metodě poláry odporu. Metoda hustotní nadmořské výšky podléhá stejným upozorněním jako metoda poláry odporu. Položky číslo 1, 2, 6, 9, 12, 17, 18 a 19 jsou pozorovány během letových zkoušek a zbývající položky se vypočtou (ve vzorcích označeny čísly v závorkách).

Číslo položky	Položka
1	Tlaková nadmořská výška (H_p) – stopy
2	Teplota okolního vzduchu – °F
3	Atmosférický hustotní poměr – σ
4	Hustotní nadmořská výška (H_d) – stopy. $H_d = 145\,539 \left[1 - (\sqrt{\sigma})^{0,4699} \right]$
5	Standardní teplota při H_p (T_s) – °F + 460
6	IAS – uzly
7	CAS – uzly
8	$TAS = \frac{(7)}{\sqrt{(3)}}$
9	Pozorovaná svislá rychlost stoupání – ft/min.
10	$\frac{T}{T_s} = \left(\frac{(2) + 460}{(5)} \right)$
11	Skutečná R/C = (9) x (10)
12	Zkušební hmotnost, w – libry
13	$\Delta R / C_{\Delta w} = (11) \left(1 - \frac{(12)}{W_C} \right)$
	Kde W_C = hmotnost letounu, pro kterou je prováděna korekce

	$q\Pi eb^2 = \frac{(7)^2 \Pi eb^2}{295}$
14	Kde $b =$ rozpětí křídel ve stopách $e =$ Oswaldův součinitel účinnosti (není-li možné stanovit přesnější hodnotu, je možné použít 0,8)
15	$\Delta D_i = \left(\frac{(W_C^2) - (12)^2}{(14)} \right)$
16	$\Delta(R / C) \Delta D_i = \frac{101,27(15)(8)}{W_C}$
17	Kalibrované ot./min. (pístové motory)
18	Kalibrované MP (pístové motory)
19	Vstupní teplota vzduchu
20	BHP ve zkušební den korigovaná na teplotu z Dodatku 1 při Hd
21	*
22	η_p – účinnost vrtule (od výrobce vrtule nebo odhadem)
23	$\Delta THP = (22) ((21) - (20))$
24	$\Delta(R / C) \Delta p = \frac{(23) \times 33\,000}{W_C}$
25	$R / C_{std} = (11) - (13) - (16) + (24)$

Položky 4, 7 a 25 jsou použity k vynesení grafu na obrázku 25-2.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

* Poznámka překladatele: Chyba v originálním znění; údaje nejsou k dispozici.

DODATEK 3 –EXTRAPOLACE STATICKÉ MINIMÁLNÍ RYCHLOSTI ŘIDITELNOSTI NA ÚROVEŇ HLADINY MOŘE

1 VŠEOBECNĚ. Účelem tohoto Dodatku je identifikovat jednu z metod extrapolace minimálních rychlostí řiditelnost (V_{MC}) pozorovaných během letových zkoušek na podmínky na hladině moře při standardní teplotě. Mezi zatáčivým momentem kolem těžiště vyvozovaným pracujícím motorem a výchylkou směrového kormidla nezbytnou pro vyrovnaní této tendence a dosažení rovnováhy existuje geometrický vztah.

2 METODA VÝPOČTU. Tato metoda zahrnuje výpočet geometrické konstanty (C_2) pro každou pozorovanou zkušební hodnotu, výpočet průměrných výsledků a výpočet V_{MC} na úrovni hladiny moře. Rovnice jsou následující:

$$V_{MC} = \left[(C_2) (\sqrt{\sigma}) (THP) \right]^{1/3}$$

nebo

$$C_2 = \frac{V_{MC}^3}{(\sqrt{\sigma}) (THP)}$$

Kde: C_2 = geometrická konstanta
 $\sqrt{\sigma}$ = druhá odmocnina hustotního poměru
 THP = tahový výkon v HP (zkušební výkon na hřídeli nebo výkon na brzdě násobený účinností vrtule)

3 UPOZORNĚNÍ A PŘEDPOKLADY. Na tuto metodu se vztahují následující upozornění a předpoklady:

- Tato metoda je omezena na letouny s V_{MC} kvůli nedostatku směrového řízení. Každá zkušební hodnota V_{MC} musí být pozorována při plné výchylce směrového kormidla. Pokud by například zkušební podmínky způsobily dosažení meze síly (150 liber síly na směrové kormidlo) před dosažením plné výchylky směrového kormidla, pak by pozorované hodnoty V_{MC} vyžadovaly zvláštní zohlednění.
- Účinek vztlaku křídel při 5° příčném náklonu je ignorován.
- Nepoužívejte tuto metodu pro vrtule s pevným nastavením listů a mlýnkující vrtule.
- Jakékoliv účinky nadmořské výšky, které mohou nastat v důsledku odporu otáčející se zaprporované vrtule nepracujícího motoru, jsou ignorovány.
- Výpočet hodnoty V_{MC} na úrovni hladiny moře zahrnuje zvýšení výkonu o 1/3 (použijte 0,33333333). Použitý počet platných číslic ovlivňuje výsledné výpočty. Z tohoto důvodu použijte alespoň 8 platných číslic.
- Účinnosti vrtule by měly být zdůvodnitelné. Mohou být získány z grafů účinnosti vrtule od jejího výrobce nebo z jiných přijatelných zdrojů.

4 VZOROVÉ VÝPOČTY. Pro ilustraci byly použity zkušební údaje pro dvoumotorové turbovrtulové letouny. Uvedena jsou pozorování pro jedno nastavení vzletových klapek. Postupy by měly být opakovány pro každé další nastavení vztlakových klapek. Tabulka 1 představuje pět datových bodů pro, které byly shromážděny údaje pro různé nadmořské výšky a podmínky, a výsledné hodnoty C_2 , které byly vypočteny. U těchto zkoušek byla nepracující vrtule zaprporována (k dispozici byl systém automatického praporování).

Tabulka 1 – ÚDAJE Z LETOVÝCH ZKOUŠEK

CHOD	POZOROVANÉ					VYPOČTENÉ			
	TLAKOVÁ VÝŠKA (STOPY)	TEPLOTA OKOLNÍHO VZDUCHU (°F)	KROUTÍCÍ MOMENT (STOPY- LIBRY)	OTÁČKY VRTULE ZA MINUTU	VMC (KCAS)	σ	VÝKON NA HŘÍDELI (HP) (1)	η_p (2)	C2
1	3 500	86,3	3 219	1 700	91,2	,9142439	1 041,95	,590	1 349,657
2	4 200	88,3	3 219	1 700	91,2	,900795	1 041,95	,585	1 381,516
3	4 800	87,3	3 219	1 700	90,7	,8915881	1 041,95	,580	1 384,786
4	5 500	85,2	3 219	1 700	90,7	,881668	1 041,95	,575	1 412,544
5	6 300	83,2	3 219	1 700	90,7	,8700833	1 041,95	,570	1 443,907

(1) Vypočteno z pozorovaného krouťícího momentu a otáček vrtule.

(2) Získáno od výrobce vrtule.

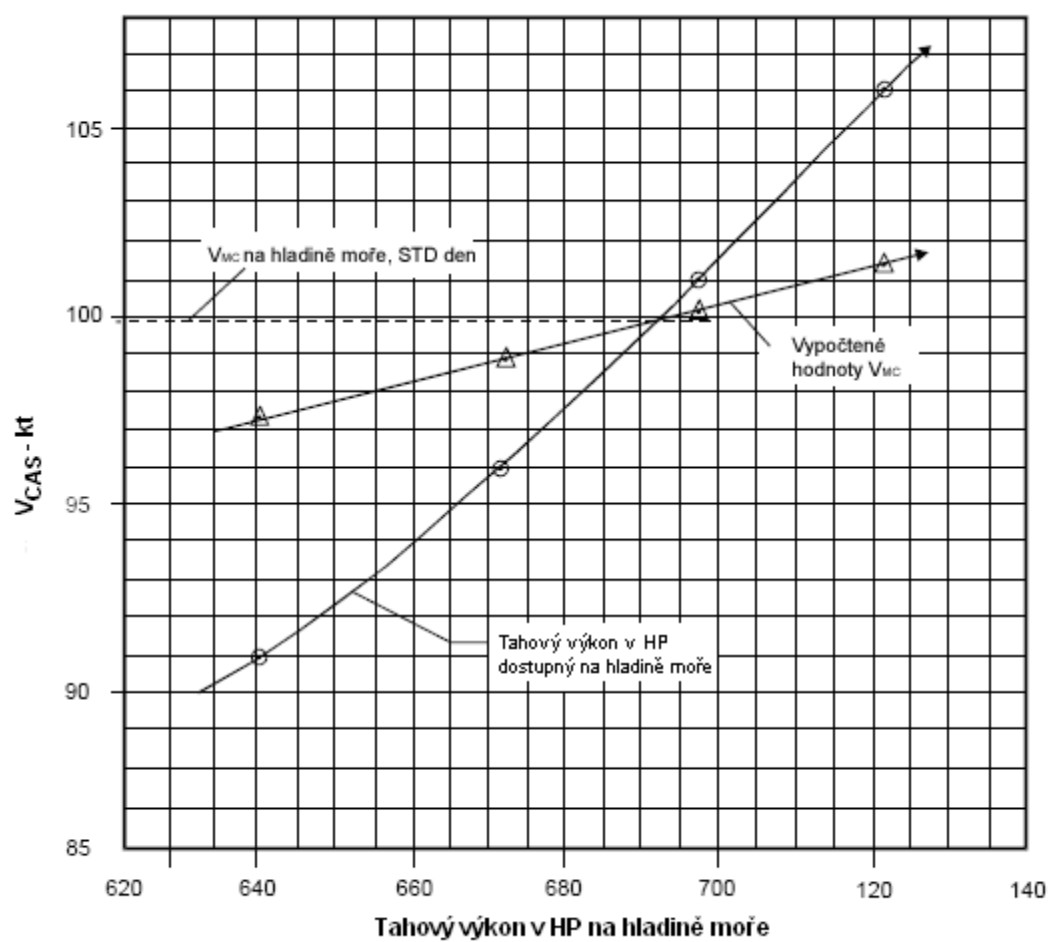
Účinnosti vrtule byly získány z mapy výkonových součinitelů v závislosti na postupovém poměru, která byla získána od výrobce vrtule. Pro čtyřlísté vrtule bylo v těchto výpočtech předpokládáno, že mají součinitel aktivity = 80 a integrovaný součinitel vztlaku = 0,7.

Pět hodnot C_2 uvedených v tabulce jedna bylo zprůměrováno na hodnotu 1394,482. Maximální výkon na hřídeli na úrovni hladiny moře a při standardní teplotě byl 1 050 HP. Při nízkých rychlostech se poměrně významně mění účinnost vrtule s rychlostí. Z tohoto důvodu je vhodné stanovit účinnosti vrtule při několika rychlostech v blízkosti odhadované hodnoty V_{MC} na úrovni hladiny moře. V tabulce 2 jsou uvedeny hodnoty tahového výkonu v HP, které byly stanoveny pro kalibrované vzdušné rychlosti 90, 95, 100 a 105 uzlů a hodnoty V_{MC} vypočtené s použitím těchto hodnot tahového výkonu a průměrného C_2 (1394,482).

Obrázek 1 ilustruje závislost vzdušné rychlosti na tahovém výkonu v HP. Jedna křivka představuje dostupný tahový výkon v HP v závislosti na vzdušné rychlosti. Druhá představuje vypočtené hodnoty V_{MC} v závislosti na tahovém výkonu v HP, který je k dispozici na úrovni hladiny moře. Průsečík těchto dvou křivek představuje hodnotu V_{MC} odpovídající podmínkám na úrovni hladiny moře při standardních teplotních podmínkách. Tyto výpočty vedou ke konečné hodnotě V_{MC} rovné 98,8 uzlům kalibrované rychlosti letu.

Tabulka 2 – TABULOVANÉ HODNOTY TAHOVÉHO VÝKONU V HP A VYPOČTENÉ V_{MC}

V_C (KCAS)	VÝKON NA HŘÍDELI (HP)	η_p	TAHOVÝ VÝKON (HP) DOSTUPNÝ NA HLADINĚ MOŘE	VYPOČTENÉ V_{MC} $C_2 = 1\,394.482$
90	1 050	0,610	640,5	96,3
95	1 050	0,640	672,0	97,9
100	1 050	0,665	698,25	99,1
105	1 050	0,688	722,4	100,2



Obrázek 1 – TAHOVÝ VÝKON V HP NA ÚROVNI HLADINY MOŘE

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 4 – KONTROLNÍ SEZNAM PŘÍRUČEK, ZNAČENÍ A ŠTÍTKŮ K CS-23

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.25 (a)(2)	23.1557 (b)	Hmotnost osoby na palubě menší než 170 liber (normální a pro sběrnou dopravu) nebo 190 liber (kategorie cvičná a akrobatická)			✓	
23.31 (a)	23.1557 (a)	Značka pro umístění odnímatelné zátěže.		✓		
23.31 (b)		Obsahové a hmotnostní omezení zátěže.	✓	✓	✓	
23.373 (a)		Štítek s maximální rychlostí pro rozšířená zařízení pro řízení rychlosti.			✓	
23.415 (c)		Maximální hmotnost pro úvaz	✓			
23.671 (b)		Identifikace řídicích/ovládacích prvků		✓		
23.672 (c)(2)		Uskutečnitelná provozní letová obálka po poruše systému.	✓			
23.677 (a)		Směr pohybu a poloha vyvažovacího zařízení		✓		
23.685 (d)		Značení prvků řídicího systému		✓		
23.733 (b)		Značení pneumatik zvláštní konstrukce		✓		
23.777 (a)	23.1555 (a)	Identifikace řídicích prvků v pilotní kabině		✓		
23.777 (h)1)	23.995	Indikace zvolené polohy mechanického přepínače palivových nádrží.		✓		
23.777 (h)(2)	23.995	Indikace zvolené polohy nebo funkce pro elektronický přepínač palivových nádrží. Zavřená poloha indikována červeně.		✓		
23.777 (h)(3)	23.995	Červené označení polohy VYPNUTO (OFF) na přepínači palivových nádrží.		✓		
23.783 (c)(3)-(4)	23.811	Značení prostředků pro otevírání vnějších dveří		✓		
23.785 (h)		Štítek pro sedadla v letounech cvičné a akrobatické kategorie, na kterých nemůže sedět osoba s padákem.			✓	
23.787 (a)(1)		Štítek s maximální nosností zavazadlového či nákladového prostoru.			✓	
23.X791		Znaky s informací pro cestující, které jsou požadované u letounů pro sběrnou dopravu, pokud letová posádka nevidí na některá sedadla.				✓
23.807 (b)(3)		Značení umístění a funkce nouzových východů.		✓		
23.811 (a)		Vnější značení prostředků pro otevírání dveří a východů.		✓	✓	
23.811 (b)		Vnitřní značení východů a dveří pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu.				✓
23.841 (b)(7)		Výstražný štítek pro případ, že tlakový rozdíl v kabině a přistávací zatížení překročí omezení.			✓	
23.853 (c), (c)(2)		Štítek nebo podsvícená značka zakazující kouření, je-li/když je zakázáno.			✓	✓
23.853 (d)(1)		Štítek „Toto není popelník“ na/v blízkosti každého odpadkového koše s výklopnými dvířky u kategorie pro sběrnou dopravu.			✓	
23.853 (d)(2)		Štítky „Kouření zakázáno“ vyžadované na toaletách u kategorie pro sběrnou dopravu.			✓	
23.903 (d)	23.1581 (a)(2)	Značení nebo štítek s technikami a omezeními spouštění u pístových motorů.	✓		✓	

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.903 (e)(1)	23.1581 (a)(2)	Značení nebo štítek s technikami a omezeními spouštění u turbínových motorů.	✓		✓	
23.903 (e)(3)	23.1581 (a)(4)	Značení nebo štítek pro techniky a omezení opětovného spuštění turbínových motorů za letu.	✓		✓	
23.905 (f)		Takové značení, aby byl patrný disk tlačné vrtule.		✓		
23.909 (e)	23.1581 (a)(2)	Provozní postupy a omezení turbodmychadla.	✓			
23.955 (d)(2)	23.1555 (c)(3)	Štítky s provozními pokyny pro pomocné palivové nádrže.			✓	
23.973 (a)	23.1557 (c)	Značení plnicího hrdla palivové nádrže.		✓		
23.1001 (g)		Štítek pro prostředky pro vypouštění paliva, pokud je zakázáno v některých aerodynamických konfiguracích.			✓	
23.1013 (c)	23.1557 (c)	Značení plnicího hrdla olejové nádrže.		✓		
23.1045 (a)	23.1041	Musí být prokázán soulad s 23.1041 pro všechny fáze letu dle postupů stanovených v AFM (turbínové).	✓			
23.1047	23.1041	Soulad s 23.1041 musí být předveden při stoupání/klesání dle postupů stanovených v AFM (pístové).	✓			
23.1061 (c)		Značení plnicího hrdla nádrže s chladičem.		✓		
23.1141 (a)	23.1555 (a)	Značení ovládacích prvků pohonné jednotky.		✓		
23.1301 (b)		Označení vybavení popisky pro identifikaci, vysvětlení funkce a/nebo provozních omezení.		✓		
23.1311 (a)(7)		Značení přístrojů na elektronických displejích.		✓		
23.1325 (b)(3)	23.1541 (a)(2)	Poskytnutí alternativní statické korekční karty, je-li třeba.		✓		
23.1327 (b)	23.1547 (e)	Štítek pro odchylky magnetického ukazatele větší než 10°.			✓	
23.1329 (d)		Značení směru pohybu ovládáním autopilota.		✓		
23.1337 (b)		Značení vhodnými jednotkami na ukazateli množství paliva.		✓		
23.1357 (d)		Značení nezbytných jističů a pojistek.		✓		
23.1367 (d)		Označení spínačů funkcí a ovládanými obvody.		✓		
23.1419 (a)	23.1585 (a)	Doporučené postupy pro použití vybavení na ochranu proti námraze.	✓			
23.1450 (c)		Štítek s průtokem, trváním a výstrahou kyslíku u horkých prvků generátoru.			✓	
23.1501	23.1541-23.1589	Měly by být stanoveny a posádce zpřístupněny provozní omezení a další informace nezbytné pro bezpečný provoz.	✓			
23.1541 (a)(1)	23.1545-23.1567	Značení a štítky specifikované v 23.1545-23.1567.		✓	✓	
23.1541 (a)(2)		Další informace, značení a štítky potřebné pro bezpečný provoz.	✓	✓	✓	

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.1541 (b)		Specifikuje charakteristiky značení a štítků.		✓	✓	
23.1541 (c)(1)		Zvolte jednu kategorii coby základ pro značení a štítky u letounu schváleného pro více kategorií	✓	✓	✓	
23.1541 (c)(2)		Informace ze štítků a značení pro všechny certifikované kategorie musí být uvedeny v AFM.	✓	✓	✓	
23.1543		Uspořádání a viditelnost značení přístrojů.		✓		
23.1545 (a)		Značení rychlostí na ukazateli vzdušné rychlosti.		✓		
23.1545 (b)		Značení VNE, varovného rozsahu, provozního rozsahu, rychlosti při stoupání/klesání s s jedním nepracujícím motorem při letu na trati pro pístové letouny pod 2 730 kg (6 000 lb), VMC pro pístové letouny pod 2 730 kg (6 000 lb).		✓		
23.1545 (c)		Indikace změn VNE nebo VNO s nadmořskou výškou.		✓		
23.1545 (d)		Indikace změn VMO/MMO s nadmořskou výškou nebo nejnižší hodnota.		✓		
23.1547 (a)		Značení podmínek pro a kalibrace magnetického směrového ukazatele.		✓	✓	
23.1549 (a)		Značení přístrojů pohonné jednotky – červená radiální čára na maximální a minimální provozní mezi.		✓		
23.1549 (b)		Značení přístrojů pohonné jednotky – zelený oblouk pro normální rozsah.		✓		
23.1549 (c)		Značení přístrojů pohonné jednotky – žlutý oblouk pro varovný a vzletový rozsah.		✓		
23.1549 (c)		Značení přístrojů pohonné jednotky – červený oblouk pro rozsah omezený kvůli vibracím.		✓		
23.1551		Značení ukazatele množství oleje		✓		
23.1553	23.1337 (b)(1)	Červené radiální značení ve specifikovaném nulovém odečtu.		✓		
23.1555 (a)		Značení řídicích prvků v pilotním prostoru funkcí a způsobem použití.		✓		
23.1555 (b)		Značení sekundárních řídicích prvků.		✓		
23.1555 (c)(1)		Značení ovládacích prvků paliva pro pohonnou jednotku – poloha přepínače palivových nádrží.		✓		
23.1555 (c)(2)		Značení ovládacích prvků paliva pro pohonnou jednotku – posloupnost palivových nádrží.		✓		
23.1555 (c)(3)	23.955 (d)(2)	Štítek uvádějící podmínky, za kterých je možné využít maximální množství využitelného paliva z nádrže s omezeným použitím.			✓	
23.1555 (c)(4)		Značení ovládacích prvků paliva pro pohonnou jednotku – poloha přepínače palivových nádrží pro více motorů.		✓		
23.1555 (d)(1)		Značení využitelného množství paliva na ukazateli, je-li to vhodné.		✓		
23.1555 (d)(2)		Značení využitelného množství paliva na přepínači palivových nádrží, je-li to vhodné.		✓		
23.1555 (e)(1)		Značení ukazatele polohy přístávacího zařízení.		✓		
23.1555 (e)(2)		Červené označení nouzových řídicích/ovládacích prvků a označení způsobu použití.		✓		
23.1557 (a)		Štítek stanovující omezení hmotnosti a obsahu zavazadel, nákladu či zátěže.			✓	

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.1557 (b)	23.25 (c)(2)	Štítky pro sedadla s nosností menší než 170 lb.			✓	
23.1557 (c)(1)(i)	23.973 (a)	Značení plnicích otvorů pro palivo (pístové).		✓		
23.1557 (c)(1)(ii)	23.973 (a)	Značení plnicích otvorů pro palivo (turbínové) a požadavek v AFM.	✓	✓		
23.1557 (c)(2)		Značení plnicích otvorů pro olej a požadavek v AFM.	✓	✓		
23.1557 (c)(3)		Značení plnicích otvorů pro chladivo.		✓		
23.1557 (d)		Štítek pro nouzové východy a ovládací prvky.			✓	
23.1557 (e)		Značení systémového napětí u každé zástavby pracující se stejnosměrným proudem.		✓		
23.1559 (a)(1)		Štítek uvádějící, že letoun musí být provozován v souladu s AFM.			✓	
23.1559 (a)(2)		Štítek uvádějící certifikační kategorii, pro kterou štítky platí.			✓	
23.1559 (b)		U letounů certifikovaných ve více kategoriích – štítek uvádějící, že další omezení jsou uvedena v AFM.			✓	
23.1559 (c)	23.1525	Štítek specifikující druhy provozu.			✓	
23.1561 (a)		Značení bezpečnostního vybavení způsobem použití.		✓		
23.1561 (b)		Značení úložných prostředků pro bezpečnostní vybavení		✓		
23.1563 (a)		Štítek s VA v blízkosti ukazatele vzdušné rychlosti.			✓	
23.1563 (b)		Štítek s VLO v blízkosti ukazatele vzdušné rychlosti.			✓	
23.1563 (c)		Štítek s VMC v blízkosti ukazatele vzdušné rychlosti u letounů s pístovými motory a hmotností větší než 2 730 kg (6 000 lb) a letouny s turbínovými motory.			✓	
23.1567 (a)		Štítek zakazující akrobatické obraty včetně vývrtek u letounů normální kategorie.			✓	
23.1567 (b)(1)		Štítek uvádějící schválené akrobatické obraty u letounů cvičné kategorie.			✓	
23.1567 (b)(2)		Štítek s textem „vývrty zakázány“ u letounů cvičné kategorie, které nesplňují požadavky na akrobatické vývrty.			✓	
23.1567 (c)		Štítek uvádějící schválené akrobatické obraty a doporučené vstupní rychlosti a případně uvádějící, že obraty na zádech nejsou dovoleny.			✓	
23.1567 (d)		Štítek uvádějící podmínky a pohyby řídicími prvky pro vybrání vývrty.			✓	
23.1581 (a)	23.1583-23.1589	Vyžaduje předložení AFM Agentuře. AFM musí obsahovat informace vyžadované 23.1583 – 23.1589, další informace nezbytné pro bezpečný provoz a informace nezbytné pro splnění provozních pravidel.	✓			
23.1581 (b)(1)	23.1583-23.1589	Informace vyžadované 23.1583 – 23.1589 musí být schváleny a odděleny od neschválených informací.	✓			

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.1581 (b)(2)(i)	23.1583	Provozní omezení musí být schválena a jasně odlišena o ostatních částí AFM (neplatí pro pístové letouny o hmotnosti nižší či rovné 2 730 kg (6 000 lb)).	✓			
23.1581 (b)(2)(ii)	23.1585-23.1589	Informace o postupech, výkonnosti a zatížení musí být uvedeny způsobem přijatelným pro Agenturu (neplatí pro pístové letouny o hmotnosti nižší či rovné 2 730 kg (6 000 lb)).	✓			
23.1581 (c)		Jednotky v AFM musí být stejné jako ty, které jsou vyznačeny na příslušných přístrojích a štítcích.	✓		✓	
23.1581 (d)		Všechny provozní v vzdušné rychlosti v AFM musí – není-li specifikováno jinak, být uvedeny jako indikované rychlosti letu.	✓			
23.1581 (e)		Musí být zajištěny prostředky pro uložení AFM ve vhodné pevné schránce dobře dostupné pilotovi.	✓			
23.1581 (f)		Každá AFM musí obsahovat prostředky pro záznam začlenění revizí a/nebo dodatků.	✓			
23.1583		Každá AFM musí obsahovat provozní omezení včetně následujících:	✓	✓		
23.1583 (a)(1)	23.1545	Informace nezbytné pro vyznačení mezí vzdušných rychlostí, jak vyžaduje 23.1545.	✓	✓		
23.1583 (a)(2)		Rychlosti VMC, VA, VLE a VLO a jejich význam.	✓			
23.1583 (a)(3)(i)		VMO/MMO a prohlášení, že tato rychlostní omezení (pro turbínové letouny pro sběrnou dopravu) nesmí být svévolně překročeno bez oprávnění.	✓			
23.1583 (a)(3)(ii)		Pokud je omezení vzdušné rychlosti založeno na účincích stlačitelnosti, prohlášení o tomto účinku a další informace a doporučené postupy vybrání (u turbínových letounů pro sběrnou dopravu).	✓			
23.1583 (a)(3)(iii)		Meze vzdušné rychlosti musí být uvedeny ve smyslu VMO/MMO pro (turbínové letouny pro sběrnou dopravu).	✓			
23.1583 (b)(1), (2)	23.1521	Omezení pohonné jednotky vyžadovaná 23.1521 a případná vysvětlení, jsou-li třeba.	✓			
23.1583 (b)(3)	23.1549-23.1553	Informace nezbytné pro označení přístrojů pohonné jednotky v souladu s požadavky 23.1549 až 23.1553.	✓			
23.1583 (c)(1)		Maximální hmotnost	✓			
23.1583 (c)(2)		Maximální přistávací hmotnost (je-li nižší než maximální hmotnost)	✓			
23.1583 (c)(3)	23.63 (c)(1)	MTOW pro každou nadmořskou výšku a teplotu letiště zvolené žadatelem, při které letoun splňuje 23.63 (c)(1) (ne pro letouny s pístovými motory o hmotnosti nižší než 2 730 kg (6 000 lb) a letouny kategorie pro sběrnou dopravu).	✓			
23.1583 (c)(4)	23.63 (d)(1), 23.55, 23.59 (a), 23.59 (b)	Pro letouny kategorie pro sběrnou dopravu – MTOW pro každou nadmořskou výšku a teplotu letiště zvolené žadatelem, při kterých letoun splňuje požadavky na stoupání dle 23.63 (d)(1), vzdálenost přerušeného vzletu stanovená dle 23.55 je přijatelná, vzletová vzdálenost stanovená dle 23.59 (a) je přijatelná a volitelně je přijatelná délka rozjezdu při startu stanovená dle 23.59(b).	✓			
23.1583 (c)(5)	23.63 (d)(2), 23.75, 23.343	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – maximální přistávací hmotnost pro každou nadmořskou výšku letiště zvolenou žadatelem, při které letoun splňuje požadavky na stoupání dle 23.63(d)(2), délka přistání dle 23.75 je přijatelná a maximální hmotnost při nulovém množství paliva v křídlech stanovená dle 23.343.	✓			
23.1583 (d)		Stanovené meze polohy těžiště.	✓			

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.1583 (e)	23.221 (c)	Povolené obraty, příslušná omezení vzdušné rychlosti, doporučené vstupní rychlosti, postupy vybrání vývrtek a zakázané obraty dle kategorie.	✓			
23.1583 (f)		Kladné provozní násobky zatížení a u akrobatických letounů záporné provozní násobky zatížení.	✓			
23.1583 (g)	23.1523	Počet a funkce minimální letové posádky.	✓			
23.1583 (h)	23.1525	Seznamy druhů provozu dle 23.1525, zastavěné vybavení ovlivňující jakákoliv provozní omezení a identifikace vyžadovaného provozního stavu vybavení.	✓			
23.1583 (i)	23.1527	Maximální provozní nadmořská výška.	✓			
23.1583 (j)		Konfigurace s maximálním počtem sedadel pro cestující.	✓			
23.1583 (k)		Maximální povolený rozdíl v příčném zatížení palivem, pokud je menší než maximální možný.	✓			
23.1583 (l)		Maximální povolené zatížení a maximální intenzita zatížení u zavazadlových a nákladových prostor či zón.	✓			
23.1583 (m)		Jakákoliv omezení použití systémů a vybavení letounu.	✓			
23.1583 (n)		Kde je to vhodné, maximální a minimální provozní teploty okolí.	✓			
23.1583 (o)		Jakákoliv omezení kouření v letounu.	✓			
23.1583 (p)	23.45 (g), 23.1587 (a)(5)	Typy povrchu, na kterém může být letoun provozován (viz 23.45 (g) a 23.1587 (a)(5)).	✓			
23.1585 (a)		Informace o normálních, abnormálních a nouzových postupech a další informace nezbytné pro bezpečný provoz a dosažení plánované výkonnosti, včetně:	✓			
23.1585 (a)(1)		Vysvětlení významných či neobvyklých letových či pozemních charakteristik ovladatelnosti.	✓			
23.1585 (a)(2)		Maximální předvedená hodnota bočního větru pro vzlet a přistání a související postupy.	✓			
23.1585 (a)(3)		Doporučené rychlosti letu v turbulentním ovzduší.	✓			
23.1585 (a)(4)	23.903 (f)	Postupy pro opětovné spuštění kteréhokoliv motoru za letu včetně účinků nadmořské výšky.	✓			
23.1585 (a)(5)	23.73, 23.75	Postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení normálního přiblížení a přistání v souladu s 23.73 a 23.75 a pro přechod do podmínek přerušeno přistání.	✓			
23.1585 (b)	23.71	Pro všechny jednomotorové letouny – postupy, rychlosti a konfigurace pro klouzavý let po poruše motoru a následné vynucené přistání.	✓			
23.1585 (c)(1)		Pro všechny dvoumotorové letouny – postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení přiblížení a přistání s jedním nepracujícím motorem.	✓			
23.1585 (c)(2)		Pro všechny dvoumotorové letouny – postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení průletu s jedním motorem nepracujícím, podmínky ve kterých je možné provést průlet bezpečně, nebo kdy je třeba udělit výstrahu před pokusem o průlet.	✓			

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.1585 (d)(1)	23.51 (a), (b), 23.53 (a), (b), 23.65, 23.69 (a)	Pro všechny letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie – postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení normálního vzletu (23.51 (a), (b) 23.53 (a), (b)) a následného stoupání (23.65, 23.69 (a)).	✓			
23.1585 (d)(2)		Pro všechny letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie – postupy pro přerušení vzletu.	✓			
23.1585 (e)(1)		Pro všechny dvoumotorové letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie – postupy a rychlosti pro pokračování ve vzletu po poruše motoru, podmínky, za kterých je možné ve vzletu bezpečně pokračovat, a kdy by měla být udělena výstraha před pokračováním ve vzletu	✓			
23.1585 (e)(2)	23.67, 23.69 (b)	Pro všechny dvoumotorové letouny normální, cvičné a akrobatické kategorie – postupy a rychlosti pro pokračování ve stoupání po poruše motoru po vzletu (23.67) nebo na trati (23.69 (b)).	✓			
23.1585 (f)(1)		U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – postupy, rychlosti a konfigurace pro provedení normálního vzletu.	✓			
23.1585 (f)(2)	23.55	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – postupy a rychlosti pro provedení přerušového vzletu.	✓			
23.1585 (f)(3)	23.57, 23.59 (a)(1), 23.61 (a)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – postupy a rychlosti po pokračování ve vzletu po poruše motoru (23.59 (a)(1)) a pro pokračování v dráze letu (23.57, 23.61 (a)).	✓			
23.1585 (g)	23.953	U dvoumotorových letounů – informace a pokyny ohledně nezávislého zásobování palivem.	✓			
23.1585 (h)	23.1353 (g)(2) 23.1353 (g)(3)	Pro každý letoun vykazující soulad s 23.1353 (g)(2) nebo (g)(3), postupy pro odpojení baterie od zdroje nabíjení.	✓			
23.1585 (i)		Informace o celkovém množství využitelného paliva pro každou nádrž a vliv poruchy čerpadla.	✓			
23.1585 (j)		Postupy pro bezpečný provoz systémů a vybavení letounu při normálním používání a v případě nesprávné funkce.	✓			
23.1587	23.45 (b)	Není-li uvedeno jinak, musí být uvedeny výkonnostní informace pro rozsah nadmořských výšek a teplot, jak vyžaduje 23.45 (b).	✓			
23.1587 (a)(1)	23.49	Rychlosti přetažení VS0 a VS1 při maximální hmotnosti se zataženým přístávacím zařízením i klapkami a účinek úhlů příčného náklonu do 60° na tyto rychlosti.	✓			
23.1587 (a)(2)	23.69 (a)	Ustálená svislá rychlost a gradient stoupání se všemi pracujícími motory.	✓			
23.1587 (a)(3)	23.75	Délka přistání pro každou nadmořskou výšku, standardní teplotu a typ povrchu letiště, pro které platí.	✓			
23.1587 (a)(4)	23.45 (g)	Vliv provozu na jiných než hladkých a tvrdých površích na délku přistání, je-li dráha suchá.	✓			
23.1587 (a)(5)		Vliv sklonu dráhy, 50% složky čelního větru 150% složky zadního větru na délku přistání.	✓			

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23.

Primární CS	Podpůrné CS	Popis	Příručka	Značka	Štítek	Znak
23.1587 (b)	23.77 (a)	U pístových letounů normální, cvičné a akrobatické kategorie o hmotnosti 2 730 kg (6 000 lb) nebo méně – ustálený úhel stoupání/klesání.	✓			
23.1587 (c)(1)	23.53	U letounů normální, cvičné a akrobatické kategorie – vzletová vzdálenost a typ povrchu, pro který platí.	✓			
23.1587 (c)(2)	23.45 (g)	Vliv provozu na jiné než hladké, avšak suché dráze na vzletovou vzdálenost.	✓			
23.1587 (c)(3)		Vliv sklonu dráhy, 50% složky čelního větru 150% složky zadního větru na vzletovou vzdálenost.	✓			
23.1587 (c)(4)	23.66	U dvoumotorových pístových letounů o hmotnosti více než 2 730 kg (6 000 lb) MTOW a turbínových letounů – vzletový gradient stoupání/klesání s jedním nepracujícím motorem.	✓			
23.1587 (c)(5)	23.69 (b)	U dvoumotorových letounů – svislá rychlost a gradient stoupání/klesání při letu na trati s jedním nepracujícím motorem.	✓			
23.1587 (c)(6)	23.71	U jednomotorových letounů – výkonnost při klouzavém letu.	✓			
23.1587 (d)(1)	23.55	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – délka přerušeného vzletu.	✓			
23.1587 (d)(2)	23.59 (a)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – vzletová vzdálenost.	✓			
23.1587 (d)(3)	23.59 (b)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – délka rozjezdu při vzletu – na přání žadatele.	✓			
23.1587 (d)(4)	23.45 (g)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – vliv jiného než hladkého a tvrdého povrchu na vzletovou vzdálenost a – je-li stanovena – délku rozjezdu při vzletu při suché dráze.	✓			
23.1587 (d)(5)		U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – vliv sklonu dráhy, 50% složky čelního větru 150% složky zadního větru na délku přerušeného vzletu, vzletovou vzdálenost a délku rozjezdu při vzletu, je-li stanovena.	✓			
23.1587 (d)(6)	23.61 (b)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – čistá vzletová dráha.	✓			
23.1587 (d)(7)	23.69 (b)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – gradient stoupání/klesání při letu na trati s jedním nepracujícím motorem.	✓			
23.1587 (d)(8)		U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – vliv sklonu dráhy, 50% složky čelního větru 150% složky zadního větru na čistou vzletovou dráhu letu a gradient stoupání/klesání při letu na trati s jedním nepracujícím motorem	✓			
23.1587 (d)(9)	23.63 (d)(2), 75	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – informace o výkonnosti při přistání s nadměrnou hmotností (maximální hmotností, při které letoun splňuje 23.63 (d)(2) a délku přistání stanovenou dle 23.75).	✓			
23.1587 (d)(10)	23.1323 (b), (c)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – vztah mezi IAS a CAS.	✓			
23.1587 (d)(11)	23.1325 (e)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – kalibrace systému výškoměru.	✓			
23.1587 (d)(7)	23.69 (b)	U letounů kategorie pro sběrnou dopravu – gradient stoupání/klesání při letu na trati s jedním nepracujícím motorem.	✓			
23.1589 (a)	23.25	Hmotnost a poloha každého prvku vybavení, který je možné snadno vyjmout, a který byl v letounu zastavěn při vážení.	✓			
23.1589 (b)	23.23, 23.25	Odpovídající instrukce pro zatížení pro každé přípustné podmínky zatížení z pohledu hmotnosti a polohy těžiště.	✓			
Dod. G23-2, 3, 4	23.1529	Instrukce pro zachování letové způsobilosti	✓			

Tento Dodatek slouží jako stručný návod; v případě chyby či opomenutí mají přednost požadavky CS-23

DODATEK 5 (VYHRAZENO)

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 6 – VZOROVÝ SEZNAM DRUHŮ PROVOZUSCHOPNÉHO VYBAVENÍ

Tento letoun může být provozován ve dne či v noci dle VFR, ve dne či v noci dle IFR a ve známých či předpovídaných podmínkách tvorby námrazy, když je zastavěno a je provozuschopné následující vybavení.

Následující seznam vybavení identifikuje systémy a vybavení, na nichž byla založena certifikace pro jednotlivé druhy provozu. Následující systémy a prvky vybavení musí být zastavěny a musí být provozuschopné, má-li být letoun provozován označeným druhem provozu.

Čísla ATA označují klasifikaci vybavení podle Air Transport Association Specification Code 100.

	VFR Den	VFR Noc	IFR Den	IFR Noc	Podmínky tvorby námrazy
<i>Spojení (ATA-23)</i>					
1. Komunikační radiostanice (VKV)	0	0	1	1	1
<i>Elektrický výkon (ATA-24)</i>					
1. Baterie	1	1	1	1	1
2. DC generátor	2	2	2	2	2
3. DC měřič zatížení	2	2	2	2	2
4. DC výstražné světlo generátoru	2	2	2	2	2
5. Měnič	2	2	2	2	2
6. Výstražné světlo měniče	1	1	1	1	1
7. Výstražné světlo omezovače napájení	1	1	1	1	1
8. Systém sledování baterie	1	1	1	1	1
9. AC voltmetr	1	1	1	1	1
<i>Vybavení/Výbava (ATA-25)</i>					
1. Světélkující nápisy u nouzových východů	4	4	4	4	4
<i>Protipožární ochrana (ATA-26)</i>					
1. Systém pro detekci požáru	2	2	2	2	2
2. Systém uzavření proudění paliva za protipožární přepážku	2	2	2	2	2
<i>Řízení letu (ATA-27)</i>					
1. Systém klapek	1	1	1	1	1
2. Ukazatel polohy klapek	1	1	1	1	1
3. Systém vyvážení horizontálního stabilizátoru – hlavní	1	1	1	1	1
4. Systém vyvážení horizontálního stabilizátoru – záložní	1	1	1	1	1
5. Zvuková výstraha nevyvážení stabilizátoru	1	1	1	1	1

	VFR Den	VFR Noc	IFR Den	IFR Noc	Podmínky tvorby námrazy
6. Zvukový ukazatel vyvážení v pohybu	1	1	1	1	1
7. Ukazatel polohy stabilizátoru	1	1	1	1	1
8. Výstražná siréna přetažení	1	1	1	1	1
9. Ukazatel vyvažovacích plošek – směrové kormidlo	1	1	1	1	1
10. Ukazatel vyvažovacích plošek – křídélka	1	1	1	1	1
<i>Palivo (ATA-28)</i>					
1. Dodávací palivové čerpadlo (jsou zastavěna 4)	PER	AFM	Omezení		
2. Ukazatel množství paliva	2	2	2	2	2
3. Přepínače ukazatele množství paliva	1	1	1	1	1
4. Výstražné světlo – gondola není plná	2	2	2	2	2
5. Světlo křížového napájení	1	1	1	1	1
6. Výstražné světlo nízkého tlaku za dodávacím čerpadlem	2	2	2	2	2
7. Ukazatel průtoku paliva	2	2	2	2	2
8. Proudové přečerpávací čerpadlo	2	2	2	2	2
<i>Ochrana proti námraze a dešti (ATA-30)</i>					
1. Mechanický odmrazovač vstupního hrdla motoru	2	2	2	2	2
2. Ukazatel – odmrazovač vrtule/vstupu	1	1	1	1	1
3. Systém setrvačné protinámrazové ochrany vrtule	2	2	2	2	2
4. Vyhřívání Pitotovy trubice	0	0	2	2	2
5. Náhradní zdroj statického vzduchu	0	0	1	1	1
6. Systém automatického zapalování motoru (je-li zastavěn)	2	2	2	2	2
7. Odmrazovací systém vrtule	0	0	0	0	1
8. Vyhřívání čelního skla (levého)	0	0	0	0	1
9. Systém odmrazování povrchu	0	0	0	0	1
10. Vyhřívání upevňovací desky výstrahy před přetažením	0	0	0	0	1
11. Světlo indukující námrazu na křídle (levém)	0	0	0	0	1
12. Stěrač čelního skla (levý)	1	1	1	1	1
<i>Přístroje (ATA-31)</i>					
1. Hodiny	0	0	1	1	1
<i>Přístávací zařízení (ATA-32)</i>					
1. Světla indikující polohu přístávacího zařízení	3	3	3	3	3
2. Zvuková výstraha klapkami ovládaného přístávacího zařízení	1	1	1	1	1
3. Akční člen odpojení řízení předřového kola	1	1	1	1	1
4. Hydraulické čerpadlo přístávacího zařízení	1	1	1	1	1

	VFR Den	VFR Noc	IFR Den	IFR Noc	Podmínky tvorby námrazy
Světla (ATA-33)					
1. Pilotní prostor a přístroje (vyžadované osvětlení)	0	1	0	1	0
2. Protisrážkové	0	2	0	2	0
3. Přistávací světlo	0	2	0	2	0
4. Polohová světla	0	3	0	3	0
5. Výstražné světlo dveří kabiny (Poznámka)	1	1	1	1	1
6. Výstražné světlo zavazadlových dveří (Poznámka)					
Poznámka: Jsou-li kombinovány do jednoho světla signalizujícího kabinu i zavazadlový prostor, je vyžadováno jedno (1) za všech podmínek.					
Navigace (ATA-34)					
1. Výškoměr	1	1	1	1	1
2. Vzdušná rychlost	1	1	1	1	1
3. Magnetický kompas	1	1	1	1	1
4. Teplota okolního vzduchu	1	1	1	1	1
5. Ukazatel polohy (Gyro-stabilizovaný)	0	0	1	1	1
6. Směrový ukazatel (Gyro-stabilizovaný)	0	0	1	1	1
7. Citlivý výškoměr	0	0	1	1	1
8. Ukazatel zatočení a příčného náklonu nebo koordinátor zatáčení	0	0	1	1	1
9. Ukazatel svislé rychlosti	0	0	1	1	1
10. Navigační radiostanice (VKV)	0	0	1	1	1
Podtlakový systém					
1. Měřič podtlaku nebo tlaku	1	1	1	1	1
2. Vzduchový systém přístrojů	1	1	1	1	1
Vrtule (ATA-61)					
1. Systém automatického praporování	2	2	2	2	2
2. Světlo nízkého stoupání listů	2	2	2	2	2
3. Výstražné světlo „neobracejte tah“	1	1	1	1	1
4. Obrácení tahu vrtule	2	2	2	2	2
Indikace motoru (ATA-77)					
1. Ukazatel otáček (vrtule)	2	2	2	2	2
2. Ukazatel otáček (generátor plynů)	2	2	2	2	2
3. Ukazatel ITT	2	2	2	2	2
4. Ukazatel kroutícího momentu	2	2	2	2	2
Motorový olej (ATA-79)					
1. Ukazatel teploty oleje	2	2	2	2	2

	VFR Den	VFR Noc	IFR Den	IFR Noc	Podmínky tvorby námrazy
2. Ukazatel tlaku oleje	2	2	2	2	2
3. Světlo nízkého tlaku oleje	2	2	2	2	2
4. Systém detekce třisek v motoru	2	2	2	2	2

Poznámka 1: Nuly (0) použité ve výše uvedeném seznamu znamenají, že vybavení či systém nebyly vyžadovány pro typovou certifikaci daného typu provozu.

Poznámka 2: Výše uvedený seznam systémů a vybavení je předurčen pro posádku tvořenou jedním pilotem.

Poznámka 3: Provozní předpisy si mohou vyžádat vybavení a systémy navíc k výše uvedeným.

Poznámka 4: Další informace je možné získat ze schváleného Seznamu minimálního vybavení (MEL), je-li k dispozici

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 7 – UŽITEČNÉ INFORMACE

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

STANDARDNÍ ATMOSFÉRA

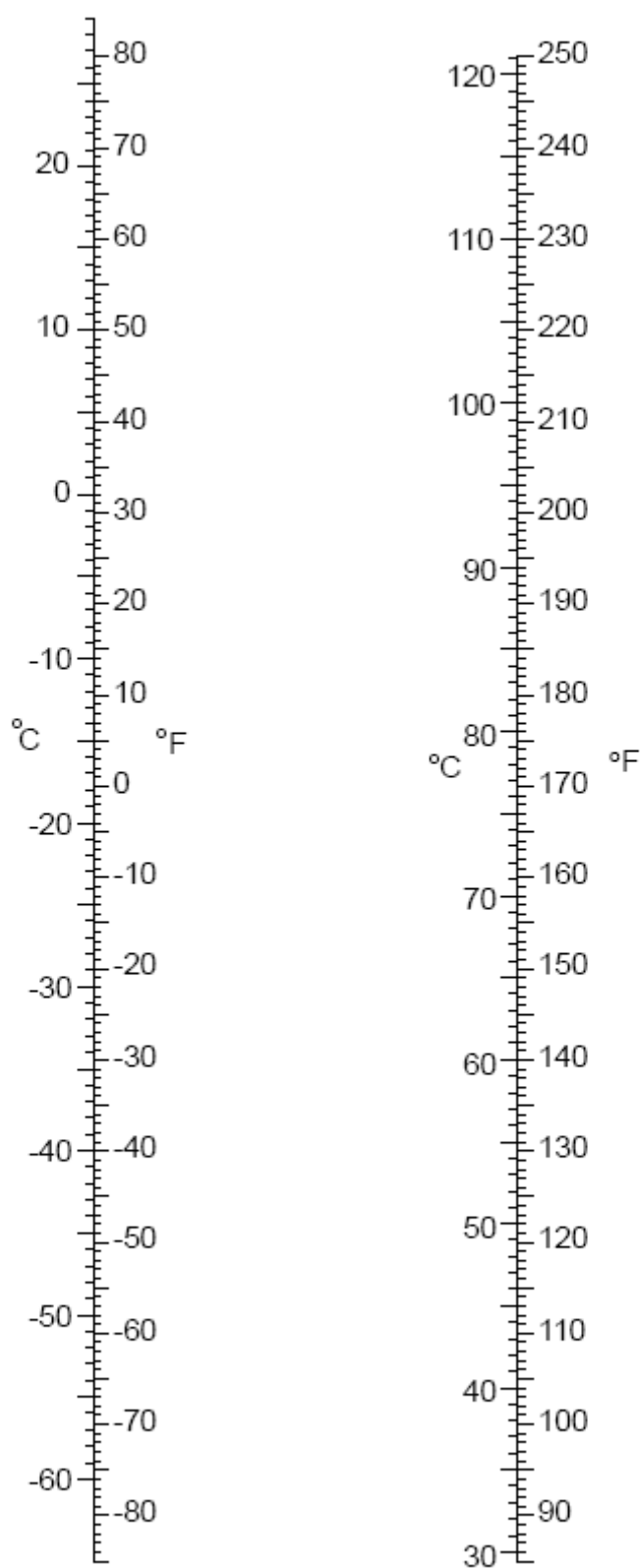
Geopotenciální výška h	Teplota:		Teplotní poměr θ	Tlak p	Tlakový poměr δ	Hustota ρ broků/stopý ³	Hustotní poměr σ	Rychlost zvuku V_a
	°F	°R	°C	psi				ft/s
0	59,0	518,7	15,0	14,70	1,000	2,3768x10 ⁻³	1,000	1 116,4
1 000	55,4	515,1	13,0	14,17	0,9644	2,3081	0,97106	1 112,6
2 000	51,9	511,5	11,0	13,66	0,9298	2,2409	0,94277	1 108,7
3 000	48,3	508,0	9,1	13,17	0,8962	2,1751	0,91512	1 104,9
4 000	44,7	504,4	7,1	12,69	0,8637	2,1109	0,88809	1 101,0
5 000	41,2	500,8	5,1	12,23	0,8320	2,0481	0,86167	1 097,1
6 000	37,6	497,3	3,1	11,78	0,8014	1,9868	0,83586	1 093,2
7 000	34,0	493,7	1,1	11,34	0,7716	1,9268	0,81064	1 089,2
8 000	30,5	490,1	-0,9	10,92	0,7428	1,8683	0,78602	1 085,3
9 000	26,9	486,6	-2,8	10,50	0,7148	1,8111	0,76196	1 081,4
10 000	23,3	483,0	-4,8	10,11	0,6877	1,7553	0,73848	1 077,4
11 000	19,8	479,4	-6,8	9,720	0,6614	1,7008	0,71555	1 073,4
12 000	16,2	475,9	-8,8	9,346	0,6360	1,6476	0,69317	1 069,4
13 000	12,6	472,3	-10,8	8,984	0,6113	1,5957	0,67133	1 065,4
14 000	9,1	468,7	-12,7	8,633	0,5875	1,5451	0,65003	1 061,4
15 000	5,5	465,2	-14,7	8,294	0,5643	1,4956	0,62924	1 057,3
16 000	1,9	461,6	-16,7	7,965	0,5420	1,4474	0,60896	1 053,2
17 000	-1,6	458,0	-18,7	7,647	0,5203	1,4004	0,58919	1 049,2
18 000	-5,2	454,5	-20,7	7,339	0,4994	1,3546	0,56991	1 045,1
19 000	-8,8	450,9	-22,6	7,041	0,4791	1,3100	0,55112	1 041,0
20 000	-12,3	447,3	-24,6	6,754	0,4595	1,2664	0,53281	1 036,8
21 000	-15,9	443,8	-26,6	6,475	0,4406	1,2240	0,51497	1 032,7
22 000	-19,5	440,2	-28,6	6,207	0,4223	1,1827	0,49758	1 028,5
23 000	-23,0	436,6	-30,6	5,947	0,4046	1,1425	0,48065	1 024,4
24 000	-26,6	433,1	-32,5	5,696	0,3876	1,1033	0,46417	1 020,2
25 000	-30,2	429,5	-34,5	5,454	0,3711	1,0651	0,44812	1 016,0

STANDARDNÍ ATMOSFÉRA

Geopotenciální výška h	Teplota:		Teplotní poměr θ	Tlak p	Tlakový poměr δ	Hustota ρ	Hustotní poměr σ	Rychlost zvuku V _a
	°F	°R	°C	psi		brokůstopý ³		ft/s
26 000	-33,7	426,0	-36,6	5,220	0,3552	1,0280x10 ⁻³	0,43250	1 011,7
27 000	-37,3	422,4	-38,5	4,994	0,3398	0,9919	0,41730	1 007,5
28 000	-40,9	418,8	-40,5	4,777	0,3250	0,9567	0,40251	1 003,2
29 000	-44,4	415,3	-42,5	4,567	0,3107	0,9225	0,38812	999,0
30 000	-48,0	411,7	-44,4	4,364	0,2970	0,8893	0,37413	994,7
31 000	-51,6	408,1	-46,4	4,169	0,2837	0,8569	0,36053	990,3
32 000	-55,1	404,6	-48,4	3,981	0,2709	0,8255	0,34731	986,0
33 000	-58,7	401,0	-50,4	3,800	0,2586	0,7950	0,33447	981,6
34 000	-62,2	397,4	-52,4	3,626	0,2467	0,7653	0,32199	977,3
35 000	-65,8	393,9	-54,3	3,458	0,2353	0,7365	0,30987	972,9
36 000	-69,4	390,3	-56,4	3,297	0,2243	0,7086	0,29811	968,5
37 000	-69,7	390,0	-56,5	3,142	0,2138	0,6759	0,28435	968,1
38 000	-69,7	390,0	-56,5	2,994	0,2038	0,6442	0,27101	968,1
39 000	-69,7	390,0	-56,5	2,854	0,1942	0,6139	0,25829	968,1
40 000	-69,7	390,0	-56,5	2,720	0,1851	0,5851	0,24617	968,1
41 000	-69,7	390,0	-56,5	2,592	0,1764	0,5577	0,23462	968,1
42 000	-69,7	390,0	-56,5	2,471	0,1681	0,5315	0,22361	968,1
43 000	-69,7	390,0	-56,5	2,355	0,1602	0,5065	0,21311	968,1
44 000	-69,7	390,0	-56,5	2,244	0,1527	0,4828	0,20311	968,1
45 000	-69,7	390,0	-56,5	2,139	0,1455	0,4601	0,19358	968,1
46 000	-69,7	390,0	-56,5	2,039	0,1387	0,4385	0,18450	968,1
47 000	-69,7	390,0	-56,5	1,943	0,1322	0,4180	0,17584	968,1
48 000	-69,7	390,0	-56,5	1,852	0,1260	0,3983	0,16759	968,1
49 000	-69,7	390,0	-56,5	1,765	0,1201	0,3796	0,15972	968,1
50 000	-69,7	390,0	-56,5	1,682	0,1145	0,3618	0,15223	968,1

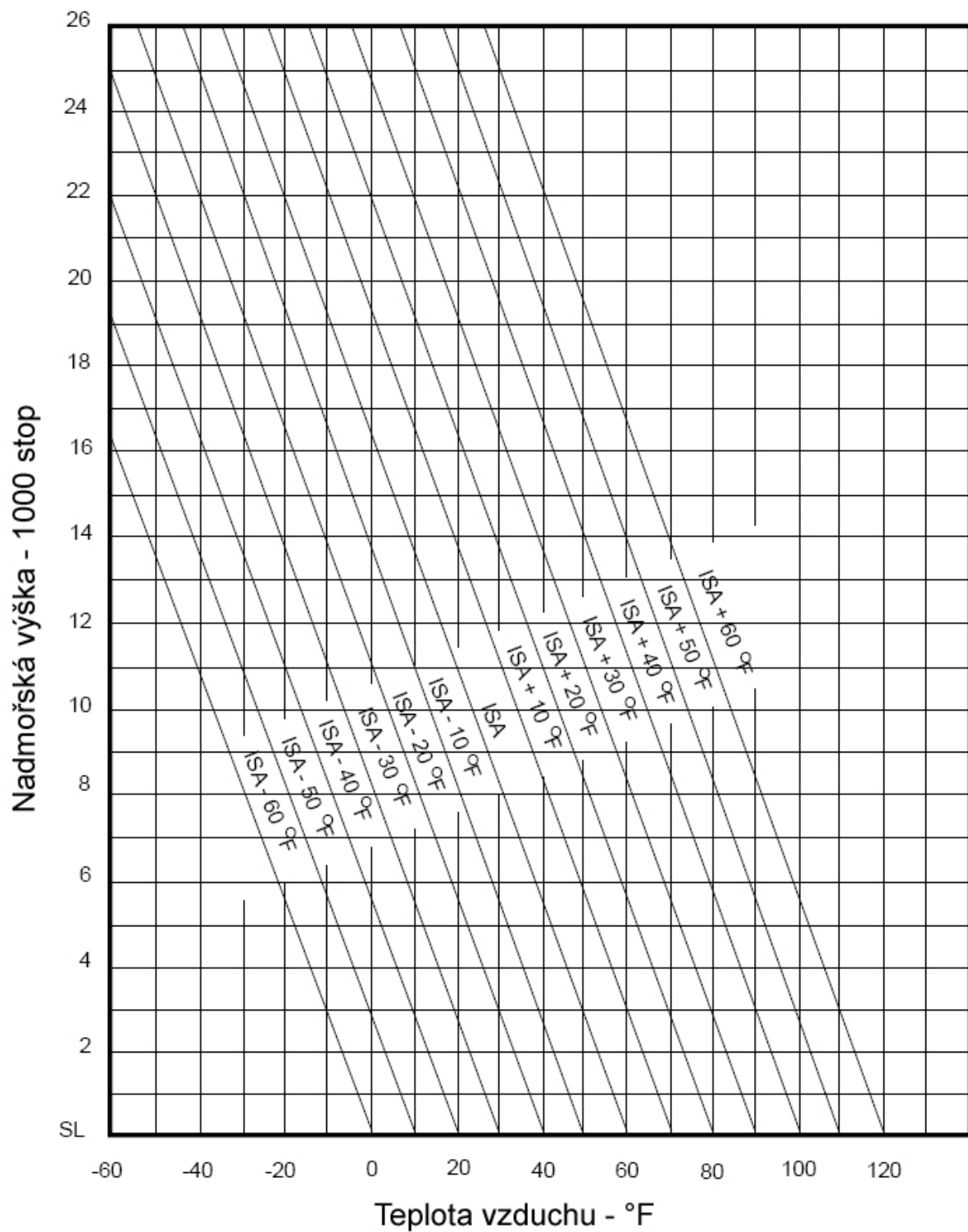
°Rankine = °F + 459,7°

°Kelvin = °C + 237,2°

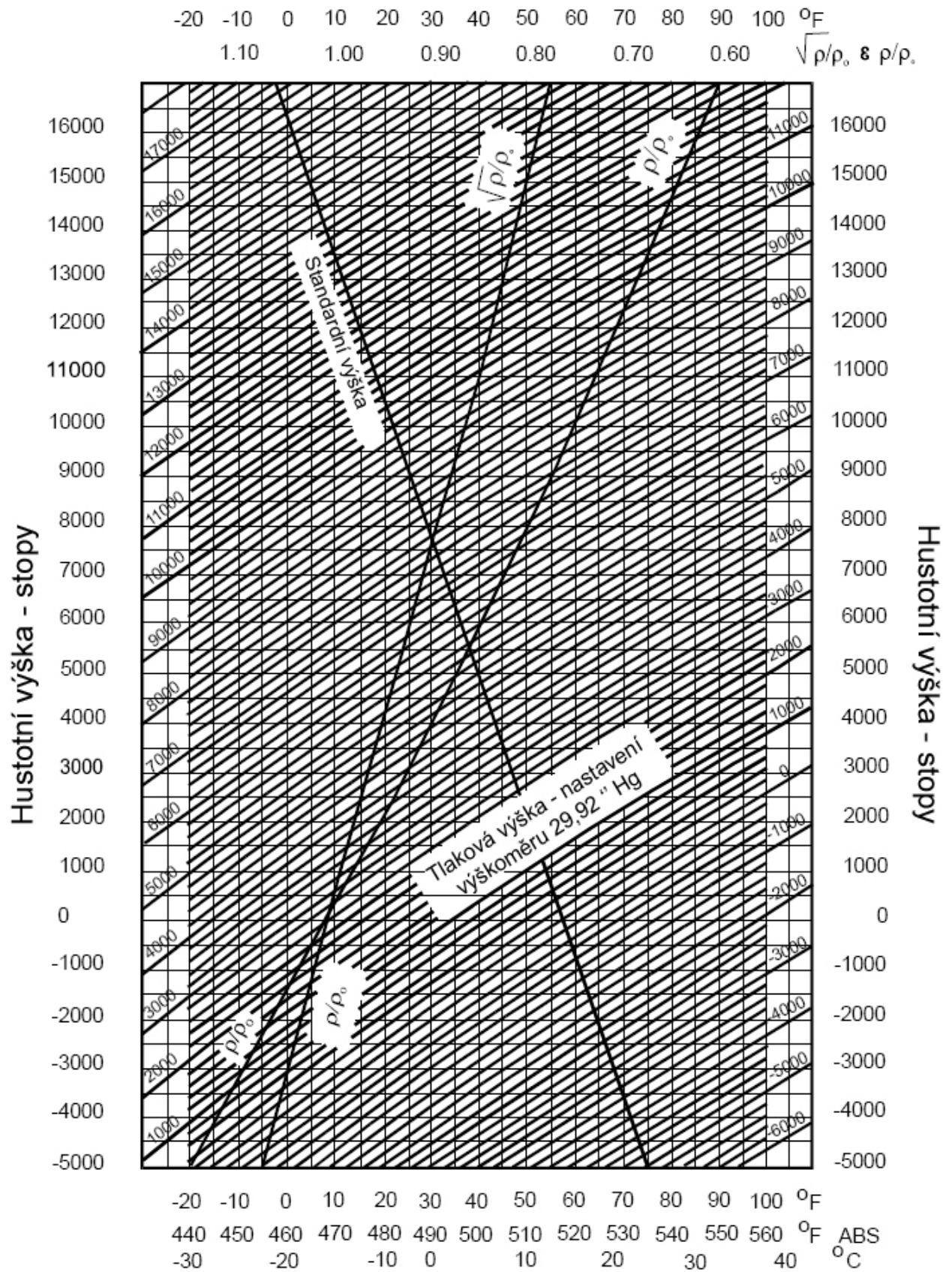


Obrázek 2 – SCHÉMA PRO PŘEVOD TEPLIT

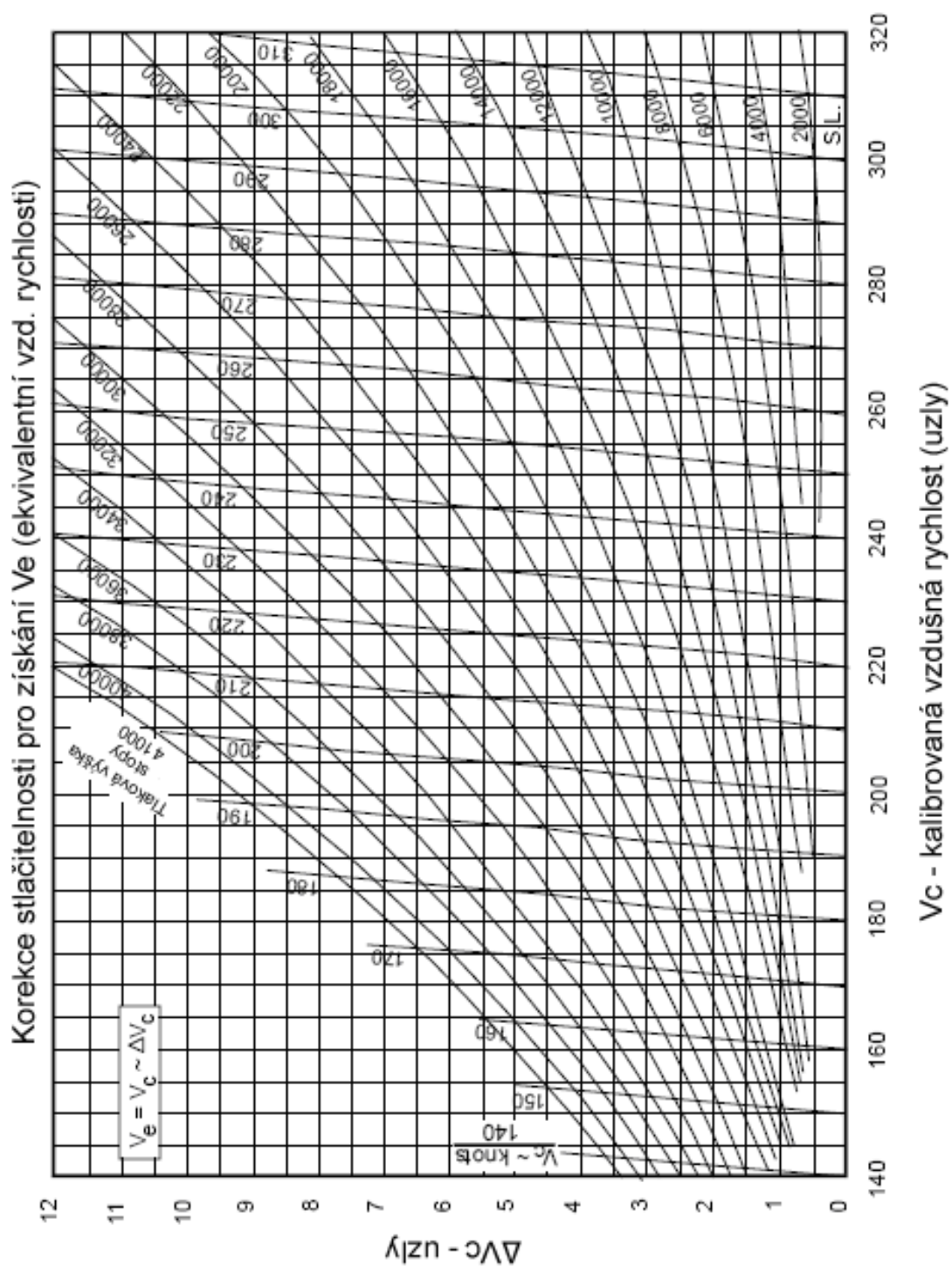
STANOVENÍ TEPLOTY VZDUCHU VE VZTAHU K MEZINÁRODNÍ STANDARDNÍ ATMOSFÉŘE



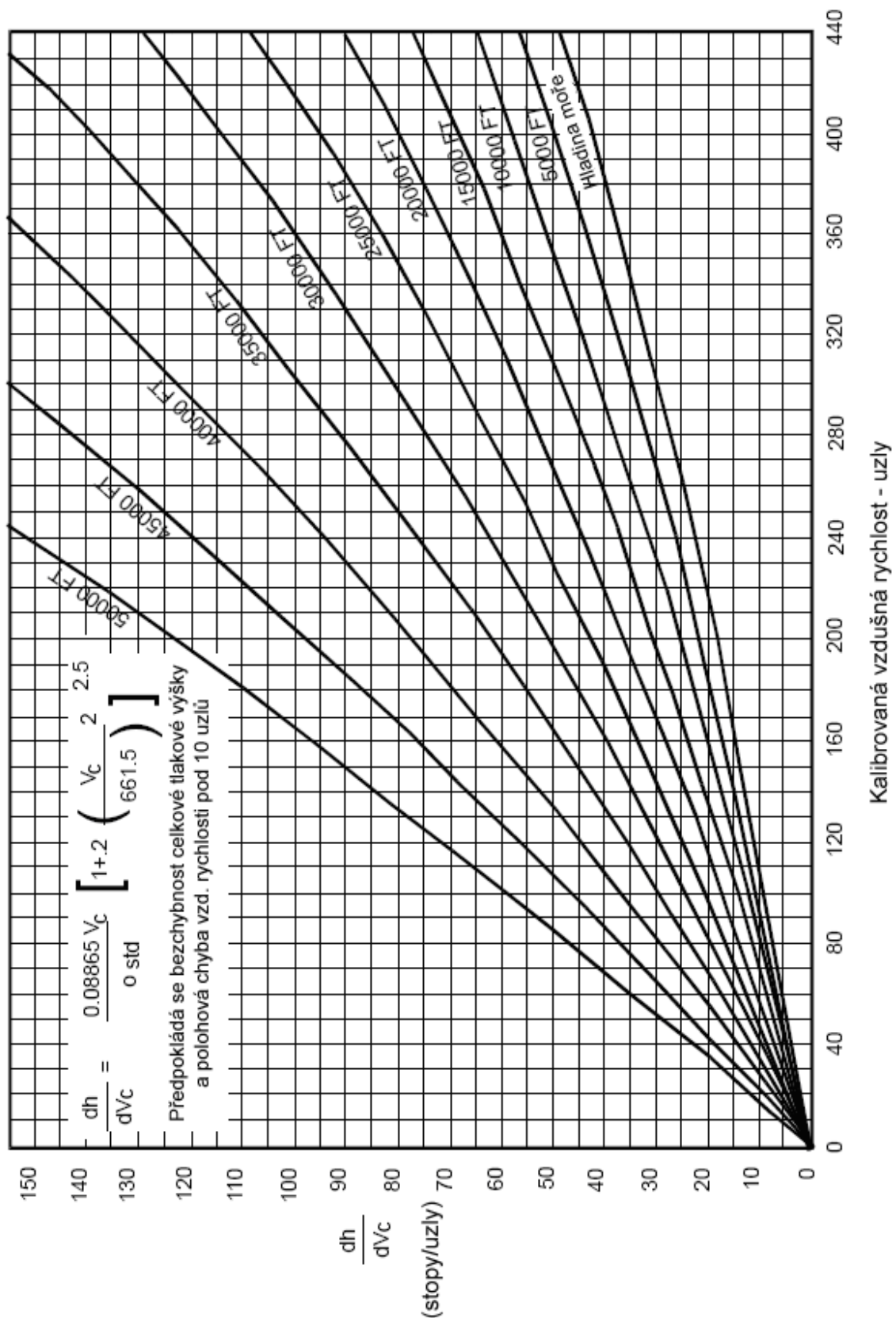
Obrázek 3



Obrázek 4 – PŘEVOD HUSTOTNÍ/TLAKOVÉ NADMOŘSKÉ VÝŠKY

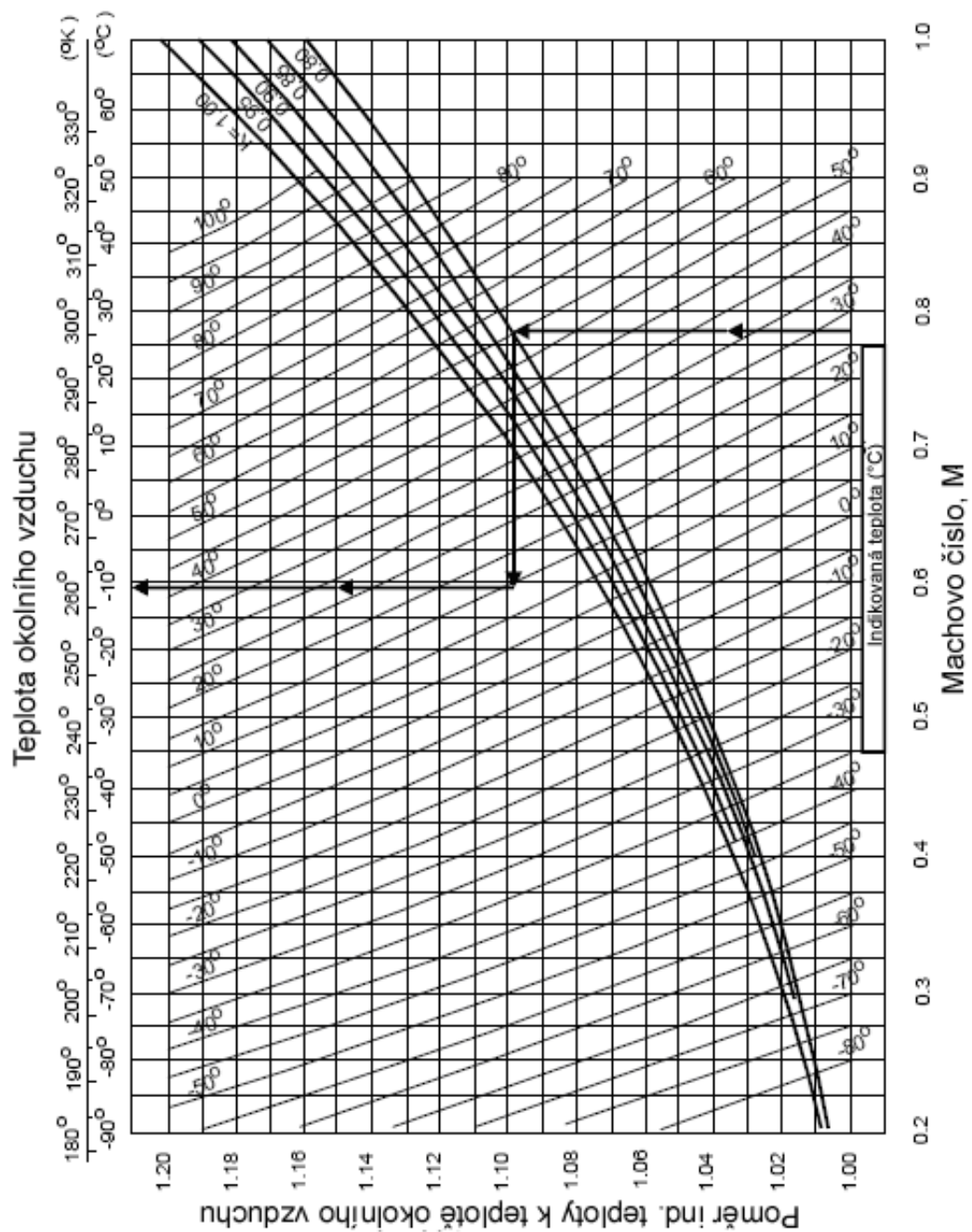


Obrázek 5 – KOREKCE STLAČITELNOSTI PRO PLYN

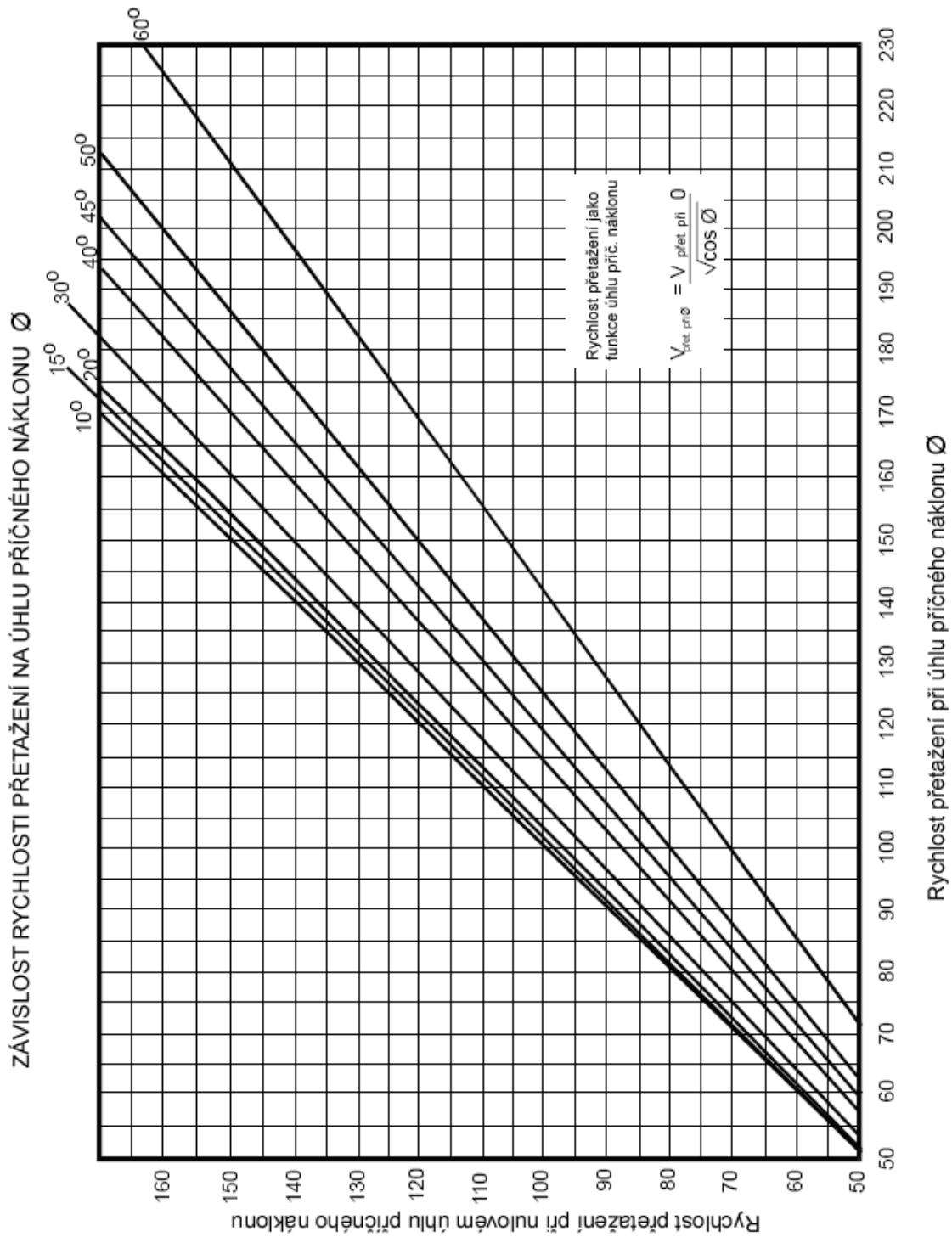


Obrázek 6 – ZÁVISLOST CHYBY VÝŠKOMĚRU NA CAS

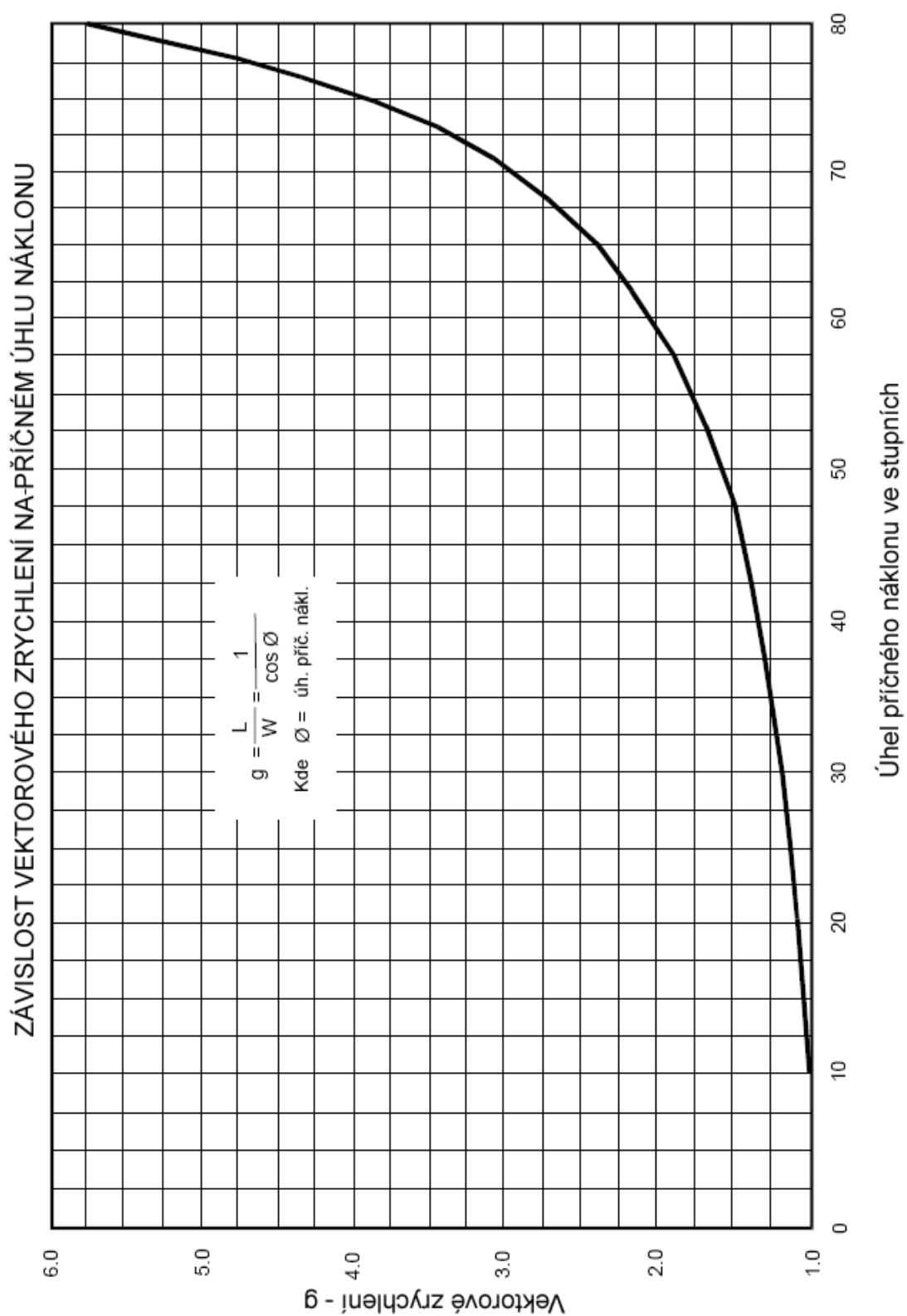
$$\frac{\text{Indikovaná teplota (°K)}}{\text{Teplota okolí (°K)}} = 1 + \frac{\text{Machovo číslo}^2}{5}$$



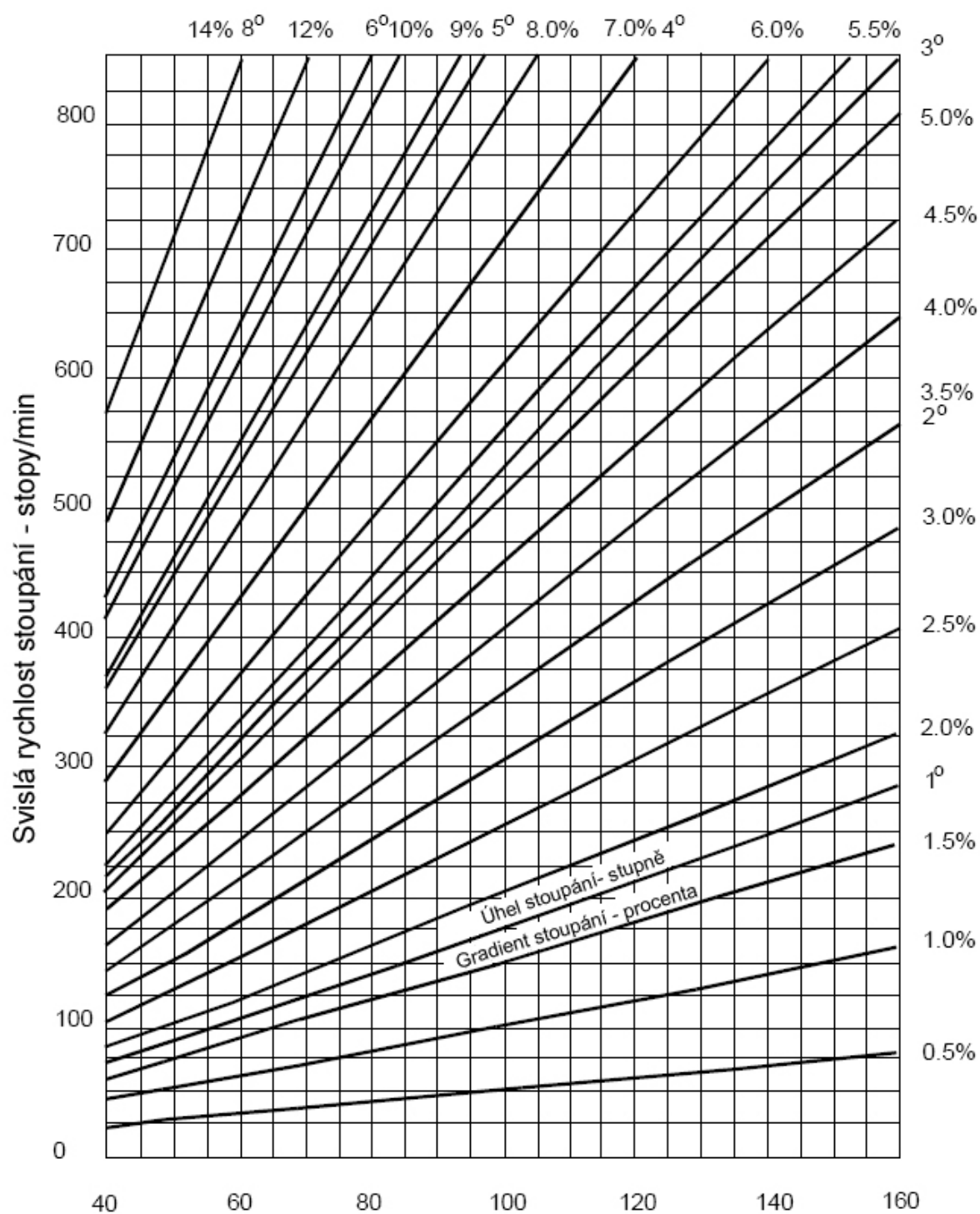
Obrázek 7 – DYNAMICKÝ NÁRŮST TEPLoty



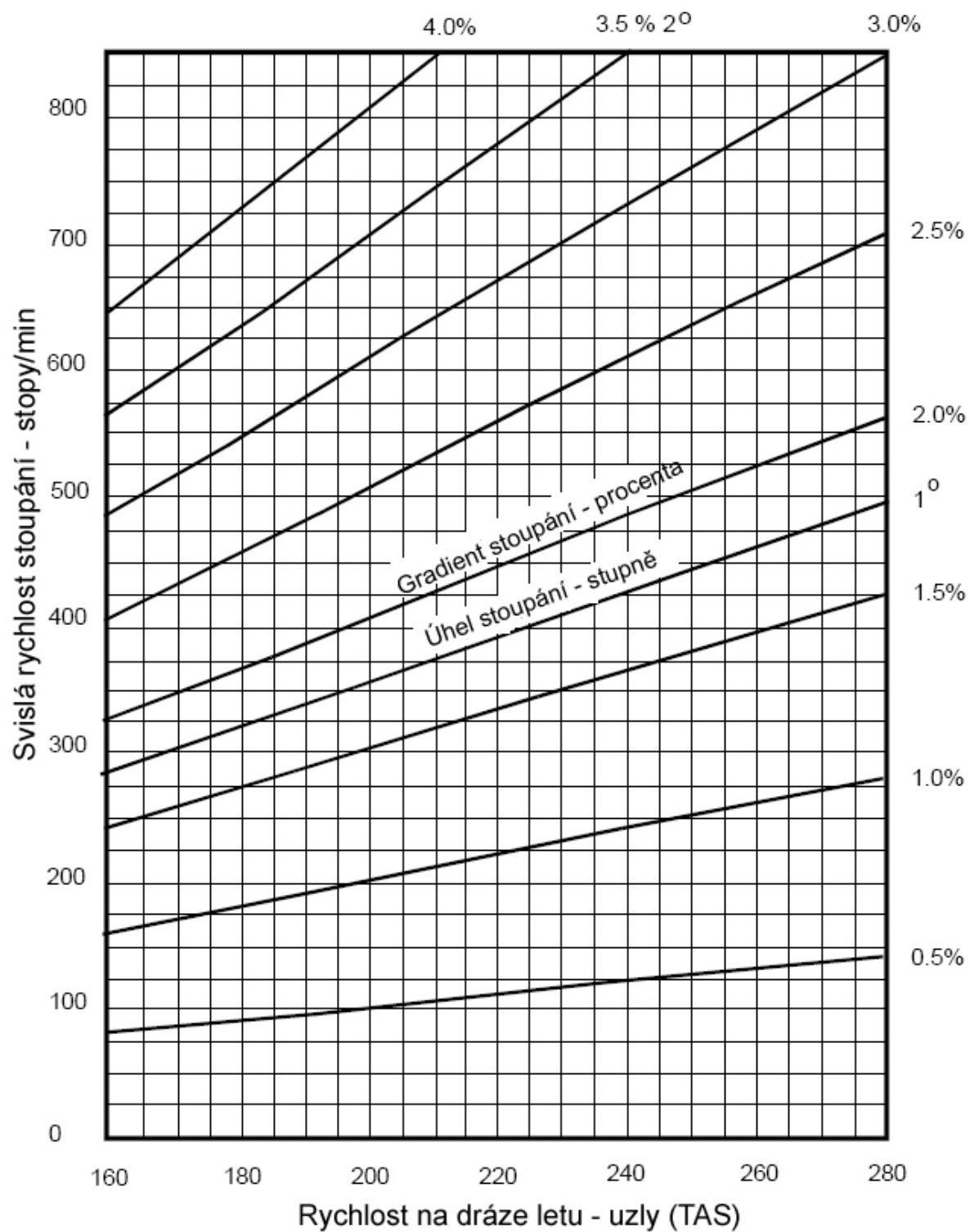
Obrázek 8



Obrázek 9



Obrázek 10



Obrázek 10 (pokračování)

2-FTG-D7-15

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 8 – TABULKA PŘEVODNÍCH SOUČINITELŮ

DÉLKA

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Centimetry	0,3937 0,03281 0,01	Palce Stopy Metry
Kilometry	3 281 0,6214 0,5399 1 093,6	Stopy Míle Námořní míle Yardy
Metry	39,37 3,281 1,0936	Palce Stopy Yardy
Statutární míle	5 280 0,8690 1 760	Stopy Námořní míle Yardy
Námořní míle	6076,1 1,1508	Stopy Statutární míle

HMOTNOST

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Gramy	0,03527 0,002205 1 000 0,001	Unce Libry Miligramy Kilogramy
Kilogramy	2,205 35,27 1 000	Libry Unce Gramy

OBJEM

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Krychlové centimetry	10^{-3} 0,0610	Litry Krychlové palce
Krychlové stopy	28 317 1 728 0,03704 7,4805 28,32	Krychlové centimetry Krychlové palce Krychlové yardy Galony (US) Litry
Krychlové palce	$4,329 \times 10^{-3}$ 0,01732 0,0164	Galony (US) Kvarty (US) Litry
Krychlové metry	61 023 35,31 264,17 1,308	Krychlové palce Krychlové stopy Galony (US) Krychlové yardy
Imperiální galony	277,4 1,201 4,546	Krychlové palce Galony (US) Litry

OBJEM (pokračování)	Galony (US)	231	Krychlové palce
		0,1337	Krychlové stopy
		3,785	Litry
		0,8327	Britské galony
		128	Kapalinové unce (US)
	Kapalinové unce (US)	29,59	Krychlové centimetry
		1,805	Krychlové palce
	Litry	61,02	Krychlové palce
		0,2642	Galony (US)
		1,057	Kvarty (US)

PLOCHA

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Čtvereční centimetry	0,1550 0,001076	Čtvereční palce Čtvereční stopy
Čtvereční stopy	144 0,1111	Čtvereční palce Čtvereční yardy
Čtvereční palce	645,16	Čtvereční milimetry
Čtvereční kilometry	0,3861	Čtvereční statutární míle
Čtvereční metry	10,76 1,196	Čtvereční stopy Čtvereční yardy
Čtvereční statutární míle	2,590	Čtvereční kilometry

RYCHLOST

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Stopy za minutu	0,01136	Míle za hodinu
	0,01829	Kilometry za hodinu
	0,5080	Centimetry za sekundu
	0,01667	Stopy za sekundu
Stopy za sekundu	0,6818	Míle za hodinu
	1,097	Kilometry za hodinu
	30,48	Centimetry za sekundu
	0,3048	Metry za sekundu
	0,5921	Uzly
Uzly	1,0	Námořní míle za hodinu
	1,6878	Stopy za sekundu
	1,1508	Míle za hodinu
	1,852	Kilometry za hodinu
	0,5148	Metry za sekundu
Metry za sekundu	3,281	Stopy za sekundu
	2,237	Míle za hodinu
	3,600	Kilometry za hodinu
Míle za hodinu	1,467	Stopy za sekundu
	0,4470	Metry za sekundu
	1,609	Kilometry za hodinu
	0,8690	Uzly
Radiály za sekundu	57,296	Stupně za sekundu
	0,1592	Otáčky za sekundu
	9,549	Otáčky za minutu

TLAK

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Atmosféry	29,921 14,696 2 116,2	Palce rtuti Libry na čtvereční palce Libry na čtvereční stopu
Palce rtuti	0,03342 0,4912 70,727	Atmosféry Libry na čtvereční palce Libry na čtvereční stopu
Palce vody (při 4°C)	0,00246 0,07355 0,03613 5,204	Atmosféry Palce rtuti Libry na čtvereční palce Libry na čtvereční stopu
Libry na čtvereční palec	6,895	Kilo Pascaly

VÝKON

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
BTU za minutu	12,96 0,02356	Stopo-libry za minutu Koňské síly
Koňské síly	33 000 550 0,7457	Stopo-libry za minutu Stopo-libry za sekundu Kilowatty

TEPLOTA

Kelviny	=	Stupně Celsia plus 273,2
Stupně Rankina	=	Stupně Fahrenheita plus 459,7

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Fahrenheit	5/9 (F-32)	Celsius
Celsius	9/5 C+32	Fahrenheit

ÚHLOVÁ VÝCHYLKA

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Stupně	$1,745 \times 10^{-2}$	Radiány
Radiány	57,3	Stupně

SÍLA

<i>Vynásobte</i>	<i>Součinitelem</i>	<i>Získáte</i>
Libry	4,448	Newtony

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 9 – KALIBRACE VZDUŠNÉ RYCHLOSTI

Úvod

Systémy pro indikaci vzdušné rychlosti a nadmořské výšky letadla závisí na přesném měření okolního statického tlaku a celkového Pitotova (dynamického) tlaku. Statický a dynamický tlak jsou snímány Pitot-statickou trubicí, která udává skutečné odečty v nenarušeném proudu vzduchu, je-li vyrovnána s proudnicemi. Je-li však upevněna na letadle, které při svém letu vytváří tlak, odečty dynamického a statického tlaku budou ovlivněny tlakovým polem letadla a prouděním pod úhlem. Chyby způsobované tlakovým polem a prouděním pod úhlem se nazývají polohové chyby, protože znamínko a velikost chyb jsou funkcí polohy Pitot-statické sondy na letadle. Polohová chyba je funkcí náběžného úhlu letounu a Machova čísla a stanovuje se při letových zkouškách.

V tomto textu jsou používány místo chyb korekce. Obvykle jsou chyby odčítány a korekce přidávány, čehož výsledkem je, že k údajům z Pitot-statického systému letadla se přidává korekce polohové chyby (PEC), aby byl získán statický a dynamický tlak pro okolní podmínky. Okolní statický tlak je definován jako P_{sref} a okolní dynamický tlak je definován jako $P_{sA/C}$. Korekce polohové chyby zdroje statického tlaku ΔP_s je definována jako:

$$\Delta P_s = P_{sref} - P_{sA/C}$$

a ΔP_p – korekce polohové chyby pro dynamický tlak je definována jako:

$$\Delta P_p = P_{Pref} - P_{PA/C}$$

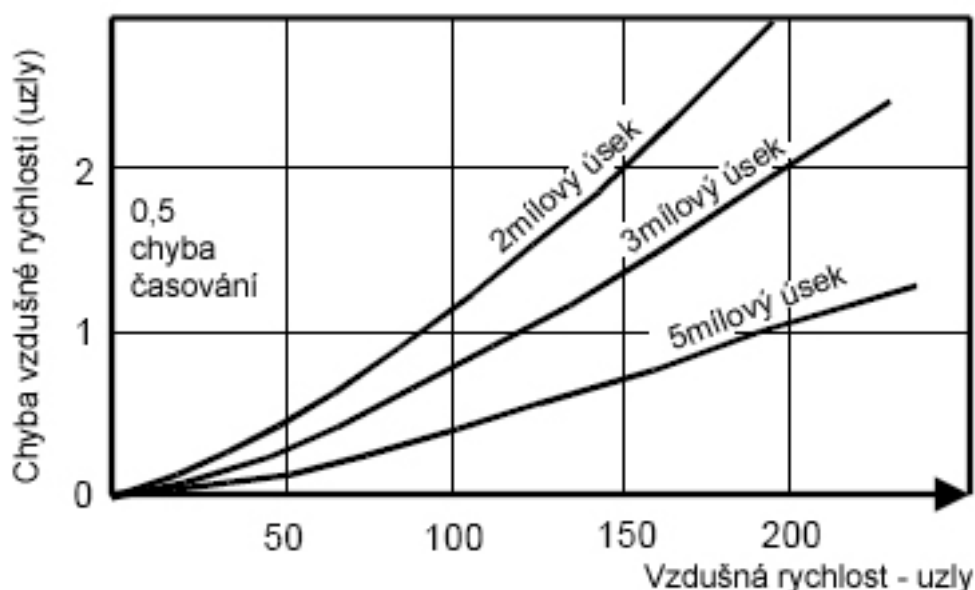
Celková korekce polohové chyby pro Pitot-statický systém, která bude použita pro systém pro indikaci vzdušné rychlosti je ΔP_d , kdy:

$$\Delta P_d = P_p - P_s$$

Obecná diskuze různých technik letových zkoušek

Každá z technik letových zkoušek (FTT), která je popsána v tomto Dodatku, má určitá omezení a kritéria přesnosti přístrojového vybavení, která je třeba uvážit před volbou techniky letových zkoušek.

Metoda s využitím pozemní základny měření rychlosti kalibruje ukazatel vzdušné rychlosti a zohlední korekci polohové chyby jak u statického, tak u dynamického tlaku. Použití pozemní základny měření rychlosti ke kalibraci výškoměru využívá předpoklad, že celkové polohové chyby zdrojů jak dynamického, tak statického tlaku jsou pouze u zdroje statického tlaku. Tento předpoklad nemusí být správný. Hlavním zdrojem chyby u této FTT je časování, protože k záznamu času se používají stopky. Na obrázku A je uveden vliv vzdušné rychlosti letounu na chybu vzdušné rychlosti při různé délce měřeného úseku na zemi v důsledku 0,5sekudové chyby měření času. Zjevně, je-li maximální chyba omezena na jeden uzel, pak maximální rychlost na tříkilometrovém pozemním úseku by byla kolem 120 uzlů. Z toho vyplývá, že metoda s využitím pozemní základny měření rychlosti je vhodná pro pomalu se pohybující letadla.



Obrázek A – Analýza chyb při metodě s využitím pozemní základny

Metoda s využitím vlečné bomby slouží pouze ke kalibraci zdroje statického tlaku. Bomba by měla být stabilní za letu pod a za letadlem, jakékoliv oscilace znehodnotí platnost hodnot statického tlaku. Při vysokých rychlostech má bomba tendenci stoupat do úplavu za letadlem, což způsobuje oscilace bomby, proto je použití bomby omezeno určitou vzdušnou rychlostí. Vlečná bomba je užitečná pro většinu rychlostí až do přibližně 200 uzlů a je zejména vhodná pro vrtulníky. Vlečná bomba zavěšená za a pod vrtulníkem má tendenci udržovat jak sebe, tak upevňovací trubici mimo ocasní rotor, nicméně při rozšiřování obálky rychlostí je třeba postupovat opatrně.

Metoda s využitím vlečného kužele je vhodná pro mnohem větší rozsah rychlostí než metoda s vlečnou bombou a je oblíbenou metodou pro výrobce velkých letadel. Vlečnou bombu je také možné použít až do rychlostí přetažení. Metoda s použitím vlečného kužele slouží pouze ke kalibraci systému statického tlaku.

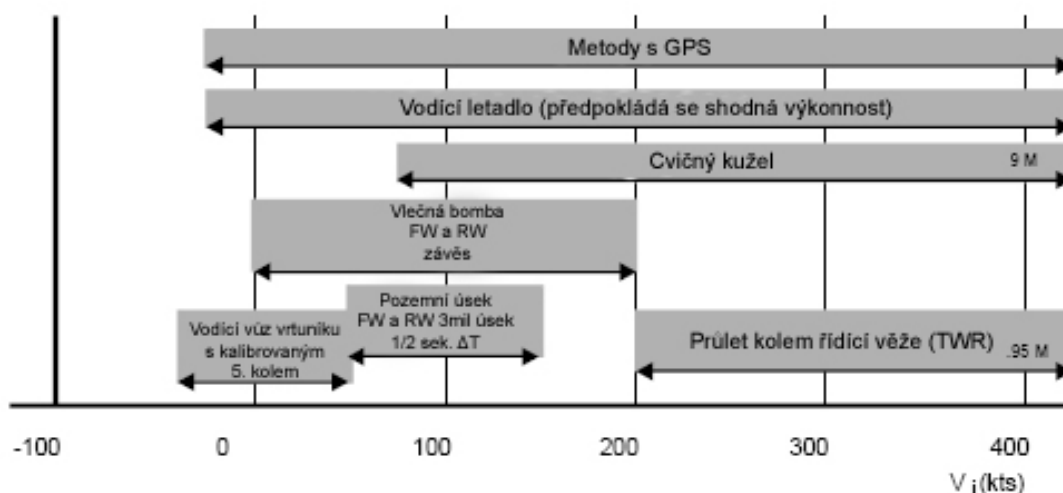
Technika s využitím vodícího letounu pro kalibraci Pitot-statického systému je často první metodou kalibrace pro první let nového letadla nebo první lety výrazně modifikovaného letadla. Problém u metody s využitím vodícího letadla spočívá v přesnosti odečtů jak výškoměru, tak ukazatele vzdušné rychlosti v obou letadlech současně a ve skutečnosti, že jakékoliv chyby z vodícího letounu jsou přenášeny na zkoušený letoun.

Metoda s využitím Pitot-statického nosníku je standardní pro malá letadla, nicméně před jejím použitím by mělo být stanoveno, zda je zdroj statického tlaku na nosníku mimo tlakové pole letounu a zda není Pitotova trubice ovlivněna prouděním vzduchu kolem nosníku pod úhlem.

Metoda s využitím průletu kolem řídicí věže umožňuje pouze kalibraci zdroje statického tlaku, a pokud jsou údaje použity ke kalibraci systému pro indikaci vzdušné rychlosti, předpokládá se, že dynamický tlak je bez chyb. U metody s průletem kolem řídicí věže se vyskytují problémy s přesností, pokud jsou použity výškoměry na řídicí věži a v letadle. Přesnost odečtu výškoměru je obecně ± 10 stop, tudíž kombinovaná chyba obou výškoměrů by mohla být ± 20 ft, což se velmi blíží mezi FAR/CS ± 30 ft na 100 uzlů. Použití citlivých převodníků tlaku na řídicí věži a v letadle výrazně zlepšuje přesnost odečtu. Další zlepšení přesnosti je možné dosáhnout porovnáním pozemního bloku údajů o letadle z průletu kolem věže, tj. záznamu výškoměru a teploty, a jeho porovnáním s údaji z věže, které zohledňují výšku věže. Metoda průletu kolem věže je užitečná také při měření součinitele vyrovnání u systému pro měření teploty. Vážná omezení metody průletu kolem řídicí věže jsou: požadavek na přístroji vybavenou věž a průletovou dráhu, nebezpečí letu v blízkosti rychlosti přetažení a mezí Machova čísla letadla v blízkosti země a časově náročný postup jednoho datového bodu na oblet.

Metoda s využitím GPS vyžaduje certifikovaný systém GPS nebo diferenciální systém GPS v místní oblasti. Pozornost je třeba věnovat letům přímo do a z převažujícího větru, ve kterém není letadlo nesené. Potenciálním zdrojem chyb je, že rychlost větru nemusí být stejná, když letoun letí v opačném kurzu. Tento problém se změnami směru a rychlosti větru platí i při FTT s využitím pozemního úseku.

Shrnutí rychlostních rozsahů různých technik letových zkoušek PEC naleznete na obrázku B.



Obrázek B – Shrnutí metod zkoušek PEC

1 METODA S VYUŽITÍM POZEMNÍ ZÁKLADNY MĚŘENÍ RYCHLOSTI

Metoda s využitím pozemní základny měření rychlosti sestává z použití pozemního referenčního bodu ke stanovení variací mezi indikovanou vzdušnou rychlostí a rychlostí letounu vůči zemi. Potřeba je přesně změřený pozemní úsek. Délka úseku by měla být zvolena tak, aby byla kompatibilní se vzdušnými rychlostmi, kterými letoun letí. Nadměrně dlouhé časy pro překonání úseku degradují výsledky zkoušky.

Obecně by při použití 5mílového úseku měl být let proveden rychlostí vyšší než 250 uzlů. Pod 100 uzlů omezte délku úseku na 1 míli. Kolmé koncové linie silnice, dráty elektrického vedení apod.) by měly být dostatečně dlouhé, aby umožňovaly unášení větrem a přesné pozorování protnutí koncové linie. Jednosekundová chyba při 300 uzlech je 6 uzlů na 2mílovém úseku.

a. Zkušební podmínky

(1) *Kvalita vzduchu.* Vzduch by měl být co nejkldnější a s minimem turbulencí a větru. Rychlost větru při provádění zkoušky by neměla překročit přibližně 10 uzlů.

(2) *Hmotnost a těžiště.* Kalibrace vzdušné rychlosti obvykle není citlivá na polohu těžiště, zvláště pak při nízkých vzdušných rychlostech (vyšších náběžných úhlech). Prvotní kalibrační zkoušky vzdušné rychlosti by měly být provedeny s letounem zatíženým přibližně maximální celkovou hmotností. Další zkoušky by měly být provedeny při přibližně minimální hmotnosti a při nízkých vzdušných rychlostech, aby tak byly bodově zkontrolovány výsledky kalibrace vzdušné rychlosti při maximální hmotnosti. Vyskytují-li se rozdíly, kalibrace systému pro indikaci vzdušné rychlosti by měla být provedena při minimální hmotnosti.

(3) *Nadmořská výška.* Při použití vizuálního referenčního bodu pro měření času průletu by nadmořská výška při celém zkušebním letu měla být co nejnižší, ale měl by být udržován odstup alespoň jeden a půl rozpětí křídel nad nejvyšším pozemním bodem, aby letoun byl mimo vliv přízemního účinku. Pokud podmínky dovolí použít k měření času průletu letounu jeho stín, je možné využít výšky 500–2 000 m AGL při průletu pozemním úsekem. Všechny páry průletů by měly být provedeny ve stejné nadmořské výšce.

(4) *Rychlostní rozsah.* Rychlost by měla být v rozsahu od 1,3 V_{S1} do maximální rychlosti vodorovného letu, aby bylo možné extrapolovat do V_D . Při extrapolaci na V_D mohou být významné účinky stlačitelnosti.

(5) *Směr zkušebního letu.* Lety v opačném kurzu by měly být prováděny při každé rychlosti, aby se eliminovaly účinky větru a aby bylo možné stanovit průměr rychlosti vůči zemi, kterým se eliminují účinky větru. Nestanovujte průměr časů průletů jednotlivými směry.

(6) *Kurz.* Během průletu by kurz měl být udržován konstantní a rovnoběžný s úsekem měření rychlosti, přičemž by mělo být umožněno unášení letadla větrem, bude-li to třeba, aby tak byly eliminovány účinky bočních větrů.

(7) *Konfigurace.* Systém pro indikaci vzdušné rychlosti by měl být kalibrován v každé z konfigurací přistávacího zařízení a vztlačových klapek, které jsou požadovány v 23.45 až 23.77. To obvykle představuje konfigurace: přistávací zařízení zasunuto/klapky zasunuty, přistávací zařízení zasunuto/klapky ve vzletové poloze a přistávací zařízení vysunuto/klapky vysunuty.

b. Postupy zkoušky

(1) Stabilizujte letoun při vodorovném letu zkušební rychlostí s přistávacím zařízením a klapkami v požadované konfiguraci.

(2) V průběhu celého průletu úsekem udržujte konstantní rychlost, nadmořskou výšku a kurz. Zaznamenávejte údaje.

(3) Opakujte kroky (1) a (2) tohoto odstavce při průletu stejnou rychlostí v opačném kurzu.

(4) Opakujte kroky (1) až (2) tohoto odstavce v dostatečném počtu přírůstků (minimálně pět), abyste tak získali dostatek bodů pro sestavení kalibrační křivky pro každou z konfigurací.

c. Sběr a přepočet údajů. Při každém pokusu zaznamenávejte následující údaje:

- (1) Doba průletu.
- (2) Tlaková nadmořská výška.
- (3) Celková teplota vzduchu (ukazatel letounu) korigovaná na statickou teplotu vzduchu (SAT).
- (4) Indikovaná rychlost letu.
- (5) Poloha vztlačových klapek.
- (6) Poloha přistávacího zařízení.
- (7) Směr průletu.

d. Vzorový přepočet údajů z průletu měřeným úsekem

$$\text{Rychlost} = \frac{\text{Vzdálenost}}{\text{Čas}}$$

$$1 \text{ uzel} = \frac{6076,1 \text{ ft / NM}}{3600 \text{ sek. / hod.}} = 1,6878 \text{ ft/s}$$

$$\text{Rychlost vůči zemi} = \frac{10\,560}{(1,6878)(47,1)} = \frac{0,5925(10\,560)}{(47,1)} = 132,8 \text{ uzlů}$$

$$GS_{\text{ave}}(\text{TAS}) = \frac{132,8 + 125,6}{2} = 129,2 \text{ uzlů}$$

Vzorové údaje z průletu měřeným úsekem a přepočítání údajů

a. Hmotnost _____ těžiště _____
 b. Délka úseku 10 560 ft
 c. Tlaková nadmořská výška 1 600 ft (výškoměr nastaven na 1 013 m.b.)

Poloha klapek	Poloha příst. zařízení	Pozorované údaje				Rychlost vůči zemi	Průměrná rychlost vůči zemi	Součinitel	Kalibrovaná rychlost letu	Průměrná IAS	Chyba v uzlech		
		Čas	IAS	Tlaková nadm. výška 1013 m.b.	SAT						Systém vzdušné rychlosti	Přístroj	Polohová
(°)	(nahoru / dolů)	(sek)	(uzly)	(ft)	(°F)	(uzly)	(uzly)	-	(uzly)	(uzly)	-	-	-
0°	Pevný	47,1	128	1 610	55	132,8	129,2	0,975	126	128,5	2,5	1	1,5
		49,8	129	1 600	55	125,6							
		44,5	135	1 600	55	140,5	136,7	0,975	133,3	136	2,7	0	2,7
		47,1	137	1 600	55	132,8							
		40,5	148	1 600	55	154,2	149,3	0,975	145,6	148	2,4	-1	3,4
		43,3	148	1 600	55	144,3							

Obrázek 1 – Vzorové údaje z průletu měřeným úsekem a přepočítání údajů

$$\text{Rychlost vůči zemi} = \frac{C \times \text{délka úseku (ft)}}{\text{Čas (s)}}$$

C = 0,5925 (uzly) při využití metody průletu měřeným úsekem
 nebo použijte C = 0,6818, jsou-li jednotky míle za hodinu

$$\text{Součinitel} = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = 4,16 \sqrt{\frac{\text{pozorovaný tlak (inHg)}}{559,7 + \text{pozorovaná teplota}}} \quad (\text{nebo odečtete z tabulky } ^\circ\text{F})$$

(1) *Hustotní nadmořská výška.* TAS je větší než CAS, pokud je nadmořská výška nad úrovní hladiny moře. U hustotních nadmořských výšek pod 5 000 ft a kalibrovaných rychlostí letu pod 200 uzlů je považováno za přijatelné použití výrazu $\text{CAS} = \text{EAS} = \text{TAS} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$. V tomto případě se hustotní nadmořská výška získá z obrázku č. 4 v Dodatku 7. Při 1 600 ft tlakové nadmořské výšky a SAT 55°F odečteme hustotní nadmořskou výšku kolem 1 700 ft. Tato hustotní nadmořská výška protíná $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$ v hodnotě 0,975 $\text{CAS} = 129 \cdot 2(0,975) = 126,0$ uzlů.

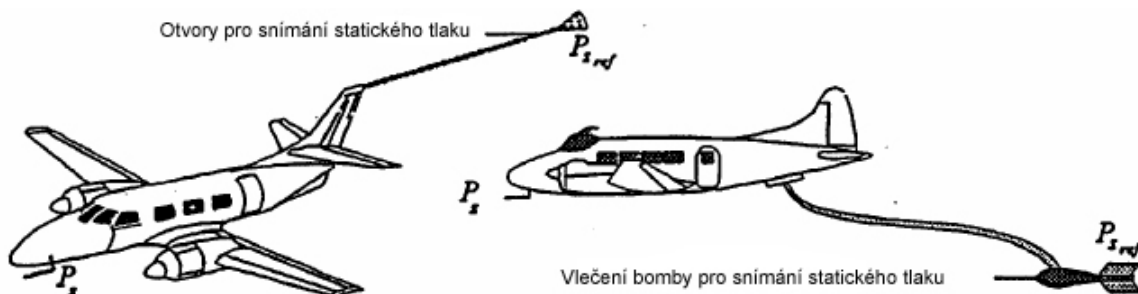
Průměr GS TAS	CAS	IAS	Chyba		
			Systému = (CAS – IAS)	Přístroje + (V _{inst})	Polohová (V _{pos})
129,2	126	128,5	+ 2,5	+ 1	+ 1,5

(2) *Požadovaná přesnost.* Přístrojová chyba se stanovuje připojením standardního dynamického a statického tlaku k přístroji pro indikaci vzdušné rychlosti a sestavením kalibrační křivky. IAS korigovaná pro přístrojovou chybu +1 uzel = 127,5 uzlů. Poloha statického zdroje způsobuje chybu +1,5 uzlu. Odstavec 23.1323 (b) vyžaduje, aby systémová chyba, která bude zahrnovat chybu polohovou, nikoliv však chybu přístroje, ve vymezeném rozsahu nepřekročila 3 % CAS, nebo 5 uzlů, podle toho, která z hodnot je větší.

(3) *Stlačitelnost.* Po mnoho let se pro návrhové vzdušné rychlosti používala CAS. Nicméně se zvyšováním rychlostí a nadmořských výšek začala být nutná korekce kvůli stlačitelnosti, protože proud vzduchu vytváří celkový tlak na Pitotově trubici, který je větší, než kdyby byl proud nestlačitelný. Nyní se jako základ používá pro návrhové vzdušné rychlosti (23.235) EAS. Hodnoty CAS vs. EAS je možné vypočítat, nebo je možné k převodu CAS na EAS použít graf v Dodatku 7, obrázek č. 5.

2 METODA S VYUŽITÍM VLEČNÉ BOMBY A KUŽELU

Vlečná bomba a vlečný kužel, zobrazené na obrázku č. 2, se používají k měření statického tlaku vzduchu v okolí letadla. Vlečná bomba je v dostatečné vzdálenosti za a pod letadlem a vlečný kužel je dostatečně daleko za letadlem, aby nedocházelo k jejich ovlivňování tlakovým polem kolem letadla a bylo možné je označit za referenční zdroje statického tlaku (P_{sref}).



Obrázek 2 – Náčrty vlečení bomby pro snímání statického tlaku a kuželu pro snímání statického tlaku (není v měřítku)

Vlečnou bombu či kužel je možné použít ke kalibraci zdroje statického tlaku na letadle nebo ke stanovení korekce polohové chyby (PEC) výškoměru. Použití referenčních zdrojů statického tlaku ke kalibraci systémů pro indikaci vzdušné rychlosti vychází z předpokladu, že chyby celkového tlaku na Pitotově trubici jsou nulové. Referenční zdroje statického tlaku je možné připojit k výškoměru, který by měl indikovat tlakovou nadmořskou výšku letadla. Rozdíl mezi referenční nadmořskou výškou z vlečného kuželu či bomby a nadmořskou výškou letadla, obou korigovaných přístrojovou chybou, je korekcí polohové chyby pro výškoměr ΔH_{pec} pro určitou konfiguraci a rychlost letadla.

$$\Delta H_{pec} = (H_{ref} + \Delta H_{IC}) - (H_{IA/C} + \Delta H_{IC})$$

Kde: H_{ref} je referenční nadmořská výška
 ΔH_{IC} je korekce přístrojové chyby výškoměru
 $H_{IA/C}$ je indikovaná nadmořská výška letadla

Výše uvedená metoda s využitím výškoměru je jednoduchá, ale trpí obtížemi s přesností odečtu výškoměru, kalibračními chybami výškoměru a hysterezí. Hystereze je rozdíl v kalibraci výškoměru při rostoucí a klesající nadmořské výšce.

Přesnější technikou je připojení vlečného zdroje statického tlaku a zdroje statického tlaku na letadle k ukazateli tlakového rozdílu, aby bylo možné stanovit tlakový rozdíl ΔP_s přímým odečtem, tj.:

$$\Delta P_s = P_{sref} - P_{sA/C}$$

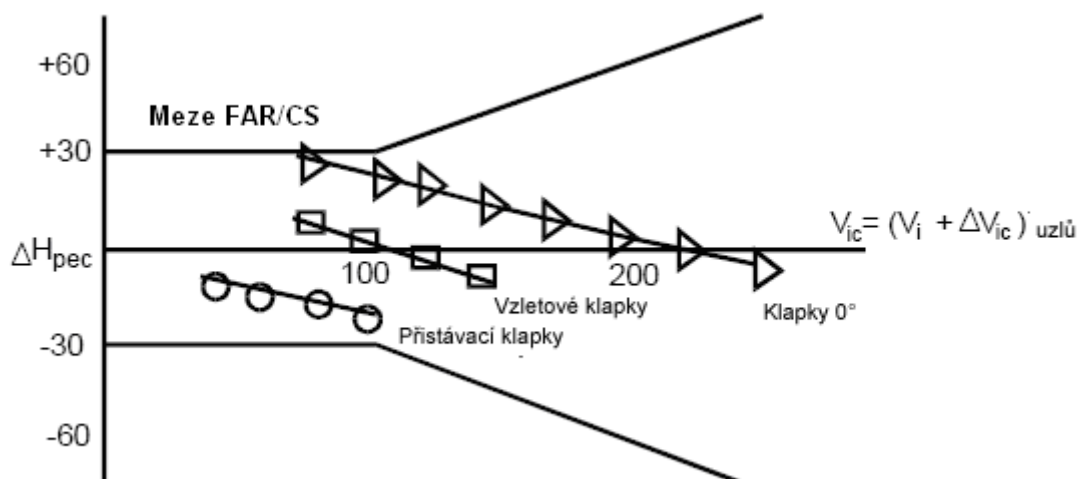
kde: P_{sref} je referenční statický tlak
 $P_{sA/C}$ statický tlak ze zdroje na letadle

Povšimněte si, že (ΔP_s) výše je korekce, která by měla být přidána ke statickému tlaku letadla (P_s), aby byl získán referenční statický tlak. Údaje (ΔP_s) v lb/ft^2 je možné převést na ΔH_{pec} ve ft pomocí rovnice statického tlaku:

$$\Delta P_s = -\rho g \Delta H_{pec} \quad \text{nebo} \quad \Delta H_{pec} = -\frac{\Delta P}{\rho g}$$

Jednotky: P_s v lb/ft^2
 H ve ft
 ρ ve slug/ft³ (v brocích na stopy³)

Kde g je gravitační konstanta 32,2 ft/s² a ρ je hustota vzduchu, ve kterém letadlo letí. ΔH_{pec} je možné stanovit v rychlostním rozsahu letadla ve všech konfiguracích a vynést do grafu dle obrázku č. 3:



Obrázek 3 – Typické údaje pro korekci polohové chyby u letadla

Meze podle FAR/CS 23.1325, tj. ± 30 ft na 100 uzlů jsou na obrázku č. 3 také uvedeny.

Vlečnou bomba a kužel pro snímání statického tlaku je možné použít ke kalibraci systémů pro indikaci vzdušné rychlosti, pokud se předpokládá, že celkový tlak indikovaný Pitotovou trubicí je zcela bez chyb. Korekce celkové polohové chyby u Pitot-statického systému je definována jako ΔP_d , kde:

$$\Delta P_d = \Delta P_p - \Delta P_s$$

kde: ΔP_p je tlaková korekce celkového tlaku kvůli proudění pod úhlem

$$\Delta P_p = P_{ref} - \Delta P_{PA/C}$$

Pokud je ΔP_p rovna nule, pak:

$$\Delta P_d = -\Delta P_s = \frac{1}{2} \rho V_C^2 \left(1 + \frac{M_C^2}{4} + \frac{M_C^4}{40} + \dots \right) - \frac{1}{2} \rho V_{ic}^2 \left(1 + \frac{M_{ic}^2}{4} + \frac{M_{ic}^4}{40} + \dots \right)$$

kde V_C a V_{ic} jsou ve ft/s.

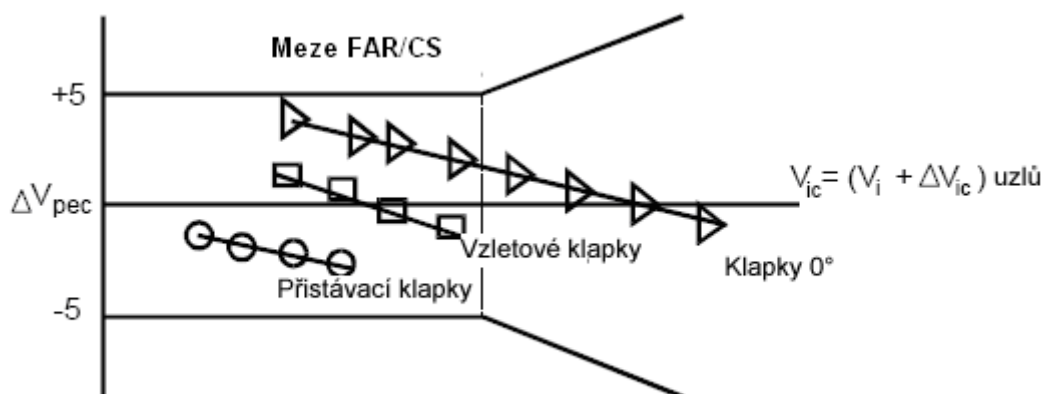
Pro pomalá letadla, která létají rychlostí menší než 200 uzlů a v nadmořských výškách pod 10 000 ft, je možné ignorovat korekce stlačitelnosti a výše uvedená rovnice se redukuje na:

$$\Delta P_d = -\Delta P_s = \frac{1}{2} \rho (V_C^2 - V_{ic}^2)$$

Kde V_{ic} je indikovaná vzdušná rychlost letadla korigovaná na přístrojové chyby a V_C je kalibrované vzdušná rychlost korigovaná na přístrojovou a polohovou chybu.

$$\Delta V_{pec} = V_C - V_{ic}$$

Se znalostí Δp_s pro každou indikovanou rychlost letadla (V_i), je pak možné sestavit graf polohových korekcí dle obrázku č. 4.



Obrázek 4 – Typické údaje pro korekci polohové chyby u letadla

Meze dle FAR/CS 23.1323, tj. ± 5 uzlů nebo ± 3 % (podle toho, která z hodnot je větší) jsou na obrázku č. 4 také uvedeny.

a. **Podmínky zkoušky**

- (1) *Kvalita vzduchu.* Pro kalibraci systému pro indikaci vzdušné rychlosti s pomocí vlečné bomby či kuželu je třeba klidné a stálé ovzduší.
- (2) *Hmotnost a poloha těžiště.* Stejně jako u metody s použitím pozemní základny měření rychlosti.
- (3) *Rozsah rychlostí.* Kalibrace by měla být provedena pro rozsah od $1,2 V_{\text{přetažení}}$ do $V_{\text{MO}}/V_{\text{NE}}$ nebo maximální rychlosti vodorovného letu, je-li vyšší. Pokud začne být vlečná bomba nestálá při vysoké vzdušné rychlosti, vyšší rozsah vzdušných rychlostí může být kalibrován pomocí jiné uznané metody; tj. vlečným kuželem, nebo s využitím pozemní základny měření.
- (4) *Použití bomby.* Při vypouštění bomby a provádění zkoušky je třeba postupovat opatrně, aby se zajistilo, že nedojde ke konstrukčnímu poškození či rušení řízení bombou nebo vlečným lanem. Při vyšších rychlostech se bomba může stát nestabilní a může se houpavě pohybovat či oscilovat. K dispozici by měly být prostředky pro rychlé odpojení vlečné bomby v případě nouze. Letové zkoušky s použitím vlečné bomby by měly být prováděny nad volnými (neobydlenými) prostranstvími.
- (5) *Volně proudící vzduch.* Hadice pro vlečení bomby by měla mít odpovídající délku, aby bylo zajištěno, že bomba bude vlečena ve volně proudícím vzduchu. To by mělo zahrnovat uvážení všech zkoušených konfigurací letounu, které by mohly zapříčinit kontakt konstrukce letounu s bombou. Obvykle je třeba, aby bomba byla alespoň jeden a půl rozpětí od letounu.
- (6) *Kvalifikace k použití.* V podmínkách ustáleného letu konstantní vzdušnou rychlostí a v konstantní nadmořské výšce jsou vlečné kužely a bomby považovány za vynikající systémy pro získání referenční vzdušné rychlosti. Další diskuzi naleznete v odstavci 17b tohoto FTG.

b. **Zkušební postupy**

- (1) Stabilizujte letoun při vodorovném letu přibližně 30 sekund těsně nad přetažením se zasunutými klapkami a přistávacím zařízením. Zaznamenejte údaje.
- (2) Opakujte krok (1) po dostatečných přírůstcích, abyste mohli sestavit dostatečnou kalibrační křivku pro každou konfiguraci.

c. **Sběr údajů** (Údaje, které je třeba zaznamenat v každém zkušebním bodě)

Metoda s použitím výškoměru:

1. Vzdušná rychlost letounu (V_i)
2. V letounu indikovaná nadmořská výška ($H_{iA/C}$)
3. Nadmořská výška vlečného kuželu/bomby (H_{iref})
4. Poloha klapek
5. Poloha přístávacího zařízení
6. Spotřebované palivo

Metoda s použitím tlakového rozdílu:

1. Vzdušná rychlost letounu (V_i)
2. V letounu indikovaná nadmořská výška ($H_{iA/C}$)
3. Tlakový rozdíl $\Delta p_s = P_{sref} - P_{sA/C}$
4. Poloha klapek
5. Poloha přístávacího zařízení
6. Spotřebované palivo

d. **Analýza údajů.** Údaje jsou analyzovány podle metod a rovnic uvedených výše. Údaje je možno prezentovat ve formě uvedené na obrázcích č. 3 a 4. Údaje, které spadají mimo meze FAR/CS, nesplňují předpisy letové způsobilosti.

3 METODA S VYUŽITÍM VODÍČÍHO LETOUNU

Ke kalibraci Pitot-statického systému zkoušeného letadla se použije letoun, jehož Pitot-statický systém byl kalibrován přijatelnou metodou letových zkoušek.

a. **Podmínky zkoušky.** Klidné okolní podmínky pro provedení letu.

b. **Zkušební postupy.** Vodící letoun letí ve formaci se zkoušeným letounem ve stejné nadmořské výšce a stejnou rychlostí. Letadlo by mělo být co nejbližší, aby se zajistilo, že relativních rychlost bude nulová, avšak dostatečně daleko na to, aby nedošlo k ovlivnění tlakových polí obou letounů. Odečty je třeba koordinovat radiovým spojením.

c. **Zaznamenávané údaje**

1. Vzdušná rychlost zkoušeného letounu (V_{iT}) v uzlech
2. Nadmořská výška zkoušeného letounu (H_{iT}) ve ft
3. Vzdušná rychlost vodícího letounu (V_{ip}) v uzlech
4. Nadmořská výška vodícího letounu (H_{ip}) ve ft
5. Konfigurace obou letounů
6. Spotřebované palivo u obou letounů

d. **Přepočet údajů.** Korigujte odečty všech přístrojů přístrojovou chybou a odečty z vodícího letadla známou polohovou chybou.

$$\Delta V_{pecT} = (V_{ip} + \Delta V_{icp} + \Delta V_{pec}) - (V_{iT} + \Delta V_{icT}) \text{ v uzlech}$$

$$\Delta H_{pecT} = (H_{ip} + \Delta H_{icp} + \Delta H_{pec}) - (H_{iT} + \Delta H_{icT}) \text{ ve ft}$$

Vypočtěte ΔV_{pecT} a ΔH_{pecT} pro všechny datové body v každé konfiguraci a vynesete způsobem podobným obrázkům č. 3 a 4.

4 ÚDAJE Z PITOT-STATICKEHO NOSNÍKU

Pokud je při zkoušce Pitot-statický systém upevněn na letounu tak, že Pitotova trubice (celkový tlak) není ovlivněna prouděním pod úhlem a statický zdroj je vně tlakového pole letounu, pak je možné předpokládat, že údaje z nosníku jsou bez polohových chyb. Údaje z nosníku je poté možné považovat za vodící údaje.

Odstavce (a) (b) (c) jsou shodné jako v odstavci (3) u metody s využitím vodícího letounu.

d. Přepočet údajů

$$\Delta V_{\text{pect}} = (V_{\text{IB}} + \Delta V_{\text{icB}} + \Delta V_{\text{pec}}) - (V_{\text{IT}} + \Delta V_{\text{icT}}) \text{ v uzlech}$$

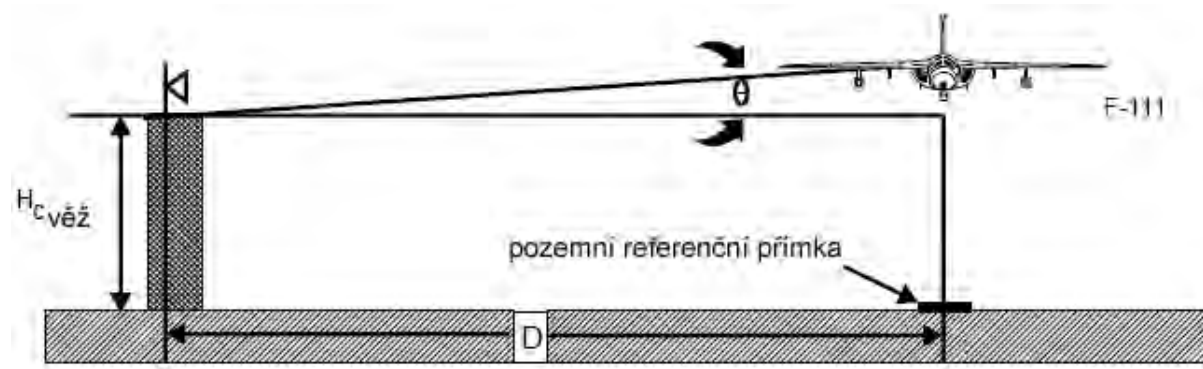
$$\Delta H_{\text{pect}} = (H_{\text{IB}} + \Delta H_{\text{icB}} + \Delta H_{\text{pec}}) - (H_{\text{IT}} + \Delta H_{\text{icT}}) \text{ ve ft}$$

ΔV_{pect} a ΔH_{pect} se vypočtou v celém rozsahu rychlostí pro každou konfiguraci a vynesou podle obrázků č. 3 a 4.

5 METODA S VYUŽITÍM PRŮLETU KOLEM ŘÍDICÍ VĚŽE

Metoda s využitím průletu kolem řídicí věže je jednou z metod, které vedou k přímému stanovení statické chyby v indikované tlakové výšce.

Protože systémy výškoměru a ukazatele vzdušné rychlosti používají stejný zdroj statického tlaku, je možné korelovat polohovou chybu výškoměru přímo s chybou vzdušné rychlosti. Tato korelace předpokládá, že v systému snímání celkového tlaku (Pitotově trubici) není přítomna žádná chyba.



Obrázek 5 – Metoda s využitím průletu kolem řídicí věže

Postupy a zkušební podmínky pro průlet kolem řídicí věže

- (1) *Kvalita vzduchu.* Pro stanovení chyby tlakové výšky je potřeba klidné a stálé ovzduší.
- (2) *Hmotnost a poloha těžiště.* Shodné jako u kalibrace systému pro indikaci vzdušné rychlosti.
- (3) *Rozsah rychlostí.* Kalibrace by měla být provedena v rozsahu od $1,3 V_{S0}$ do $1,8 V_{S1}$. Obvykle jsou prošetřeny i vyšší rychlosti do V_{M0} nebo V_{NE} , aby bylo možné do AFM zahrnout informace o chybách v celém rozsahu vzdušných rychlostí.
- (4) *Zkušební postupy*
 - (i) Zkušební technika je představována letem podél referenční přímky procházející kolem věže, a to stabilizovaným letem konstantní rychlostí ve výšce odpovídající výšce řídicí věže. Primárním pilotním úkolem je udržení konstantní indikované nadmořské výšky během celého průletu. Řídicí věž je vybavena citlivým výškoměrem a prostředky pro stanovení relativního úhlu (Θ) letadla. Údaje zaznamenané

během každého průletu jsou indikovaná tlaková nadmořská výška věže (H_{itower}), úhel Θ a indikovaná tlaková nadmořská výška letadla, vzdušná rychlost a teplota z letadla ($H_{iA/C}$, $V_{iA/C}$ a $T_{iA/C}$) při míjení řídicí věže. Je třeba si uvědomit, že výškoměr v řídicí věži by měl být umístěn v poloze odpovídající přímce s nulovou souřadnicí.

(ii) Opakujte krok (i) při různých vzdušných rychlostech v přírůstcích dostatečných pro pokrytí požadovaného rozsahu při každém nastavení.

(5) *Sběr údajů.* Údaje, které je třeba zaznamenat v každém zkušebním bodě:

- (i) Vzdušná rychlost letounu, $V_{iA/C}$ v uzlech
- (ii) Indikovaná tlaková nadmořská výška letounu, $H_{iA/C}$ ve stopách
- (iii) Tlaková nadmořská výška indikovaná pozorovateli na řídicí věži, H_{itower}
- (iv) Úhel letadla nad řídicí věží, Θ
- (v) Poloha vztlačkových klapek
- (vi) Poloha přistávacího zařízení
- (vii) Letounem spotřebované palivo
- (viii) $T_{iA/C}$ a T_{itower}

Přepočet údajů. Skutečná tlaková nadmořská výška letadla je H_{cref} , kdy:

$$H_{cref} = (H_{itower} + \Delta H_{ictower}) + D \tan \Theta \frac{T_s}{T_t}$$

Kde T_s je absolutní teplota ve standardní den ve zkušební nadmořské výšce a T_t je teplota ve zkušební den v absolutních jednotkách.

Teplotní korekce $\frac{T_s}{T_t}$ slouží k převedení geometrické výšky letadla nad referenční přímkou s nulovou souřadnicí v řídicí věži ($D \tan \Theta$) na tlakovou výšku, kterou je možné přičíst k tlakové nadmořské výšce věže H_{ctower} . Rozdíl mezi skutečnou referenční tlakovou nadmořskou výškou letadla a korigovanou přístrojovou tlakovou nadmořskou výškou letadla je představován korekcí polohové chyby.

$$\begin{aligned} H_{pec} &= H_{cref} - (H_{iA/C} + \Delta H_{icA/C}) \\ &= \left[(H_{itower} + \Delta H_{ictower}) + D \tan \Theta \frac{T_s}{T_t} \right] - (H_{iA/C} + \Delta H_{icA/C}) \end{aligned}$$

ΔH_{pec} se vypočte pro každou rychlost a konfiguraci letadla, při kterých byl proveden průlet kolem řídicí věže, a údaje jsou vyneseny dle obrázku č. 3.

Korekce polohové chyby systému pro indikaci vzdušné rychlosti je možné z metody průletu kolem řídicí věže získat, pokud se předpokládá, že chyba Pitotovy trubice (celkového tlaku) je nula.

Rovnice hydrostatické rovnováhy udává, že korekce tlakové chyby ve zdroji statického tlaku je:

$$\Delta p_s = -\rho g \Delta H_{pec}$$

a z odstavce 3:

$$\Delta p_d = \Delta p_p - \Delta p_s = \frac{1}{2} \rho V_c^2 \left(1 + \frac{M_c^2}{4} + \frac{M_c^4}{40} + \dots \right) - \frac{1}{2} \rho V_{ic}^2 \left(1 + \frac{M_{ic}^2}{4} + \frac{M_{ic}^4}{40} + \dots \right)$$

Protože se předpokládá, že $\Delta p_p = 0$, a u pomalých letadel je možné zanedbat vliv stlačitelnosti, pak:

$$\Delta p_d = -\Delta p_s = \frac{1}{2} \rho (V_c^2 - V_{ic}^2)$$

Výše uvedená rovnice se použije k výpočtu V_c v každém zkušebním bodě, poté $\Delta V_{pec} = V_c - V_{ic}$. Údaje jsou poté vyneseny jako na obrázku č. 4.

6 KALIBRACE SYSTÉMU PRO INDIKACI VZDUŠNÉ RYCHLOSTI PŘI ROZJEZDU NA ZEMI

Systém pro indikaci vzdušné rychlosti je kalibrován při vzletovém rozjezdu na zemi za účelem prokázání souladu s požadavky 23.1323 (c) pro kategorii pro sběrnou dopravu a je použit ke stanovení hodnot IAS pro různé rychlosti V_1 a V_R . Chybu systému pro indikaci vzdušné rychlosti je možné během vzletového rozjezdu stanovit pomocí zapouzďřeného referenčního zdroje statického tlaku nebo jednotky pro měření vzdálenosti, která umožní provedení odečtů pozemí rychlosti, které je možné převést na CAS.

a. Definice

(1) *Systémová chyba při rozjezdu na zemi.* Systémová chyba během vzletového rozjezdu je kombinací polohové chyby, chyb přístrojů a dynamických účinků, jako je zpoždění (váznutí), které může být způsobeno zrychlováním na dráze.

(2) *Zapouzďřený zdroj tlaku.* Vzduchotěsná láhev o dostatečném vnitřním objemu, aby bylo možné jej považovat za nekonečný při porovnávání s vnitřními objemovými změnami ukazatele vzdušné rychlosti při snímání různých vzdušných rychlostí. Láhev by měla být izolována, aby byly minimalizovány teplotní změny v průběhu zkoušení. Krátkodobě je možné předpokládat, že láhev bude odrážet skutečný okolní statický tlak pro zkušební ukazatel.

(3) *Ukazatel vzdušné rychlosti určený pro běžnou zástavbu do letounu.* Ukazatel vzdušné rychlosti, který vyhovuje konstrukčním standardům typové certifikace. Ukazatel by měl být zastaven ve schválené poloze na přístrojové desce, protože při těchto zkouškách jsou uvažovány dynamické účinky na ukazatel, které mohou být způsobovány zrychlením.

(4) *Ukazatel vzdušné rychlosti pro potřeby zkoušky.* Mechanický ukazatel vzdušné rychlosti o známých dynamických vlastnostech při zrychlování nebo elektronický převodník, který je schopen poskytovat informace o vzdušné rychlosti.

(5) *Referenční výškoměr pro potřeby zkoušky.* Výškoměr, který indikuje nadmořskou výšku vzduchu zapouzďřeného v láhvi nebo místní klidné atmosféry, je-li ventil otevřen.

(6) *Polohová chyba při rozjezdu na zemi.* Polohová chyba při rozjezdu na zemi je chyba statického tlaku u statického zdroje určeného pro běžnou zástavbu do letounu, která se projevuje během rozjezdů na zemi s jakýmkoliv vlivem přízemního účinku. Jakékoliv vlivy celkového tlaku (Pitototova) na chybu jsou zanedbávány.

(7) *Přístrojová chyba.* Viz odstavec 303a(3)(ii).

(8) *Dynamické účinky na ukazatel vzdušné rychlosti.* Dynamické účinky na ukazatele vzdušné rychlosti se objevují v důsledku zrychlení rychlé změny vzdušné rychlosti při vzletu. To u mnoha ukazatelů vzdušné rychlosti způsobuje, že indikují nižší než skutečnou vzdušnou rychlost.

POZNÁMKA: U elektronických ukazatelů vzdušné rychlosti pracujících v návaznosti na počítač aerometrických dat je možný výskyt chyb v důsledku účinků dynamického zrychlení díky charakteristikám vycházejícím z jejich základní konstrukce.

(9) *Jednotka pro měření vzdálenosti.* Přístrojový systém, který se běžně používá k záznamu měření délky vzletu. Jeden z výstupů tohoto systému udává při vzletovém rozjezdu závislost rychlosti vůči zemi na čase. Rychlost vůči zemi je možné převést na odpovídající hodnotu CAS pomocí korekcí na vítr a hustotu vzduchu v intervalech během zrychlení, kdy jsou zaznamenávány indikace vzdušné rychlosti v letadle.

b. Metoda s využitím zapouzďřeného zdroje statického tlaku

Metoda s využitím zapouzďřeného zdroje statického tlaku je představována porovnáním odečtů vzdušné rychlosti, které jsou indikovány na ukazateli vzdušné rychlosti pro účely zkoušky, a odečtů na ukazateli vzdušné rychlosti, který bude běžně zastaven v letounu, při zrychlování na dráze. Odečty je možné zaznamenávat filmovou nebo video kamerou, je-li ukazatel mechanický, nebo elektronickými prostředky, je-li použit převodník. Na obrázku č. 6 naleznete schéma systému.

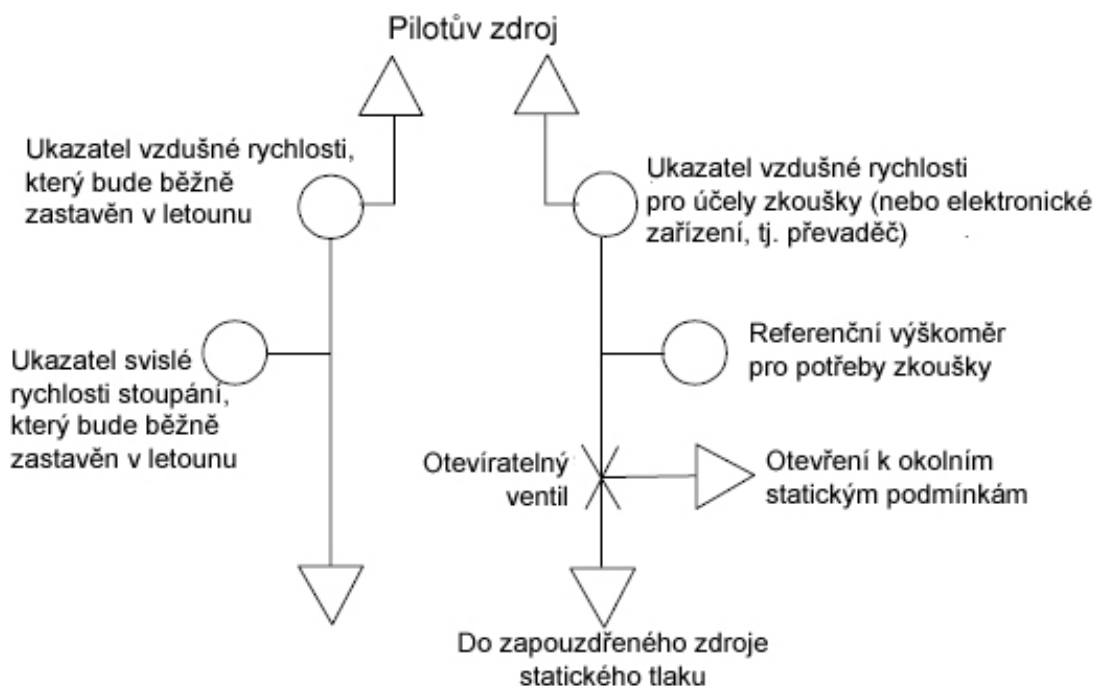
(1) *Zkušební podmínky*(i) *Kvalita vzduchu.* Přizemní větry by měly být mírné a jen s minimálními poryvy.(ii) *Hmotnost a poloha těžiště.* Kalibrace při pozemním vzletovém rozjezdu není citlivá na polohu těžiště. Dynamické účinky zrychlení mohou být ovlivněny hmotností. Ke zohlednění jakýchkoliv měřitelných vlivů hmotnosti by mělo postačit použití různých zkušebních hmotností.(iii) *Rychlostní rozsah.* Rychlostní rozsah by měl být od 0,8 minimální V_1 do 1,2násobku maximální V_1 , nejsou-li pro expanzi vzletových údajů potřeba vyšší hodnoty až do V_R .(iv) *Konfigurace.* Systém pro indikaci vzdušné rychlosti by měl být kalibrován během zrychlovaného rozjezdu při vzletu při každém schváleném nastavení vzletových klapek.(2) *Zkušební postupy*

(i) Vyrovnajte letoun na dráze.

(ii) Při volnoběžném výkonu motoru a s otevřenými kabinovými dveřmi otevřete ventil, abyste láhev vystavili okolním statickým podmínkám, a poté ventil uzavřete. Zaznamenejte odečet výškoměru pro účely zkoušky.

(iii) Zavřete kabinové dveře.

(iv) Provedte vzletový rozjezd pomocí normálních vzletových postupů. Kamera by měla zaznamenávat rychlosti na obou ukazatelích vzdušné rychlosti po přírůstcích, které budou postačující k pokrytí celého rozsahu vzdušné rychlosti.

**Obrázek 6 – Schéma zapouzdřeného zdroje statického tlaku**

(v) Pokud je to možné, ve vzletovém rozjezdu by mělo být pokračováno až do dosažení maximální požadované rychlosti, a poté by měl být přerušen. Když je letoun v klidu s motory na volnoběhu, otevřete znovu ventil a pozorujte výškoměr pro účely zkoušky. Jakékoliv významnější skoky či změny v indikované nadmořské výšce mohou indikovat netěsnost systému, příliš velký sklon dráhy nebo jiné činitele, které činí výsledky pokusu neplatnými.

(vi) Opakujte kroky (i) až (v) tohoto odstavce, dokud neprovedete dostatek pokusů, abyste byli schopni sestavit kalibrační křivku pro požadované konfigurace.

(3) *Sběr a přepočet údajů.* Odečtěte zaznamenávané údaje (film nebo video) v libovolných přírůstcích v rámci požadovaného rozsahu. Na obrázku č. 7 naleznete vzorový přepočet údajů. Zaznamenejte a proveďte následující:

Čas	IAS dle zapouzdřeného zdroje statického tlaku (uzly)	(1) Korekce přístrojové chyby ukazatele vzdušné rychlosti dle ZZ	Korigovaná IAS dle ZZ	IAS indikovaná v letadle (uzly)	(1) Korekce přístrojové chyby ukazatele vzdušné rychlosti v letadle	Korigovaná IAS indikovaná v letadle	(2) Korekce polohové chyby vzdušné rychlosti
7:41:45	50,7	0	50,7	49	0	49	+ 1,7
:46	56,1		56,1	54		54	+ 2,1
:47	61,4		61,4	61		61	+ 0,4
:48	66,9		66,9	66		66	+ 0,9
:49	71,9		71,9	72		72	– 0,1
:50	76,7		76,7	77		77	– 0,3
:51	82,1		82,1	83		83	– 0,9
:52	86,8		86,8	88		88	– 1,2
:53	91,5		91,5	91		91	+ 0,5
:54	96,5		96,5	99		99	– 2,5
:55	100,9		100,9	102		102	– 1,1
:56	105,2		105,2	107		107	– 1,8
:57	110,1		110,1	113		113	– 2,9
:58	114,4		114,4	119		119	– 4,6
:59	118,2		118,2	123		123	– 4,8
7:42:00	122,9	V	122,9	128	V	128	– 5,1
Poznámky: 1. Získané z kalibrace přístroje. 2. Korigovaná IAS dle zapouzdřeného zdroje statického tlaku mínus korigovaná IAS z letadla.							

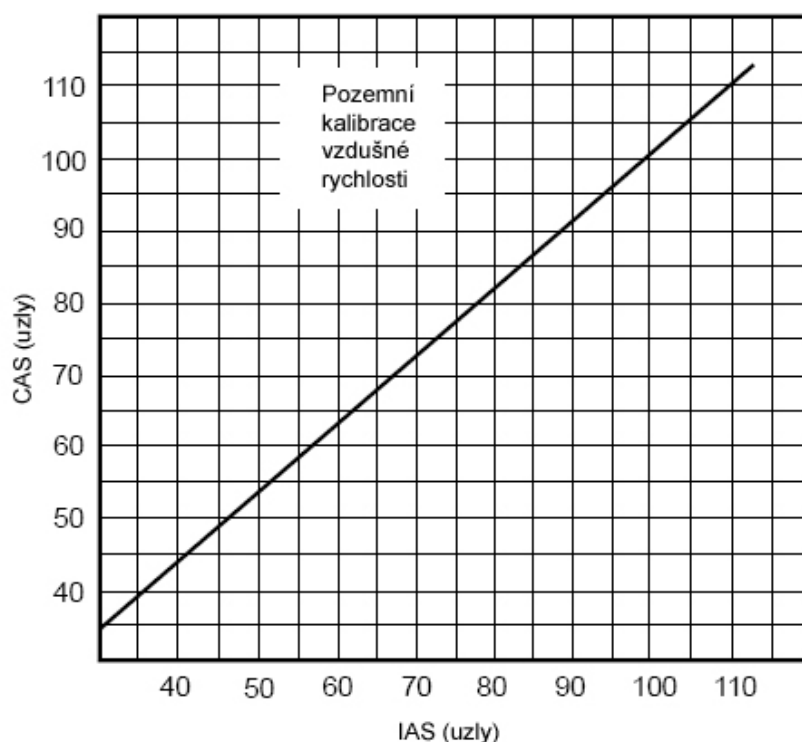
Obrázek 7 – Přepočet údajů ze zapouzdřeného zdroje statického tlaku (ZZ)

(i) Vzdušná rychlost indikovaná ukazatelem, který bude běžně zastavěn, vzdušná rychlost indikovaná ukazatelem pro účely zkoušky a konfigurace.

(ii) Korigujte vzdušnou rychlost indikovanou ukazatelem vzdušné rychlosti pro účely zkoušky na přístrojovou chybu a v případě elektronických zařízení také na vliv jakýchkoliv známých dynamických účinků. U statického tlaku v láhvi se předpokládá, že nebude způsobovat žádnou polohovou chybu. Tyto korigované hodnoty vzdušné rychlosti je možné považovat za CAS.

(iii) Vypočtěte velikost korekce systémové chyby (rozdíl mezi korigovanou vzdušnou rychlostí indikovanou na základě statického tlaku ze zapouzdřeného zdroje a vzdušnou rychlostí indikovanou ukazatelem vzdušné rychlosti, který bude běžně zastavěn v letadle).

(iv) Vyneste závislost IAS na CAS v rámci požadovaného rozsahu rychlosti. Vzorový graf naleznete na obrázku č. 8.



Obrázek 8 – Pozemní kalibrace vzdušné rychlosti

c. Metoda s využitím jednotky pro měření vzdálenosti (DMU)

Metoda s využitím jednotky pro měření vzdálenosti je představována využitím odečtů rychlosti vůči zemi k získání hodnot CAS v rámci požadovaného rozsahu rychlostí. Tyto hodnoty jsou porovnány s hodnotami na ukazateli vzdušné rychlosti, který bude běžně zastavěn v letadle, ze stejného okamžiku. Odečty ukazatele vzdušné rychlosti je u mechanických prostředků možné zaznamenávat na filmovou nebo video kameru, nebo elektronicky, je-li použit převodník. K dispozici by měla být metoda pro korelaci vzdušných rychlostí s hodnotami CAS získanými ze systému jednotky pro měření vzdálenosti.

(1) Zkušební podmínky

- (i) *Kvalita vzduchu.* Rychlost přízemního větru by měla být stálá, co nejnižší a neměla by překročit 10 uzlů. Směr větru by měl být co nejbližší kurzu dráhy.
- (ii) *Hmotnost a těžiště.* Shodné s metodou s využitím zapouzďřeného zdroje statického tlaku.
- (iii) *Rychlostní rozsah.* Shodné s metodou s využitím zapouzďřeného zdroje statického tlaku.

(2) Zkušební postupy

- (i) Vyrovnajte letoun na dráze.
- (ii) Provedte vzletový rozjezd s použitím běžných vzletových postupů. Jednotka pro měření vzdálenosti by měla zaznamenávat/stanovovat rychlost vůči zemi. Kamera by měla zaznamenávat rychlosti z běžně zastavěného ukazatele vzdušné rychlosti a čas či počítačové zařízení používané ke korelaci rychlostí.
- (iii) Po dosažení maximální požadované rychlosti je možné pokračovat ve vzletu, nebo jej přerušit.
- (iv) Při každém pokusu zaznamenávejte rychlost a směr přízemního větru; teplotu povrchu a tlakovou nadmořskou výšku dráhy.

(v) Opakujte kroky (i) až (iv) dle tohoto odstavce, dokud neuskutečníte dostatek pokusů pro sestavení odpovídající kalibrační křivky pro požadované konfigurace.

(3) *Sběr a přepočet údajů.* Odečtěte zaznamenané údaje (film či video) v náhodně zvolených přírůstcích v rámci požadovaného rozsahu. Pro tyto přírůstky stanovte pozemní rychlosti ze systému jednotky pro měřené vzdálenosti. Vzorový přepočet údajů najdete na obrázku č. 9. Zaznamenejte a proveďte následující:

Čas	Rychlost vůči zemi z DMU (uzly)	Složka větru ve směru dráhy	TAS (uzly)	(1) CAS (uzly)	IAS z letadla (uzly)	(2) Přístrojová korekce vzdušné rychlosti z letadla	Korigovaná IAS z letadla	(3) Korekce polohové chyby vzdušné rychlosti měřené ze země
7:00:09	48	3	51	50,1	49	0	49	+ 1,1
:10	52,8		55,8	54,8	54		54	+ 0,8
:11	56,8		59,8	58,7	59		59	- 0,3
:12	61		64	62,8	63		63	- 0,2
:13	64,2		67,2	66	68		68	- 2
:14	67,3		70,3	69	71		71	- 2
:15	70,9		73,9	72,5	75		75	- 2,5
:16	74		77	75,6	78		78	- 2,4
:17	77,2		80,2	78,7	82		82	- 3,3
:18	80,7		83,7	82,2	83		83	- 0,8
:19	83,9		86,9	85,3	87		87	- 1,7
:20	87		90	88,3	89		89	- 0,7
:21	90,6		93,6	91,9	92		92	- 0,1
:22	93,8		96,8	95,1	95		95	+ 0,1
:23	96,9		99,9	98,1	101		101	- 2,9
:24	100,3		103,3	101,4	103		103	- 1,6
:25	103,6		106,6	104,7	106		106	- 1,3
:26	106,6	V	109,6	107,6	110	V	110	- 2,4
Zkušební podmínky: Tlaková výška = 1 240 ft Dráha 1 Teplota = 52°F Vítr 350/3 $\sqrt{\sigma}$ = 0,982					POZNÁMKA: 1. CAS = TAS x $\sqrt{\sigma}$ 2. Získejte z kalibrace přístroje 3. CAS mínus korigovaná IAS z letadla			

Obrázek 9 – Vzorová pozemní kalibrace vzdušné rychlosti pomocí jednotky pro měření vzdálenosti

(i) Vzdušná rychlost indikovaná běžně zastavěným ukazatelem vzdušné rychlosti, teplota přízemního vzduchu, rychlost vůči zemi, tlaková nadmořská výška dráhy, rychlost větru a směr větru vzhledem ke kurzu dráhy.

(ii) Vypočtete hodnotu CAS pro každý datový bod. To se provede identifikací složky větru, která je rovnoběžná s dráhou, vypočtením odpovídající skutečné vzdušné rychlosti, vypočtením hustotního poměru a následně vypočtením kalibrované vzdušné rychlosti.

(iii) Vypočtete velikost korekce systémové chyby (rozdíl mezi CAS a vzdušnou rychlostí indikovanou běžně zastavěným ukazatelem vzdušné rychlosti).

(iv) Vyneste závislost IAS na CAS v požadovaném rozsahu rychlostí. Vzorový graf naleznete na obrázku č. 8.

7 METODA S VYUŽITÍM GPS

Metoda s využitím GPS je představována použitím GPS ke stanovení rychlosti vůči zemi. Jedná se prakticky o stejnou techniku, jako je využití pozemní základny měření rychlosti s tou výjimkou, že GPS stanovuje rychlost vůči zemi, nikoliv čas průletu měřeným pozemním úsekem. GPS by měla být systémem certifikovaným pro podávání informací o čase, prostoru a poloze (TSPI).

a. Podmínky zkoušky

- (1) *Kvalita vzduchu.* Vzduch by měl být co nejklidnější a s minimem turbulencí a větru. Rychlost větru při provádění zkoušky by měla být v nejvyšší možné míře konstantní.
- (2) *Hmotnost a těžiště.* Shodné jako u metody s pozemní základnou měření rychlosti.
- (3) *Nadmořská výška.* Nadmořská výška není kritická, ale měla by být zvolena taková, ve které se bude nacházet klidné ovzduší a konstantní vítr.
- (4) *Rychlostní rozsah.* Shodné jako u metody s pozemní základnou měření rychlosti.
- (5) *Směr letu.* Měly by být provedeny lety v opačném kurzu nad stejným geografickým místem při každé rychlosti přímo proti a po větru. Zaznamenávejte rychlost vůči zemi v každém směru.
- (6) *Kurz.* Kurz by měl být udržován konstantní a přímo proti větru nebo přímo po větru.
- (7) *Konfigurace.* Shodné jako u metody s pozemní základnou měření rychlosti.

b. Postupy zkoušky

- (1) Před započítáním měřeného úseku s GPS stabilizujte letoun ve vodorovném letu zkušební rychlostí s přistávacím zařízením a klapkami v požadované konfiguraci.
- (2) Sledujte dráhu na GPS a kurz na kompasu. Pokud je dráha vlevo od kurzu, zatočte doprava tak, aby dráha a kurz byly v zákrytu. Pokud je dráha napravo od kurzu, zatočte doleva tak, aby dráha a kurz byly v zákrytu. Míra zatočení je funkcí rychlosti větru a směru a rychlosti letadla. Jakmile je letadlo vyrovnáno přímo proti větru, udržujte konstantní rychlost po dobu nejméně 20 sekund. Vypočítejte časově vážený průměr rychlosti vůči zemi.
- (3) Opakujte kroky (1) a (2) tohoto odstavce, v opačném kurzu ke kurzu, kterým byl proveden let dle (2).
- (4) Opakujte kroky (1) až (3) tohoto odstavce v dostatečných přírůstcích (minimálně pět), abyste mohli sestavit kalibrační křivku pro každou z konfigurací.

c. Sběr a přepočítání údajů. Během každého pokusu by měly být zaznamenávány následující údaje:

- (1) Rychlost vůči zemi.
- (2) Indikovaná tlaková nadmořská výška.
- (3) Celková teplota vzduchu (ukazatel v letadle) korigovaná na stálou teplotu vzduchu (SAT).
- (4) Indikovaná vzdušná rychlost.
- (5) Poloha vztlačových klapek.
- (6) Poloha přistávacího zařízení.
- (7) Kurz.

d. Vzorový přepočítání údajů. Shodná jako u metody s pozemní základnou měření rychlosti s tou výjimkou, že zadáváte výpočty s pozemní rychlostí v každém směru, které získáte z GPS.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 10 – PRŮVODCE STANOVENÍM CHARAKTERISTIK STOUPÁNÍ PO MODIFIKACÍCH STC

(Neplatí pro letouny nad 2 722 kg (6 000 lb) maximální hmotnosti a pro letouny poháněné turbínovými motory)

1 ÚVOD

Odstavec 23.1587 vyžaduje zahrnutí určitých výkonnostních informací do AFM. Ty zahrnují požadavky na stoupání a informace o svislé rychlosti stoupání specifikované v 23.69 a 23.77. Některé letouny poháněné turbínovými motory mohou mít navíc maximální hmotnost dle 23.1583 (c) omezenou charakteristikou stoupání. Pokud je letoun externě modifikován (a/nebo má vyměněn motor) a změny jsou považovány za dostatečně závažné k vytvoření měřitelných účinků, mělo by být uváženo zahrnutí jakýchkoliv odpovídajících požadavků a informací do dodatku k AFM.

2 VŠEOBECNĚ

Doplňková typová osvědčení zahrnují modifikace letounů v provozu, které nemusí, z určitých důvodů, odpovídat přesně údajům o charakteristikách stoupání dle typového návrhu, které byly stanoveny a publikovány v AFM. Tyto účinky mohou být důsledkem zhoršení výkonu motoru, přidání antén, nevyleštěného či nehladkého povrchu, oděrek na vrtuli nebo celé škály dalších příčin. Navíc může být obtížné a nákladné zajistit kalibraci výkonového výstupu motoru, která byla k dispozici během původního procesu certifikace. Pozorovaný rozsah zhoršení výkonnosti po začlenění vnějších modifikací by mohl být částečně způsoben přítomností nedostatků na letounu ještě před modifikací. V jiných případech výsledky měření výkonnosti indikují, že modifikace měla malý či žádný vliv a že zkušební letoun blízce odpovídá hodnotám obsaženým v základní AFM i přesto, že analýza indikuje určité zhoršení. Pro každou z těchto situací je možné napravit či zakrýt zhoršení výkonnosti ostatními proměnnými. Z tohoto důvodu by jakákoliv měření charakteristik stoupání prováděna coby součást modifikace STC měla být prováděna tak, aby byly identifikovány skutečné účinky modifikace. Jedním z účinných způsobů, jak toho dosáhnout, je změřit výkonnost neupraveného letounu, a poté opakovat stejné zkoušky s provedenými vnějšími modifikacemi. Jakékoliv změny od základních predikcí výkonnosti v důsledku výkonu motoru nebo jiných proměnných budou minimalizovány nebo eliminovány.

3 POSTUP ROZŠÍŘENÍ CHARAKTERISTIK STOUPÁNÍ NA DALŠÍ LETOUNY

Podmínky, které je třeba vyhodnotit, by měly být identifikovány na základě revize platných předpisů a souvislosti s modifikacemi, které mají být provedeny. Přístroje, které se budou podílet na letových zkouškách, by měly být v nedávné době kalibrovány. Mělo by být ověřeno, zda systém pro indikaci vzdušné rychlosti souhlasí se základní kalibrací letounu.

Před provedením modifikací proveďte sérii stoupání s využitím všeobecných postupů a informací uvedených v odstavcích 25, 26 a 28 tohoto FTG. Zkušební rychlosti a ostatní podmínky je možné omezit na ty, které jsou uvedeny v AFM. AFM je možné využít také jako průvodce identifikací předpovídaných změn charakteristik stoupání s nadmořskou výškou a dalšími podmínkami. Výsledky by měly být korigovány na standardní podmínky v souladu s Dodatkem 2 nebo jinou přijatelnou metodou. Zkoušky před a po by měly být provedeny při co možná nejblíže hmotnosti letounu.

Po modifikaci by měla být výše uvedená série zkoušek opakována. Použijte stejné postupy a korekce jako výše. Korigované výsledky stoupání před a po modifikaci by měly být porovnány zakreslením kombinovaných výsledků. Výkonnost v AFM je užitečná při identifikování předpokládaných změn charakteristik stoupání s nadmořskou výškou a teplotou. Je pravděpodobné, že v konečných výsledcích bude určitý rozptyl a variace. Při omezeném rozsahu zkoušení by vlivy modifikací měly být stanoveny konzervativně a identifikovány způsobem vhodným pro prezentaci v dodatku k AFM.

4 „POUZE JEDINÝ“ LETOUN

Často nastanou okolnosti, kdy není potřeba stejný rozsah zkoušek výkonnosti před a po modifikacích STC. Tyto okolnosti mohou být:

- a. Omezená efektivita jako v případě pouze jediné modifikace.
- b. Nadměrně konzervativní redukce v publikované charakteristice stoupání, která by neomezila běžný provoz letounu a omezení tak zůstávají nedotčena.

Podmínky, které je třeba vyhodnotit, by měly být identifikovány na základě revize platných předpisů a souvislosti s modifikacemi, které mají být provedeny. Přístroje, které se budou podílet na letových zkouškách, by měly být v nedávné době kalibrované. Mělo by být ověřeno, zda systém pro indikaci vzdušné rychlosti souhlasí se základní kalibrací letounu.

Pokud není redukce charakteristik stoupání omezující, pak může být přijatelné provést zkoušky pouze modifikovaného letounu a zajistit analýzu, kterou by bylo možné použít k podložení a porovnání se zkouškami. Měly by být zvoleny takové hodnoty zhoršení stoupání, které jsou dostatečně konzervativní k překonání jakýchkoliv variací či odchylek, které mohly být přítomny. Neměly by sem být zahrnuty žádné požadavky 23.1583. Informace požadované v 23.1587 by však mohly být nadměrně konzervativní, aniž by došlo ke zhoršení běžné funkce letounu v provozu.

Analýza například předpovídá, že určitá modifikace sníží charakteristiky stoupání s jedním nepracujícím motorem o 0,25 m/s (50 stop za minutu), a omezené zkoušení ukazuje snížení o 0,15 m/s (30 stop za minutu). Aby bylo možné překonat vstupující ohledy a proměnné, zhoršení charakteristik stoupání by přirozeně mělo být konzervativní. K dosažení tohoto cíle je možné zdvojnásobit vyšší hodnotu zhoršení stoupací výkonnosti. V tomto příkladu by dodatek k AFM odrážel zhoršení charakteristik stoupání s jedním nepracujícím motorem o 0,5 m/s (100 stop za minutu).

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO