

Evropská agentura pro bezpečnost letectví

ROZHODNUTÍ č. 2007/019/R

VÝKONNÉHO ŘEDITELE EVROPSKÉ AGENTURY PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ

ze dne 19. prosince 2007

kterým se mění rozhodnutí č. 2003/12/RM výkonného ředitele Agentury ze dne 5. listopadu 2003 o všeobecných přijatelných způsobech průkazu pro letovou způsobilost výrobků, letadlových částí a zařízení („AMC-20“)

VÝKONNÝ ŘEDITEL EVROPSKÉ AGENTURY PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ

s ohledem na nařízení Evropského parlamentu a Rady (ES) č. 1592/2002¹ ze dne 15. července 2002 o společných pravidlech v oblasti civilního letectví a o zřízení Evropské agentury pro bezpečnost letectví (dále jen „základní nařízení“), a zejména na jeho články 13 a 14,

s ohledem na nařízení Komise (ES) č. 1702/2003² ze dne 24. září 2003, 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,

vzhledem k těmto důvodům:

- (1) Výkonný ředitel vydal všeobecné přijatelné způsoby průkazu pro letovou způsobilost výrobků, letadlových částí a zařízení („AMC-20“) v příloze k rozhodnutí výkonného ředitele č. 2003/12/RM ze dne 5. listopadu 2003 (první vydání)³,
- (2) Agentura vydává, na základě článku 13 základního nařízení, certifikační specifikace, včetně předpisů letové způsobilosti a přijatelných způsobů průkazu, jakož i poradenský materiál pro uplatňování základního nařízení a jeho prováděcích pravidel.

¹ Úř. věst. L 240, 7. 9. 2002, s. 1. Nařízení naposledy změněné nařízením (ES) č. 334/2007 (Úř. věst. L 88, 29. 3. 2007, s. 39).

² Úř. věst. L 243, 27. 9. 2003, s. 6. Nařízení naposledy změněné nařízením (ES) č. 375/2007 (Úř. věst. L 94, 4. 4. 2007, s. 3)

³ Rozhodnutí výkonného ředitele č. 2003/12/RM ze dne 4. prosince 2003 naposledy změněné rozhodnutím výkonného ředitele č. 2006/12/RM ze dne 22. prosince 2006.

- (3) Agentura je povinna, na základě článku 14 základního nařízení, reagovat na současný stav vývoje a nejlepší postupy v daných oblastech a aktualizovat certifikační specifikace s ohledem na celosvětové zkušenosti s provozem letadel a vědeckotechnický pokrok, což zahrnuje i odstraňování typografických a jiných zřejmých chyb.
- (4) Agentura, na základě článku 43 odst. 1 písm. c) základního nařízení a článku 5 odst. 3 a článku 6 postupu pro předpisovou činnost⁴, široce konzultovala zúčastněné strany (viz: NPA č. 4/2005, 11/2005 a 05/2006) ohledně záležitostí, které podléhají tomuto rozhodnutí, a následně poskytla písemné stanovisko k obdrženým připomínkám (viz: CRD č. 04/2005, 11/2005 a 05/2006).

ROZHODL TAKTO:

Článek 1

Příloha „Všeobecné přijatelné způsoby průkazu pro letovou způsobilost výrobků, letadlových částí a zařízení (AMC-20)“ k rozhodnutí č. 2003/12/RM výkonného ředitele ze dne 5. listopadu 2003 se tímto mění v souladu s přílohami k tomuto rozhodnutí.

Článek 2

Toto rozhodnutí vstupuje v platnost 26. prosince 2007. Bude uveřejněno v *Úřední publikaci Agentury*.

V Kolíně nad Rýnem dne 19. prosince 2007

P. GOUDOU

⁴ Rozhodnutí správní rady týkající se postupu použitého Agenturou při vydávání stanovisek, certifikačních specifikací a poradenského materiálu („postup pro předpisovou činnost“), EASA MB/08/07, 13. 6. 2007.

PREAMBULE

AMC-20 Amendment 2

Datum účinnosti: 26. 12. 2007

Následuje seznam odstavců dotčených tímto amendmentem.

- Obsah
- AMC 20-1 Změněn (NPA 04/2005)
- AMC 20-3 Vytvořen (NPA 04/2005)
- AMC 20-11 Vytvořen (NPA 11/2005)
- AMC 20-20 Vytvořen (NPA 05/2006)

Následující nová/přepřpracovaná AMC se vkládají do OBSAHU.

OBSAH

AMC-20

VŠEOBECNÉ PŘIJATELNÉ ZPŮSOBY PRŮKAZU PRO LETOVOU ZPŮSOBILOST VÝROBKŮ, LETADLOVÝCH ČÁSTÍ A ZAŘÍZENÍ

...

AMC 20-1 Certifikace letadlových pohonných systémů vybavených elektronickými systémy řízení

AMC 20-3 Certifikace motorů vybavených elektronickými systémy řízení motoru

...

AMC 20-11 Přijatelné způsoby průkazu pro schválení použití základních služeb pro datový spoj letadlo – země v kontinentálním vzdušném prostoru

AMC 20-20 Program zachování integrity konstrukce

AMC 20-1

Certifikace letadlových pohonných systémů vybavených elektronickými systémy řízení

OBSAH

1	VŠEOBECNĚ	1
2	PŘÍSLUŠNÉ SPECIFIKACE	1
3	ROZSAH.....	1
4	OPATŘENÍ	2
a)	Všeobecně	2
b)	Cíl.....	2
c)	Opatření vztahující se k elektrické napájecí soustavě a údajům z letadla	2
d)	Lokální události	3
e)	Software a programovatelná logická zařízení.....	3
f)	Vlivy okolního prostředí.....	3
5	VZÁJEMNÝ VZTAH MEZI CERTIFIKACÍ MOTORU, VRTULE A LETADLA	3
a)	Cíl.....	3
b)	Definice rozhraní.....	3
c)	Rozdělení úkolů ke splnění požadavků	4
6	TABULKA	5

1 VŠEOBECNĚ

Stávající specifikace pro certifikaci motorů, vrtulí a letadel mohou požadovat pro motory a vrtule vybavené elektronickými systémy řízení zvláštní výklad. Kvůli druhu této technologie a kvůli větší vzájemné závislosti systémů motoru, vrtule a letadla bylo shledáno jako nezbytné zpracovat přijatelné způsoby průkazu, pokrývající konkrétně certifikaci těchto systémů řízení.

Toto AMC 20-1 se týká úkolů pro vyhovění souvisejících s certifikací zástavby pohonných systémů vybavených elektronickými systémy řízení. AMC 20-3 se věnuje certifikaci systémů řízení motoru, ale identifikuje některé otázky související se zástavbou motoru, které by měly být pojímány ve spojení s tímto AMC 20-1. Jako u každých přijatelných způsobů průkazu je tento dokument vydáván jako nástin základních bodů, které by měly být v průběhu prokazování vyhovění certifikačním specifikacím zvažovány.

2 PŘÍSLUŠNÉ SPECIFIKACE

Pro certifikaci letadel jsou základními příslušnými certifikačními specifikacemi:

- Pro letouny: CS-25 (a kde je to použitelné, CS-23)

Odstavce: 33, 581, 631, 899, 901, 903, 905, 933, 937, 939, 961, 994, 995, 1103(d), 1143 (vyjma (d)), 1149, 1153, 1155, 1163, 1181, 1183, 1189, 1301, 1305, 1307(c), 1309, 1337, 1351(b)(d), 1353(a)(b), 1355(c), 1357, 1431, 1461, 1521(a), 1527.

- Pro rotorová letadla: rovnocenné specifikace v CS-27 a CS-29.

3 ROZSAH

Tyto přijatelné způsoby průkazu přísluší k certifikačním specifikacím pro letadlovou zástavbu motorů a vrtulí s elektronickými systémy řízení, ať už využívají elektrickou nebo elektronickou (analogovou nebo číslicovou) technologii.

Poskytují pokyny k opatřením, které mají být učiněny v souvislosti s použitím elektrické a elektronické technologie pro řízení motoru a vrtule, ochranu a monitorování, a je-li to použitelné, pro integraci funkcí specifických pro letadlo. Opatření je třeba přizpůsobit kritičnosti těchto funkcí. Tato opatření mohou být ovlivněna: stupněm autority systému, fází letu, a dostupností záložního systému.

Tento dokument také pojednává o rozdělení úkolů pro vyhovění požadavkům mezi žadatele o typové osvědčení motoru, vrtule (je-li použita) a letadla. Tyto pokyny se týkají bodů, které je třeba během certifikace letadla zvážit.

Nezahrnuje systémy řízení APU. APU, které nejsou používány jako „pohonné systémy“, se věnuje k tomuto určené AMC 20-2.

4 OPATŘENÍ

(a) Všeobecně

Zavedení elektrické a elektronické technologie může mít za následek:

- větší závislost motoru nebo vrtule na letadle vzhledem k využívání elektrického napájení nebo údajů poskytovaných letadlem,
- větší integraci řízení a souvisejících funkcí zobrazování,
- větší riziko závažných poruch společných pro více než jeden motor nebo vrtuli letadla, které by mohly nastat například následkem:
 - nedostatečné ochrany před elektromagnetickým rušením (blesk, účinky vnitřního nebo vnějšího záření),
 - nedostatečné integrity elektrické napájecí soustavy letadla,
 - nedostatečné integrity údajů dodávaných z letadla,
 - skrytých konstrukčních závad nebo nesrovnalostí obsažených v návrhu řídicího softwaru pohonného systému nebo složitého elektronického hardwaru, nebo
 - vynechávek nebo chyb v specifikaci systému/softwaru.

Za účelem minimalizace těchto rizik by proto měla být učiněna zvláštní konstrukční a integrační opatření.

(b) Cíl

Zavedení systémů elektronického řízení by mělo zajistit letadlu alespoň rovnocennou bezpečnost, a související úroveň spolehlivosti, jaké je dosaženo u letadel vybavených motorem a vrtulemi využívajícími hydromechanické systémy řízení a ochrany.

Kde je to možné, doporučuje se včasná spolupráce mezi žadateli o certifikaci motoru, vrtule a letadla ve spojení s Agenturou, jak je uvedeno v odstavci (5) tohoto AMC.

(c) Opatření vztahující se k elektrické napájecí soustavě a údajům z letadla

Při uvažování cílů odstavce 4 (a) nebo (b) by měla být věnována náležitá pozornost spolehlivosti elektrického napájení a údajů dodávaných do elektronických systémů řízení a periferních součástí. Potenciální nepříznivé vlivy jakéhokoliv výpadku elektrické napájecí soustavy nebo porucha v údajích přicházejících z letadla na provoz motoru a vrtule jsou při certifikaci motoru a vrtule posuzovány.

S ohledem na skutečný návrh letadla by měla být během certifikace letadla překontrolována platnost předpokladů o spolehlivosti elektrického napájení a údajů z letadla, které byly dříve stanoveny jako součást certifikace motoru a vrtule.

Letadlo by mělo být chráněno před nepřijatelnými následky poruch vzniklých v důsledku jediné příčiny, současně ovlivňujících více než jeden motor nebo vrtuli. Zejména by měly být zváženy následující případy:

- Chybné údaje obdržené z letadla systémem řízení motoru/vrtule, jestliže je zdroj údajů společný pro více než jeden motor/vrtuli (např. zdroje letových údajů, synchronizace systému automatického řízení tahu), a
- Provozní závady systému řízení šířící se datovými spoji mezi motorem/vrtulemi (např. diagnostické zapisování, společná sběrnice, přeslechy, automatické praporování, automatický systém záložního napájení).

Jakákoliv potřebná opatření mohou být učiněna buď prostřednictvím architektury systému letadla, nebo pomocí vnitřní logiky elektronického systému řízení.

(d) Lokální události

Při certifikaci motoru a vrtule by měly být zhodnoceny vlivy lokálních událostí.

V případě jakékoliv lokální události by nemělo chování systému elektronického řízení ohrozit letadlo. Toto bude vyžadovat posouzení takových vlivů, jako jsou ovládání zapínání obráběče tahu, překročení otáček motoru, vlivy přechodových režimů nebo nežádoucí změna přestavení listů vrtule za jakýchkoliv letových podmínek.

Je-li průkaz, že pro letadlo riziko neexistuje, založen na předpokladu, že letadlo je vybaveno jinou funkcí, která mu poskytuje nezbytnou ochranu, mělo by být prokázáno, že tato funkce není vyřazena z provozu stejnou lokální událostí (včetně zničení kabeláže, potrubí, zdrojů napájení).

Toto hodnocení by mělo být během certifikace letadla přezkoumáno.

(e) Software a programovatelná logická zařízení

Před certifikační činností by měla být mezi projektanty letadla, motoru a vrtule odsouhlasena přijatelnost úrovně a způsobů použitých při vývoji a ověřování softwaru a programovatelných logických zařízení, které jsou součástí typových návrhů motoru a vrtule.

(f) Vlivy okolního prostředí

Schválené úrovně ochrany pro elektronické systémy řízení motorů a vrtulí stejně jako jejich emise vysokofrekvenčního záření jsou při certifikaci motoru a vrtule stanoveny a jsou uvedeny v instrukcích pro zástavbu. Pro certifikaci letadla by mělo být doloženo, že tyto úrovně jsou dostatečné.

5 VZÁJEMNÝ VZTAH MEZI CERTIFIKACÍ MOTORU, VRTULE A LETADLA

(a) Cíl

Za účelem splnění certifikačních specifikací pro letadla, jako například CS 25.901, CS 25.903 a CS 25.1309, musí být proveden rozbor následků poruch systému na letadle. Mělo by být zajištěno, že softwarové úrovně a cíle v bezpečnosti a spolehlivosti pro elektronický systém řízení jsou ve shodě s těmito požadavky.

(b) Definice rozhraní

V příslušných dokumentech musí být pro hardwarová a softwarová hlediska určeno rozhraní mezi motorem, vrtulí a letadlovými systémy.

Dokumenty k motoru/vrtuli/letadlu by měly zejména zahrnovat:

- úroveň jakosti softwaru (pro každou funkci, je-li to nezbytné),
- cíle spolehlivosti pro: ztrátu ovládání motoru/vrtule nebo významnou změnu tahu, (včetně IFSD v důsledku nesprávné činnosti systému řízení), přenos chybových parametrů,

- stupeň ochrany proti blesku nebo jiným elektromagnetickým vlivům (např. úroveň indukovaných napětí, kterou rozhraní snesou),
- údaje a vlastnosti rozhraní motoru, vrtule a letadla, a
- napájení letadla a jeho vlastnosti (je-li to relevantní).

(c) Rozdělení úkolů ke splnění požadavků

Úkoly pro certifikaci letadlového pohonného systému vybaveného elektronickými systémy řízení mohou být rozděleny mezi certifikaci motoru, vrtule a letadla. Rozdělení mezi různé certifikační činnosti by mělo být stanoveno a dohodnuto s Agenturou a/nebo s příslušnými úřady pro motor a letadlo (příklad je uveden v odstavci (6)).

K certifikaci letadla by měly být použity příslušné důkazy, poskytnuté k certifikaci motoru a vrtule. Například pokud byla jakost softwaru pro jakoukoliv letadlovou funkci a logiku rozhraní letadlo/motor/vrtule již prokázána při certifikaci motoru nebo vrtule, pak by pro certifikaci letadla nemělo být potřeba již žádných dodatečných dokladů.

Certifikace letadla by se měla zabývat zvláštními opatřeními, která byla učiněna vzhledem k fyzickým a funkčním rozhráním s motorem/vrtulí.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

6 TABULKA

Příklad rozdělení úkolů mezi certifikaci motoru a letadla. (Je-li to nezbytné, podobný přístup by měl být použit u vrtulí).

ÚKOL	DOKLADY PODLE CS-E	DOKLADY PODLE CS-25	
		s využitím údajů o motoru	s využitím údajů o letadle
ŘÍZENÍ A OCHRANA MOTORU	<ul style="list-style-type: none"> - Bezpečnostní cíl - Softwarová úroveň 	<ul style="list-style-type: none"> - Uvažování účinků synchronizovaného režimu (včetně softwaru) - Spolehlivost - Softwarová úroveň 	
MONITOROVÁNÍ	<ul style="list-style-type: none"> - Nezávislost řídicích a monitorovaných parametrů 	<ul style="list-style-type: none"> - Spolehlivost monitorovaných parametrů 	<ul style="list-style-type: none"> - Spolehlivost systému indikace - Nezávislost motorů
LETADLOVÉ ÚDAJE	<ul style="list-style-type: none"> - Ochrana motoru před poruchami palubních údajů - Softwarová úroveň 		<ul style="list-style-type: none"> - Spolehlivost letadlových údajů - Nezávislost motorů
ŘÍZENÍ / MONITOROVÁNÍ OBRACEČE TAHU	<ul style="list-style-type: none"> - Softwarová úroveň 	<ul style="list-style-type: none"> - Spolehlivost systému - Architektura - Uvažování účinků synchronizovaného režimu (včetně softwaru) 	<ul style="list-style-type: none"> - Bezpečnostní cíle
ELEKTRICKÉ NAPÁJENÍ SYSTÉMU ŘÍZENÍ	<ul style="list-style-type: none"> - Požadavky na spolehlivost nebo jakost dodávek energie z letadla, jsou-li využívány 		<ul style="list-style-type: none"> - Spolehlivost a kvalita palubního napájení, je-li využito - Nezávislost motorů
OKOLNÍ PODMÍNKY	<ul style="list-style-type: none"> - Ochrana vybavení 	<ul style="list-style-type: none"> - Deklarované vlastnosti 	<ul style="list-style-type: none"> - Návrh letadla
BLESKY A JINÉ ELEKTROMAGNETICKÉ VLIVY	<ul style="list-style-type: none"> - Ochrana vybavení - Elektromagnetické záření 	<ul style="list-style-type: none"> - Deklarované vlastnosti - Deklarované emise záření 	<ul style="list-style-type: none"> - Ochrana elektrické instalace letadla a elektromagnetická kompatibilita
PROTIPOŽÁRNÍ OCHRANA	<ul style="list-style-type: none"> - Ochrana vybavení 	<ul style="list-style-type: none"> - Deklarované vlastnosti 	<ul style="list-style-type: none"> - Návrh letadla

AMC 20-3

Certifikace motorů vybavených elektronickými systémy řízení motoru

OBSAH

- (1) ÚČEL
- (2) ROZSAH
- (3) SOUVISEJÍCÍ SPECIFIKACE A ODKAZOVANÉ DOKUMENTY
- (4) DEFINICE
- (5) VŠEOBECNĚ
- (6) NÁVRH A OVĚŘOVÁNÍ SYSTÉMU
 - (a) Režimy řízení – Všeobecně
 - (i) Ohledy při zkoušení motoru
 - (ii) Dostupnost
 - (b) Režimy pro výcvik posádky
 - (c) Konfigurace a režimy nezpůsobilé k odbavení
 - (d) Přechodové stavy řízení
 - (i) Časová zpoždění
 - (ii) Signalizace letové posádce
 - (e) Podmínky prostředí
 - (i) Deklarované úrovně
 - (ii) Zkušební postupy
 - (iii) Kritéria splnil/nesplnil
 - (iv) Úkony údržby
 - (v) Zkoušky vlivu prostředí pro časově omezené odbavení (TLD)
- (7) INTEGRITA SYSTÉMU ŘÍZENÍ MOTORU
 - (a) Cíl
 - (b) Definice události LOTC/LOPC
 - (i) Pro turbínové motory určené pro zástavby dle CS-25
 - (ii) Pro turbínové motory určené pro rotorová letadla
 - (iii) Pro turbínové motory určené pro jiné zástavby
 - (iv) Pro pístové motory
 - (v) Pro motory zahrnující funkce pro řízení vrtule integrované v EECS
 - (c) Nenařízené oscilace tahu a výkonu
 - (d) Přijatelná četnost LOTC/LOPC
 - (i) Pro turbínové motory
 - (ii) Pro pístové motory
 - (e) Analýza LOTC/LOPC
 - (f) Elektronické součásti obchodní či průmyslové třídy jakosti
 - (g) Přizpůsobení se jednotlivé poruše
 - (h) Lokální události
- (8) HODNOCENÍ BEZPEČNOSTI SYSTÉMU
 - (a) Rozsah hodnocení
 - (b) Kritéria
 - (i) Soulad s CS-E 510 nebo CS-E 210 dle příslušnosti.
 - (ii) Pro poruchy vedoucí k událostem LOTC/LOPC –
 - (iii) Pro poruchy ovlivňující provozuschopnost motoru, avšak nevedoucí k událostem LOTC/LOPC
 - (iv) Následky přenesení chybného parametru
 - (c) Nesprávné činnosti a závady ovlivňující tah či výkon
- (9) OCHRANNÉ FUNKCE

- (a) Ochrana proti překročení otáček motoru
- (b) Další ochranné funkce
- (10) NÁVRH A IMPLEMENTACE SOFTWARE
 - (a) Cíl
 - (b) Schválené metody
 - (c) Úroveň zabezpečení návrhu softwaru
 - (d) Nahrávání softwaru na palubě či v provozu a značení kusovníkovými čísly
 - (e) Kategorie změny softwaru
 - (f) Změny softwaru prováděné někým jiným než držitelem TC
- (11) PROGRAMOVATELNÁ LOGICKÁ ZAŘÍZENÍ
- (12) ÚDAJE DODÁVANÉ Z LETADLA
 - (a) Cíl
 - (b) Pozadí
 - (c) Hodnocení návrhu
 - (d) Účinky na motor
 - (e) Ověřování
- (13) ELEKTRICKÁ ENERGIE DODÁVANÁ Z LETADLA
 - (a) Cíl
 - (b) Zdroje elektrické energie
 - (c) Analýza architektury návrhu
 - (d) Spolehlivost energie dodávané z letadla
 - (e) Jakost energie dodávané z letadla
 - (f) Účinky na motor
 - (g) Ověřování
- (14) PÍSTOVÉ MOTORY
- (15) INTEGRACE SYSTÉMŮ MOTORU, VRTULE A LETADLA A VZÁJEMNÝ VZTAH MEZI ČINNOSTMI V RÁMCI CERTIFIKACE MOTORU, VRTULE A LETADLA
 - (a) Funkce letadla či vrtule integrované do systému řízení motoru
 - (b) Integrace funkcí řízení motoru do systémů letadla
 - (c) Certifikační činnosti
 - (i) Cíl
 - (ii) Definice rozhraní a systémové zodpovědnosti
 - (iii) Rozdělení úkolů souvisejících s průkazem vyhovění

(1) ÚČEL

Stávající certifikační specifikace CS-E pro certifikaci motorů mohou vyžadovat specifický výklad pro motory vybavené elektronickými systémy řízení motoru (EECS) se zvláštním ohledem na rozhraní s certifikací letadla a/nebo vrtule, je-li prováděna. Kvůli charakteru této technologie bylo shledáno užitečným připravit přijatelné způsoby průkazu, které se specificky zaměří na certifikaci těchto systémů řízení.

Stejně jako jiné přijatelné způsoby průkazu, jsou i tyto vydávány za účelem vyzdvižení problémů, které je třeba uvážit při prokazování vyhovění certifikačním specifikacím pro motory.

(2) ROZSAH

Tyto přijatelné způsoby průkazu se týkají certifikačních specifikací pro motory s EECS – ať již tento systém využívá elektrickou nebo elektronickou (analogovou nebo číslicovou) technologii. Toto platí navíc k dalším přijatelným způsobům průkazu jako AMC E 50 nebo AMC E 80.

Toto AMC poskytuje návod ohledně opatření, která je třeba přijmout při použití elektrické a elektronické technologie pro řídicí, ochranné, omezující a monitorovací funkce motoru a pro případnou integraci s funkcemi letadla nebo vrtule. Pro tyto zmíněné případy se tento dokument týká takových funkcí integrovaných do EECS, avšak pouze v míře, ve které tyto funkce ovlivňují vyhovění specifikacím CS-E.

Text se zabývá převážně funkcemi EECS pro řízení tahu a výkonu, protože ty jsou primárními funkcemi motoru. Nicméně existuje i mnoho jiných funkcí, jako je řízení odběrového ventilu, které mohou být do systému z provozních důvodů integrovány. Principy nastíněné v tomto AMC platí pro celý systém.

Tento dokument také obsahuje diskuzi rozdělení úkolů pro vyhovění při certifikaci mezi žadatele o typové osvědčení motoru, vrtule (je-li použita) a letadla. Tento návod se týká otázek, které by měly být zvažovány během certifikace motoru. Na otázky související se zástavbou motoru do letadla se zaměřuje AMC 20-1.

Zavedení elektrické a elektronické technologie může znamenat následující:

- větší závislost motoru na letadle, kterou způsobuje větší využití elektrické energie a údajů dodávaných z letadla;
- větší provázání řídicích a souvisejících indikačních funkcí;
- zvýšené riziko závažných poruch společných pro více než jeden motor letadla, které se mohou vyskytnout například v důsledku:
 - nedostatečné ochrany před elektromagnetickým rušením (blesky, účinky vnitřního nebo vnějšího záření) (viz CS-E 50 (a)(1), CS E-80 a CS-E 170);
 - nedostatečné integrity elektrického zdroje letadla (viz CS-E 50 (h));
 - nedostatečné integrity údajů dodávaných z letadla (viz CS-E 50 (g));
 - skrytých konstrukčních vad a odchylek obsažených v konstrukci řídicího softwaru pohonné jednotky nebo složitého elektrického hardwaru (viz CS-E 50 (f)); nebo
 - opomenutí nebo chyby ve specifikaci systému/softwaru (viz CS-E 50 (f)).

Z výše uvedených důvodů je třeba podniknout zvláštní konstrukční a integrační opatření k minimalizaci těchto nepříznivých účinků.

(3) SOUVISEJÍCÍ SPECIFIKACE A ODKAZOVANÉ DOKUMENTY

Přestože systém řízení motoru může ovlivnit vyhovění mnoha specifikacím CS-E, hlavní odstavce týkající se certifikace vlastního systému řízení motoru jsou:

Specifikace CS-E	Turbínové motory	Pístové motory
CS-E 20 (Konfigurace a propojení motoru)	✓	✓
CS-E 25 (Instrukce pro zachování letové způsobilosti)	✓	✓
CS-E 30 (Předpoklady)	✓	✓
CS-E 50 (Systém řízení motoru)	✓	✓
CS-E 60 (Opatření pro přístroje)	✓	✓
CS-E 80 (Vybavení)	✓	✓
CS-E 110 (Výkresy a značení částí – montáž částí)	✓	✓
CS-E 130 (Protipožární ochrana)	✓	✓
CS-E 140 (Zkoušky – konfigurace motoru)	✓	✓
CS-E 170 (Ověření motorových systémů a součástí motoru)	✓	✓
CS-E 210 (Analýza poruch)		✓
CS-E 250 (Palivový systém)		✓
CS-E 390 (Zkoušky akcelerace)		✓
CS-E 500 (Provozní spolehlivost)	✓	
CS-E 510 (Analýza bezpečnosti)	✓	
CS-E 560 (Palivový systém)	✓	
CS-E 745 (Akcelerace motoru)	✓	
CS-E 1030 (Časově omezené odbavení (TLD))	✓	✓

V tomto AMC 20-3 jsou odkazovány následující dokumenty:

- International Electrotechnical Commission (IEC), Central Office, 3, rue de Varembé, P.O. Box 131, CH - 1211 GENEVA 20, Švýcarsko
 - IEC/PAS 62239, Electronic Component Management Plans, vydání 1.0, duben 2001.
 - IEC/PAS 62240, Use of Semiconductor Devices Outside Manufacturers' Specified Temperature Ranges, vydání 1.0, duben 2001.

- RTCA, Inc. 1828 L Street, NW, Suite 805, Washington, DC 20036 nebo EUROCAE, 17, rue Hamelin, 75116 Paris, Francie
 - RTCA DO-178A/EUROCAE ED-12A, Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, květen 1985.
 - RTCA DO-178B/EUROCAE ED-12B, Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, 1. prosinec 1992
 - RTCA DO-254/EUROCAE ED-80, Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware, 19. duben 2000.
 - RTCA DO-160/EUROCAE ED 14, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment.

- Aeronautical Systems Center, ASC/ENOI, Bldg 560, 2530 Loop Road West, Wright-Patterson AFB, OH, USA, 45433-7101
 - MIL-STD-461E, Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics, 20. srpen 1999
 - MIL-STD-810 E nebo F, Test Method Standard for Environmental Engineering, E – 14. červen 1989, F – 1. leden 2000.

- U.S. Department of Transportation, Subsequent Distribution, Office Ardmore East Business Center, 3341 Q 75th Ave, Landover, MD, USA, 20785
 - AC 20-136, Protection of Aircraft Electrical/Electronic Systems Against the Indirect Effects of Lightning, 5 březen 1990.

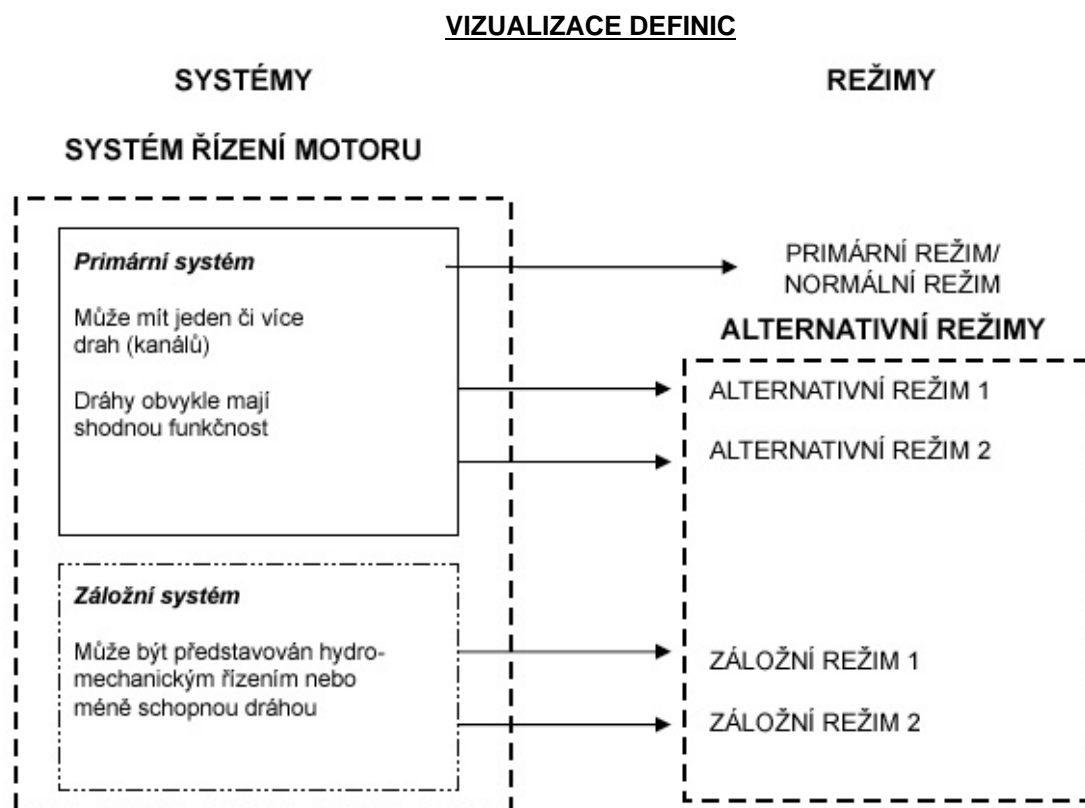
- Society of Automotive Engineers (SAE), 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-0001 USA or EUROCAE, 17, rue Hamelin, 75116 Paris, Francie

- SAE ARP 5412 / EUROCAE ED-84, s Amendment 1 & 2, Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms, únor 2005/ respektive květen 2001.
- SAE ARP 5413 / EUROCAE ED-81, s Amendment 1, Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning, listopad 1999/ respektive srpen 1999.
- SAE ARP 5414 / EUROCAE ED-91, s Amendment 1, Aircraft Lightning Zoning, únor 2005/ respektive červen 1999.
- SAE ARP 5416 / EUROCAE ED-105, Aircraft Lightning Test Methods, březen 2005/ respektive duben 2005.

(4) DEFINICE

Výrazy definované v CS-Definice a v CS-E 15 jsou odlišeny velkým počátečním písmenem.*

Následující obrázek a související definice slouží k usnadnění jednoznačného pochopení termínů použitých v těchto AMC.



(5) VŠEOBECNĚ

Připouští se, že stanovení vyhovění systému řízení motoru platným specifikacím pro certifikaci letadla bude provedeno pouze během certifikace letadla.

V případě, že je zástavba v čase certifikace motoru neznámá, měl by žadatel o certifikaci motoru provést způsobilý odhad předpokládaných podmínek zástavby a provozních ohledů pro cílovou zástavbu. Jakákoliv omezení zástavby či provozní otázky budou zaznamenány v instrukcích pro zástavbu či provoz a/nebo v příloze k typovému osvědčení (TCDS) (viz CS-E 30).

* Poznámka překladatele: platí pouze pro originální anglické znění.

Je-li to možné, doporučuje se včasná součinnost mezi žadatelem o certifikaci motoru a letadla a příslušnými úřady, jak je diskutováno v odstavci (15) tohoto AMC.

(6) NÁVRH A OVĚŘOVÁNÍ SYSTÉMU

(a) Režimy řízení – Všeobecně

Dle CS-E 50 (a) by měl žadatel provést veškeré nezbytné zkoušení a analýzy, kterými bude ověřeno, že všechny režimy řízení – včetně těch, které se vyskytnou v důsledku strategií přizpůsobení se závadě – jsou implementovány dle požadavků.

Dle specifikací CS-E 50 (c), (d) a (e) a CS-E 210 nebo CS-E 510 by měla být přezkoumána potřeba ochranných funkcí, jako je ochrana před překročením otáček, pro všechny režimy řízení včetně všech alternativních režimů.

Jakákoliv omezení provozu v alternativních režimech by měla být jasně uvedena v instrukcích pro zástavbu a provoz motoru.

Popis fungování systému řízení motoru pracujícího ve svém primárním a alternativním režimu by měl být uveden v instrukcích pro zástavbu a provoz motoru.

K doložení, že provoz v alternativních režimech nemá žádný nepříjemný vliv na odolnost či vytrvalost motoru, jsou zapotřebí analýzy a/nebo zkoušení. Předvedení odolnosti a spolehlivosti systému řízení ve všech režimech je primárně pokryto zkoušením součástí dle CS-E 170. Provedení určité části certifikačního zkoušení motoru v alternativním (alternativních) režimu (režimech) a během přechodových fází mezi režimy je možné použít jako součást ověřování systému, jak je vyžadováno v CS-E 50 (a).

(i) Ohledy při zkoušení motoru

Pokud jsou certifikační zkoušky motoru definované v CS-E prováděny pouze pomocí primárního režimu systému řízení motoru v plně funkční konfiguraci a pokud je žadatelem požadováno schválení pro odbavení v alternativním režimu dle CS-E 1030, mělo by být analýzou a/nebo zkouškou předvedeno, že motor je schopen splnit stanovená kritéria úspěšnosti zkoušek při provozu v jakémkoliv alternativním režimu, který je navrhován pro konfigurace způsobilé odbavení dle požadavků CS-E 1030.

Některé schopnosti, jako provozuschopnost, zadržení lopatky, provoz v dešti, krupobití, nasátí ptáka apod., mohou být v některých režimech řízení, ve kterých nesmí být letadlo odbaveno, ztraceny. Tyto režimy nevyžadují předvedení motorovými zkouškami, pokud je ztráta těchto schopností popsána v instrukcích pro zástavbu a provoz.

(ii) Dostupnost

Rutinním zkoušením nebo sledováním by měla být stanovena dostupnost záložního režimu, čímž se potvrdí, že v případě potřeby bude záložní režim dostupný. Frekvence stanovování jeho dostupnosti by měla být zdokumentována v instrukcích pro zachování letové způsobilosti.

(b) Režimy pro výcvik posádky

Tyto přijatelné způsoby průkazu nejsou specificky určeny pro jakýkoli režim pro výcvik posádky. Tyto režimy jsou obvykle specifické pro zástavbu a provozovatele a musí být dohodnuty případ od případu. Jedním z běžných uplatnění režimu výcviku posádky je například simulace režimu systematické poruchy (failed-fixed) u dvoumotorového rotorového letadla. Režimy pro výcvik by měly být příslušně popsány v instrukcích pro zástavbu a provoz motoru. Zároveň by měla být podniknuta příslušná opatření při návrhu systému řízení motoru a jeho rozhraní s posádkou, která zabrání neúmyslnému vstupu do některého výcvikového režimu. Režimy pro výcvik posádky, včetně uzamčení systémů, by

měly být zhodnoceny v rámci analýzy bezpečnosti systému (SSA; System Safety Analysis) dle CS-E 50 (d).

(c) Konfigurace a režimy nezpůsobilé k odbavení

U konfigurací řízení, které jsou nezpůsobilé k odbavení, ale které si žadatel přeje zohlednit při systémové analýze LOTC/LOPC, může být přijatelné stanovit specifická provozní omezení. Splnění CS-E 50 (a) navíc nestanovuje striktní vyhovění provozním specifikacím CS-E 390, CS-E 500 a CS-E 745 pro tyto konfigurace nezpůsobilé k odbavení, pokud je možné předvést, že v zamýšlené zástavbě nepovedou žádné pravděpodobné řídicí vstupy pilota k pumpáži, odtržení proudu, utržení plamene nebo nezvladatelnému zpoždění v opětovné dostupnosti výkonu motoru. Například u dvoumotorových rotorových letadel může postačovat základní záložní systém, protože časté a rychlé změny výkonového nastavení při použití záložního systému nemusí být potřeba.

Vedle těchto ohledů týkajících se provozuschopnosti patří mezi činitele, které by měly být uváženy při hodnocení přijatelnosti takové snížené schopnosti v záložních režimech, následující:

- Zastavěné provozní charakteristiky záložního režimu a odlišnosti od primárního režimu.
- Pravděpodobný dopad provozu v záložním režimu na pracovní zátěž pilota, pokud je známa zástavba v letadle.
- Četnost přechodů z primárního režimu na záložní režim (tj. spolehlivost primárního režimu). Četnost přechodů menší než 1 za 20 000 letových hodin motoru je považována za přijatelnou.

(d) Přechodové stavy řízení

Záměrem CS-E 50 (b) je zajistit, že jakékoliv přechodové stavy řízení, které nastanou v důsledku přizpůsobení se závadě, budou probíhat přijatelným způsobem.

Všeobecně by systém řízení motoru měl přejít do alternativních režimů automaticky. Nicméně systémy, kde je k aktivaci záložního režimu potřeba zásah pilota, mohou být také přijatelné. Například porucha v primárním systému může způsobit systematickou poruchu průtoku paliva a k modulaci výkonu může být nezbytné aktivovat záložní systém zásahem pilota. Pozornost je třeba věnovat zajištění, že jakékoliv spolehnutí se na manuální přechod nebude znamenat vnesení nepřijatelných provozních charakteristik, nepřijatelné pracovní zátěže posádky nebo nebude klást nadměrné nároky na dovednosti posádky.

Přechodový stav výkonu nebo tahu spojený s přechodem na alternativní režim by měl být přezkoumán z pohledu vyhovění CS-E 50 (b). Jsou-li k dispozici, měly by být uváženy vstupy od osoby provádějící zástavbu. I když následující seznam není vyčerpávající, obsahuje některé z položek, které by měly být uváženy při přezkoumávání přijatelnosti přechodových stavů režimů řízení:

- Frekvence výskytu přechodů na alternativní režim a schopnosti alternativního režimu. Vypočtená četnost přechodů by měla být doložena údaji z vytrvalostních zkoušek či zkoušek spolehlivosti, provozními zkušenostmi s podobným vybavením nebo jinými vhodnými údaji.
- Velikost přechodových změn výkonu, tahu a otáček rotoru či vrtule.
- Úspěšné předvedení schopnosti systému řízení motoru řídit bezpečně motor během přechodového stavu, a to simulací či jinými prostředky. V některých případech, zejména v případě rotorových letadel, nemusí být možné stanovit, zda přechod mezi režimy zajišťuje bezpečnost systému pouze na základě analytických údajů či simulace. Proto bude obvykle očekáván program letových zkoušek, kterým budou tyto údaje podpořeny.
- Za účelem identifikace těch chyb, které způsobují přechodové stavy režimu řízení buď automatické, nebo pilotem iniciované, by měla být provedena analýza.
- U turbovrtulových a turbohřídelových motorů by přechodový stav neměl způsobit nadměrné překročení nebo snížení otáček rotoru či vrtule, které by mohlo způsobit nouzové odstavení, ztrátu výkonu elektrického generátoru nebo spuštění výstražných zařízení.

Změny výkonu či tahu spojené s přechodovým stavem by měly být deklarovány v instrukcích pro zástavbu motoru.

(i) Časová zpoždění

Měla by být identifikována jakákoliv pozorovatelná časová zpoždění spojená s přechodovým stavem režimu řízení, kanálu či systému nebo obnovováním pilotovy schopnosti modulovat tah či výkon motoru a uvedena v instrukcích pro zástavbu a provoz motoru (viz CS-E 50 (b)). Tato zpoždění by měla být zhodnocena během certifikace letadla.

(ii) Signalizace letové posádce

Pokud je pro vyhovění CS-E 50 (b)(3) nutná signalizace letové posádce, typ signalizace letové posádce by měl odpovídat charakteru přechodového stavu. Například při přechodu na alternativní režim řízení, kdy je přechod automatický a jedinou pozorovatelnou změnou v provozu motoru jsou jiné plány řízení tahu, by vyžadoval velmi odlišnou formu signalizace, než která by byla třeba, pokud by byl nezbytný včasný zásah pilota za účelem udržení řízení letadla.

Záměr a účel signalizace v pilotním prostoru by měl být jasně uveden v instrukcích pro zástavbu a provoz motoru, je-li třeba.

(e) Podmínky prostředí

Podmínky prostředí zahrnují EMI, HIRF a blesky. Podmínky prostředí řeší CS-E 80 a CS-E 170. Níže je uveden dodatečný výklad pro EMI, HIRF a blesky.

(i) Deklarované úrovně

Pokud je během programu typové certifikace motoru známa zástavba, systém řízení motoru by měl být zkoušen na úrovních, které byly stanoveny a dohodnuty mezi žadatelem o certifikaci motoru a letadla. Předpokládá se, že díky této dohodě bude moci zástavba splnit certifikační specifikace pro letadlo. Úspěšné dokončení zkoušení na dohodnuté úrovni by bylo přijato za typovou certifikaci motoru. Tím však může být možnost zastavět daný motor omezena pouze na určité letadlo.

Pokud zástavba není v čase certifikace motoru známa nebo definována, může žadatel o certifikaci motoru použít ke stanovení úrovní, které budou deklarovány pro certifikaci motoru, úroveň vnějších hrozeb definovanou na úrovni letadla a použít předpoklady o oslabení v důsledku zástavby.

Pokud není k dispozici žádná z výše uvedených možností, doporučuje se, aby postupy a minimální výchozí úrovně pro HIRF zkoušení byly dohodnuty s Agenturou.

(ii) Zkušební postupy

(A) *Všeobecně*

Zastavěný systém řízení motoru, včetně reprezentativních kabelů rozhraní motor-letadlo, by měl být základem pro certifikační zkoušení.

Zkušební postupy elektromagnetické interference (EMI) a zkušební úrovně prováděné v souladu s MIL-STD-461 nebo EUROCAE ED 14/DO-160 byly shledány přijatelnými.

Žadatel by měl postupovat dle směrnic pro zkoušení HIRF uvedených v EUROCAE ED 14/RTCA DO-160 nebo rovnocenných. Nicméně je třeba si uvědomit, že zkoušky definované v EUROCAE ED 14/RTCA DO-160 platí pro úroveň zkoušení

součástí, což od žadatele vyžaduje, aby přizpůsobil tyto zkušební postupy zkoušení HIRF na úrovni systému, aby bylo možné předvést vyhovění CS-E 80 a CS-E 170.

Pro zkoušky zásahu bleskem by měly být použitelné směrnice SAE ARP 5412, 5413, 5414 a 5416 a EUROCAE ED 14/RTCA DO-160.

Zkoušky aplikací impulzu na kolíky (PIT; Pin Injection Tests) se obvykle provádějí jako zkoušky součástí na jednotce EECS a dle potřeby na dalších součástech systému. Úrovně PIT se volí dle vhodnosti podle tabulek v EUROCAE ED 14/DO-160.

Zkoušky vlivu prostředí jako MIL-STD-810 mohou být přijaty namísto zkoušek EUROCAE ED-14/DO-160 tam, kde jsou tyto zkoušky stejně náročné nebo přísnější než ty, které jsou definovány v EUROCAE ED 14/DO-160.

(B) Zkoušení v otevřeném či uzavřeném obvodu

Zkoušky HIRF a zásahu bleskem by měly být, jako systémové zkoušky, prováděny na laboratorním zařízení v otevřeném i uzavřeném obvodu.

Uspořádání pro uzavřený obvod je obvykle zajištěno hydraulickým tlakem pro pohon akčních členů, které uzavírají vnitřní akční obvody. K uzavření vnějšího obvodu motoru je možné použít zjednodušenou simulaci motoru.

Zkoušení by mělo být prováděno ve stavu, kdy je systém řízení motoru z pohledu řízení v nejcitlivějším provozním bodě, který byl zvolen a přesně popsán v plánech zkoušek dodaných žadatelem. Systém by měl být vystaven hrozbám prostředí představovaným HIRF a blesky, přičemž by měl pracovat při zvolených podmínkách. Pro provoz při hrozbě představované HIRF a blesky může být vhodný jiný provozní bod.

Při zkoušení v uspořádání s otevřeným a uzavřeným obvodem by měly být uváženy následující činitele:

- Je-li použit speciální zkušební software EECS, tento software by měl být vyvinut a zaveden dle směrnic definovaných pro úroveň softwaru odpovídající nejméně úrovni Level 2 v DO-178A, úrovni Level C v DO-178B nebo rovnocenné. V některých případech je aplikační kód upraven tak, aby zahrnoval požadované prvky zkušební kódu.
- Uspořádání pro zkoušky systému by mělo být schopno zajistit monitorování jak výstupních signálů pro pohon, tak vstupních signálů.
- Anomálie pozorované na vstupech či výstupech během zkoušení v otevřeném obvodu by měly být duplikovány při simulaci na motoru, aby se zjistilo, zda výsledné perturbace výkonu či tahu vyhovují kritériím splnil/nespnil.

(iii) Kritéria splnil/nespnil

Kritéria splnil/nespnil dle CS-E 170 pro HIRF a zásah bleskem by měla být vykládána jako „žádný nepříznivý účinek“ na funkčnost systému.

Za nepříznivé účinky je považováno následující:

- Větší než 3% změna vzletového výkonu nebo tahu po dobu více než dvou sekund.
- Přechod na alternativní kanály, záložní systémy nebo alternativní režimy.
- Poškození součástí.

- Chybná signalizace posádce, která by mohla způsobit nežádoucí či nevhodné úkony posádky.
- Chybná funkce ochranných systémů, jako jsou obvody ochrany před překročením otáček nebo obraceče tahu.

Změny návrhu hardwaru nebo softwaru zavedené po prvním zkoušení vlivů prostředí by měly být vyhodnoceny z pohledu svých účinků souvisejících s EMI, HIRF a prostředím s nebezpečím blesků.

(iv) Úkony údržby

CS-E 25 vyžaduje, aby žadatel vypracoval instrukce pro zachování letové způsobilosti (ICA; Instructions for Continued Airworthiness). Ty zahrnují plán údržby. Pro zachování letové způsobilosti součástí zastavěného systému dodaných držitelem typového osvědčení motoru by proto měl být vypracován plán údržby pro každý ochranný systém, který je součástí typového návrhu systému řízení motoru a který systém potřebuje, aby splnil kvalifikované úrovně EMI, HIRF a odolnosti vůči bleskům.

Úkony údržby, které je třeba uvážit, zahrnují pravidelné prohlídky či zkoušky vyžadovaného konstrukčního stínění, stínění kabelů, konektorů a součástí chránících vybavení. Mohou být uváženy i prohlídky a zkoušky, když je součást vystavena jejich působení. Žadatel by měl zajistit inženýrské ověření a doložení těchto úkonů údržby.

(v) Zkoušky vlivu prostředí pro časově omezené odbavení (TLD)

Přestože TLD je pouze volitelným požadavkem pro certifikaci (viz CS-E 1000 a CS-E 1030), EMI, HIRF a zkoušení odolnosti vůči bleskům pro TLD jsou obvykle prováděny spolu se zkouškami prováděnými pro účely certifikace. Přijatelné způsoby průkazu jsou uvedeny v AMC E 1030.

(7) INTEGRITA SYSTÉMU ŘÍZENÍ MOTORU

(a) Cíl

Záměrem CS-E 50 (c) je stanovit požadavky na integritu systému řízení motoru, které budou konzistentní s provozními požadavky různých zástaveb. (Viz také odstavec (4) v AMC E 50).

(b) Definice události LOTC/LOPC

(i) Pro turbínové motory určené pro zástavby dle CS-25

Událost LOTC/LOPC je definována jako událost, kdy systém řízení motoru:

- ztratil schopnost modulovat tah nebo výkon mezi volnoběhem a 90 % maximálního jmenovitého výkonu či tahu; nebo
- utrpěl poruchu, která měla za následek oscilaci tahu či výkonu větší než úroveň, která je definována v odstavci (7)(c) tohoto AMC; nebo
- ztratil schopnost regulovat motor způsobem, který umožňuje vyhovění specifikacím provozuschopnosti dle CS-E 500 (a) a CS-E 745.

(ii) Pro turbínové motory určené pro rotorová letadla

Událost LOTC/LOPC je definována jako událost, kdy systém řízení motoru:

- ztratil schopnost modulovat tah nebo výkon mezi volnoběhem a 90 % maximálního jmenovitého tahu při letových podmínkách, s výjimkou jmenovitých výkonů s OEI; nebo

- utrpěl poruchu, která měla za následek oscilaci tahu či výkonu větší než úroveň, která je definována v odstavci (7)(c) tohoto AMC; nebo
- ztratil schopnost regulovat motor způsobem, který umožňuje vyhovění specifikacím provozuschopnosti dle CS-E 500 (a) a CS-E 745 s tou výjimkou, že neschopnost splnit specifikace provozuschopnosti v alternativních režimech nemusí být zahrnuty mezi události LOPC.
- U jednomotorových rotorových letadel bude vyžadováno splnění specifikací provozuschopnosti v alternativních režimech, pokud nebude prokázáno, že absence této schopnosti není na úrovni letadla přijatelná. Zajištění provozuschopnosti motoru v alternativním režimu (režimech) je považováno za nezbytné, pokud:
- přechody na alternativní režim jsou častější, než je přijatelná četnost LOPC; nebo
- běžná činnost letové posádky vyžaduje rychlé změny výkonu k zajištění bezpečného letu letadla.
- U vícemotorových rotorových letadel nemusí definice LOPC zahrnovat neschopnost splnit specifikace provozuschopnosti v alternativních režimech. To je možné považovat za přijatelné, pokud jedno řízení motoru přejde na alternativní režim, který nemusí zajišťovat náročnou provozuschopnost, takže motor může být ponechán na rozumném pevném výkonovém nastavení. Motor (motory) s běžně pracujícím řízením (řízeními) může měnit výkon – dle potřeby – za účelem provedení obrátů a bezpečného přistání letadla. Předvedení přijatelnosti tohoto typu provozu může být vyžadováno při certifikaci letadla.

(iii) Pro turbínové motory určené pro jiné zástavby

Událost LOTC/LOPC je definována jako událost, kdy systém řízení motoru:

- ztratil schopnost modulovat tah nebo výkon mezi volnoběhem a 90 % maximálního jmenovitého výkonu či tahu; nebo
- utrpěl poruchu, která měla za následek oscilace tahu či výkonu, které by ovlivnily řiditelnost v zamýšlené zástavbě; nebo
- ztratil schopnost regulovat motor způsobem, který umožňuje vyhovění specifikacím provozuschopnosti dle CS-E 500 (a) a CS-E 745, dle vhodnosti.

(iv) Pro pístové motory

Událost LOTC/LOPC je definována jako událost, kdy systém řízení motoru:

- ztratil schopnost modulovat tah nebo výkon mezi volnoběhem a 85 % maximálního jmenovitého výkonu či tahu; nebo
- utrpěl poruchu, která měla za následek oscilaci tahu či výkonu větší než úroveň, která je definována v odstavci (7)(c) tohoto AMC; nebo
- ztratil schopnost regulovat motor způsobem, který umožňuje vyhovění specifikacím provozuschopnosti dle CS-E 390.

(v) Pro motory zahrnující funkce pro řízení vrtule integrované v EECS

Za událost LOPC by měly být považovány následující závady a poruchy:

- ztráta funkce ovládání změny úhlu stoupání listů;
- nenařizené provedení změny úhlu stoupání listů;
- neřiditelné výkyvy kroutícího momentu a otáček vrtule.

(c) Nenařizené oscilace tahu a výkonu

Jakékoliv nenařizené oscilace tahu a výkonu by měly být takové velikosti, aby neovlivnily říditelnost letadla v zamýšlené zástavbě. Oscilace tahu a výkonu o velikosti mezi špičkami menší než 10 % vzletového výkonu a/nebo tahu byly u některých zástaveb považovány za přijatelné, pokud porucha ovlivnila pouze jeden motor. Bez ohledu na zde diskutované úrovně, pokud bude letová posádka muset odstavit motor v důsledku nepřijatelných oscilací tahu a výkonu způsobených systémem řízení motoru, měla by být taková událost v provozu považována za událost LOTC/LOPC.

(d) Přijatelná četnost LOTC/LOPC

Žadatel může navrhnout četnost LOTC/LOPC odlišnou od níže uvedených. Takový návrh by měl být doložen ve vztahu ke kritičnosti motoru a systému řízení vzhledem k zamýšlené zástavbě. Záměrem je prokázat rovnost četnosti LOTC/LOPC stávajících systémů ve srovnatelných zástavbách.

(i) Pro turbínové motory

EECS by nemělo způsobit více než jednu událost LOTC/LOPC na 100 000 letových hodin motoru.

(ii) Pro pístové motory

Bylo prokázáno, že pro nejsložitější EECS představuje četnost 45 výskytů LOPC na milion letových hodin motoru (nebo 1 na 22 222 letových hodin motoru) přijatelnou úroveň. V důsledku architektur použitých v mnoha EECS těchto motorů jsou funkce implementovány v nezávislých prvcích systému. Těmito prvky systému nebo podsystémů mohou být řízení paliva, řízení zapalování či jiné prvky. Pokud by systémy měly obsahovat pouze jeden prvek jako řízení paliva, pak by celková úroveň byla 15 událostí LOPC na milion letových hodin motoru. Prvky systému jsou pak sčítány až do hodnoty max. 45 LOPC událostí na milion hodin. Například systém EECS skládající se z funkcí řízení paliva, zapalování a obtokového ventilu výfukových plynů by měla splňovat celkovou spolehlivost systému $15+15+15 = 45$ událostí LOPC na milion letových hodin motoru. Toto kritérium je následně aplikováno na celý systém a není rozděleno na každý z podsystémů. Pověšme si, že je dovoleno maximum 45 událostí LOPC na milion letových hodin motoru, a to bez ohledu na počet podsystémů. Pokud například systém EECS zahrnuje více než tři podsystémy, součet četností výskytu LOPC pro celý systém by neměl překročit 45 událostí LOPC na milion letových hodin motoru pro všechny elektrické a elektronické prvky.

(e) Analýza LOTC/LOPC

K doložení dohodnuté četnosti výskytu LOTC/LOPC u systému řízení motoru by měla být předložena analýza spolehlivosti systému. Očekává se numerická analýza typu Markovova modelu, stromu poruch nebo ekvivalentní analytický přístup.

Analýza by se měla zaměřit na všechny součásti systému, které se mohou podílet na událostech LOTC/LOPC. To zahrnuje všechny elektrické, mechanické, hydromechanické a pneumatické prvky systému řízení motoru. Tato analýza LOTC/LOPC by měla být provedena ve spojení s hodnocením bezpečnosti systému, které je vyžadováno v CS-E 50 (d). Dodatečný poradenský materiál uvádí odstavec (8) tohoto AMC.

Do definice systému řízení motoru se všeobecně nezahrnuje palivové čerpadlo motoru. To je obvykle považováno za součást systému dodávky paliva.

Analýza LOTC/LOPC by měla zahrnovat ty snímače či prvky, které nemusí být součástí typového návrhu motoru, ale mohou se podílet na událostech LOTC/LOPC. Příkladem takového prvku je převodník páky ovládní přípusti či výkonu, který je obvykle dodáván osobou provádějící zástavbu. Do analýzy LOTC/LOPC systému řízení motoru by měly být zahrnuty účinky ztráty, narušení či poruchy údajů dodávaných letadlem. Požadavky na spolehlivost a rozhraní pro tyto prvky, které nejsou součástí typového návrhu motoru, by měly být zahrnuty v instrukcích pro zástavbu motoru. Je třeba zajistit, že nedojde ke dvojímu započtení četnosti poruch u prvků, které nejsou součástí motoru, při provádění analýzy bezpečnosti systémů letadla.

Analýza LOTC/LOPC by měla zohlednit všechny závady – odhalené i neodhalené. Aby nebyla překročena četnost událostí LOTC/LOPC, měly být veškeré periodické úkony údržby, potřebné k odhalení a opravě pokrytých i nepokrytých závad, uvedeny v instrukcích pro zachování letové způsobilosti motoru.

(f) Elektronické součásti obchodní či průmyslové třídy jakosti

Když typový návrh motoru specifikuje elektronické součásti obchodní či průmyslové třídy, které nejsou součástmi vyráběnými podle vojenských standardů, žadatel by měl mít k dispozici pro přezkoumání následující údaje:

- Údaje o spolehlivosti, které dokládají četnost poruch pro každou součást použitou v analýze LOTC/LOPC a SSA pro každou elektrickou součást obchodní a průmyslové třídy specifikovanou v návrhu.
- Plány žadatele na nákup, zajišťování jakosti a řízení procesů u prodejci dodávaných součástí obchodní a průmyslové třídy. Tyto plány by měly zajistit, že součásti budou schopny udržet úroveň spolehlivosti specifikovanou ve schváleném typovém návrhu motoru.
- Jedinečné databáze pro podobné součásti získané od různých prodejců, protože součásti obchodní a průmyslové třídy nemusí být všechny vyráběny podle stejného uznávaného průmyslového standardu, jako je tomu u součástí podle vojenských standardů.
- Součásti obchodní a průmyslové třídy mají typické provozní rozsahy 0 až +70°C a -40 až +85°C, respektive. Součásti vojenské třídy jsou obvykle určeny pro teploty od -54 do 125°C. Součásti obchodní a průmyslové třídy jsou typicky definovány v těchto teplotních rozsazích v katalogích prodejců. Pokud deklarovaná teplota prostředí pro systém řízení motoru překročí uvedenou schopnost elektronických součástí obchodní a průmyslové třídy, žadatel by měl doložit, že navrhovaný rozšířený rozsah pro specifikované součásti je pro zástavbu vhodný a že četnost poruch použitá pro tyto součásti v SSA a LOTC/LOPC analýzách je vhodně upravena pro rozšířené teplotní prostředí. Navíc jsou-li použity součásti obchodní či průmyslové třídy v prostředí mimo specifikované jmenovité hodnoty, a je tudíž potřeba chladících prostředků v konstrukci EECS, žadatel by měl specifikovat tyto prostředky v instrukcích pro zástavbu, aby tak zajistil, že ze strany chladících prostředků nedojde k ústupkům. Režimy poruch chladících zařízení obsažených v konstrukci EECS, jejichž výskyt by způsobil překročení těchto mezí, by měly být uváženy při stanovování pravděpodobnosti poruchy.
- Dvěma příklady průmyslem publikovaných dokumentů, které uvádějí výklad pro použití součástí obchodní či průmyslové třídy, jsou:
 - IEC/PAS 62239, Electronic Component Management Plans
 - IEC/PAS 62240, Use of Semiconductor Devices Outside Manufacturers' Specified Temperature Ranges

Je-li vyměněna nějaká elektrická či elektronická součást, měly by být přezkoumány analýzy SSA a LOTC/LOPC s ohledem na dopad jakýchkoliv změn ve spolehlivosti součástí. Agentura může vyžadovat zkoušky na úrovni součástí, podsestav či sestav k doložení změny, která zavádí obchodní či průmyslovou součást (součásti). Taková změna by však nebyla klasifikována jako „důležitá“ s ohledem na Část 21A.101(b)1.

(g) Přizpůsobení se jednotlivé poruše

Splnění specifikací pro jednotlivou poruchu dle CS-E 50 (c)(2) a (3) může být doloženo kombinací zkoušek a analýz. Záměrem je, aby jednotlivé poruchy a nesprávné činnosti součástí systému řízení motoru v plně funkční konfiguraci nezpůsobily nebezpečné účinky motoru. Navíc v plně funkční konfiguraci by systém řízení motoru měl v zásadě připouštět jednotlivou závadu elektrické či elektronické součásti v souvislosti s událostmi LOTC/LOPC. U konfigurací způsobilých k odbavení postupujte dle CS-E 1030 a AMC E 1030.

Je známo, že dosažení skutečné přípustnosti jednotlivé poruchy u LOTC/LOPC událostí by mohlo vyžadovat ztrojený konstrukční přístup nebo konstrukční přístup se 100% detekcí závad.

V současnosti byly systémy navrhovány s duálními redundantními kanály nebo se záložními systémy, které zajišťují to, co bylo nazýváno systémem „v zásadě připouštějícím jednotlivou závadu“. Přestože tyto systémy mohou mít určité závady, které nejsou pokrytými závadami, vykazaly vynikající bezpečnost a spolehlivost v provozu a ukázaly se jako přijatelné.

Cílem samozřejmě je, aby všechny závady byly určeny jako pokryté závady. Ve skutečnosti dvoukanálové nebo záložní konfigurace systémů pokrývají valnou většinu potencionálních závad elektrického a elektronického vybavení. Nicméně případ od případu může být vhodné, aby žadatel vynechal některé části pokrytí, protože detekce či přizpůsobení se některým elektrickým/elektronickým závadám nemusí být praktické. V těchto případech je uznáváno, že jednotlivá jednoduchá elektrická či elektronická součást či obvod mohou být použity spolehlivým způsobem a že vyžadování zálohování systému v některých situacích nemusí být vhodné. Za těchto okolností mohou vést poruchy v jednotlivých elektrických či elektronických součástech k LOTC/LOPC události. Toto je význam termínu „v zásadě“, a takový systém může být přijatelný.

(h) Lokální události

Příklady lokálních událostí, které je třeba v rámci CS-E 50 (c)(4) uvážit, zahrnují:

- Podmínky přehřátí – například v důsledku výšlehů horkého vzduchu do potrubí;
- Požáry; a
- Úniky kapalin nebo mechanická narušení, které by mohly vést k poškození elektrické výstroje, konektorů či řídicí jednotky (jednotek) systému řízení.

Tyto lokální události by obvykle byly omezeny na jeden motor. Proto není lokální událost obvykle považována za událost ve společném režimu a hrozby ve společném režimu, jako jsou HIRF, blesky a déšť, nejsou považovány za lokální události.

Je-li předvedení, že není přítomen žádný nebezpečný účinek motoru, založeno na předpokladu, že existuje další funkce, která zajistí nezbytnou ochranu, mělo by být prokázáno, že tato funkce nebude zneschopněna stejnou lokální událostí na motoru (včetně zničení vodičů, potrubí, napájení).

Uvažuje se, že podmínky přehřátí nastanou, když teplota součástí systému překročí maximální bezpečnou návrhovou provozní teplotu součástí, která je definována žadatelem o certifikaci motoru v instrukcích pro zástavbu motoru. Systém řízení motoru by neměl způsobit nebezpečné účinky motoru, když budou součásti či jednotky systému vystaveny podmínkám přehřátí či překročení teploty. K prokázání vyhovění z pohledu prevence nebezpečných účinků motoru je možné využít specifické konstrukční prvky či analytické metody. Tam, kde to není možné, například v důsledku variability či složitosti sledu poruchy, může být nezbytné zkoušení.

Systém řízení motoru, a to včetně elektrických, elektronických a mechanických součástí systému, by měl vyhovovat protipožárním specifikacím CS-E 130, se kterými souvisí výkladový materiál AMC E 130. Toto pravidlo platí pro prvky systému řízení motoru, které jsou zastavěny ve vyhrazených požárních zónách.

CS-E 50 (c)(4) není přiřazena žádná pravděpodobnost. Tudíž by měly být uváženy všechny předvídatelné lokální události. Je však známo, že je obtížné určit všechny možné lokální události v zamýšlené zástavbě do letadla již v čase certifikace motoru. Proto by mělo být využito kvalitní technické posouzení, které umožní identifikovat důvodně předpokládané lokální události. Vyhovění této specifikaci je možné prokázat uvážením konečných důsledků lokální události na systém řízení motoru. Analyzované lokální události by měly být dobře zdokumentovány, což pomůže při certifikaci zástavby motoru.

Pro elektroinstalaci systému řízení motoru platí následující výklad:

- Každý vodič či kombinace vodičů na rozhraní s EECS, které by mohly být dotčeny lokální událostí, by měly být odzkoušeny nebo analyzovány z pohledu lokálních událostí. Hodnocení by mělo zahrnovat rozpojení, zkraty ke kostře a k napájení (jsou-li možné) a výsledky by měly

ukázat, že porucha povede k identifikovaným reakcím a nezpůsobí nebezpečné účinky motoru.

- Kabeláž rozhraní jednotky řízení motoru s letadlem by měla být zkoušena nebo analyzována z pohledu zkratů na zdroji letadla a tyto „horké“ zkraty by měly vést k identifikovanému účinku, který nebude nebezpečným účinkem motoru. V případech týkajících se kabeláže na rozhraní s letadlem by měla být osoba provádějící zástavbu informována o potenciálních účincích závad kabeláže na rozhraní pomocí informací uvedených v instrukcích pro zástavbu. Zodpovědností osoby provádějící zástavbu je zajistit, že nedojde k žádným závadám vodičů, které by mohly ovlivnit více než jeden motor. Kde je to praktické, závady kabeláže by neměly ovlivnit více než jeden kanál. Jakékoliv předpoklady prováděné žadatelem o certifikaci motoru ohledně separace kanálů by měly být zahrnuty v analýze LOTC/LOPC.
- Kde není praktická fyzická separace vodičů, měla by být zajištěna součinnost mezi žadatelem o certifikaci motoru a osobou provádějící zástavbu, která zajistí, že bude eliminován potenciál společných závad systémů řízení motoru a minimalizován potenciál společných závad kanálů na jednom motoru.

Žadatel by měl pomocí zkoušky či analýzy zhodnotit účinky úniku kapalin na součásti elektronického systému řízení motoru. Takové podmínky by neměly vést k nebezpečným účinkům motoru a kapalině by nemělo být umožněno přijít do styku s obvody či deskami s tištěnými obvody a vyústit v potenciální podmínky skryté poruchy.

(8) HODNOCENÍ BEZPEČNOSTI SYSTÉMU

(a) Rozsah hodnocení

Hodnocení bezpečnosti systému (SSA; system safety assessment) vyžadované v CS-E 50 (e) by se mělo zaměřit na všechny provozní režimy, a údaje použité pro SSA by měly být doloženy.

Analýza LOTC/LOPC popsaná v oddílu 7 je podskupinou SSA. Analýzu LOTC/LOPC je možné oddělit nebo sloučit v jedinou analýzu.

SSA by mělo zvážit všechny závady – jak odhalené, tak neodhalené – a jejich účinky na systém řízení motoru a vlastní motor. Záměrem je primárně určit závady či nesprávné činnosti, které ovlivňují pouze jeden systém řízení motoru, tudíž i pouze jeden motor. Nicméně závady v signálech letadla, včetně těch v zástavbách s více motory, které by mohly ovlivnit více než jeden motor, by měly být do SSA taktéž zahrnuty; tyto typy závad jsou určeny v CS-E 50 (g).

SSA a analýza LOTC/LOPC systému řízení motoru či kombinované analýzy by měly odhalit platné předpoklady a požadavky na zástavbu a stanovit omezení ohledně provozu systému řízení motoru. Tyto předpoklady, požadavky a omezení by měly být uvedeny v instrukcích pro zástavbu a provoz motoru – dle vhodnosti. Pokud to bude nezbytné, omezení by měla být uvedena v oddílu omezení letové způsobilost v instrukcích pro zachování letové způsobilosti v souladu s CS-E 25 (b)(1).

SSA by mělo určit všechny účinky poruchy identifikované dle CS-E 510 nebo CS-E 210 – dle příslušnosti. Mělo by být zpracováno shrnutí, které bude obsahovat seznam nesprávných činností či poruch a jejich účinky způsobené systémem řízení motoru, jako jsou:

- Poruchy ovlivňující výkon či tah, které vedou k událostem LOTC/LOPC.
- Poruchy, které vedou k neschopnosti motoru splnit požadavky na provozuschopnost. Pokud tyto případy nejsou uváženy jako události LOPC v odstavci (7)(b)(ii) tohoto AMC, měla by být zdokumentována očekávaná četnost výskytu.
- Přenos chybných parametrů, které by mohly způsobit změny tahu či výkonu větší než 3% vzletového výkonu či tahu (10% u zástaveb pístových motorů) (např. chybná vysoká indikace parametru nastavení výkonu či tahu) nebo vést k vysazení motoru (např. vysoké EGT nebo teploty turbíny či nízký tlak oleje).
- Poruchy ovlivňující funkce zahrnuté v systému řízení motoru, které je možné považovat za funkce letadla (např. řízení vrtule, řízení obraceče tahu, řízení recirkulace paliva).

- Poruchy vedoucí k významným účinkům motoru a nebezpečným účinkům motoru.

SSA by mělo také zvážit všechny signály používané systémem řízení motoru, zejména veškeré křížové řídicí signály a aerometrické signály popsané v CS-E 50 (i).

Žadatel o certifikaci letadla musí definovat kritičnost funkcí zahrnutých v systému řízení motoru pro funkce na úrovni letadla.

(b) Kritéria

SSA by mělo předvést či poskytnout následující:

- (i) Soulad s CS-E 510 nebo CS-E 210 dle příslušnosti.
- (ii) Pro poruchy vedoucí k událostem LOTC/LOPC –
vyhovění dohodnutým četnostem LOTC/LOPC pro zamýšlenou zástavbu (viz odstavec (7)(d) tohoto AMC).
- (iii) Pro poruchy ovlivňující provozuschopnost motoru, avšak nevedoucí k událostem LOTC/LOPC –

vyhovění očekávané celkové frekvenci výskytu poruch, které vedou k reakci motoru, která nevyhovuje specifikacím CS-E 390, CS-E 500 (a) a CS-E 745 (dle příslušnosti). Přijatelnost četnosti výskytu pro tyto události – spolu s jakoukoliv indikací v pilotní kabině, která je považována za nezbytnou pro informování letové posádky o takových podmínkách – bude stanovena při certifikaci motoru.

- (iv) Následky přenesení chybného parametru

Měly by být identifikovány a případně v analýze LOTC/LOPC zahrnuty následky přenosu chybného parametru systémem řízení motoru. V instrukcích pro provoz motoru by měly být uvedeny veškeré informace potřebné pro zmírnění následků přenosu chybného parametru.

V instrukcích pro provoz motoru může být například uvedeno, že zobrazení nulového tlaku oleje je možné za letu ignorovat, pokud se teplota a množství oleje jeví normální. V této situaci by nevyslání tlaku oleje či vyslání nulového tlaku oleje neměla vést k odstávce motoru či události LOTC/LOPC. Je známo, že v provozu došlo během takových podmínek k odstavením motoru iniciovaným letovou posádkou. V této souvislosti, pokud instrukce pro provoz motoru obsahují informace o zmírnění těchto podmínek, pak závady či nesprávné činnosti systému řízení vedoucí k těmto podmínkám nemusí být zahrnuty v LOTC/LOPC. V takové situaci by měla být v analýze LOTC/LOPC zahrnuta ztráta více funkcí. Pokud by zobrazení nulového tlaku i nulového množství oleje (nebo vysoká teplota oleje) vedlo k posádkou iniciovanému odstavení motoru, pak by tyto podmínky měly být zahrnuty v analýze LOTC/LOPC systémů.

(c) Nesprávné činnosti a závady ovlivňující tah či výkon

U vícemotorových letounů mohou být pro letovou posádku neodhalitelné změny tahu či výkonu, které jsou menší než přibližně 10 % vzletového výkonu či tahu. Tato úroveň je založena na pilotově hodnocení a používá se již několik let. Piloti uváděli, že letové posádky si povšimnou provozních odlišností, když je rozdíl větší než 10 % v asymetrickém tahu či výkonu.

Odhalitelná úroveň rozdílů u motorů pro jiné zástavby by měla být sjednána s osobou provádějící zástavbu.

Při provozu ve vzletové obálce jsou neodhalené poruchy v systému řízení motoru, které vedou ke změně tahu či výkonu menší než 3% (10% u zástaveb pístových motorů) obecně považovány za přijatelné. To však nezprošťuje žadatele povinnosti zajistit, že plně funkční systém bude schopen

poskytnout minimální deklarovaný jmenovitý tah či výkon. V této souvislosti by poruchy, které vedou k malým změnám tahu, měly být náhodné a odhalitelné a napravitelné při rutinních prohlídkách, generálních opravách a kontrolách výkonu.

Četnost výskytu nepokrytých závad, které vedou ke změnám tahu či výkonu větším než 3 % vzletového výkonu či tahu, ale menším, než je definováno pro události LOTC/LOPC, by měla být uvedena v dokumentaci SSA. Pro tuto třídu závad neexistují žádné pevné specifikace pro certifikaci motoru, nicméně četnost výskytu těchto typů závad by měla být důvodně nízká, a to v řádu 10^{-4} událostí na letovou hodinu motoru či méně. Tyto závady může být potřeba zahrnout do certifikační analýzy letadla.

Signály zaslané jedním systémem řízení motoru do druhého v zástavbě v letounu, jako jsou signály používané pro systém automatického řízení tahu při vzletu (ATTCS), synchronizaci fází, apod., jsou určeny v CS-E 50 (g). Jejich pravomoc by měla být omezena přijímajícím systémem řízení motoru tak, aby neodhalené závady nevedly k nepřijatelným změnám tahu či výkonu na motoru, který tyto signály používá. Maximální ztráta tahu či výkonu na motoru využívajícím křížové signály z jiného motoru by měla být obecně omezena na 3 % absolutní odchylky od stávajících provozních podmínek.

Poznámka: Je známo, že ATTCS, je-li aktivován, může nařídit zvýšení tahu či výkonu na zbývajícím motoru (motorech) o 10 % či více. Také je známo, že signály vyslané ze systému řízení motoru do jiného v zástavbě v rotorovém letadle, jako jsou sdílení zátěže či jeden nepracující motor (OEI), mohou mít mnohem větší dopad na výkon motoru, když dojde k selhání těchto signálů. Údaje o těchto poruchových režimech by měly být obsaženy v SSA.

Při provozu v rámci letové obálky mohou být odhalené závady v systému řízení motoru, které vedou ke změně tahu či výkonu do 10 % (15 % u pístových motorů), přijatelné, pokud celková četnost výskytu těchto druhů poruch bude relativně nízká. Predikovaná četnost výskytu této kategorie závad by měla být uvedena v dokumentaci SSA. Je třeba si uvědomit, že požadavky na dovolenou četnost výskytu této kategorie závad a jakákoliv potřeba indikace těchto podmínek v pilotní kabině by měly být přezkoumány při certifikaci letadla. Celková četnost výskytu nad 10^{-4} událostí na letovou hodinu motoru je obvykle považována za nepřijatelnou.

Odhalené závady v signálech vyměňovaných mezi systémy řízení motorů by měly být zvládnuty tak, aby nevedly ke změně tahu či výkonu motoru větší než 3 % na motoru, který používá křížové signály.

(9) OCHRANNÉ FUNKCE

(a) Ochrana proti překročení otáček motoru

Ochrana proti překročení otáček motoru je obvykle dosahována zajištěním nezávislého systému pro ochranu před překročením otáček, takže aby došlo k neřiditelnému překročení otáček, je potřeba dvou nezávislých závad či nesprávných činností (jak je popsáno níže).

Následující výklad platí, pokud je ochrana před překročením otáček motoru zajišťována výhradně ochrannou funkcí systému řízení motoru.

U konfigurací způsobilých k odbavení se řiďte CS-E 1030 a AMC E 1030.

SSA by mělo prokázat, že pravděpodobnost neřiditelného překročení otáček z jakékoliv příčiny v kombinaci s poruchou funkce systému ochrany proti překročení otáček na letovou hodinu motoru bude menší než jedna na sto milionů hodin (četnost poruch 10^{-8} událostí na letovou hodinu motoru).

U systému ochrany proti překročení otáček se očekává, že bude mít četnost poruch nižší než 10^{-4} poruch na letovou hodinu motoru, aby se zajistila integrita chráněné funkce.

K dosažení těchto cílů je obvykle potřeba samočinný test systému ochrany proti překročení otáček, který zajistí jeho funkčnost před každým letem. Ověření funkčnosti systému ochrany proti překročení otáček při vypnutí a/nebo spuštění motoru je považováno za adekvátní pro vyhovění tomuto

požadavku. Je známo, že některé motory nesmí být rutinně vypínány mezi letovými cykly. V takovém případě je třeba tuto skutečnost zohlednit v analýze.

Protože některé systémy ochrany proti překročení otáček zahrnují více cest ochrany, bude zde vždy určitá nejistota, zda jsou v daném okamžiku všechny cesty funkční. Tam, kde vícečetné cesty mohou ohrozit systém ochrany proti překročení otáček, může být při každém spuštění motoru provedena zkouška jiné cesty. Cílem je, aby při minimálním počtu cyklů motoru byla provedena kompletní zkouška systému ochrany proti překročení otáček včetně elektromechanických součástí. To je přijatelné, pokud systém splňuje četnost poruch 10^{-4} .

Žadatel může poskytnout údaje, které doloží, že mechanické součásti (to nezahrnuje elektro-mechanické součásti) systému na ochranu proti překročení otáček mohou pracovat bez poruchy mezi uvedenými obdobími, a pro tyto součásti mohou být stanoveny periodické prohlídky. Tyto údaje jsou přijatelné namísto zkoušek mechanických součástí podsystemu při každém cyklu motoru.

(b) Další ochranné funkce

Systém řízení motoru může vykonávat i další ochranné funkce. Některé z nich mohou být funkcemi motoru, ale jiné mohou být funkcemi letadla či vrtule. Funkce motoru by měly být uváženy v rámci pokynů tohoto AMC. Integrita ostatních ochranných funkcí poskytovaných systémem řízení motoru by měla být v souladu s analýzou bezpečnosti spojenou s těmito funkcemi, ale pokud tyto funkce nejsou funkcemi motoru, nemusí být součástí certifikace motoru.

Se stále silnější integrací systémů řízení motoru do systémů letadla a vrtule tyto systémy obsahují ochranné funkce, které byly dříve poskytovány systémy letadla či vrtule. Příkladem je snížení tahu motoru na volnoběžný, pokud je aktivován obraceč tahu, a zajištění funkce automatického praporování vrtule v případě poruchy motoru.

Spolehlivost a dostupnost spojené s těmito funkcemi by měly být v souladu s nejvyšší úrovní hodnocení nebezpečnosti podmínek, ve kterých se tyto funkce vyskytnou. To bude provedeno během certifikace letadla.

Pokud je například porucha motoru se ztrátou funkce automatického praporování katastrofická na úrovni letadla – a funkce automatického praporování je zahrnuta do systému řízení motoru – žadatel bude muset u zástaveb dle CS-25 (nebo zástaveb dle CS-23 certifikovaných dle specifikací CS-25) prokázat, že porucha motoru se ztrátou funkce automatického praporování nemůže nastat v důsledku jediné poruchy systému řízení a že kombinace poruch systému řízení či poruch motoru a systému řízení, které vedou k závažné ztrátě tahu či výkonu motoru se související ztrátou funkce automatického praporování, mohou být schváleny jako mající mimořádně nepravděpodobnou (extremely improbable) četnost výskytu (tj. 10^{-9} událostí na letovou hodinu motoru).

Přestože tyto funkce čeká vyhodnocení na úrovni letadla, důrazně se doporučuje, aby kde je to praktické, bylo hodnocení nebezpečí na úrovni letadla k dispozici již v době certifikace systému řízení motoru. To usnadní diskuzi a součinnost mezi týmy provádějícími certifikaci motoru a letadla dle podmínek popsaných v odstavci (15) tohoto AMC. Je známo, že tato součinnost může nastat z různých důvodů. Z toho důvodu by si žadatel měl uvědomit, že přestože motor může být certifikován, nemusí být možné jej zastavět na úrovni letadla.

Celkovým požadavkem je, aby hodnocení bezpečnosti systému motoru zahrnovalo všechny poruchové režimy všech funkcí obsažených v systému. Spadají sem i ty funkce, které jsou přidány na podporu certifikace letadla, takže informace o těchto poruchových režimech budou řádně určeny a předány osobě provádějící zástavbu, která je zahrne v SSA. Potřeba mohou být i informace ohledně četnosti výskytu těchto poruchových režimů.

(10) NÁVRH A IMPLEMENTACE SOFTWARE

(a) Cíl

U systémů řízení motoru, které používají software, je cílem CS-E 50 (f) co nejvíce zabránit softwarovým chybám, které by měly za následek nepřijatelný účinek na výkon či tah nebo jakékoliv nebezpečné podmínky.

Je jasné, že může být nemožné s jistotou stanovit, že software byl navržen bez chyb. Nicméně pokud žadatel používá úroveň softwaru, která odpovídá kritičnosti prováděných funkcí a využívá schválenou metodu vývoje softwaru, Agentura by považovala software za vyhovující požadavku na minimalizaci chyb. V zástavbách s více motory může být úroveň kritičnosti softwaru stanovena softwarovými chybami společnými pro více než jeden systém řízení motoru.

(b) Schválené metody

Metody pro vývoj softwaru, které odpovídají pokynům v dokumentech RTCA DO-178A/EUROCAE ED-12A a RTCA DO-178B/EUROCAE ED-12B, které jsou dále odkazovány jen jako DO-178A a DO-178B, jsou přijatelnými metodami. Alternativní metody pro vývoj softwaru mohou být navrženy žadatelem a podléhají schválení Agentury.

Software, který není vyvinut za pomoci DO-178B, je označován jako „dřívější“ software (legacy software). Obecně jsou změny prováděné na dřívějším softwaru týkající se jeho původní instalace zajišťovány stejným způsobem jako původní certifikace. Je-li dřívější software použit u nové zástavby v letadle, která vyžaduje DO-178B, původní schválení dřívějšího softwaru je stále platné za předpokladu, že je možné prokázat jeho rovnocennost s požadovanou úrovní softwaru. Pokud je rovnocennost softwaru přijatelná pro Agenturu, dřívější software je možné použít v nové zástavbě, která vyžaduje software dle DO-178B. Pokud je rovnocennost doložena, všechny softwarové změny by měly být zajištěny dle DO-178B.

(c) Úroveň zabezpečení návrhu softwaru

U zástaveb s více motory je obvykle k dosažení cílů certifikace pro typovou certifikaci letadla dle CS-25, kategorie A CS-27 a kategorie A CS-29 potřeba provést návrh, implementaci a ověření softwaru v souladu s úrovní Level 1 (DO-178A) nebo úrovní Level A (DO-178B).

Kritičnost funkcí se může u jiných letadel lišit, a proto může být přijatelná jiná úroveň zabezpečení návrhu softwaru. Například v případě pístového motoru v jednomotorovém letadle byla za přijatelnou úroveň shledána úroveň Level C (DO-178B).

Stanovení vhodné úrovně softwaru může být závislé na poruchových režimech a následcích těchto poruch. Například je možné, že poruchy vedoucí k závažným nárůstům či oscilacím tlaku mohou být závažnější než vysazení motoru, a proto by měla být možnost těchto poruch uvážena při volbě úrovně softwaru.

Může být možné oddělit nekritický a kritický software a navrhnout a implementovat nekritický software na nižší úrovni, jak je definováno v dokumentech RTCA. Adekvátnost metody rozdělení by měla být prokázána. Předvedení by mělo zohlednit, zda jsou oddělené nižší úrovně softwaru vhodné pro předpokládané zástavby. Pokud by v následné zástavbě byla úroveň kritičnosti větší, bylo by obtížné zvýšit úroveň softwaru.

(d) Nahrávání softwaru na palubě či v provozu a značení kusovníkovými čísly

Následující pokyny by měly být dodrženy, je-li implementováno nahrávání softwaru elektronického řízení motoru a s tím spojené značení elektronických částí (EPM) přímo na palubě nebo v provozu.

U změn softwaru by software, který má být nahrán, měl být zdokumentován schválenou změnou návrhu a uveřejněn formou servisního bulletinu.

U EECS s rozdílnými kusovníkovými čísly pro hardware a software nemusí být kusovníkové číslo (čísla) softwaru zobrazeno na jednotce, pokud je obsaženo v nahrávaném softwaru a je možné jej ověřit elektronickými prostředky. Když je do jednotky nahrán nový software, platí stejný požadavek na ověření a správné kusovníkové číslo softwaru by mělo být ověřeno před navrácením jednotky do provozu.

U jednotek EECS s pouze jedním kusovníkovým číslem, které představuje kombinaci sestavení softwaru a hardwaru, by kusovníkové číslo jednotky na štítku mělo být změněno či aktualizováno, když je do jednotky nahrán nový software. Číslo sestavení (build) či verze softwaru by mělo být ověřeno před navrácením jednotky do provozu.

Konfigurace systému řízení pro EECS, do kterého bude nahráván software na palubě/v provozu a který bude používat značení elektronických částí, by měla být schválena. V systému výkresů by měla být uvedena tabulka kompatibility, ve které budou uvedeny kombinace kusovníkových čísel hardwaru a verzí softwaru, které byly schváleny Agenturou. Tabulka kompatibility nejvyšší úrovně by měla podléhat řízení konfigurace a měla by být aktualizována při každé změně, která ovlivňuje kombinace hardware/software. Příslušný servisní bulletin by měl definovat konfigurace hardwaru, se kterými je nová verze softwaru kompatibilní.

Systém pro nahrávání by měl vyhovovat pokynům v DO-178B.

Pokud žadatel navrhuje více než jeden zdroj pro nahrávání (např. disketa, velkokapacitní médium, apod.), měly by těmto pokynům odpovídat všechny zdroje.

Servisní bulletin by měl po zástavbě do letadla vyžadovat ověření toho, že byla nahrána správná verze softwaru.

(e) Kategorie změny softwaru

Procesy a metody použité ke změně softwaru by neměly ovlivnit úroveň zabezpečení návrhu daného softwaru. Klasifikaci změn softwaru naleznete v §4 v Dodatku A ke GM 21A.91.

(f) Změny softwaru prováděné někým jiným než držitelem TC

Existují dva typy potencionálních změn softwaru, které by mohly být implementovány někým jiným než držitelem původního TC:

- software volitelný z více možností; nebo
- uživatelem modifikovatelný software (UMS; user-modifiable software).

Změny prováděné volbou z možností by musely být předem certifikovány za použití metody volby, u které bylo prokázáno, že nemůže způsobit nesprávnou činnost řízení.

UMS je software, který je určen pro modifikace provozovatelem letadla bez přezkoumání certifikačním úřadem, žadatelem o certifikaci letadla či prodejcem vybavení. U systémů řízení motoru se UMS obecně nepoužívá. Nicméně bude-li vyžadováno schválení UMS, bude řešeno na individuální bázi.

Nezbytné pokyny pro UMS jsou uvedeny v DO-178B, odstavci 2.4. Tento typ prakticky přináší možnost modifikovat software v rámci omezení definovaných držitelem TC, a to i jiným osobám než držiteli TC, pokud byl software certifikován s možností poskytovat uživatelské modifikace softwaru. Aby bylo možné certifikovat systém řízení motoru s možností modifikace někým jiným než držitelem TC, měl by držitel TC:

- (1) poskytnout nezbytné informace pro schválení návrhu a implementace změn softwaru; a
- (2) předvést, že byla podniknuta potřebná opatření, která zabrání ovlivnění letové způsobilosti motoru uživatelskými modifikacemi, ať již bude uživatelská modifikace implementována správně či nikoliv.

V případě, kdy je software měněn způsobem, který není předem dovolen držitelem TC jako „uživatelská modifikace“, „žadatel, který není držitelem TC“ bude muset splnit požadavky uvedené v Hlavě E Části-21.

(11) PROGRAMOVATELNÁ LOGICKÁ ZAŘÍZENÍ

CS-E 50 (f) platí pro zařízení označovaná jako programovatelná logická zařízení.

Kvůli charakteru a složitosti systémů obsahujících digitální logiku by programovatelná logická zařízení měla být vyvíjena za použití strukturovaného přístupu k vývoji, který bude odpovídat nebezpečím spojeným s poruchou či nesprávnou činností systému, ve kterém je zařízení obsaženo.

RTCA DO-254/EUROCAE ED-80, který popisuje standardy pro kritičnost a úroveň zabezpečení návrhu spojené s vývojem programovatelných logických zařízení, je přijatelným, avšak nikoliv jediným prostředkem pro prokázání vyhovění CS-E 50 (f).

U vybavení sériového či u modifikovaného vybavení je možné při průkazu vyhovění těmto standardům využít provozní zkušenosti. To je přijatelné za předpokladu, že nejhorší případ poruchy či nesprávné činnosti zařízení v nové zástavbě nebude závažnější než pro originální instalaci stejného vybavení v jiné zástavbě. Uvážit je třeba také jakékoliv závažné odlišnosti týkající se prostředí, provozu či kategorie letadla, kde byl původní systém zastavěn a certifikován.

(12) ÚDAJE DODÁVANÉ Z LETADLA

(a) Cíl

Jak vyžaduje CS-E 50 (g), v případě ztráty, přerušení či narušení údajů dodávaných z letadla by motor měl pokračovat v bezpečné a přijatelné funkci, aniž by došlo k nepřijatelným účinkům na tah či výkon, nebezpečným účinkům motoru či ztrátě schopnosti vyhovovat příslušným provozním specifikacím CS-E 390, CS-E 500 (a) a CS-E 745.

(b) Pozadí

Historicky bylo cílem zákonné regulace zachovat nezávislost motoru na letadle. Tudíž i u velmi spolehlivých architektur, jako jsou trojitě zálohované počítače aerometrických údajů (ADC), bylo vyžadováno, aby byl systém řízení motoru vybaven nezávislými prostředky, které by bylo možné použít k bezpečnému letu s letadlem v případě ztráty všech signálů z ADC.

Avšak s rostoucí integrací motoru a letadla, ke které v současnosti dochází v leteckém průmyslu, a při zlepšení spolehlivosti a implementace údajů dodávaných z letadla jsou regulační požadavky přezkoumávány tak, aby vyžadovaly přizpůsobení se závadě i přes jednotlivé poruchy údajů dodávaných z letadla. To může zahrnovat přizpůsobení se závadě přechodem na jiný režim řízení, který je nezávislý na údajích dodávaných z letadla.

Analýza LOTC/LOPC systému řízení motoru by měla obsahovat účinky poruch aerometrického systému ve všech dovolených konfiguracích systému řízení motoru a aerometrického systému způsobilých k odbavení.

Pokud mohou údaje dodávané z letadla ovlivnit systém řízení motoru, žadatel by měl v SSA či jiných vhodných dokumentech určit následující příslušné položky:

- Software v datové cestě k EECS by měl být na úrovni odpovídající té, která je definována pro EECS. Datová cesta může zahrnovat i další vybavení letadla, jakými jsou počítače pro řízení tahu letadla či jiná avionika.
- Žadatel by měl v instrukcích pro zástavbu uvést, že žadatel o certifikaci letadla zodpovídá za zajištění, že změny vybavení letadla včetně softwaru v datové cestě do motoru neovlivní integritu údajů poskytovaných motoru, jak je definováno v instrukcích pro zástavbu.
- Žadatel by měl v instrukcích pro zástavbu motoru uvést účinky chybných či poškozených údajů dodávaných z letadla na EECS.
- Instrukce pro zástavbu by měly uvádět, že osoba provádějící zástavbu by měla zajistit, že ty snímače a vybavení, které se podílejí na dodávce informací do EECS, budou schopny funkce

v EMI, HIRF a prostředí s výskytem blesků, jak je definováno v certifikační základně pro letadlo, aniž by byl narušen jejich správný a nepřetržitý provoz.

- Žadatel by měl uvést úroveň spolehlivosti údajů dodávaných z letadla, která byla použita v SSA a analýze LOTC/LOPC jako „předpokládaná hodnota“, v instrukcích pro zástavbu.

Jak uvádí CS-E 50 (g), povelové signály tahu a výkonu vysílané z letadla nepodléhají specifikacím CS-E 50 (g)(2). Pokud je povelový systém tahu a výkonu konfigurován na pohyb pák tahu či výkonu motoru nebo na přenos elektronického signálu, který řídí změnu tahu či výkonu, systém řízení motoru pouze reaguje na povelů a příslušně mění tah či výkon motoru. Systém řízení motoru nemusí být schopen jakkoliv zjistit, že snímaný pohyb páky tahu či výkonu je správný či chybný.

U konfigurací s jak pohyblivou pákou škrcení (či ovládací pákou motoru), tak nepohyblivou je osoba provádějící zástavbu zodpovědná za předvedení, že byla provedena odpovídající analýza funkčních nebezpečí u systému, který se podílí na generování povelů pro řízení tahu či výkonu motoru, a že systém splňuje odpovídající specifikace ohledně hodnocení funkčních nebezpečí pro letadlo. Tento úkol je předmětem certifikace letadla, nicméně poruchy systému by měly být zahrnuty v analýze LOTC/LOPC motoru.

(c) Hodnocení návrhu

Žadatel by měl připravit tabulku přizpůsobení se závadám, která definuje architekturu přizpůsobení se závadám pro údaje dodávané z letadla.

Mohou existovat prvky systému řízení motoru, které jsou zastavěny v letadle a nejsou součástí typového návrhu motoru, ale které jsou vyhrazeny pro systém řízení motoru a jsou jím napájeny, jako je rozkladač (rezolver) polohy škrtecí klapky. V těchto případech jsou tyto prvky považovány za integrální součásti elektronického systému řízení motoru a nejsou považovány za údaje dodávané z letadla.

V takovém případě mohou být poruchové režimy aerometrických údajů z letadla neznámé, a tudíž by měly být předpokládány typické poruchové režimy v případě ztráty údajů či chybných údajů. Termín „chybné údaje“ je zde použit k popisu podmínek, kdy se údaje jeví jako platné, avšak jsou nesprávné.

Takové předpoklady a výsledky hodnocení chybných údajů z letadla by měly být poskytnuty osobě provádějící zástavbu.

Níže jsou uvedeny prostředky přizpůsobení se závadě:

- Zajištění alternativního režimu, který je nezávislý na údajích dodávaných z letadla.
- Zdvojené zdroje údajů ze snímačů na letadle s místními snímači na motoru jako voliči a alternativními zdroji údajů.
- Použití syntetizovaných parametrů k řízení motoru či jako voličů. Jsou-li k řízení či volbě použity syntetizované parametry, analýza by měla uvážit vliv teploty a dalších vlivů prostředí na ty snímače, z nichž jsou údaje využívány pro syntézu. Vyhodnocena by měla být i variabilita jakýchkoliv údajů či informací nezbytných pro stanovení vztahu mezi údaji ze snímačů při syntéze syntetizovaných parametrů.
- Ztrojené systémy ADC, které zajistí požadované údaje.

Pokud je při certifikaci letadla záměrem předvést, že úplná ztráta údajů z aerometrického systému letadla je mimořádně nepravděpodobná (extremely improbable), pak by mělo být předvedeno, že aerometrický systém letadla zůstane neovlivněn úplnou ztrátou letadlem generovaného napájení, který bude zálohován například baterií. (Viz AMC 20-1).

(d) Účinky na motor

CS-E 510 definuje nebezpečné účinky motoru pro turbínové motory.

Primárním účelem CS-E 50 (g) je určit účinky signálů letadla, jako jsou aerometrické informace, či jiných signálů, které by mohly být společné pro všechny systémy řízení motorů ve vícemotorové

zástavbě. Konstrukce systému řízení by měla zajistit, že plně funkční systém bude schopen poskytovat deklarovaný minimální jmenovitý tah či výkon v celé provozní obálce motoru.

CS-E 50 (g) vyžaduje, aby žadatel poskytl analýzu účinků ztráty či poškození údajů z letadla na tah či výkon motoru. Účinky poruchy údajů dodávaných z letadla by měly být zdokumentovány v SSA, jak je popsáno v oddílu (8) výše. Bude-li to vhodné, poruchy či nesprávné činnosti údajů z letadla, které se podílejí na událostech LOTC/LOPC, by měly být zahrnuty do analýzy LOTC/LOPC.

(e) Ověřování

Funkčnost logiky přizpůsobení se závadě by měla být předvedena zkouškou, analýzou či jejich kombinací. V případě, kdy aerometrický systém letadla není funkční kvůli ztrátě veškerého letadlem generovaného napájení, měl by systém řízení motoru zahrnovat ověřenou logiku přizpůsobení se závadě, která dovolí motoru přijatelně pracovat při ztrátě veškerých údajů dodávaných z letadla. Provoz motoru v této konfiguraci systému by měl být předveden zkouškou.

Pro všechny režimy řízení způsobilé k odbavení – viz CS-E 1030 a AMC E 1030.

Pokud by byl pro potřeby zvládnutí ztráty všech údajů poskytnut alternativní režim nezávislý na údajích dodávaných z letadla, mělo by být provedeno dostatečné zkoušení, které předvede, že jsou splněny specifikace provozuschopnosti, když systém pracuje v tomto režimu. Charakteristiky provozu v tomto režimu by měly být podle potřeby zahrnuty v instrukcích pro zástavbu a provoz. Tento alternativní režim nemusí být způsobilý k odbavení.

(13) ELEKTRICKÁ ENERGIE DODÁVANÁ Z LETADLA

(a) Cíl

Cílem je zajistit zdroj elektrické energie, který bude připouštět jednotlivou závadu (včetně společné příčiny či režimu), aby umožnil EECS vyhovět CS-E 50 (c)(2). Nejběžnějším způsobem, jak je dosahováno splnění tohoto požadavku, je zajištění zdroje elektrické energie vyhrazeného pro EECS. Když je využívána elektrická energie z letadla, měly by být předpokládané úrovně jakosti a spolehlivosti tohoto zdroje z letadla uvedeny v instrukcích pro zástavbu.

(b) Zdroje elektrické energie

Zdroj energie vyhrazený pro motor je zde definován jako zdroj energie, který dodává elektrickou energii generovanou a dodávanou výhradně pro použití jedním systémem řízení motoru. Takový systém je obvykle představován alternátorem (alternátory), který je mechanicky poháněn motorem nebo převodovým systémem rotorového letadla. Nicméně s rostoucí integrací systémů motoru a letadla a s použitím EECS u malých motorů – pístových i turbínových – nemusí být použití na motoru upevněného alternátoru nezbytně jediným konstrukčním přístupem ke splnění tohoto cíle.

Baterie jsou považovány za zdroj energie dodávané z letadla s výjimkou případu pístových motorů. U pístových motorů může být bateriový zdroj vyhrazený pouze pro systém řízení motoru přijatelný. V takových aplikacích by měly být osobě provádějící zástavbu poskytnuty vhodné informace o vyhrazeném bateriovém systému, např. o požadavcích na stav a údržbu.

(c) Analýza architektury návrhu

Prostřednictvím analýzy a přezkoumání architektury návrhu by měly být identifikovány požadavky na zdroje energie vyhrazené pro motor a zdroje energie dodávané z letadla. Analýza by měla zahrnovat účinky ztráty těchto zdrojů. Pokud je motor závislý na energii dodávané z letadla pro jakékoliv provozní funkce, analýza by měla ústít v definování požadavků na energii dodávanou z letadla.

Používány jsou následující konfigurace:

- EECS závislý na energii dodávané z letadla
- EECS nezávislý na energii dodávané z letadla (zdroj energie vyhrazený pro motor)

- energie dodávaná z letadla používaná pro funkce spínané EECS
- energie dodávaná z letadla používaná přímo pro funkce motoru, nezávisle na EECS
- energie dodávaná z letadla používaná k zálohování zdroje vyhrazeného pro motor

Kapacita jakéhokoliv zdroje elektrické energie vyhrazeného pro motor, u kterého je vyžadováno vyhovění CS-E 50 (h)(2), by měla zajistit dostatečnou rezervu pro zajištění jistoty, že systém řízení motoru bude nadále funkční i v očekávaných provozních podmínkách motoru, pro které je systém řízení navržen a ve kterých se očekává, že automaticky obnoví provoz motoru za letu. Nezávislost systému řízení motoru by měla být dostatečná, aby zajistila jeho funkčnost v případě okamžitého automatického zážehu po nežádoucím vypnutí. Naopak nezávislost systému řízení motoru v celé obálce opětovného spouštění při podmínkách mlynkování není vždy vyžadována. Tato rezerva by měla zohlednit jakékoliv předpokládané odchylky ve výstupu vyhrazeného zdroje energie, jako jsou ty, které jsou způsobovány teplotními variacemi, výrobními tolerancemi a odchylkami volnoběžné rychlosti. Tato návrhová rezerva by měla být doložena zkouškami a/nebo analýzou a měla by také zohledňovat jakékoliv případné zhoršení v průběhu životnosti motoru.

(d) Spolehlivost energie dodávané z letadla

Jakékoliv hodnoty spolehlivosti energie dodávané z letadla použité v analýzách systému, ať již dodané výrobcem letadla, nebo předpokládané, by měly být obsaženy v instrukcích pro zástavbu.

Pokud je v jakékoliv architektuře používána elektrická energie dodávaná z letadla a pokud se závady či poruchy tohoto napájení z letadla mohou podílet na LOTC/LOPC nebo nebezpečných účincích motoru, tyto události by měly být zahrnuty v SSA a analýze LOTC/LOPC.

Pokud vyhovění CS-E 50 (h)(1) vyžaduje vyhrazený zdroj energie pro motor, porucha tohoto zdroje by měla být určena v analýze LOTC/LOPC vyžadované v CS-E 50 (c). Ačkoliv výhoda použití energie dodávané z letadla jako zálohy není obvykle v analýze LOTC/LOPC zohledňována, je energie dodávaná z letadla obvykle používána pro účely zvládnutí ztráty vyhrazeného zdroje energie pro motor. Nicméně zohlednění v LOTC/LOPC a jakýkoliv dopad na SSA v případě použití energie dodávané z letadla jako jediného zdroje energie záložního systému řízení motoru či jako záložního zdroje energie by byly přezkoumány případ od případu.

U některých systémových architektur nemusí být vyžadován vyhrazený zdroj elektrické energie a energie dodávaná z letadla může být přijatelná jako jediný zdroj.

Příkladem je systém, který se skládá z jediného primárního elektronického systému a záložního hydromechanického systému s plnohodnotnými schopnostmi, který je nezávislý na elektrické energii (hydromechanický řídicí systém s plnohodnotnými schopnostmi je takový, který splňuje všechny specifikace CS-E a není závislý na energii z letadla). U těchto typů architektur je ztráta či přerušování energie dodávané z letadla zvládnuta přechodem řízení na hydromechanický systém. Přechod z elektronického na hydromechanický systém řízení je určen v CS-E 50 (b).

Dalším příkladem je EECS napájený energetickou soustavou letadla, který může podporovat kritický systém řízení letu „fly-by-wire“ (s elektronickým přenosem signálů). Taková napájecí soustava může být přijatelná jako jediný zdroj napájení pro EECS. V tomto případě by mělo být v instrukcích pro zástavbu uvedeno, že je třeba provést podrobné přezkoumání a analýzu bezpečnosti konstrukce, která identifikuje skryté poruchy a společné příčiny poruchy, které by mohly vést ke ztrátě veškeré elektrické energie. Instrukce by také měly obsahovat informaci, že o nouzových zdrojích by mělo být známo, že jsou na začátku letu funkční. Jakékoliv nouzové zdroje energie musí být izolovány od běžného systému elektrické energie takovým způsobem, aby nouzový zdroj byl k dispozici bez ohledu na to, co se stane s běžným systémem pro generování elektrické energie. Pokud jsou nouzovým zdrojem baterie, musí být k dispozici prostředky pro zjištění jejich stavu před letem a jejich kapacita musí být prokázána jako dostatečná, aby nedošlo k vyčerpání před bezpečným přistáním s letadlem.

Tím bude uspokojen požadavek na poskytnutí odpovídajících předpokladů o spolehlivosti osobě provádějící zástavbu.

(e) Jakost energie dodávané z letadla

Pokud je pro provoz systému řízení motoru potřeba energie dodávaná z letadla, CS-E 50 (h)(3) specifikuje, že v instrukcích pro zástavbu motoru musí být uvedeny požadavky na jakost elektrického napájení systému řízení motoru. To platí pro jakékoliv konfigurace uvedené v odstavci (13)(c) nebo jakékoliv nové konfigurace či novátorské přístupy, které nejsou uvedeny a používají energii dodávanou z letadla. Tyto jakostní požadavky by měly obsahovat meze pro ustálený stav, přechodné přepětí a podpětí vybavení. Za přijatelnou definici těchto požadavků jsou považovány standardy pro příkon energie dle RTCA DO-160/EUROCAE ED-14. Je-li využito RTCA DO-160/EUROCAE ED-14, měly by být uvedeny jakékoliv výjimky ze standardů jakosti napájení, které jsou citovány pro danou specifikovanou kategorii vybavení.

Je známo, že elektrické či elektronické součásti systému řízení motoru mohou při provozu na energii dodávanou z letadla vypovídat funkci, pokud se v napájení vyskytne příliš nízké napětí, které bude nižší než to, které je třeba k udržení normálního provozu, nikdy by však provoz řízení motoru neměl vést k nebezpečným účinkům motoru. Přechodové stavy při nízkém napětí mimo deklarované schopnosti systému řízení by navíc neměly způsobit trvalou ztrátu funkce systému řízení, ani by neměly vést k nesprávné činnosti systému řízení, která by mohla způsobit překročení provozních omezení motoru či přenos nepřijatelných chybných údajů.

Když se energie z letadla vrátí z podmínek nízkého napětí do podmínek, ve kterých by systém řízení měl pracovat normálně, systém řízení motoru by měl pokračovat v normální funkci. Časový interval odpovídající návratu k normální funkci by měl být uveden v instrukcích pro zástavbu motoru. Je známo, že podmínky energie dodávané z letadla mohou vést k vysazení motoru či ke stavu motoru, ze kterého nebude možné provést automatický návrat. V těchto případech by mělo být možné motor opětovně spustit a jakékoliv zvláštní postupy letové posádky pro provedení opětovného spuštění motoru během takových podmínek by měly být uvedeny v instrukcích pro provoz motoru. Přijatelnost jakýchkoliv provozních podmínek motoru, ze kterých není možné provést opětovné spuštění – v důsledku podmínek způsobených energií dodávanou z letadla – bude stanovena při certifikaci letadla.

Pokud má energie dodávaná z letadla zajišťovaná baterií splňovat požadavek na opětovné spuštění při „všech nepracujících motorech“, analýza dle odstavce 13(c) by měla vést k definování požadavků pro tuto energii dodávanou z letadla. V jakékoliv zástavbě, kde je elektrická energie z letadla používána pro provoz systému řízení motoru, jako je tomu při opětovném spuštění motoru s nízkými otáčkami za letu, měly by být uváženy jakékoliv účinky přechodových stavů při spínání elektrických sběrnic letadla, které jsou spojeny s působením elektrické zátěže a které by mohly způsobit přerušení elektrického napětí či pokles napětí pod úroveň požadovanou pro správnou funkci řízení.

(f) Účinky na motor

Tam, kde ztráta energie z letadla vede ke změně režimu řízení motoru, měl by přechod mezi režimy řízení splňovat specifikace CS-E 50 (b).

U některých řídicích funkcí, které závisí výhradně na energii dodávané z letadla, může být ztráta elektrické energie přesto přijatelná. Přijatelnost je založena na vyhodnocení změny provozních charakteristik motoru, zkušenostech s podobnými konstrukcemi či schopnosti zvládnout tyto stavy, která je integrována do konstrukce systému řízení.

Příklady funkcí řízení motoru, které tradičně závisí pouze na energii z letadla:

- Spouštění a zapalování motoru
- Aktivace obrabeče tahu
- Ochrana proti námraze (vyhřívání sondy motoru)
- Uzavření paliva
- Systémy ochrany proti překročení otáček
- Nekritické funkce, které jsou primárně funkcemi zlepšujícími výkonnost a které, pokud nepracují, neovlivňují bezpečný provoz motoru.

(g) Ověřování

Žadatel by měl předvést účinky ztráty energie dodávané z letadla při zkoušce motoru, ověřovací zkoušce systému, zkoušce na zkušební stoličce či kombinaci uvedených metod.

(14) PÍSTOVÉ MOTORY

Pístové motory jsou určeny výše uvedenými oddíly; žádné pokyny pro ně nejsou potřeba.

Pro tyto motory platí specifikace CS-E 50, je-li však třeba výklad, měly by být uváženy podmínky, které by byly přijatelné pro zástavbu v letadle.

(15) INTEGRACE SYSTÉMŮ MOTORU, VRTULE A LETADLA A VZÁJEMNÝ VZTAH MEZI ČINNOSTMI V RÁMCI CERTIFIKACE MOTORU, VRTULE A LETADLA

(a) Funkce letadla či vrtule integrované do systému řízení motoru

Zde spadá integrace funkcí letadla či vrtule (tj. těch, které tradičně nebyly považovány za funkce řízení motoru) do hardwaru či softwaru elektronického systému řízení motoru.

Příkladem mohou být systémy řízení obraceče tahu, regulátory vrtule, které řídí rychlost změnou stoupání listů vrtule, a ATTCS. Pokud je snahou provést tento typ integrace, EECS se stává součástí letadla, a měl by být zahrnut v SSA letadla. Přestože funkce letadla zahrnuté do EECS mohou být přezkoumány při certifikaci motoru, přijatelnost analýzy bezpečnosti zahrnující tyto funkce by měla být stanovena při certifikaci letadla.

EECS může být konfigurován tak, aby obsahoval pouze část funkcí systému letadla, nebo může obsahovat prakticky všechny. Systémy řízení obraceče tahu jsou případem, kdy je v EECS obsažena pouze část funkcí. V takových případech je letadlo konfigurováno tak, aby mělo oddělené spínače a logiku (tj. nezávisle na EECS) jako součást systému řízení obraceče tahu. Tato separace prvků a logiky systému řízení obraceče tahu zajišťuje v architektuře prostředky, které omezují kritičnost funkcí poskytovaných EECS.

Nicméně v některých případech může být EECS konfigurován tak, aby zahrnoval prakticky všechny kritické funkce letadla. Příkladem této „faktické kompletnosti“ u funkcí letadla je EECS, který obsahuje plnou pravomoc k regulování otáček vrtule u turbovrtulového letadla a ATTCS u dvouproudových letadel.

První z těchto případů je považován za kritický, protože pokud dojde k selhání motoru, logika v systému řízení motoru by měla být konfigurována tak, aby zapraporovala vrtuli na daném motoru. Pokud nedojde k rychlému zapraporování vrtule po poruše motoru, dojde k nadměrnému aerodynamickému odporu letadla a takové podmínky mohou být pro letadlo kritické. Pokud jsou do řízení motoru integrovány takové funkce, tak že činí EECS kritickým, je třeba věnovat zvláštní pozornost zajištění, že žádná jednotlivá porucha (včetně společných příčin/režimů) nebude moci způsobit kritické poruchové podmínky, např. vystavení EECS přehřátí by nemělo způsobit jak vypnutí motoru, tak poruchu praporování vrtule.

Druhý příklad, týkající se ATTCS, je považován za kritický, protože na systému je vyžadováno, aby zvýšil tah na zbývajícím motoru (motorech) po poruše motoru při vzletu, a zvýšení tahu na ostatních motorech je nezbytné pro dosažení požadované výkonnosti letadla.

Všechny výše uvedené případy integrace zahrnují funkce letadla, které by byly důsledně přezkoumány během certifikace letadla.

(b) Integrace funkcí řízení motoru do systémů letadla

Trend k integraci systémů může vést k tomu, že systémy letadla budou vykonávat funkce, které byly tradičně považovány za funkce systému řízení motoru. Některé konstrukce mohou používat systémy letadla k implementaci významného počtu funkcí systému řízení motoru. Příkladem mohou být složité integrované letové systémy se systémy řízení motoru – integrované v jednotce avioniky v letadle – které regulují otáčky motoru, otáčky rotoru, úhel stupání listů rotoru a úhel náklonu rotoru u letadel se sklopným rotorem (konvertoplány).

U těchto konstrukcí může být od systémů letadla vyžadováno použití již při certifikaci motoru. V takových případech žadatel o certifikaci motoru zodpovídá za specifikování požadavků na EECS v instrukcích pro zástavbu a za doložení vhodnosti těchto požadavků.

Příkladem omezené integrace může být řízení motoru, do kterého z letadla vstupuje signál s požadavkem na výstupní krouticí moment a který reaguje změnou průtoku paliva a dalších proměnných, aby tento požadavek splnil. Nicméně vlastní EECS, který je součástí typového návrhu, poskytuje všechny funkce požadované pro bezpečný provoz motoru v souladu s CS-E či dalšími platnými specifikacemi.

(c) Certifikační činnosti

(i) Cíl

Za účelem splnění specifikací pro letadlo, jako jsou CS 25.901, CS 25.903 a CS 25.1309, musí být provedena analýza následků poruch systému řízení motoru pro letadlo. Žadatel o certifikaci motoru by měl spolu se žadatelem o certifikaci letadla zajistit, že úroveň softwaru a cíle bezpečnosti a spolehlivosti pro elektronický systém řízení motoru budou v souladu s těmito specifikacemi.

(ii) Definice rozhraní a systémové zodpovědnosti

V odpovídajících dokumentech by měly být identifikovány systémové zodpovědnosti a také rozhraní mezi systémy motoru, vrtule a letadla z pohledu funkcí, hardwaru a softwaru.

Dokumenty pro motor/vrtuli/letadlo by měly pokrývat zejména:

- Funkční požadavky a kritičnost (které mohou být založeny na ohledech týkajících se motoru, vrtule a letadla)
- Strategie přizpůsobení se závadě
- Strategie údržby
- Úroveň softwaru (v případě potřeby dle funkcí)
- Cíle spolehlivosti pro:
 - LOTC/LOPC události
 - Přenos chybných parametrů
- Požadavky na prostředí včetně stupně ochrany před blesky a jinými elektromagnetickými účinky (např. úroveň indukovaného napětí, které je možné zvládnout na rozhraních)
- Údaje o rozhraních motoru, vrtule a letadla a jejich charakteristiky
- Požadavky na napájení dodávané z letadla a jeho charakteristiky

(iii) Rozdělení úkolů souvisejících s průkazem vyhovění

Úkoly pro certifikaci pohonného systému letadla vybaveného elektronickými systémy řízení motoru je možné sdílet mezi žadateli o certifikaci motoru, vrtule a letadla. Rozdělení těchto úkolů mezi žadatele by mělo být určeno a odsouhlaseno odpovídajícími úřady provádějícími certifikaci motoru, vrtule a letadla. Další informace naleznete v AMC 20-1.

Certifikace letadla by se měla zabývat celkovou integrací motoru a vrtule v souladu s platnými specifikacemi pro letadlo.

Certifikace motoru se zaměří na funkční ohledy systému řízení motoru v souladu s platnými specifikacemi pro motor.

Při certifikaci letadla by měly být použity vhodné důkazy poskytnuté pro účely certifikace motoru. Například jakost funkcí softwaru letadla a logiky rozhraní letadlo/motor, která již byla prokázána při certifikaci motoru, nevyžaduje další dokládání při certifikaci letadla.

Níže jsou uvedeny dva příklady pro ilustraci tohoto principu.

(A) Příklad EECS vykonávajícího funkce řízení motoru a funkce pro řízení vrtule

Certifikace motoru by se zaměřila na všechny obecné požadavky, jako jsou postupy pro zajištění jakosti softwaru, úroveň ochrany EMI, HIRF a proti zásahu bleskem či účinky ztráty napájení dodávaného z letadla.

Certifikace motoru by se zaměřila na funkční aspekty funkcí motoru (analýza bezpečnosti, četnost událostí LOTC/LOPC, účinky ztráty údajů dodávaných z letadla, apod.). V tomto kroku bude například přezkoumána logika přizpůsobení se závadám, která ovlivňuje řízení motoru.

Certifikace vrtule se obdobně zaměří na funkční aspekty vrtule. V tomto kroku bude například přezkoumána logika přizpůsobení se závadám, která ovlivňuje řízení vrtule.

V tomto příkladu by funkce a charakteristiky definované žadatelem o certifikaci vrtule, které budou zajišťovány systémem řízení motoru, bylo obvykle třeba vyjasnit letovými zkouškami. Žadatel o certifikaci vrtule zodpovídá za zajištění, že ty funkce a charakteristiky, které jsou k dispozici k použití během programu certifikace motoru, definují letově způsobilou konfiguraci vrtule, a to i pokud ještě nebyly vyjasněny letovými zkouškami.

S ohledem na změny v konstrukci by měla být dosažena dohoda všech stran, aby změny systému řízení motoru, které ovlivňují systém vrtule a naopak, nevedly k žádným nepříznivým účinkům na druhý systém.

(B) Příklad, kdy počítač letadla vykonává funkce řízení motoru

Certifikace letadla se zaměří na všechny obecné požadavky, jako jsou postupy pro zajištění jakosti softwaru, úroveň EMI, HIRF a ochrany před blesky.

Certifikace letadla se zaměří na funkční aspekty funkcí letadla.

Certifikace motoru se zaměří na funkční aspekty funkcí motoru (analýza bezpečnosti, četnost událostí LOTC/LOPC, účinky ztráty údajů dodávaných z letadla, apod.). Například bude v této chvíli přezkoumána logika přizpůsobení se závadám ovlivňující řízení motoru.

AMC 20-11

Přijatelné způsoby průkazu pro schválení použití základních služeb pro datový spoj letadlo – země v kontinentálním vzdušném prostoru

1 PREAMBULE

Komunikace datovým spojem mezi řídicím a pilotem (CPDLC) je ve strategii ATM pro období po roce 2000 definováno jako prostředek umožňující provozní zlepšení. Toto spojení snižuje pracovní zátěž řídicího a zvyšuje kapacitu sektoru. Simulace ukazují, že kapacita sektoru se zvýší o 11 %, pokud 75 % všech řízených letů bude využívat schopnost datového spoje CPDLC. Strategie zavedení služeb po datovém spoji CPDLC je představována plánem o třech krocích:

- Podpora průkopníků u nejméně 150 prvních letadel.
- Motivační mechanismy pro letadla se schopností CPDLC, které podpoří vybavování letadel schopností datového spoje.
- Implementační pravidla pro služby datového spoje pro zajištění interoperability v rámci Jednotného evropského nebe (Single European Sky).

2 ÚČEL

Tyto AMC jsou určeny pro provozovatele letadel, kteří chtějí získat oprávnění pro používání základních služeb datového spoje v kontinentálním vzdušném prostoru. Zahrnují:

- soubor předpokladů týkajících se zavedení služeb datového spoje poskytovateli letových navigačních služeb, poskytovateli služeb spojení, poskytovateli leteckých informačních služeb;
- základní bázi týkající se zavedení služeb datového spoje v pilotní kabině, která poslouží jako pokyny v procesu certifikace letové způsobilosti.
- základní bázi týkající se provozního využití služeb datového spoje provozovateli letadel, která poslouží jako pokyny v procesu provozního opravňování.

3 ROZSAH

3.1 Tyto AMC platí pro služby s následujícími schopnostmi:

- a) Schopnost zahájení přenosu dat datovým spojem (DLIC; Data Link Initiation Capability) umožňuje prvotní kontakt mezi letadlem a stanovištěm ATC, které podporuje datové spojení, umožňuje jednoznačně identifikovat letadlo a zajistit kompatibilitu vybavení letadla s ATC. Jedná se o nezbytnou podmínku pro jakékoliv další provozní služby datového spoje.
- b) Řízení komunikace ATC (ACM; ATC Communication Management) poskytuje letadlu nezbytné informace, které umožňují přenos kmitočtů pro hlasové i datové spojení, a to jak v rámci jednoho sektoru, tak mezi dvěma sektory či dvěma středisky ATC.
- c) Povolení ATC (ACL; ATC Clearances) umožňuje vzestupný přenos zpráv s povoleními a informacemi a sestupný přenos reakcí a žádostí pilota.
- d) Kontrola mikrofону ATC (AMC; ATC Microphone Check) umožňuje řídicímu posílat zprávy letadlu vybavenému datovým spojem (s odpovídající interoperabilitou), pomocí nichž si vyžádá kontrolu vadného mikrofónu.
- e) Odletové povolení (DCL; Departure Clearance) umožňuje vyžádání a doručení odletových informací a povolení.
- f) Následné povolení (DSC; Downstream Clearance) umožňuje vyžádání a doručení povolení od následného ATC střediska (např. povolení přeletu nad oceánem).
- g) D-ATIS umožňuje vyžádání a doručení ATIS prostřednictvím datového spoje.

Poznámka: Zavedení DCL, D-ATIS a OCL přes ACARS není předmětem tohoto AMC. Zde je třeba odkázat na jiné platné dokumenty JAA či EASA, jejichž základem jsou ED-85A, ED-89A a ED-106A.

4 ODKAZOVANÉ DOKUMENTY

4.1 Související požadavky

CS/FAR 25.1301, 25.1307, 25.1309, 25.1322, 25.1431, 25.1581 nebo rovnocenné příslušné požadavky CS 23, 27 a 29.

4.2 Související standardy a poradenský materiál

ICAO	Annex 2	Rules of the Air; <i>Pravidla létání.</i>
	Annex 6	Operation of Aircraft, Part I – International Commercial Air Transport – Aeroplanes; <i>Provoz letadel, Část I.</i>
	Annex 10	Aeronautical Telecommunications – Volume II – Communications Procedures; <i>Předpis o civilní letecké telekomunikační službě – Svazek II – Spojovací postupy (včetně těch, které mají status PANS).</i>
	Annex 11	Air Traffic Services; <i>Letové provozní služby</i>
	Annex 15	Aeronautical Information Services; <i>Předpis o letecké informační službě.</i>
	Doc 4444	Procedures for Air Navigation Services – Air Traffic Management (PANS-ATM); <i>Postupy pro letové navigační služby – Uspořádání letového provozu.</i>
	Doc 8585	Designators for Aircraft Operating agencies, Aeronautical Authorities and Services.
	Doc 9694	Manual of Air Traffic Services (ATS) Data Link Applications.
	EASA	AMC 25-11
EUROCONTROL	LINK	LINK Baseline, Version 1.4, listopad 2006
	2000+/PM/BASELINE/ AGC-ORD-01	EATCHIP/ODIAC Operational Requirements for Air ground cooperative air traffic services. Vydání 1.0. 2.duben 2001.
FAA	ESARR 4	Risk assessment and mitigation in ATM.
	AC 25-11	Electronic Display Systems.
	AC 120-70	Initial Air Carrier Operational Approval for use of Digital Communication Systems.
	AC 20-140	Guidelines for design approval of aircraft data communications systems.
EUROCAE	ED-78A	Guidelines for Approval of the Provision and Use of Air Traffic Services supported by Data communications.
	ED-92A	Minimum Operational Performance Specification for an Airborne VDL System.
	ED-112	Minimum operational performance specification for Crash protected airborne recorder systems

	ED-110B	Interoperability Requirements Standard for ATN Baseline 1 (INTEROP ATN B1).
	ED-120	Safety and Performance Requirements Standard for Initial Data Link Services In Continental Airspace (SPR IC) včetně změny 1 a změny 2.
RTCA	DO-224A	Signal-in-Space Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) for Advanced VHF Digital Data Communications Including Compatibility with Digital Voice Techniques.
	DO-264	Guidelines for Approval of the Provision and Use of Air Traffic Services Supported by Data Communications. (Ekvivalent k ED-78A)
	DO-280B	Interoperability Requirements Standard for ATN B1 (Ekvivalent k ED-110B)
	DO-290	Safety and Performance Requirements Standard for Air Traffic Data Link Services in Continental Airspace (Continental SPR Standard) včetně změny 1 a změny 2. (Ekvivalent k ED-120)
SAE	ARP 4791	Human Machine Interface on the flight deck.

5 PŘEDPOKLADY

Žadatelé by si měli uvědomit, že toto AMC je založeno na následujících předpokladech.

5.1 Poskytovatel letových navigačních služeb (ANSP)

5.1.1 Poskytovatelé letových navigačních služeb zavádějí všechny služby nebo jejich podsoubor, které jsou v souladu s odpovídajícími požadavky:

- bezpečnostní a výkonnostní požadavky dle standardu EUROCAE SPR ED-120;
- a požadavky na interoperabilitu dle standardu EUROCAE INTEROP ED-110B.

Odchytky od těchto standardů jsou posuzovány ANSP. Odchytky, které potenciálně ovlivňují vzdušnou oblast, by měly být vyhodnoceny v součinnosti se zainteresovanými stranami dle ED-78A.

5.1.2 Postupy ANSP specifikují kroky, které mají být provedeny v případě poruchy spojení datovým spojem.

5.2 Poskytovatel služeb spojení (CSP)

5.2.1 CSP je zavázán poskytovat služby spojení pro ANSP a provozovatele letadel o očekávané jakosti služby, jak je definována v příslušné dohodě o úrovni služeb. Dohoda o úrovni služeb je bilaterálně uzavírána mezi CSP a ANSP. Kompetence na základě dohody o úrovni služeb jsou v souladu s výkonnostními požadavky dokumentu SPR ED-120.

5.2.2 CSP úmyslně neupravuje provozní informace (obsah ani formát) ve zprávách vyměňovaných mezi ANSP a letadlem.

5.3 Letecká informační služba (AIS)

5.3.1 Každý stát vydává ve svém AIP/NOTAM či obdobném oznámení informace ohledně poskytování služeb datového spoje, rozvrhu služeb, souvisejících postupů a potvrzení vyhovění standardu EUROCAE SPR, ED-120 a INTEROP ED-110B.

5.3.2 Tato publikace bude obsahovat seznam poskytovatelů služeb spojení, které mohou provozovatelé letadel využít pro služby Link 2000+, a to se zohledněním dohod o propojení sítí mezi poskytovateli služeb.

6 ÚVAHY O LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI

6.1 Všeobecně

6.1.1 Kvalifikační kritéria vyžadující součinnost jsou uvedena v ED-78A.

6.1.2 U zástavby by mělo být předvedeno, že splňuje bezpečnostní a výkonnostní požadavky vznášené na letadlo dle SPR ED-120 a příslušné požadavky na interoperabilitu dle INTEROP ED-110B.

6.1.3 Radiostanice VDL módu 2 by měla odpovídat ED-92A.

6.1.4 Palubní ATN router by měl odpovídat ATN MOPS přijatelným pro certifikační úřad. Pokud nejsou publikovány obecné MOPS, žadatel může navrhnout alternativní minimální výkonnostní kritéria, pro která bude možné předvést interoperabilitu a možnost odzkoušení.

6.1.5 Pokud bude platnými provozními pravidly či národními předpisy vyžadován záznam zpráv ATS pro účely vyšetřování leteckých nehod, bude muset být toto zavedeno.

6.2 Rozhraní člověk-stroj v pilotní kabině

6.2.1 Kompatibilita. Rozhraní člověk-stroj by mělo být kompatibilní s rozhraním posádky a konstrukcí pilotní kabiny daného letadla, ve kterém budou systém a aplikace datového spojení zastavěny.

6.2.1.1 Pokud je v letadle k dispozici více aplikací pro datový spoj ATS, rozhraní s posádkou a související postupy posádky by měly být založeny na společné a kompatibilní filozofii.

6.2.2 Signalizace v pilotní kabině. Systém datového spojení by měl mít následující signalizační schopnosti, které budou integrovány do pilotní kabiny tak, aby byly kompatibilní s celkovým schématem varovného systému letadla.

6.2.2.1 Pokud nebude prostředky přijatelnými pro certifikační úřad doloženo jinak, každá vzestupná zpráva ATS, která by měla být zobrazena letové posádce, by měla být doprovázena zvukovou a vizuální indikací, což platí i pro zprávy, které nebudou zobrazeny okamžitě, protože posádka ještě nepotvrdila přijetí předchozí zprávy ATS. Pouhé vizuální upozornění je možné použít pro zprávy nesouvisející s ATS.

6.2.2.2 Indikace stavu systému datového spojení by měl být k dispozici letové posádce, např. ztráta datového spojení s jednotkou řízení komunikace nebo ekvivalentní stavy.

6.2.2.3 Pokud je k dispozici schopnost ukládání a/nebo tisk zpráv, systém by měl indikovat, když ukládání a/nebo tisk nejsou možné.

6.2.2.4 Signalizace přijetí zprávy během kritických fází letu (např. vzletu a přistání) by měla být pozastavena až do ukončení kritické fáze letu. Kritéria, která definují kritické fáze letu, by měla být konzistentní s filozofií dané pilotní kabiny a příslušnými podporovanými službami datového spoje.

6.2.3 Ovládání v pilotní kabině. Schopnost ovládat systém a aplikace datového spojení by měla splňovat následující kritéria:

6.2.3.1 Letová posádka by měla mít k dispozici prostředky, kterými bude schopna aktivovat či deaktivovat každou aplikaci datového spojení.

6.2.3.2 Letová posádka by měla mít k dispozici prostředky, které ji budou v reálném čase informovat o identitě poskytovatele(ů) ATS, ke kterému je letadlo připojeno, a aplikacích, které pracují na jednotlivých spojeních.

6.2.3.3 Letová posádka by měla mít k dispozici prostředky pro potvrzení příjmu zpráv ATS.

6.2.3.4 Letová posádka by měla mít k dispozici prostředky k vyvolání seznamu, výběru a opětovnému přečtení posledních (např. deseti) zpráv ATS přijatých a zaslaných letovou posádkou během letového úseku. Přístupný by měl být stav každé zprávy a čas jejího přijetí či odeslání.

6.2.3.5 Letová posádka by měla mít k dispozici prostředky pro odstranění přijatých zpráv z displeje. Tato schopnost by však měla být zabezpečena před neúmyslným smazáním zpráv.

6.2.3.6 Letová posádka by měla mít k dispozici prostředky pro vytvoření, uložení, vyvolání, editaci, smazání a posílání zpráv.

6.2.3.7 Pokud existuje přímé rozhraní mezi aplikacemi datového spojení a dalšími funkcemi počítače, (např. plánování letu a navigace), letová posádka by měla mít k dispozici prostředky k aktivaci funkce počítače pro použití údajů obsažených ve zprávě. Poskytnuté prostředky by měly být oddělené od těch, které se používají k potvrzení přijetí zprávy.

6.2.4 Displeje v pilotní kabině. Zobrazovací schopnosti systému a aplikací datového spojení by měly splňovat následující kritéria:

6.2.4.1 Všechny zprávy by měly být zobrazeny, aniž by byly zkráceny, ve formátu, kterému bude letová posádka schopna porozumět bez překladu z angličtiny do jiného jazyka.

6.2.4.2 Letová posádka by měla být schopna přečíst zobrazené zprávy bez opuštění svých sedadel.

6.2.4.3 S výjimkou ATIS by měly být zprávy od ATS zobrazeny bez potřeby jakéhokoliv úkonu letové posádky a měly by zůstat zobrazené až do potvrzení, pokud si letová posádka nezvolí jinou zprávu, nebo – u multifunkčních displejů – nezvolí jiný formát či funkci. V těchto případech by měla být zobrazena připomínka, že některé zprávy čekají na reakci.

6.2.4.4 Zprávy ATS by měly být zobrazeny tak, aby byly odlišitelné od ostatních. Spolu se zprávou by měl být zobrazen také stav každé zprávy (tj. zdroj, čas odeslání, otevřena/zavřena).

6.2.4.5 Když aplikace datového spojení sdílí displej s ostatními funkcemi letadla, systém letadla by měl zajistit odpovídající prioritu zobrazování informací.

6.2.4.6 Pokud je zpráva, která je určena k vizuálnímu zobrazení, větší, než je dostupná velikost displeje, a tudíž je možné zobrazit pouze její část, měla by být pilotovi poskytnuta indikace o přítomnosti zbytku zprávy.

6.2.5 Tiskárna v pilotní kabině. Tiskárna v pilotní kabině může být použita jako prostředek pro ukládání zpráv zasílaných a přijímaných prostřednictvím datového spojení v průběhu aktuálního letu. Tiskárna by měla splňovat kritéria integrity a konstrukce rozhraní odpovídající tomuto účelu.

7 PŘÍJATELNÉ ZPŮSOBY PRŮKAZU LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI

7.1 Letová způsobilost

7.1.1 Při prokazování vyhovění tomuto AMC je třeba si uvědomit následující:

- a) Žadatel bude muset předat Agentuře plán certifikace a prohlášení o vyhovění, které prokazuje, jak byla splněna kritéria tohoto AMC, a to spolu s důkazy vycházejícími z činností popsanych v následujících odstavcích.
- b) Vyhovění certifikačním specifikacím (např. CS-25) u zamýšlených funkcí a bezpečnosti je možné prokázat kvalifikací vybavení, analýzou bezpečnosti rozhraní mezi systémem řízení

komunikace a dalšími systémy, strukturální analýzou zástavby nové antény, ověřením chlazení vybavení a důkazy o rozhraní člověk-stroj, které budou vhodné pro základní služby datového spoje pro ATC v kontinentálním vzdušném prostoru, a které zohlední kritéria odstavce 6.

- c) Systém a aplikace pro datové spojení letadla by měly být předvedeny pozemním zkoušením mezi dvěma koncovými body, které ověří interoperabilitu a výkonnost, a to buď s vhodným stanovištěm ATS, nebo pomocí zkušebního vybavení, u kterého bylo prokázáno, že vhodně reprezentuje skutečné stanoviště ATS. Zkoušení by mělo ověřit funkci, interoperabilitu a výkonnost systému.

Poznámky:

- 1 EUROCAE ED-78A uvádí pokyny ke zkušebnímu vybavení pro tento účel.
- 2 Omezení zkoušení předpokládá, že u systémů spojení bylo prokázáno uspokojivé provádění zamýšlených funkcí v letovém prostředí v souladu s platnými požadavky.

- d) Při průkazu vyhovění CS 25.1309 je třeba uvážit možnost nepřijatelné interakce mezi systémem řízení komunikace a dalšími nezbytnými systémy.

7.1.2 Za účelem minimalizace náročnosti certifikace u následných zástaveb může žadatel na příslušném úřadu požadovat zohlednění platných certifikačních a zkušebních údajů získaných z rovnocenných zástaveb v letadlech.

7.2 Výkonnost

Kde není vyhovění výkonnostním požadavkům možné jednoznačně prokázat zkouškou, tam může být výkonnost ověřena alternativní metodou, jako je analýza.

7.3 Letová příručka letadla

7.3.1 Oddíl normálních postupů v letové příručce by měl obsahovat následující prohlášení: *„Bylo prokázáno, že palubní systém datového spoje pro ATC vyhovuje platným bezpečnostním a výkonnostním požadavkům EUROCAE ED-120, požadavkům na interoperabilitu dle ED-110B a AMC 20-11. Tento záznam v AFM sám o sobě nepředstavuje provozní schválení, je-li takové schválení požadováno.“*

7.3.2 Následující informace, jsou-li použitelné pro specifické služby schválené pro letadlo, bude třeba zahrnout buď do letové příručky, nebo do jiných provozních dokumentů.

„Palubní systém datového spoje pro ATC je určen pro následující služby datového spoje:

- a) Schopnost zahájení přenosu dat datovým spojem (DLIC) umožňuje prvotní kontakt mezi letadlem a stanovištěm ATC, které podporuje datové spojení, umožňuje jednoznačně identifikovat letadlo a zajistit kompatibilitu vybavení letadla s ATC. Jedná se o nezbytnou podmínku pro jakékoliv další provozní služby datového spoje.
- b) Řízení komunikace ATC (ACM) poskytuje letadlu nezbytné informace, které umožňují přenos frekvencí pro hlasové i datové spojení, a to jak v rámci jednoho sektoru, tak mezi dvěma sektory či dvěma středisky ATC.
- c) Povolení ATC (ACL) umožňuje vzestupný přenos zpráv s povoleními a informacemi a sestupný přenos reakcí a žádostí pilota.
- d) Kontrola mikrofonu ATC (AMC) umožňuje řídicímu posílat zprávy letadlu vybavenému datovým spojem (s odpovídající interoperabilitou), pomocí nichž si vyžádá kontrolu vadného mikrofonu.
- e) Odletové povolení (DCL) umožňuje vyžádání a doručení odletových informací a povolení.
- f) Následné povolení (DSC) umožňuje vyžádání a doručení povolení od následného střediska ATC (např. povolení přeletu nad oceánem).
- g) D-ATIS umožňuje vyžádání a doručení ATIS prostřednictvím datového spoje.“

7.4 Stávající zástavby

7.4.1 Žadatel bude muset odpovědnému úřadu předat prohlášení o vyhovění, které prokáže, jak byla splněna kritéria tohoto AMC pro stávající zástavby. Vyhovění může být doloženo přezkoumáním konstrukce a prohlídkou zastavěného systému, které potvrdí dostupnost požadovaných prvků, funkcí a přijatelného rozhraní člověk-stroj.

7.4.2 Pokud přezkoumání konstrukce odhalí nevyhovující položky, žadatel může nabídnout zmírnění, které prokáže odpovídající úroveň bezpečnosti a výkonnosti. Položky předložené žadatelem, které ovlivňují stanovení bezpečnostních a výkonnostních požadavků a požadavků na interoperabilitu, bude třeba koordinovat v souladu s ED-78A.

8 PROVOZNÍ ÚVAHY

Vyhrazeno.

9 DOSTUPNOST DOKUMENTŮ

102 rue Etienne Dolet – 92240 Malakoff – Francie.

Telefon: +33 1 40 92 79 30; FAX +33 1 46 55 62 65. Webové stránky: www.eurocae.eu.

Dokumenty JAA jsou k dispozici u vydavatele JAA – Information Handling Services (IHS). Informace o cenách, místech a způsobech dostupnosti naleznete jak na web stránce JAA www.jaa.nl, tak webové stránky IHS www.ihs.com.

Dokumenty EUROCONTROL je možné si vyžádat od EUROCONTROL, Documentation Centre, GS4, Rue de la Fusee, 96, B-1130 Brusel, Belgie; (Fax: 32 2 729 9109 nebo webové stránky www.eurocontrol.int).

Dokumenty ICAO je možné zakoupit u Document Sales Unit, International Civil Aviation Organisation, 999 University Street, Montreal, Quebec, Kanada H3C 5H7, (Fax: 1 514 954 6769, e-mail: sales_unit@icao.org) nebo přes národní agentury.

Dokumenty FAA je možné získat od Department of Transportation, Subsequent Distribution Office SVC-121.23, Ardmore East Business Centre, 3341 Q 75th Avenue, Landover, MD 20785, USA.

Dokumenty RTCA je možné zakoupit u RTCA, Incorporated, 1828 L Street, Northwest, Suite 820, Washington, D.C. 20036-4001 U.S.A. Webové stránky: www.rtca.org.

Dokumenty SAE je možné získat od SAE World Headquarters, 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-0001, USA. Telefon 1-877-606-7323 (pouze U.S. a Kanada) nebo 724/776-4970 (odkudkoliv). Webové stránky: www.sae.org.

Dodatek 1

Časté výrazy

Definice výrazů naleznete v dokumentech EUROCAE ED-110B a ED-120.

Zkratky

AAC	Aeronautical Administrative Communications Letecká administrativní spojení
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System Letadlový komunikační, adresní a oznamovací systém
ACC	Area Control Centre Oblastní středisko řízení
ACL	ATC Clearances Povolení ATC
ACM	ATC Communication Management Řízení komunikace ATC
ADS	Automatic Dependent Surveillance Automatický závislý přehledový systém
AIP	Aeronautical Information Publication Letecká informační příručka
AMC	ATC Microphone Check (service) Kontrola mikrofonu ATC (služba)
AMJ	Advisory Material Joint Společný poradní materiál
ANS	Air Navigation Service Letová navigační služba
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated (USA) Společnost pro letecké radiokomunikační a radionavigační služby
ATC	Air Traffic Control Řízení letového provozu
ATIS	Automatic Terminal Information Service Automatická informační služba v koncové řízené oblasti
ATM	Air Traffic Management Uspořádání letového provozu
ATN	Aeronautical Telecommunication Network Letecká telekomunikační síť
ATS	Air Traffic Services Letové provozní služby
ATSU	Air Traffic Service Unit Stanoviště letových provozních služeb
CAA	Civil Aviation Authority Úřad pro civilní letectví
CFR	Code of Federal Regulations Sbírka federálních předpisů
CM	Configuration (Context) Management Řízení konfigurace (kontextu)
CMU	Communications Management Unit Jednotka řízení komunikace
CNS	Communication, Navigation and Surveillance Komunikace, navigace a přehled
CNS/ATM	Communication, Navigation and Surveillance / Air Traffic Management Komunikace, navigace a sledování / Uspořádání letového provozu

CPDLC	Controller Pilot Data Link Communications Komunikace datovým spojem mezi řídícím a pilotem
CS	Certification Specifications Certifikační specifikace
CSP	Communication Service Provider Poskytovatel služeb spojení
D-ATIS	Data Link ATIS ATIS datovým spojem
DCL	Departure Clearance Odletové povolení
DFIS	Data Link Flight Information Service (ICAO) Letová informační služba přes datový spoj (ICAO)
DLIC	Data Link Initiation Capability Schopnost zahájení přenosu dat datovým spojem
DSC	Downstream Clearance Následné povolení
EATCHIP	European Air Traffic Control Harmonisation and Integration Programme (see EATMP) Evropský program harmonizace a integrace řízení letového provozu (viz EATMP)
EATMP	European Air Traffic Management Programme Evropský program uspořádání letového provozu
ECIP	European Convergence and Implementation Plan Evropský plán konvergence a implementace
EFIS	Electronic Flight Instrument System Elektronický systém letových přístrojů
ESARR	Eurocontrol Safety Regulatory Requirements Bezpečnostní požadavky Eurocontrolu
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment Evropská organizace pro vybavení civilního letectví
EUROCONTROL	European Organisation for the Safety of Air Navigation Evropská organizace pro bezpečnost letového provozu
FAA	Federal Aviation Administration Federální letecký úřad
FANS	Future Air Navigation Systems (ICAO) Budoucí navigační systémy (ICAO)
FMS	Flight Management System Systém řízení a optimalizace letu
ICAO	International Civil Aviation Organisation Mezinárodní organizace pro civilní letectví
INTEROP	Interoperability Requirements Požadavky na interoperabilitu (vzájemnou provozuschopnost)
JAA	Joint Aviation Authorities Sdružené letecké úřady
JAR-OPS	Joint Aviation Requirements – Operations Společné letecké předpisy – provoz
MASPS	Minimum Aircraft System Performance Specification or Minimum Aviation System Performance Standards Specifikace minimální výkonnosti systému letadla nebo Standardy minimální výkonnosti leteckého systému
MCDU	Multi-purpose Control and Display Unit Víceúčelová ovládací a zobrazovací jednotka

AMC 20-11 s datem účinnosti: 26/12/2007

Příloha IV k rozhodnutí výkonného ředitele č. 2007/019/R ze dne 19/12/2007

MOPS	Minimum Operational Performance Specification or Minimum Operational Performance Standards Specifikace minimální provozní výkonnosti nebo Standardy minimální provozní výkonnosti
NOTAM	Notice to Airmen Oznámení provozního významu pro pracovníky, kteří se zabývají letovým provozem
OSED	Operational Services and Environment Definition Definice provozních služeb a prostředí
REF	Reference Odkaz
RTCA	RTCA Inc
SAE	Society of Automotive Engineers Společnost automobilových inženýrů
SARPs	Standards and Recommended Practices (ICAO) Standardy a doporučené postupy (ICAO)
SATCOM	Satellite Communications Satelitní komunikace
SC	Standing Committee Stálý výbor
SLA	Service Level Agreement Dohoda o úrovni služeb
SPR	Safety and Performance Requirements Bezpečnostní a výkonnostní požadavky
VDL	VHF Digital Link VKV datový spoj
VDR	VHF Digital/Data Radio VKV digitální/datová radiostanice
VHF	Very High Frequency Velmi vysoký kmitočet; VKV
WG	Working Group Pracovní skupina

AMC 20-20

Program zachování integrity konstrukce

OBSAH

Odstavec	Název	Strana
1	Účel	2
2	Související předpisy a dokumenty	2
3	Důvod vzniku	3
4	Definice a zkratky	4
5	Způsob práce	6
6	Program doplňkových prohlídek konstrukce (SSIP)	7
7	Přezkoumání servisních bulletinů a program povinných modifikací	8
8	Program prevence a kontroly koroze (CPCP)	9
9	Pokyny pro vyhodnocování oprav (REG) a programy hodnocení oprav (RAP)	10
10	Omezení platnosti (LOV) programu údržby a vyhodnocení rozsáhlého únavového poškození (WFD)	11
11	Doplňková typová osvědčení a modifikace	12
12	Implementace	12
Dodatek 1	Pokyny pro zpracování programu doplňkových prohlídek konstrukce	14
Dodatek 2	Pokyny pro zpracování programu předcházení výskytu rozsáhlého únavového poškození	20
Dodatek 3	Pokyny pro stanovení instrukcí pro zachování letové způsobilosti oprav a modifikací konstrukce	40
Příloha 1	Proces schvalování nových oprav	53
Příloha 2	Posouzení stávajících oprav	54
Příloha 3	Opravy a modifikace odnímatelných letadlových celků konstrukce	60
Příloha 4	Proces přezkoumání servisního bulletinu	63
Příloha 5	Seznam významných modifikací (STC), které mohou nepříznivě ovlivnit konstrukci kritickou z pohledu únavy	66
Dodatek 4	Pokyny pro zpracování programu kontroly koroze	67
Dodatek 5	Pokyny pro přezkoumání SB a zpracování programu povinných modifikací	77

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

1 ÚČEL

- a) Tyto přijatelné způsoby průkazu (AMC) poskytují výklad držitelům typových osvědčení, držitelům STC, držitelům schválení oprav, organizacím oprávněným k údržbě, provozovatelům a příslušným úřadům při vývoji programu pro zachování integrity konstrukce, který má zajistit bezpečný provoz stárnoucích letadel v průběhu jejich životnosti – včetně prostředků pro předcházení rozsáhlému únavovému poškození.
- b) Tyto AMC jsou primárně zaměřeny na velké letouny, které jsou provozovány v obchodní letecké dopravě nebo jsou udržovány podle Části-M. Tento materiál však platí také pro ostatní typy letadel.
- c) Způsoby průkazu popsané v tomto dokumentu poskytují výklad doplňující technické a provozní posouzení, která musí tvořit základ jakýchkoliv nálezů týkajících se průkazu vyhovění v souvislosti s programy zachování integrity konstrukce.
- d) Stejně jako všechny materiály s přijatelnými způsoby průkazu, i toto AMC není samo o sobě závazné a nestanovuje požadavek. Popisuje přijatelné způsoby, avšak ne jediné možné způsoby, kterými je možné prokázat vyhovění požadavkům. I když tyto pokyny nejsou závazné, jsou odvozeny z rozsáhlých zkušeností průmyslu při stanovování vyhovění souvisejícím požadavkům.

2 SOUVISEJÍCÍ PŘEDPISY A DOKUMENTY

- a) Implementační pravidla a certifikační specifikace

Část 21A.61	Instrukce pro zachování letové způsobilosti
Část 21A.120	Instrukce pro zachování letové způsobilosti
Část 21A	
Část 21A.433	Návrh oprav
Část M.A.302	Program údržby
CS 25.571	Přípustnost poškození a vyhodnocení únavových vlastností konstrukce
CS 25.903	Motory
CS 25.1529	Instrukce pro zachování letové způsobilosti

- b) Poradní oběžníky FAA

AC 91-60	The Continued Airworthiness of Older Airplanes, 13. červen 1983, FAA.
AC 91-56A	Continuing Structural Integrity for Large Transport Category Airplanes, 29. duben 1998 FAA (a pozdější koncept 91-56B).
AC 20-128A	Design Considerations for Minimising Hazards Caused by Uncontained Turbine Engine and Auxiliary Power Unit Rotor Failure, 25. březen 1997, FAA.
AC 120-73	Damage Tolerance Assessment of Repairs to Pressurised Fuselages, FAA. 14. prosinec, 2000.
AC 25.1529-1	Instructions for continued airworthiness of structural repairs on Transport Airplanes, 1. srpen, 1991 FAA.

- c) Související dokumenty

- „Recommendations for Regulatory Action to Prevent Widespread Fatigue Damage in the Commercial Aeroplane Fleet“, revize A z 29. června 1999. (Zpráva pracovní skupiny *Airworthiness Assurance Working Group* pro výbor *Aviation Rulemaking Advisory Committee* k problematice dopravních letadel a motorů.)
- AAWG Final Report on Continued Airworthiness of Structural Repairs, prosinec 1996.
- ATA report 51-93-01 structural maintenance programme guidelines for continuing airworthiness, květen 1993.
- AAWG Report on Structures Task Group Guidelines, revize 1, červen 1996.

- Zpráva AAWG: Recommendations concerning ARAC taskings FR Doc.04-10816 Re: Aging Airplane safety final rule. 14 CFR 121.370a a 129.16.

3 DŮVOD VZNIKU

Provozní zkušenosti ukázaly potřebu vytvoření trvale aktualizovaných znalostí o integritě konstrukce letadla, zejména s jeho stárnutím. Integrita konstrukce je předmětem zájmu, protože činitele, jako únavové trhliny a koroze, jsou závislé na čase a naše znalosti o těchto činitelích je možné nejlépe zhodnotit na základě provozních zkušeností získávaných v reálném čase a za použití nejmodernějších nástrojů pro analýzy a zkoušení.

V dubnu 1988 došlo během letu dopravního letounu, který byl vystaven vysokocyklickému namáhání, na trati z Hilo do Honolulu na Havaji k významnému poškození konstrukce jeho přetlakovaného trupu. Tato nehoda byla z části přičítána stáří tohoto letounu. Ekonomická výhodnost provozování určitých technologicky starších letounů vedla k tomu, že v provozu bylo mnoho takových letounů, které byly za hranici své původně předpokládané životnosti. Kvůli problémům odhaleným leteckou nehodou na Havaji a pokračujícímu provozu starších letadel se jak příslušné úřady, tak průmysl obecně shodly na rostoucí potřebě zaměřit se na stárnoucí letadlový park a na udržení jeho trvalé provozní bezpečnosti.

V červnu 1988 FAA sponzorovala konferenci o stárnoucích letadlech. Výsledkem konference bylo vytvoření pracovní skupiny pro stárnoucí letadla v srpnu 1988, která byla podskupinou poradního výboru FAA pro výzkum, techniku a vývoj (Research, Engineering, and Development Advisory Committee), který představoval zájmy provozovatelů letadel, výrobců letadel, regulačních úřadů a dalších zástupců letectví. Pracovní skupina, poté známá jako pracovní skupina Airworthiness Assurance Task Force (AATF), stanovila pět základních prvků programu pro udržení bezpečnosti stárnoucího letadlového parku. Pro každý model letounu ve stárnoucím letadlovém parku dopravních letadel se tyto prvky skládaly z následujícího:

- a) Vybrané servisní bulletiny popisující modifikace a prohlídky nezbytné k udržení integrity konstrukce;
- b) Vývoj programů prohlídek a prevence, které se zaměří na korozi;
- c) Vývoj obecných pokynů pro program údržby konstrukce pro stárnoucí letouny;
- d) Přezkoumání a aktualizace dokumentace k doplňkovým prohlídkám konstrukce (Supplemental Structural Inspection Documents) (SSID), která popisuje programy prohlídek zaměřených na odhalování únavových trhlin; a
- e) Posouzení přípustnosti poškození u oprav konstrukce.

Následně po identifikaci těchto 5 hlavních prvků bylo zjištěno, že dalším činitelem podílejícím se na letecké nehodě letadla společnosti Aloha byla rozsáhlá únavová trhlina. Odborníci z regulačních úřadů a průmyslu se shodli, že s pokračujícím stárnutím letadlového parku se rozsáhlé únavové poškození (Widespread Fatigue Damage) (WFD) stává nevyhnutelným. Proto FAA rozhodla a EASA souhlasila, že musí být tento zásadní prvek – WFD – přidán do programu pro stárnoucí letadla. Pracovní skupiny zaměřené na konstrukci, které byly podporovány pracovní skupinou (AATF), dostaly za úkol rozvinout tyto prvky do použitelných programů. Pracovní skupina byla později obnovena jako AAWG v rámci ARAC. I přes členství JAA a účast zástupců evropských provozovatelů a průmyslu v AAWG se doporučovaná opatření zaměřovala na provozní předpisy FAA, které neplatí v Evropě. Proto bylo rozhodnuto o založení EAAWG, která se měla zabývat začleněním otázky stárnoucích letadel do regulačního systému Agentury, a to nejen pro původní „jedenáctku AATF“ letounů, ale také pro ostatní stará a později certifikovaná letadla. Toto AMC je z velké části evropským přijetím a přizpůsobením doporučení AAWG, která co možná nejtěsněji sledují.

Je známo, že různé příslušné úřady, držitelé typových osvědčení a provozovatelé trvale pracovali na mezinárodní bázi na udržení integrity konstrukce starších letadel. Toho bylo dosaženo pomocí výměny provozních informací, provádění následných změn v programech prohlídek a vývojem a zástavbou modifikací na jednotlivých letadlech. Nicméně je evidentní, že se zvyšujícím se využitím, delšími provozními životnostmi a na základě zkušeností s letadly v provozu vyvstala potřeba programu, který by zajistil vysokou úroveň integrity konstrukce všech letadel, zejména pak těch, která jsou součástí

dopravního letadlového parku. Odpovídajícím způsobem se programy prohlídek a vyhodnocování uvedené v tomto AMC snaží poskytnout:

- průběžné hodnocení integrity konstrukce každým držitelem typového osvědčení; a
- začlenění výsledků každého hodnocení do programu údržby každého provozovatele.

4 DEFINICE A ZKRATKY

a) Pro účely tohoto AMC platí následující definice:

- **Přípustnost poškození (Damage-tolerance) (DT)** je atributem konstrukce, který jí umožňuje uchovat si svou zbytkovou pevnost bez škodlivé konstrukční deformace po dobu použití poté, co konstrukce podstoupí určitou úroveň únavy, koroze a poškození náhodnými či diskrétními zdroji.
- **Držitel schválení návrhu (Design Approval Holder) (DAH)** je držitel jakéhokoliv schválení návrhu, včetně typového osvědčení, doplňkového typového osvědčení či schválení opravy.
- **Návrhová cílová životnost (Design Service Goal) (DSG)** je doba (vyjádřená v letových cyklech/hodinách) stanovená při návrhu a/nebo certifikaci, během které bude hlavní konstrukce v přiměřené míře bez závažných trhlin včetně rozsáhlého únavového poškození.
- **Konstrukce kritická z pohledu únavy (Fatigue Critical Structure) (FCS)** je konstrukce, která je náchylná na únavové trhliny, které by mohly vést ke katastrofické poruše letadla. Pro účely tohoto AMC označuje FCS stejnou třídu konstrukce, kterou by bylo třeba vyhodnotit s ohledem na vyhovění požadavku FAR 25-571(a) Amendment 25-45 či pozdější. Termín FCS může označovat základní konstrukci kritickou z pohledu únavy, modifikovanou konstrukci kritickou z pohledu únavy nebo obojí.
- **Omezení platnosti (Limit of Validity) (LOV)** je časové období vyjádřené v odpovídajících jednotkách (např. letových cyklech), pro které bylo předvedeno, že stanovené prohlídky a intervaly výměny budou dostatečné, aby umožnily bezpečný provoz a zejména aby předešly rozvoji rozsáhlého únavového poškození.
- **Poškození více prvků (Multiple Element Damage) (MED)** je zdrojem rozsáhlého únavového poškození, které je charakterizováno současnou přítomností únavových trhlin v podobných přilehlých konstrukčních prvcích.
- **Poškození na více místech (Multiple Site Damage) (MSD)** je zdrojem rozsáhlého únavového poškození charakterizovaného současnou přítomností únavových trhlin na stejném konstrukčním prvku (tj. únavové trhliny, které se mohou nebo nemusí spojit s jinými a mohou vést ke ztrátě požadované zbytkové pevnosti).
- **Primární konstrukce (Primary Structure)** je konstrukce, která nese letová, pozemní, nárazová a přetlaková zatížení.
- **Pokyny pro vyhodnocování oprav (Repair Evaluation Guidelines) (REG)** stanovují postupy k určení prohlídek přípustnosti poškození při opravách, které ovlivňují konstrukci kritickou z pohledu únavy.
- **Program hodnocení oprav (Repair Assessment Programme) (RAP)** je program, který zajistí, že prohlídky založené na přípustnosti poškození budou, u oprav konstrukce tvořící tlakové rozhraní trupu (potah trupu, potah dveří a výztuhy přepážky), zahrnuty do provozovatelova programu údržby a/nebo prohlídek.
- **Rozsáhlé únavové poškození (Widespread Fatigue Damage) (WFD)** konstrukce je charakterizováno jako současná přítomnost trhlin ve více konstrukčních detailech, které jsou dostatečné velikosti a hustoty, takže konstrukce již nebude dále schopna splňovat požadavky na přípustnost poškození (tj. udržení své zbytkové pevnosti po částečné poruše konstrukce).

b) Následující seznam definuje zkratky použité v tomto AMC:

AMC 20-20 s datem účinnosti: 26/12/2007

Příloha V k rozhodnutí výkonného ředitele č. 2007/019/R ze dne 19/12/2007

AAWG	Airworthiness Assurance Working Group
AC	Advisory Circular Poradní oběžník
AD	Airworthiness Directive Příkaz k zachování letové způsobilosti
ALS	Airworthiness Limitations Section Oddíl omezení letové způsobilosti
AMC	Acceptable Means of Compliance Přijatelné způsoby průkazu
ARAC	Aviation Rulemaking Advisory Committee Poradní výbor pro tvorbu leteckých předpisů
BZI	Baseline Zonal Inspection Základní zónová prohlídka
CPCP	Corrosion Prevention and Control Programme Program prevence a kontroly koroze
CS	Certification Specification Certifikační specifikace
DAH	Design Approval Holder Držitel schválení návrhu
DSD	Discrete Source Damage Poškození diskrétními zdroji
DSG	Design Service Goal Návrhová cílová životnost
EAAWG	European Ageing Aircraft Working Group
EASA	European Aviation Safety Agency Evropská agentura pro bezpečnost letectví
ESG	Extended Service Goal Prodloužená cílová životnost
FAA	Federal Aviation Administration Federální letecký úřad (USA)
FAR	Federal Aviation Regulation Federální letecký předpis (USA)
FCBS	Fatigue Critical Baseline Structure Základní konstrukce kritická z pohledu únavy
FCS	Fatigue Critical Structure Konstrukce kritická z pohledu únavy
ICA	Instructions for Continued Airworthiness Instrukce pro zachování letové způsobilosti
ISP	Inspection Start Point Bod zahájení prohlídky
JAA	Joint Aviation Authorities Sdružené letecké úřady
JAR	Joint Aviation Regulation Společné letecké předpisy
LDC	Large Damage Capability Schopnost odolat velkému poškození
LOV	Limit of Validity Omezení platnosti
MED	Multiple Element Damage Poškození více prvků
MRB	Maintenance Review Board Výbor pro přezkoumávání systému údržby

MSD	Multiple Site Damage Poškození na více místech
MSG	Maintenance Steering Group
NAA	National Airworthiness Authority Národní úřad pro letovou způsobilost
NDI	Non-Destructive Inspection Nedestruktivní prohlídka
NTSB	National Transportation Safety Board
OEM	Original Equipment Manufacturer Subdodavatel základního vybavení
PSE	Principal Structural Element Hlavní konstrukční prvek
RAP	Repairs Assessment Programme Program hodnocení oprav
RAG	Repair Assessment Guidelines Pokyny pro posouzení oprav
REG	Repair Evaluation Guidelines Pokyny pro vyhodnocování oprav
SB	Service Bulletin Servisní bulletin
SMP	Structural Modification Point Bod modifikace konstrukce
SRM	Structural Repair Manual Příručka pro opravy konstrukce
SSID	Supplemental Structural Inspection Document Dokumentace k doplňkovým prohlídkám konstrukce
SSIP	Supplemental Structural Inspection Programme Program doplňkových prohlídek konstrukce
STG	Structural Task Group
TCH	Type-Certificate Holder Držitel typového osvědčení
WFD	Widespread Fatigue Damage Rozsáhlé únavové poškození

5 ZPŮSOB PRÁCE

a) Všeobecně

Z iniciativy TCH a Agentury by měla být vytvořena pracovní skupina STG pro každý model letadla, pro který bylo rozhodnuto o zařazení do programu pro stárnoucí letadla. STG by se měla skládat z TCH, zvolených členů z řad provozovatelů a zástupce(zástupců) Agentury. Cílem STG je provést všechny úkoly popsány v tomto AMC ve vztahu k příslušným typům modelu, a to včetně následujícího:

- Vypracování programů specifických pro model
- Definování implementace programu
- Provádění opakovaných přezkoumání programu v případě potřeby.

Je známo, že nemusí být vždy možné vytvořit či udržovat STG kvůli potenciálnímu nedostatku zdrojů u provozovatelů či TCH. V tomto případě by výše zmíněné cíle zůstaly podle možnosti úkolem Agentury a provozovatelů nebo TCH.

Přijatelný způsob práce STG je popsán ve zprávě „Report on Structures Task Group Guidelines“, která byla sestavena AAWG a doplněna o dodatečná vysvětlení v následujících pododstavcích.

b) Plánování jednání

Odpovědností TCH je naplánovat jednání STG. Pokud však Agentura zjistí, že rozvrh jednání je nedostatečný pro splnění cílů STG, může sama Agentura iniciovat další jednání STG.

c) Hlášení

STG by měla Agentuře prostřednictvím TCH vydávat doporučení pro opatření. Dále by STG měla podávat pravidelná hlášení (pouze informativní) AAWG/EASA (podle příslušnosti) – v souladu s cílem udržení konzistentního přístupu.

d) Doporučení a rozhodování

Rozhodovací proces popsáný ve zprávě AAWG Report on Structures Task Group Guidelines, odstavci 7 vede k tomu, že TCH doporučí Agentuře povinná opatření. Navíc je třeba si uvědomit, že pokud to Agentura shledá nezbytným, je oprávněna nařídit bezpečnostní opatření týkající se konstrukcí stárnoucích letadel, která budou nad rámec těch, která doporučí STG.

e) Zodpovědnost

- (i) TCH zodpovídá za vývoj programu pro konstrukce stárnoucích letadel pro každý typ letadla, který podrobně stanoví opatření nezbytná k udržení letové způsobilosti. Ostatní DAH by měli vypracovat programy či opatření odpovídající modifikacím/opravám, pro které jsou držiteli schválení, pokud již nejsou adresovány TCH. Všichni DAH budou zodpovědní za sledování efektivity jejich konkrétního programu a za jeho změny dle potřeby.
- (ii) Provozovatel zodpovídá za zahrnutí schválených opatření DAH, která jsou nezbytná pro udržení letové způsobilosti, do programů údržby specifických pro jejich letadlo, odpovídajících Části-M.
- (iii) Příslušný úřad státu zápisu do rejstříku zodpovídá za zajištění implementace programu pro stárnoucí letadla příslušnými provozovateli.
- (iv) Agentura schválí programy pro konstrukce stárnoucích letadel a může vydat AD, které podpoří jejich implementaci, bude-li to nutné. Agentura spolu s DAH bude sledovat celkovou efektivitu programů pro konstrukce stárnoucích letadel.

6 PROGRAM DOPLŇKOVÝCH PROHLÍDEK KONSTRUKCE (SSIP)

Pokud neexistuje program prohlídek konstrukce při údržbě založený na přípustnosti poškození (např. hlášení MRB, ALS), očekává se od TCH, že spolu s provozovateli zahájí vývoj SSIP pro každý model letadla. Takový program musí být implementován dříve, než analýzy, zkoušky a/nebo provozní zkušenosti odhalí, že k udržení integrity konstrukce letadla je potřeba značné navýšení rozsahu prohlídek a/nebo modifikací. Tím by mělo být zajištěno, že provozovatelé budou mít k dispozici přijatelný program ve chvíli, kdy bude potřeba. Program by měl zahrnovat postupy pro získání servisních informací, posouzení servisních informací, dostupných údajů ze zkoušek a údajů z nových analýz a zkoušek. SSID by měl být vypracován, podle postupu naznačeného v Dodatku 1 tohoto AMC, na základě tohoto souboru údajů. Úlohou provozovatele je hlavně připomínkovat prohlídky a jakékoliv postupy definované TCH z praktického hlediska a efektivně je zavést.

Agentuře by měla být předána k přezkoumání a schválení SSID, spolu s použitými kritérii a základem pro kritéria. V SSID by měl být adekvátně definován SSIP. SSID by měla zahrnovat práh prohlídky, interval opakování, metody a postupy prohlídky. Identifikovány a uvedeny by měly být také příslušný stav modifikací, související omezení životnosti a druhy provozu, pro které SSID platí. K podpoře předepsaných prohlídek by měly být navíc podle potřeby zahrnuty: přístupy pro provedení prohlídek,

typy uvažovaného poškození, pravděpodobná místa poškození a podrobnosti o předpokládaných scénářích tvorby únavových trhlin.

Přezkoumání SSID Agenturou bude zahrnovat jak technické aspekty návrhu, tak aspekty údržby. Protože SSID platí pro všechny provozovatele a má určit potenciální bezpečnostní problémy starších letadel, Agentura očekává, že tyto nezbytné prvky budou zahrnuty v programech údržby vytvořených v souladu s Částí-M. Agentura dále vydá AD, které zajistí implementaci jakýchkoliv servisních bulletinů či jiných publikací se servisními informacemi, které budou shledány nezbytnými pro bezpečnost během počátečního procesu hodnocení SSID, pokud SSID nebude k dispozici včas, aby bylo možné efektivně řídit daný bezpečnostní problém. Servisní bulletiny a další publikace se servisními informacemi revidované či vydané v reakci na provozní nálezy vyplývající z implementace SSID by měly být přidány k SSID nebo by měly být implementovány prostřednictvím opatření uvedených v samostatném AD, podle toho, který ze způsobů bude vhodný.

V případě, že nebude z časových důvodů možné zajistit přijatelnou SSID, Agentura může stanovit omezení životnosti, provozní omezení či omezení na základě prohlídek, která zajistí integritu konstrukce.

Jako výsledek pravidelného přezkoumání by měl TCH revidovat SSID vždy, když se projeví potřeba uvedení dodatečných informací. Původní SSID bude obvykle založeno na predikcích či předpokladech (z analýz, zkoušek a/nebo provozních zkušeností) poruchových režimů, doby do prvního poškození, četnosti poškození, typického odhalitelného poškození a periody růstu poškození. Následně by změna těchto činitelů, která bude dostatečná k obhájení revize, musela být doložena údaji ze zkoušek nebo dodatečnými informacemi z provozu. Jakákoliv revize kritérií v SSID a podklady pro tuto revizi by měly být předány Agentuře k přezkoumání a schválení, a to jak z pohledu aspektů technických, tak údržby.

7 PŘEZKOUMÁNÍ SERVISNÍCH BULLETINŮ a PROGRAM POVINNÝCH MODIFIKACÍ

Servisní bulletiny vydávané na počátku životnosti letadlového parku mohou k udržení integrity konstrukce využívat pouze prohlídky (v některých případech nepovinné prohlídky). Prohlídky mohou být v této rané fázi adekvátní, když je výskyt trhlin možný, nikoliv však vysoce pravděpodobný. S rostoucím věkem letadla se však pravděpodobnost výskytu únavových trhlin zvyšuje. V této pozdější fázi již není moudré se spoléhat pouze na prohlídky, protože existuje více možností k přehlédnutí trhlin a trhliny se již nemusí vyskytovat izolovaně. V této pozdější fázi životnosti letadlového parku je omezitelné omezit se pouze na spoléhání se na prohlídky, které mají svá omezení vnášená lidskými činiteli, a zahrnout do konstrukce modifikace, které omezí zdroje tvorby trhlin. V některých případech může být spoléhání se na program prohlídek namísto modifikací přijatelné, pokud dojde k navýšení poměru povinných prohlídek k nepovinným.

Od TCH spolu s provozovatelem se očekává, že zahájí přezkoumání všech SB souvisejících s modifikacemi a prohlídkami konstrukce a stanoví, které SB vyžadují další kroky k zajištění letové způsobilosti, včetně povinných modifikací nebo prosazení zvláštních opakovaných prohlídek.

Jakékoliv součásti primární konstrukce letadla, které by vyžadovaly časté opakované prohlídky, nebo jejichž prohlídka by byla obtížně proveditelná, a se zohledněním potenciálních vlivů na letovou způsobilost, by měly být přezkoumány, aby se vyloučily problémy s lidskými činiteli, které souvisí s opakovanými prohlídkami.

Přezkoumání SB je opakovaným procesem (viz Dodatek 5), který se skládá z následujících prvků:

- a) TCH by měl přezkoumat všechny vydané SB související s prohlídkami a modifikacemi konstrukce, aby na základě následujících 4 kritérií zvolil kandidátské bulletiny:
 - i) Existuje vysoká pravděpodobnost, že se na konstrukci vyskytují trhliny.
 - ii) Potenciální problém s letovou způsobilostí způsobený konstrukcí.
 - iii) Poškození je během běžné údržby obtížně odhalitelné.
 - iv) Existuje poškození přilehlé konstrukce nebo potenciální možnost jeho vzniku.

Výše uvedené může TCH zajistit samostatně či v součinnosti s provozovateli na předběžných jednáních STG.

- b) Členové zastupující TCH a provozovatele budou požádáni o předložení informací o zkušenostech s jednotlivými letadlovými parky, které souvisí s kandidátskými SB. Tyto informace budou shromážděny a vyhodnoceny TCH. Shrnuté výsledky budou poté podrobně přezkoumány na jednání STG (viz bod c) níže).
- c) Konečný výběr SB pro doporučení vhodných nápravných opatření, které zajistí zachování letové způsobilosti konstrukce s ohledem na provozní zkušenosti, bude proveden během jednání STG prostřednictvím hlasování členů STG – buď na základě shody, nebo většiny hlasů, podle preference jednotlivých STG.
- d) TCH provede vyhodnocení, zda následné revize SB neovlivní předchozí rozhodnutí. Jakékoliv následné revize dříve zvolených SB provedené STG u povinných prohlídek či zahrnutí modifikací, které by mohly ovlivnit předchozí kroky doporučené STG, by měly být předány STG k přezkoumání.
- e) TCH by měl pravidelně přezkoumávat všechny nové SB týkající se konstrukce, aby zvolil další kandidátské bulletiny. TCH by měl naplánovat jednání STG, které bude řešit vybrané kandidátské SB. Zástupcům provozovatelů a příslušných úřadů bude sdělen výběr kandidátských SB a bude jim dána možnost předložit další kandidátské SB.

8 PROGRAM PREVENCE A KONTROLY KOROZE (CPCP)

Program prevence a kontroly koroze (CPCP) je systematickým přístupem pro prevenci a kontrolu koroze primární konstrukce letadla. Cílem CPCP je omezit narušení stavu konstrukce v důsledku koroze na úroveň, která je nezbytná pro udržení letové způsobilosti, a kde je to nezbytné, obnovit systematický plán ochrany konstrukce proti korozi. CPCP se skládá ze základních úkolů prohlídek konstrukce, oblastí prací, definovaných úrovní koroze a časů vyhovění (prahů implementace a intervalů opakování). CPCP také zahrnuje postupy pro uvědomění příslušného úřadu a TCH o nálezech a údajích souvisejících s korozi úrovně 2 a úrovně 3 a o opatřeních přijatých za účelem omezení budoucích nálezů na úroveň 1 či nižší. Definice a další podrobnosti naleznete v Dodatku 4.

Jako součást ICA by měl TCH poskytnout program prohlídek, který bude uvádět frekvenci a rozsah prohlídek nezbytných k zajištění zachování letové způsobilosti letadla. Dále by ICA měly obsahovat informace potřebné k ochrannému ošetření konstrukce po prohlídce. Aby bylo možné provést prohlídky efektivně, TCH by měl stanovit postupy pro odstranění a čištění koroze a měl by stanovit na povolené meze. TCH by měl uvést všechny tyto činnosti související s korozi v příručce označované jako základní program. Tato příručka pro základní program má tvořit základ, z něhož budou moci provozovatelé odvodit systematický a úplný CPCP, který bude zahrnut do provozovatelova programu údržby. TCH zodpovídá za sledování efektivitu základního programu a za doporučení změn na základě hlášení provozovatelů o nálezech, je-li třeba. V souladu s požadavky Části-M, když TCH vydá revizi svého základního programu, měla by být tato revize přezkoumána a program provozovatele upraven dle potřeby, aby bylo dosahováno úrovně koroze 1 nebo nižší.

Provozovatel může přijmout základní program poskytnutý TCH, nebo se může rozhodnout vytvořit si vlastní CPCP, což na něm může být vyžadováno i v případě, že není k dispozici od TCH. Při vývoji vlastního CPCP se může provozovatel spojit s ostatními provozovateli a společně mohou vytvořit základní program, který bude podobný základnímu programu vytvořenému TCH a bude určen pro použití všemi provozovateli ve skupině.

Než bude provozovatel moci zahrnout CPCP do svého programu prohlídek či údržby, měl by CPCP přezkoumat a schválit příslušný úřad. Provozovatel by měl prokázat, že CPCP je úplný v tom, že určuje všechny typy koroze, které mohou pravděpodobně ovlivnit primární konstrukci, a že je systematický, protože zajišťuje:

- a) Postupy ve formě sledu kroků, které budou pravidelně aplikovány na každou identifikovanou oblast či zónu prací; a
- b) Že tyto postupy budou upraveny, pokud bude objeven důkaz, že koroze není kontrolována na stanovenou přijatelnou úroveň (úroveň 1 nebo nižší).

Poznámka: U letounů s ALS je navíc k zajištění vhodného základního programu v ICA a pro zajištění vyhovění CS 25.571 vhodné, aby TCH umístil do ALS záznam, který bude uvádět, že veškerá koroze by měla být udržována na úrovni 1 nebo nižší. (Tato praxe je popisována také v ATA MSG-3)

9 POKYNY PRO VYHODNOCOVÁNÍ OPRAV (REG) A PROGRAMY HODNOCENÍ OPRAV (RAP)

Rané požadavky na únavu či bezpečnost při poruše (před FAR-25 Amendmentem 45) nezajišťovaly nezbytně včasné prohlídky kritické konstrukce tak, aby bylo možné spolehlivě identifikovat a opravit či vyměnit poškozené či vadné součásti dřívě, než dojde k rozvoji nebezpečných podmínek. Dále je známo, že uplatnění pozdějších požadavků na únavu a přípustnost poškození u oprav nebylo zcela implementováno v souladu s relevantními certifikačními základními.

Účelem pokynů pro vyhodnocování oprav (REG) je zajistit zachování integrity konstrukce všech relevantních opravených a přilehlých konstrukcí na základě principů přípustnosti poškození a v souladu s úrovní bezpečnosti zajištěnou SSID či ALS, jak byly použity na základní konstrukci. Aby toho bylo možné dosáhnout, TCH by měl vypracovat REG, které budou implementovány provozovatelem, čímž se zajistí, že vyhodnocení bude provedeno u všech oprav konstrukce, které jsou náchylné k tvorbě únavových trhlin a mohly by se podílet na katastrofické poruše.

I u toho nejlépe udržovaného letadla se během provozu nahromadí opravy konstrukce. AAWG provedla dva samostatné průzkumy oprav na letadlech, aby tak shromáždila údaje. Vyhodnocení těchto průzkumů odhalilo, že 90 % všech zjištěných oprav bylo provedeno na trupu, takže tyto opravy jsou prioritou a již byly vyvinuty RAP pro hermetickou část trupu mnoha velkých dopravních letadel, která původně nebyla certifikována podle požadavků přípustnosti poškození. 40 % oprav bylo klasifikováno jako adekvátní a 60 % oprav vyžadovalo zvážení možnosti dalších doplňkových prohlídek během provozu. Nicméně s přihlédnutím k dalším studiím pracovních skupin AAWG bylo dohodnuto, že budou zváženy opravy všech konstrukcí náchylných k únavě a konstrukcí, jejichž porucha by se mohla podílet na katastrofické poruše. (Viz zpráva AAWG: Recommendations concerning ARAC taskings FR Doc.04-10816 Re: Aging Airplane safety final rule. 14 CFR 121.370a a 129.16.)

S tím, jak je letadlo provozováno do vysokého počtu cyklů a po dlouhou dobu, stárnoucí opravená konstrukce vyžaduje stejné posuzování z pohledu přípustnosti poškození jako konstrukce původní. Stávající opravy nemusely být posouzeny s pohledu přípustnosti poškození a nemusely být zavedeny odpovídající prohlídky či jiné úkony. Opravy by měly být posouzeny, v případě nutnosti vyměněny nebo sledovány opakovanými prohlídkami, které budou nařízeny a prováděny jako doplňkové prohlídky nebo v rámci programu základní zónové prohlídky. Program prohlídek založený na přípustnosti poškození pro opravy bude nezbytný k odhalení poškození, které by se mohlo v opravených oblastech rozvíjet, a to ještě předtím, než se sníží únosnost konstrukce pod úroveň, které jsou vyžadovány platnými standardy letové způsobilosti.

REG by měly poskytnout údaje, které určují opravy veškeré konstrukce, která je náchylná k tvorbě únavových trhlin, a mohly by se podílet na katastrofické poruše. REG mohou odkázat na RAP, jiné existující schválené údaje jako SRM a SB nebo mohou poskytnout specifické prostředky pro získání údajů pro individuální opravy.

Dokumentaci, jako je příručka pro opravy konstrukce a servisní bulletiny, je potřeba přezkoumat a ověřit její vyhovění principům přípustnosti poškození, aktualizovat ji a prohlásit za konzistentní se záměry REG.

Kde TCH publikoval pokyny pro vyhodnocování oprav, programy hodnocení oprav či obdobné dokumenty, měly by být tyto dokumenty zahrnuty do programu údržby letadla v souladu s požadavky Části-M.

Toto hodnocení únavy a přípustnosti poškození oprav stanoví vhodný program prohlídek či plán výměn, pokud bude nezbytný program prohlídek příliš náročný či neuskutečnitelný. Podrobnosti o prostředcích, s jejichž pomocí je možné vyvinout REG a program údržby, je uveden v Dodatku 3.

10 OMEZENÍ PLATNOSTI (LOV) PROGRAMU ÚDRŽBY A VYHODNOCENÍ ROZSÁHLÉHO ÚNAVOVÉHO POŠKOZENÍ (WFD)

a) Prvotní vyhodnocení WFD a LOV

Veškerá hodnocení únavy a přípustnosti poškození jsou ve svém rozsahu konečná a tudíž jsou rovněž omezená ve své dlouhodobé schopnosti zajistit zachování letové způsobilosti. Požadavky na údržbu, které se vyvíjí z těchto vyhodnocení, mají konečné období platnosti, které je definované rozsahem zkoušení, analýzy a provozních zkušeností, které tvoří hodnocení, a stupněm odpovídajících nejistot. **Omezení platnosti (LOV)** je časové období vyjádřené ve vhodných jednotkách (např. letových cyklech), pro které bylo prokázáno, že stanovené časy prohlídek a výměn budou dostatečné, aby zajistily bezpečný provoz a zejména předešly rozvoji rozsáhlého únavového poškození. LOV by mělo být založeno na důkazech z únavových zkoušek.

Pravděpodobnost výskytu únavového poškození v konstrukci letadla se zvyšuje s jeho využitím. Při procesu návrhu je obvykle stanovena návrhová cílová životnost (DSG) ve smyslu počtu letových cyklů/hodin pro drak. Obecně se očekává, že jakékoliv trhliny, které se objeví do DSG, se objeví izolovaně (tj. místní trhliny) a budou vycházet z jednoho zdroje, jako je náhodná výrobní vada (např. špatně vyvrtaný otvor pro spojovací prvek) nebo z určitého konstrukčního detailu. Považuje se za nepravděpodobné, že se výrobní vady či určité konstrukční problémy budou při svém růstu silně vzájemně ovlivňovat. SSIP popsany v odstavci 6 a Dodatku 1 tohoto AMC má odhalit všechny formy únavového poškození dřívě, než se stanou kritickými. Nicméně ukázalo se, že jak se letadlo blížilo a překročilo DSG, pouze některé SSIP správně určovaly rozsáhlé únavové poškození (WFD), jak je popsáno níže.

Při prodlouženém používání se v rovnoměrně zatížené konstrukci mohou rozvinout trhliny v přilehlých otvorech pro spojovací prvky či v přilehlých podobných konstrukčních detailech. Rozvoj trhlin na více místech (jak MSD, tak MED) může také vést k jejich silným vzájemným reakcím, které mohou ovlivnit následný růst trhlin, a v takovém případě by již nadále neplatily predikce pro místní tvorbu trhlin. Příklad této situace se může objevit u jakéhokoliv spoje potahu, kde dochází k přenosu zatížení. Současná tvorba trhlin u mnoha spojovacích prvků podél společné linie nýtů může snížit zbytkovou pevnost spoje pod požadovanou úroveň dřívě, než budou trhliny zjištěny v rámci programu údržby stanoveného v čase certifikace. Navíc tyto trhliny, ať už na sebe vzájemně působí, nebo nikoliv, mohou mít nepříznivý účinek na schopnost odolat velkému poškození (LDC) u draku dřívě, než bude možné trhliny odhalit.

Úlohou TCH je provést vyhodnocení WFD a očekává se, že ve spojení s provozovateli zahájí vývoj programu údržby s cílem předejít provozu s WFD. V Dodatku 2 jsou uvedeny pokyny pro vývoj programu pro předcházení výskytu WFD. Takový program musí být implementován dřívě, než analýzy, zkoušky a/nebo provozní zkušenosti ukáží, že se v letadlovém parku může rozvinout rozsáhlé únavové poškození. Úlohou provozovatele je poskytnout provozní zkušenosti, které pomohou zajistit praktičnost programu a jeho efektivní implementaci.

Výsledky vyhodnocení WFD pro zvažovaný model letadla by měly být předloženy k přezkoumání a schválení Agentuře. Protože cílem tohoto vyhodnocení je předejít výskytu WFD v letadlovém parku, očekává se, že výsledky budou obsahovat doporučení nezbytných prohlídek či modifikací a/nebo výměny konstrukce, které budou v daném případě vhodné k podpoře LOV. Očekává se, že TCH bude při vývoji těchto programů úzce spolupracovat s provozovateli, aby zajistil, že při implementaci budou k dispozici potřebné odbornosti a zdroje.

Přezkoumání výsledků vyhodnocení WFD Agenturou bude zahrnovat jak technické aspekty, tak aspekty údržby návrhu. Agentura očekává, že jakákoliv nezbytná opatření pro předcházení výskytu WFD (včetně LOV) budou zahrnuta do programů údržby vyvíjených v souladu s Částí-M. Jakékoliv servisní bulletiny či jiné publikace se servisními informacemi, které budou revidovány či vydány v důsledku provozních zjištění MSD/MED vzešlých z implementace těchto programů, si mohou vyžádat opatření uvedená v samostatném AD.

V případě, že uspokojivé vyhodnocení WFD nebude možné provést včas, může Agentura nařídít omezení životnosti, provozní omezení či omezení prohlídkami, která zajistí integritu konstrukce vlastního typového návrhu.

b) Revize vyhodnocení WFD a LOV

Nová zjištění na základě provozních zkušeností, zlepšené metodiky predikce, lepší údaje o spektru zatížení, změny jakýchkoliv činitelů, na kterých je založeno vyhodnocení WFD, nebo ekonomické úvahy si mohou vyžádat revizi tohoto vyhodnocení. Obdobně by měla být vypracována i související nová doporučení pro činnosti údržby, včetně revize LOV, bude-li to na místě, a měla by být předána Agentuře k přezkoumání a schválení jak technických aspektů, tak i aspektů údržby.

Aby bylo možné provozovat určité letadlo do revidovaného LOV, mělo by být vyhodnocení WFD provedeno také pro všechny modifikované či opravené konstrukce, aby bylo stanoveno, zda některá nová konstrukce nebo jakákoliv konstrukce dotčená změnou není náchylná k WFD. Toto vyhodnocení by mělo být provedeno DAH u změněných konstrukcí v součinnosti s provozovatelem, a to ještě předtím, než letadlo dosáhne stávajícího LOV. Výsledky a veškerá nezbytná opatření k zamezení výskytu WFD dříve, než letadlo dosáhne revidovaného LOV, by měly být předloženy k přezkoumání a schválení Agentuře.

Tento proces je možné opakovat, takže může být, na základě schválení vyhodnocení Agenturou, stanoveno revidované LOV a zahrnuto do provozovatelova programu údržby spolu s veškerými nezbytnými opatřeními k zamezení výskytu WFD dříve, než letadlo dosáhne revidovaného LOV.

LOV a související opatření by měly být zahrnuty v ALS. U letadla bez ALS může být vhodné, aby DAH vytvořil ALS a vložil informaci o LOV do ALS, spolu s jasnou identifikací prohlídek a modifikací, které jsou potřeba k dosažení bezpečného provozu až do tohoto omezení.

V každém případě by instrukce uvedené DAH v jejich ICA (např. revize příručky pro údržbu) měly jasně indikovat, že program údržby neplatí za určitou mezí, a tato mez a související instrukce musí být dodrženy v provozovatelově programu údržby, jak byl schválen příslušným úřadem podle požadavků Části-M, pokud není zahrnut alternativní program schválený EASA.

11 DOPLŇKOVÁ TYPOVÁ OSVĚDČENÍ A MODIFIKACE

Jakékoliv modifikace nebo doplňková typová osvědčení (STC) ovlivňující konstrukci letadla by mohly mít vliv na jeden či více aspektů hodnocení stárnoucích letadel, jak jsou popsány výše. Takové konstrukční změny bude třeba zvážit stejně jako u základní konstrukce letadla a provozovatel by měl usilovat o podporu ze strany držitele STC (který nese primární zodpovědnost za návrh/certifikaci STC) nebo organizace oprávněné k projektování, pokud například držitel STC již neexistuje. V Dodatku 3 jsou uvedeny další podrobnosti.

Od držitelů STC se očekává, že přezkoumají stávající návrhy, které mohou mít dopady na zachování letové způsobilosti v souvislosti s programy pro stárnoucí letadla, a že budou spolupracovat s provozovateli a TCH, kde to bude vhodné.

12 IMPLEMENTACE

V souladu s Částí-M musí provozovatelé měnit své stávající programy údržby konstrukce tak, aby vyhovovaly a zohledňovaly nové a/nebo upravené instrukce pro údržbu stanovené DAH.

Z diskuzí mezi zástupci průmyslu a Agentury, které vedly k definování programů popsaných v odstavcích 6 až 10 výše, se podařilo vyvodit odpovídající časy implementace. Tyto časy implementace programu jsou vyjádřeny jako zlomek DSG daného modelu letadla.

Program	Dotčená konstrukce*	Implementace
CPCP	Všechny primární konstrukce	½ DSG
SSID	PSE podle definice v CS 25.571	½ DSG
Přezkoumání SB	SB, které se týkají potenciálně nebezpečných podmínek konstrukce	¾ DSG
REG a RAP	Opravy konstrukce kritické z pohledu únavy (FCS)	¾ DSG
WFD	Primární konstrukce náchylná k WFD	1 DSG

* Poznámka: Filozofie certifikace pro prvky s bezpečnou životností dle CS 25.571 nevyžaduje žádné další šetření v rámci programů pro stárnoucí letadla, které by mohly zajistit prohlídky založené na přípustnosti poškození. Nicméně to nevyklučuje prvky s bezpečnou životností (safe-life), jako je přistávací zařízení, z CPCP a přezkoumání SB či z přehodnocení jejich bezpečné životnosti, pokud je známo, že došlo ke změně využití či zatížení konstrukce letadla.

Pokud nejsou před implementací těchto programů k dispozici jiné informace, za DSG by mělo být považováno omezení platnosti stávajících programů údržby.

Držitelem TC/STC by měly být na základě výše uvedené tabulky stanoveny, podle vhodnosti, časy implementace programu v letových hodinách, letových cyklech či cyklech přistání nebo v kalendářních obdobích.

K začlenění nezbytných opatření do provozovatelova programu údržby poté, co budou dostupné u DAH, může být poskytnuto období až jednoho roku. Pro odklad provedení opatření po tomto prahovém termínu by měla být určena úroveň rizika a u velkých letadlových parků praktičnost plánování činností údržby. Obvykle by u činností údržby, pro které již uplynul prahový termín, měla být vyžadována jejich plná implementace v celém letadlovém parku v průběhu 4 let od schválení programu provozovatele příslušným úřadem.

Pokud nejsou k dispozici údaje o datech začlenění oprav a modifikací (STC), bude nutné předpokládat, že jsou stejného stáří jako drak letadla.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 1

Pokyny pro zpracování programu doplňkových prohlídek konstrukce

1 VŠEOBECNĚ

1.1 Účel

Dodatek 1 uvádí výklady, pokyny a přijatelné způsoby průkazu pro úkony v rámci SSIP.

1.2 Historický vývoj

Provozní zkušenosti ukázaly, že existuje potřeba mít souvisle aktualizované znalosti týkající se integrity konstrukce letadel, zejména pak při jejich stárnutím. Rané požadavky ohledně únavy, jako byly předpisy „o bezpečnosti při poruše“, nezajišťovaly včasné prohlídky kritických částí konstrukce letadla, které by zajistily, aby poškozené či vadné součásti bylo možné spolehlivě identifikovat a následně opravit či vyměnit dříve, než se rozvinou nebezpečné podmínky.

V roce 1978 byl v USA pro kategorii dopravních letounů přijat změnou Amendment 25-45 FAR 25.571 koncept přípustnosti poškození. Tato změna předpisu vyžadovala provedení analýzy přípustnosti poškození jako součást typového návrhu letounů dopravní kategorie, pro které byla žádost o typovou certifikaci přijata po datu účinnosti této změny. V roce 1980 byl požadavek na analýzy přípustnosti poškození přidán i do JAR 25.571, Change 7.

Jedním z předpokladů úspěšné aplikace přístupu přípustnosti poškození při řízení únavy je, že růst trhliny a zbytkovou pevnost je možné předvídat s dostatečnou přesností, což umožní stanovení prohlídek, které odhalí tvorbu trhlin dříve, než dosáhnou takové velikosti, která sníží pevnost pod specifikovanou úroveň. Je-li odhaleno poškození, je letová způsobilost zajištěna opravou či revidovaným úkonem údržby. Dosavadní důkazy ukazují, že jsou-li zahrnuty všechny kritické části konstrukce, zajišťují prohlídky a postupy založené na únavě a přípustnosti poškození (včetně modifikace a výměny v případě potřeby) nejlepší přístup k určení únavy letadla.

Letadla před změnou Amendment 25-45 FAR Part 25 (JAR-25, Change 7) byla stavěna podle různých standardů, které obsahovaly požadavky týkající se únavy a bezpečnosti při poruše. Pro tyto letouny, jak byly certifikovány, nebyly nařízeny žádné specifické požadavky ohledně provádění prohlídek za účelem odhalení únavového poškození. Aby byly následně po změně FAR 25 zohledněny požadavky přípustnosti poškození i pro starší letouny, vydala FAA poradní oběžník AC 91-56A. Tento AC platil pro letouny certifikované před Amendmentem 25-45 o maximální celkové hmotnosti vyšší než 75 000 liber. Na základě tohoto AC se od TCH očekávalo, že spolu s provozovateli zahájí vývoj SSIP pro každý model letounu.

AC 91-56A poskytoval poradenský materiál pro vývoj takových programů založených na principech přípustnosti poškození. Mnoho TCH velkých letounů vyvinulo SSIP pro své letouny certifikované před Amendmentem 25-45 FAR 25. Dokumenty obsahující SSIP jsou označovány jako dokumentace k doplňkovým prohlídkám konstrukce (SSID) nebo dokumentace k doplňkovým prohlídkám (SID).

Příslušné úřady v minulosti vydaly řadu AD vyžadujících vyhovění těmto SSIP. Obecně tyto AD na provozovatelích vyžadují, aby začlenili SSIP do svých programů údržby. Dle požadavků Části-M se očekává, že provozovatelé automaticky začlení SSID do svého programu údržby.

U letounů certifikovaných po Amendmentu 25-45 FAR 25 bylo požadováno, aby byly prohlídky či jiné postupy vytvořeny na základě vyhodnocení přípustnosti poškození vyžadovaného podle FAR 25.571 a aby byly zahrnuty do údajů pro údržbu. Ve změně Amendment 25-54 FAR 25 a Change 7 JAR-25 se vyžadovalo, aby tyto prohlídky a postupy byly uvedeny v oddílu omezení letové způsobilosti v instrukcích pro zachování letové způsobilosti vyžadovaných ustanovením 25.1529. Ve stejné změně došlo ke změně ustanovení 25.1529 tak, že na žadatelích o typovou certifikaci bylo vyžadováno, aby připravili instrukce pro zachování letové způsobilosti v souladu s dodatkem Appendix H k FAR/JAR-25. Appendix H vyžaduje, že instrukce pro zachování letové způsobilosti musí obsahovat oddíl s názvem „Omezení letové způsobilosti“, který bude oddělen a jasně odlišen od zbytku dokumentu.

Tento oddíl musí obsahovat informace o prohlídkách a dalších postupech vyžadovaných FAR/JAR/CS 25.571.

Obsah oddílu omezení letové způsobilosti v instrukcích pro zachování letové způsobilosti je některými TCH označován jako instrukce pro omezení letové způsobilosti (Airworthiness Limitations Instructions) (ALI). Jiní TCH se rozhodli označovat stejný oddíl jako položky omezující letovou způsobilost (Airworthiness Limitation Items) (ALI).

Vyhovění požadavkům FAR/JAR 25.571, Amendment 25-45 a Change 7 či pozdějším změnám ústí v požadavky na pravidelnou prohlídku letounů ve snaze odhalit potenciální únavové poškození v oblastech, kde se může nejpravděpodobněji vyskytnout.

2 PROGRAM DOPLŇKOVÝCH PROHLÍDEK KONSTRUKCE (SSIP)

Zvýšené využití, delší provozní životnost a vysoké bezpečnostní nároky kladené na stávající letadlový park dopravních letounů indikují potřebu programu, který zajistí vysokou úroveň integrity konstrukce u všech letounů v dopravním letadlovém parku.

Účelem tohoto AMC je poskytnout výklad pro TCH a jiné DAH, který jim umožní rozvíjet či přezkoumat efektivitu stávajících programů prohlídek. SSIP jsou založeny na důsledném technickém přezkoumání vlastností konstrukce letadla z pohledu přípustnosti poškození pomocí nejmodernějších technik a změn provozního využití. Ty pak vedou k revidovaným či novým požadavkům na prohlídky, primárně pro trhliny na konstrukci, a k výměně či modifikaci konstrukce tam, kde provádění prohlídek není praktické.

Velké dopravní letouny, které byly certifikovány podle FAR 25.571, Amendment 25-45/54 nebo JAR 25, Change 7, jsou konstrukce připouštějící poškození (damage-tolerant). Požadavky ohledně únavy jsou součástí zpráv MRB, jak vyžaduje ATA MSG-3. Nicméně pro letouny certifikované před ATA MSG-3, revizi 2 neexistují žádné požadavky na pravidelné přezkoumání zpráv MRB a pro letouny certifikované po ATA MSG-3, revizi 2 existuje pouze požadavek na pravidelné přezkoumání zpráv MRB za účelem zhodnocení efektivity CPCP. V souvislosti s činnostmi kolem stárnoucích letadel je důležité, aby byla z pohledu efektivity pravidelně přezkoumávána část zprávy MRB, která obsahuje prohlídky konstrukce vycházející z analýzy únavy a přípustnosti poškození.

2.1 Letouny certifikované před Amendmentem 25-45 FAR 25

Od TCH se očekává, že zahájí vývoj SSIP pro každý model letadla. Takový program musí být implementován dříve, než analýza, zkoušky a/nebo provozní zkušenosti ukáží, že je třeba významně navýšit rozsah prohlídek a/nebo modifikací, aby byla udržena integrita konstrukce letounu. Tím by mělo být zajištěno, že provozovatelé budou mít k dispozici přijatelný program v době, kdy bude potřeba. Program by měl zahrnovat postupy pro získání a hodnocení servisních informací, dostupných údajů ze zkoušek a nových údajů z analýz a zkoušek.

SSID by měla být vypracována v souladu s odstavcem 3 tohoto Dodatku 1. TCH by měl předat Agentuře ke schválení doporučenou SSIP spolu s použitými kritérii a základem pro jejich definování. V SSID by měly být odpovídajícím způsobem definovány a efektivním způsobem prezentovány SSIP. SSID by měla zahrnovat typ zvažovaného poškození a pravděpodobná místa výskytu; přístupy pro provádění prohlídek, práh, intervaly, metody a postupy prohlídek; stav platných modifikací a/nebo omezení životnosti; a druhy provozu, pro které SSID platí.

Přezkoumání SSID Agenturou bude zahrnovat jak technické aspekty, tak aspekty údržby návrhu. V případě, že přijatelnou SSID nebude možné zajistit včas, příslušný úřad může stanovit provozní životnost, provozní omezení či omezení prohlídkami, která zajistí integritu konstrukce.

TCH by měl pravidelně kontrolovat SSID ve vztahu k současným provozním zkušenostem. Tato kontrola by měla zahrnovat vyhodnocení aktuálně používaných metod a nálezů. Jakákoliv neočekávaná vada, která se vyskytne, by měla být zhodnocena jako součást průběžného hodnocení integrity konstrukce, které umožní rozhodnout o potřebě revize dokumentu.

2.2 Letouny certifikované po Amendmentu 25-45 FAR 25

Letouny certifikované podle požadavků FAR 25.571, Amendment 25-45; JAR 25.571, Change 7; a CS-25 či jejich pozdějších změn jsou konstrukce připouštějící poškození. Omezení letové způsobilosti včetně prohlídek a postupů stanovených v souladu s FAR/JAR/CS 25.571 musí být zahrnuta v instrukcích pro zachování letové způsobilosti, viz FAR/JAR/CS 25.1529. Další výklad o stávajícím obsahu naleznete ve FAR/JAR/CS-25, Appendix H.

Pro udržení integrity konstrukce těchto letounů je nezbytné sledovat efektivitu těchto prohlídek a postupů. DAH by proto měl pravidelně kontrolovat tyto informace ve vztahu k současným provozním zkušenostem. Jakákoliv neočekávaná vada, která se vyskytne, by měla být hodnocena jako součást průběžného hodnocení integrity konstrukce, aby bylo možné rozhodnout o potřebě revize těchto informací. Revidované údaje by se měly rozvíjet v souladu se stejnými postupy, které byly použity při typové certifikaci, při zvažení jakýchkoliv dodatečných zkoušek či dostupných provozních údajů a změny způsobů provozování letounů.

3 POKYNY PRO ZPRACOVÁNÍ DOKUMENTACE K DOPLŇKOVÝM PROHLÍDKÁM KONSTRUKCE

Tento odstavec je založen přímo na FAA AC 91-56A, Appendix 1, který platí pro kategorii dopravních letounů, které byly certifikovány před Amendmentem 25-45 FAR 25 či rovnocenným požadavkem.

3.1 Všeobecně

Amendment 25-45 k § 25.571 zavedl znění, které klade důraz na konstrukci připouštějící poškození. Nicméně hodnocená konstrukce, zvažovaný typ poškození (únava, koroze, provoz a poškození při výrobě) a kritéria prohlídek a/nebo modifikací by měly být, v praktické míře, v souladu s principy přípustnosti poškození dle stávajících standardů § 25.571. Přijatelné způsoby průkazu je možné nalézt v AC 25.571-1C („Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure“ ze dne 29. dubna 1998) či poslední revizi.

Je nezbytné identifikovat části a celky konstrukce, které se významně podílejí na přenášení letových, pozemních, tlakových zatížení či síly na řízení, a jejichž porucha by mohla ovlivnit integritu konstrukce nezbytnou pro pokračování v bezpečném provozu letounu. Musí být stanoveny či potvrzeny vlastnosti přípustnosti poškození či bezpečné životnosti těchto částí a celků.

Analýzy provedené v souvislosti s průběžným hodnocením integrity konstrukce by měly být založeny na podpůrných důkazech, včetně zkoušek a provozních údajů. Tyto podpůrné důkazy by měly brát v úvahu spektra provozního zatížení, rozložení zatížení konstrukce a chování materiálů. Při stanovování prahu a četnosti prohlídek, a kde je to vhodné, doby vyřazení z provozu by měla být přidána dostatečná tolerance rozptylu životnosti v důsledku vzniku trhlin a rychlosti jejich šíření. Alternativně může být práh prohlídek založen výhradně na statistickém hodnocení zkušeností z letadlového parku, pokud je možné prokázat, že tomuto přístupu je možné přičíst stejnou důvěryhodnost.

Efektivní metodou vyhodnocení stavu konstrukce starších letounů je selektivní prohlídka s intenzivním využitím nedestruktivních technik a prohlídek jednotlivých letounů, které zahrnují částečnou či úplnou demontáž (tzv. „sejmutí potahu“ (teardown)) dostupné konstrukce.

Měl by být uvážěn vliv oprav a modifikací schválených TCH. Navíc může být nutné uvážit vliv oprav a provozovatelem schválených či jiných modifikací DAH na jednotlivých letadlech. Provozovatel nese zodpovědnost za zajištění notifikace a zohlednění jakýchkoliv takových aspektů v součinnosti s DAH.

3.2 Konstrukce připouštějící poškození

Hodnocení přípustnosti poškození konstrukce letadla by mělo být založeno na nejlepších dostupných informacích. Hodnocení by mělo zahrnovat přezkoumání analýz, údajů ze zkoušek, provozních zkušeností a jakýchkoliv zvláštních prohlídek souvisejících s typovým návrhem.

Následně by mělo být určeno místo či místa v každé části či celku konstrukce, u nichž je zvažována pravděpodobnost tvorby trhlin, a doba či počty letů, při kterých může k tvorbě trhlin dojít.

Měly by být stanoveny charakteristiky růstu poškození a účinky vzájemného působení na přilehlé části, které mohou ovlivňovat rychlost a rozsah šíření poškození. Toto stanovení by mělo být založeno na studii těch míst, která mohou být vystavena možnosti iniciace trhlin v důsledku únavy, koroze, napěťové koroze, narušení lepených spojů, náhodného poškození či výrobních vad v těchto oblastech, jejichž náchylnost byla stanovena z provozních zkušeností či posouzením konstrukce. Certifikační specifikace pro přípustnost poškození – CS 25.571 – vyžadují, aby bylo posouzeno nejen únavové poškození, ale také poškození náhodné či od prostředí. Některé typy náhodného poškození (např. rýhy) není možné snadno určit pomocí procesu MSG a vyžadují specifické prohlídky založené na analýze a zkouškách únavy a přípustnosti poškození. Někteří žadatelé se mohou navíc rozhodnout určit jiné typy náhodného poškození a poškození od prostředí v SSID nebo ALS pomocí modelování poškození, jako jsou trhliny, a provedení analýzy únavy a přípustnosti poškození. Výsledný program prohlídek může být připraven na míru, aby byl nalezen počáteční druh poškození, nebo výsledný scénář tvorby únavových trhlin či obojí.

Měla by být stanovena minimální velikost poškození, které je prakticky odhalitelné, a navrhovaná metoda prohlídky. Stanovení by mělo zohledňovat počet letů, které jsou potřeba k nárůstu trhliny z odhalitelné velikosti po povolenou mez, tak aby zbytková pevnost konstrukce odpovídala podmínkám uvedeným v CS 25.571.

Poznámka: Při stanovování navrhované metody prohlídky je vhodné uvážit vizuální prohlídku, nedestruktivní zkoušení a analýzu údajů ze zabudovaných zařízení pro snímání zatížení a poruch.

Průběžné hodnocení integrity konstrukce může zahrnovat rozsáhlejší poškození, než které bylo uvažováno při původním vyhodnocení bezpečnosti letadla při poruše, jako jsou například:

- (a) Několik malých sousedících trhlin, z nichž každá může být kratší, než je typicky odhalitelná délka, které se náhle rozvinou do dlouhé trhliny;
- (b) Poruchy či částečné poruchy v dalších místech v důsledku změny rozložení zatížení po prvotní poruše, což způsobilo rychlejší šíření únavy; a
- (c) Současná porucha či částečná porucha více prvků v dráze zatížení (např. ok, potahových desek či prvků zamezujících šíření trhlin), které pracují na obdobné úrovni napětí.

3.3 Informace, které by měly být zahrnuty do posouzení

Průběžné posuzování integrity konstrukce pro určitý typ letadla by mělo být založeno na principech popsaných v odstavci 3.2 tohoto Dodatku 1. Do posouzení by měly být zahrnuty následující informace, které by měly být TCH uchovávané ve formě přístupné Agentuře:

- (a) Aktuální provozní statistika o letadlovém parku v hodinách či letech;
- (b) Typický provozní úkol (let) nebo úkoly (lety) uvažované v posouzení;
- (c) Podmínky konstrukčního zatížení pro zvolené úkoly (lety);
- (d) Podpůrné důkazy ze zkoušek a související provozní zkušenosti.

K informacím specifikovaným v odstavci 3.3 by pro každou kritickou část či celek mělo být navíc zahrnuto následující:

- (a) Podklady použité pro vyhodnocení charakteristik přípustnosti poškození části či celku;
- (b) Místo či místa na části nebo celku, kde by poškození mohlo ovlivnit integritu konstrukce letadla;
- (c) Doporučené metody prohlídky pro danou oblast;
- (d) Maximální velikost poškození, při kterém je možné prokázat požadovanou zbytkovou pevnost a kritický návrhový případ zatížení pro tuto konstrukci – u konstrukcí připouštějících poškození; a

- (e) Práh prohlídky pro každé místo poškození a interval růstu poškození mezi odhalitelným a kritickým stavem, včetně pravděpodobných účinků vzájemného působení s jinými místy poškození – u konstrukcí připouštějících poškození.

Poznámka: Tam, kde opakované vyhodnocení bezpečnosti určité části nebo celku při poruše nebo jejich přípustnost poškození ukáže, že těchto vlastností není možné dosáhnout, nebo je možné je prokázat pouze pomocí postupů prohlídek, jejichž praktičnost či spolehlivost mohou být nejisté, může být nezbytné definovat jejich výměnu či modifikaci.

3.4 Program prohlídek

Účelem posouzení zachování letové způsobilosti v jeho nejzákladnějším významu je úprava stávajícího programu prohlídek při údržbě dle potřeby tak, aby bylo zajištěno zachování bezpečnosti typu letadla.

V souladu s odstavci 1 a 2 tohoto Dodatku 1 by měla být stanovena povolená mez velikosti poškození pro každé místo tak, aby konstrukce měla zbytkovou pevnost pro podmínky zatížení specifikované v CS 25.571. Měla by být stanovena velikost poškození, která je prakticky zjištělná navrhovanou metodou prohlídky, a počet letů, které jsou třeba k nárůstu trhliny z odhalitelné na povolenou mez.

Doporučený program prohlídek by měl být stanoven z údajů popsanych v odstavci 3.3 s odpovídajícím zvážením následujícího:

- (a) Zkušenosti z letadlového parku včetně všech plánovaných kontrol při údržbě;
- (b) Spolehlivost navrhované techniky prohlídek; a
- (c) Souhrnné pravděpodobnosti dosažení výše uvedených úrovní zatížení a konečné velikosti poškození v těch případech, kde je možné s přijatelnou jistotou použít pravděpodobnostní metody.

Měly by být stanoveny prahy prohlídek pro doplňkové prohlídky. Ty by byly doplňkem k normálním prohlídkám, včetně detailních vnitřních prohlídek.

- (a) U konstrukcí s hlášenými trhlinami by měl být práh prohlídek stanoven pomocí analýzy údajů z provozu a dostupných údajů ze zkoušek pro každý jednotlivý případ.
- (b) U konstrukcí bez hlášených trhlin může být přijatelné stanovit práh prohlídek pouze na základě analýzy stávajících údajů z letadlového parku za předpokladu, že je k dispozici dostatek zkušeností z letadlového parku. Tento práh by měl být nastaven tak, aby zahrnoval prohlídku dostatečného počtu letadel s velkým náletem, který umožní navýšení důvěryhodnosti v integritu konstrukce (viz odstavec 1 tohoto Dodatku 1).

3.5 Dokumentace k doplňkovým prohlídkám konstrukce

SSID by měla obsahovat doporučení pro postupy prohlídek a výměnu či modifikaci částí nebo celků, které jsou nezbytné pro zachování bezpečného provozu letadla až do LOV. V úvodu dokumentu by měly být uvedeny následující informace:

- (a) Identifikace variant základního typu letadla, ke kterým se dokumentace vztahuje.
- (b) Odkaz na dokumenty popisující jakékoliv stávající prohlídky nebo modifikace částí či celků.
- (c) Druhy provozu, pro které je program prohlídek považován za platný.
- (d) Seznam servisních bulletinů (nebo jiných servisních publikací) revidovaných v důsledku opětovného konstrukčního posouzení provedeného při vývoji SSID, včetně prohlášení, že provozovatel musí tyto servisní bulletiny zohlednit.
- (e) Uvažovaný typ poškození (tj. únava, koroze a/nebo náhodné poškození).
- (f) Výklad pro provozovatele o tom, které nálezy z prohlídek by měly být hlášeny držiteli typového osvědčení.

Dokument by měl obsahovat minimálně následující informace pro každou kritickou část či celek:

- (a) Popis části nebo celku a jakékoliv související přilehlé konstrukce, včetně způsobu přístupu k části.
- (b) Související provozní zkušenosti.
- (c) Pravděpodobné místo (místa) poškození.
- (d) Metodu a postup prohlídky, včetně případných alternativ.
- (e) Minimální velikost poškození, která je považována za odhalitelnou příslušnou metodou (metodami) prohlídky.
- (f) Servisní bulletiny (nebo jiné servisní publikace) revidované nebo vydané v důsledku provozních zjištění při implementaci SSID (přidané jako revize k výchozí SID).
- (g) Výchozí práh prohlídek.
- (h) Interval opakovaných prohlídek.
- (i) Odkaz na volitelné modifikace či výměny části nebo celku jako krok ukončující prohlídku.
- (j) Odkaz na povinné modifikace či výměny části nebo celku při určité životnosti, pokud je zajištění bezpečnosti při poruše prohlídkou nepraktické.
- (k) Informace týkající se jakýchkoliv změn považovaných za nezbytné u již deklarovaných „bezpečných životností“.

SSID by měla být čas od času porovnána s aktuálními provozními zkušenostmi. Jakékoli objevené neočekávané vady, které se vyskytnou, by měly být posouzeny jako součást průběžného posuzování integrity konstrukce, aby bylo možné rozhodnout o nutnosti revize SSID. V budoucích servisních bulletinech týkajících se konstrukce by měl být uveden jejich vliv na SSID.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 2

Pokyny pro zpracování programu předcházení výskytu rozsáhlého únavového poškození

1 ÚVOD

Terminologie a metodika v tomto dodatku jsou založeny na materiálech vyvinutých AAWG.

2 DEFINICE

- **Prodloužená cílová životnost** (Extended Service Goal) (**ESG**) je upravená návrhová cílová životnost, stanovená na základě provozních zkušeností, analýzy a/nebo zkoušek, během které bude hlavní konstrukce přiměřeně bez závažných trhlin, včetně rozsáhlého únavového poškození.
- **Bod zahájení prohlídky** (Inspection Start Point) (**ISP**) je bodem v čase, kdy jsou zahájeny zvláštní prohlídky letadlového parku kvůli určité pravděpodobnosti vzniku stavu MSD/MED.
- **Schopnost odolat velkému poškození** (Large Damage Capability) (**LDC**) je schopnost konstrukce odolat poškození, které je odhalitelné zrakem v rámci běžné údržby provozovatele a které je způsobené náhodným poškozením, únavovým poškozením či zhoršením stavu vlivem prostředí, při němž si však stále udrží schopnost unést provozní zatížení s MSD do rozsahu očekávaného v SMP.
- **Perioda sledování** (Monitoring period) je časová perioda od zahájení zvláštních prohlídek v letadlovém parku z důvodu zvýšeného rizika MSD/MED (ISP), která končí při dosažení SMP.
- **Součinitel rozptylu** (Scatter Factor) je součinitel omezující životnost, který se používá při výkladu výsledků únavových zkoušek a analýz.
- **Bod modifikace konstrukce** (Structural Modification Point) (**SMP**) je bodem vyvozeným z průměrného chování WFD (tj. spodní hranice) tak, aby provoz do tohoto bodu zajišťoval ochranu odpovídající dvojnásobné životnosti stanovené při únavových zkouškách. Žádné letadlo by nemělo být provozováno za SMP bez provedení modifikace či výměny části.
- **Součinitel vztahu zkouška/konstrukce** (Test-to-Structure Factor) představuje řadu činitelů, které se používají k upravení výsledků zkoušek na výsledky platné pro skutečnou konstrukci. Tyto činitele mohou mimo jiné zahrnovat následující rozdíly:
 - spektrum napětí,
 - hraniční podmínky,
 - konfiguraci vzorku,
 - materiálové rozdíly,
 - geometrické faktory, a
 - vlivy prostředí.
- **Prohlídka v demontovaném stavu** (Teardown inspection) může být destruktivní a může být provedena na konstrukčních celcích, které byly podrobeny únavovým zkouškám nebo které byly vyřazeny z provozu. Alternativně může zahrnovat místní demontáž (nedestruktivní) a následnou renovaci určitých oblastí na letadle s velkým využitím v provozu. Obnažené části konstrukce jsou následně prohlédnuty vizuálně a s využitím nedestruktivních technologií prohlídek, aby bylo možné charakterizovat rozsah poškození uvnitř konstrukce z pohledu koroze, únavy a náhodného poškození.
- **WFD (průměrné chování)** je bodem v čase, kdy se očekává, že 50 % letadlového parku dosáhne WFD u určitého detailu.

3 VŠEOBECNĚ

Pravděpodobnost výskytu únavového poškození v konstrukci letadla se zvyšuje s jeho využitím. Při projekci letadla je obvykle stanovena návrhová cílová životnost (DSG), která je stanovena ve formě počtu letových cyklů/hodin draku. Očekává se, že jakékoliv trhliny, které se vyskytnou na letadle provozovaném do DSG, se vyskytnou izolovaně (tj. místní trhliny) a budou vycházet z osamoceného zdroje, jako je náhodná výrobní vada (např. špatně vyvrtaný otvor pro spojovací prvek) nebo z určitého konstrukčního detailu. Považuje se za nepravděpodobné, že trhliny vzniklé z výrobních vad či určitých konstrukčních problémů se budou při svém růstu vzájemně silně ovlivňovat.

S rostoucím využitím se u rovnoměrně zatížené konstrukce mohou rozvinout trhliny v sousedních otvorech pro spojovací prvky či v sousedních podobných konstrukčních detailech. Tyto trhliny se mohou anebo nemusí vzájemně ovlivňovat a mohou mít nepříznivý účinek na LDC konstrukce předtím, než se stanou odhalitelnými. Rozvoj trhlín na více místech (jak MSD, tak MED) může také vést k silným vzájemným reakcím, které mohou ovlivnit následný růst trhlín; v tomto případě by již neplatily prognózy pro místní růst trhlín. Příkladem této situace může být jakýkoliv spoj potahu, ve kterém dochází k přenosu zatížení. Současná tvorba trhlín u mnoha spojovacích prvků podél společné linie nýtů může snížit zbytkovou pevnost spoje pod požadovanou úroveň dřívě, než budou trhliny odhalitelné programem běžné údržby, který byl stanoven v čase certifikace.

Kvůli malé pravděpodobnosti výskytu MSD/MED při provozu letadla do jeho DSG programy údržby vyvinuté při prvotní certifikaci obvykle uvažují pouze místní únavové trhliny. Proto je při dosažení DSG letadla nutné provést ve stárnoucím letadlovém parku odpovídající opatření, která umožní zabránit rozvoji WFD, aby nebyl ohrožen bezpečný provoz letadla. DAH a/nebo provozovatel(-é) by měli provést vyhodnocení konstrukce, kterým stanoví, kde a kdy se může objevit MSD/MED. Na základě tohoto vyhodnocení by DAH, a v některých případech provozovatelé, stanovili dodatečné instrukce pro údržbu příslušné konstrukce. Instrukce pro údržbu zahrnují, mimo jiné, prohlídky, modifikace konstrukce a meze platnosti nových instrukcí pro údržbu. Ve většině případů se k dosažení požadované úrovně bezpečnosti považuje za nezbytnou kombinace prohlídek a/nebo modifikací/výměn. Pokud prohlídky nebude možné provést, mohou si některé případy vyžádat modifikaci či výměnu.

Existuje určitá možnost, že by v dané části konstrukce mohlo dojít k současnému výskytu MSD a MED. Tato situace je možná u některých detailů, které byly shodně namáhány. Pokud tato možnost existuje, pak by tento scénář měl být uvážěn při vývoji vhodných úkonů údržby pro dané oblasti konstrukce.

Aby bylo možné určit MSD/MED, očekává se, že provozovatelé zavedou posílený program údržby konstrukce, který bude zahrnovat program povinných modifikací, CPCP, SSIP a program hodnocení oprav.

Pro splnění posouzení WFD existují alternativní metody k těm, které jsou uvedeny v tomto AMC. Například FAA AC 25-571-1C, odstavec 6.C (nebo jeho poslední revize) obsahuje poradenský materiál k vyhodnocování konstrukce pomocí technik analýzy rizik.

4 VYHODNOCENÍ WFD U KONSTRUKCE

4.1 Všeobecně

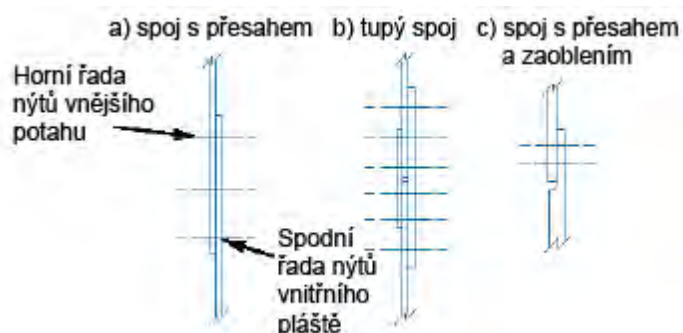
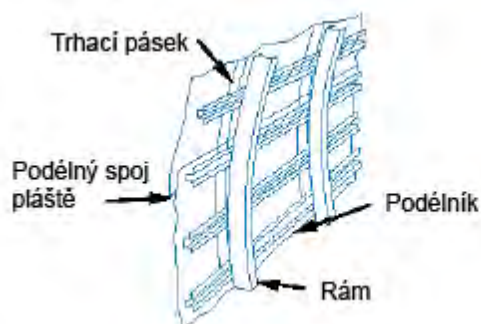
Vyhodnocení má tři cíle:

- (a) Identifikaci primární konstrukce náchylné k MSD/MED, viz odstavec 4.2.
- (b) Prognózu doby jejich pravděpodobného výskytu, viz odstavec 4.3.
- (c) V případě potřeby stanovení dodatečných úkonů údržby pro zajištění zachování bezpečnosti provozu letadla, viz odstavec 4.4.

4.2 Konstrukce náchylná k MSD/MED

Náchylná konstrukce je definována jako taková, která má potenciál k rozvoji MSD/MED. Taková konstrukce je obvykle charakterizována více podobnými detaily, které pracují pod podobným napětím, kdy jejich únosnost může být ovlivněna vzájemným působením více trhlin na několika podobných detailech. V následujícím seznamu jsou uvedeny příklady známých typů konstrukce náchylné k MSD/MED. (Tento seznam není vyčerpávající):

OBLAST KONSTRUKCE	VIZ OBRÁZEK
Podélné spoje potahu, rámy a trhací pásky (MSD/MED)	A2-1
Obvodové spoje a podélníky (MSD/MED)	A2-2
Přeplátované spoje s obrobenými, chemicky obrobenými nebo lepenými zaobleními (MSD)	A2-3
Rámy trupu (MED)	A2-4
Připojení podélníků k rámu (MED)	A2-5
Koncové spojovací prvky smykových svorek u smykově spojovaného rámu trupu (MSD/MED)	A2-6
Vnější kruh záďové vyklenuté tlakové přepážky a spoje výztuh vyklenuté přepážky (MSD/MED)	A2-7
Spoj potahu u zadní tlakové přepážky (MSD)	A2-8
Náhle změny tloušťky výztuh nebo potahu – přetlaková nebo nepřetlaková konstrukce (MSD/MED)	A2-9
Konstrukce obklopující okna (MSD, MED)	A2-10
Připojení trupu nad křídlem (MED)	A2-11
Západky a závěsy dveří nezasouvajících se do dveřního otvoru (MSD/MED)	A2-12
Potah ve výběhu velkého zdvojení (MSD) – trup, křídlo nebo ocasní plochy	A2-13
Spoje křídla nebo trupu ve směru těživy (MSD/MED)	A2-14
Připojení žeber k potahu (MSD/MED)	A2-15
Typická konstrukce křídla a ocasních ploch (MSD/MED)	A2-16



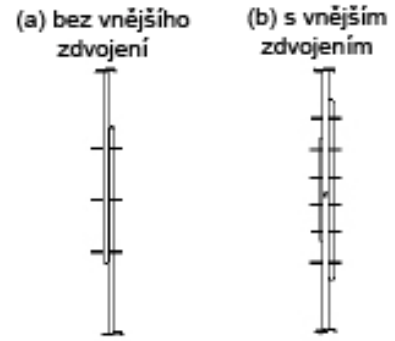
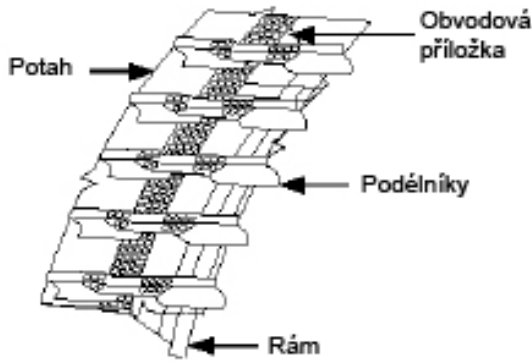
Typ a možné místo vzniku MSD a MED

- MSD podélného spoje potahu
 - spoj s přesahem
 - horní řada nýtů vnějšího potahu
 - spodní řada nýtů vnitřního pláště
 - tupý spoj
 - vnější řady nýtů potahu
 - vnitřní řady nýtů u zdvojení
 - spoj s přesahem a zaoblením
 - v zaoblení
- MED – rám
 - oblasti soustředění napětí
- MED – trhací pásky
 - kritické řady spojovacích prvků ve spoji potahu a trhacího pásku

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD nebo MED (příklady)

- vysoké napětí – nesprávné použití údajů ze zkoušek na vzorku
- koroze
- rozlepení
- výrobní vada
 - úprava povrchu
 - příliš tenký vazebný laminát
 - vybrání, upevnění spojovacího prvku
- projekční vada – postup úpravy povrchu

Obrázek A2-1 Podélné spoje potahu, rámy a trhací pásky (MSD/MED)



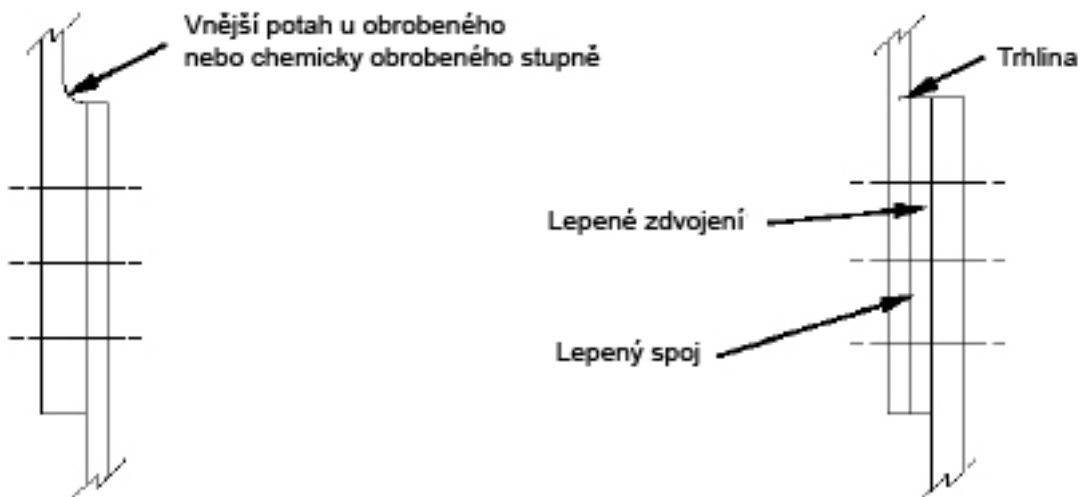
Typ a možné místo vzniku MSD/MED

- MSD obvodového spoje
 - Bez vnějšího zdvojení
 - příložka – mezi a/nebo na dvou vnitřních řadách nýtů
 - potah – přední a zadní řada nýtů příložky
 - potah – první spojovací prvek spojky podélníků
 - S vnějším zdvojením
 - potah – vnější řady nýtů
 - příložka/vnější zdvojení – vnitřní řady nýtů
 - MED – spojky podélníků/podélník
 - podélník – první spojovací prvek spojky podélníků
 - spojka podélníků – v oblasti příložky

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- vysoký sekundární ohyb
- vysoká úroveň napětí v příložce a spojených podélnících (nesprávné použití údajů ze zkoušek na vzorku)
- nesprávný návrh (špatný materiál)
- poddimenzování (nahodnocení spojovacích prvků uložení s přesahem)

Obrázek A2-2 Obvodové spoje a podélníky (MSD/MED)



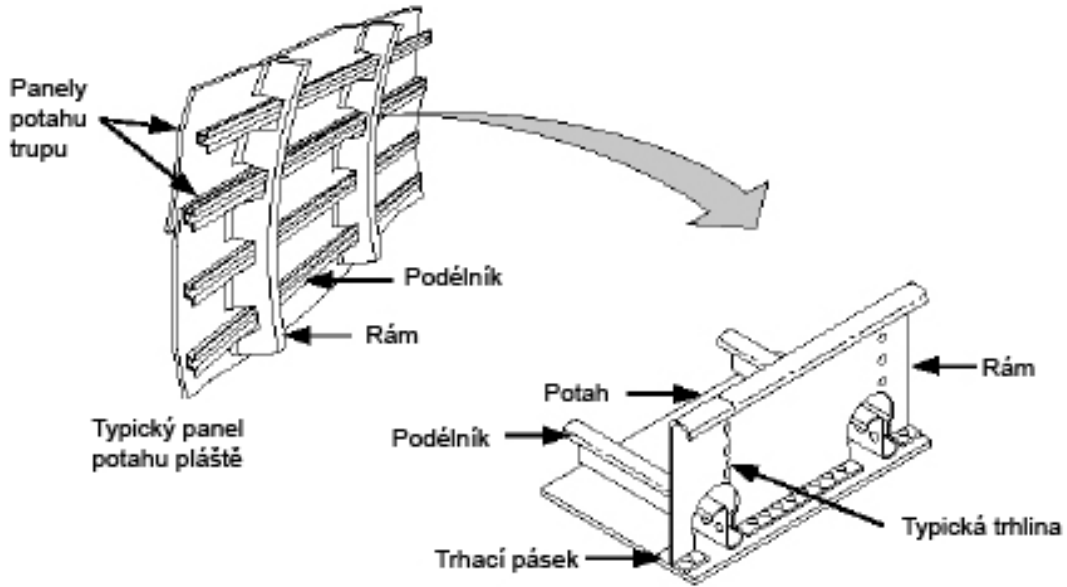
Typ a možné umístění MSD a MED

- MSD – náhlá změna průřezu
- Obrobené zaoblení
- Chemicky obrobené zaoblení
- Výběh lepeného zdvojení

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a MED (příklady)

- Vysoké ohybové napětí kvůli excentricitě

Obrázek A2-3 Přeplátované spoje s obrobenými, chemicky obrobenými nebo lepenými zaobleními (MSD)



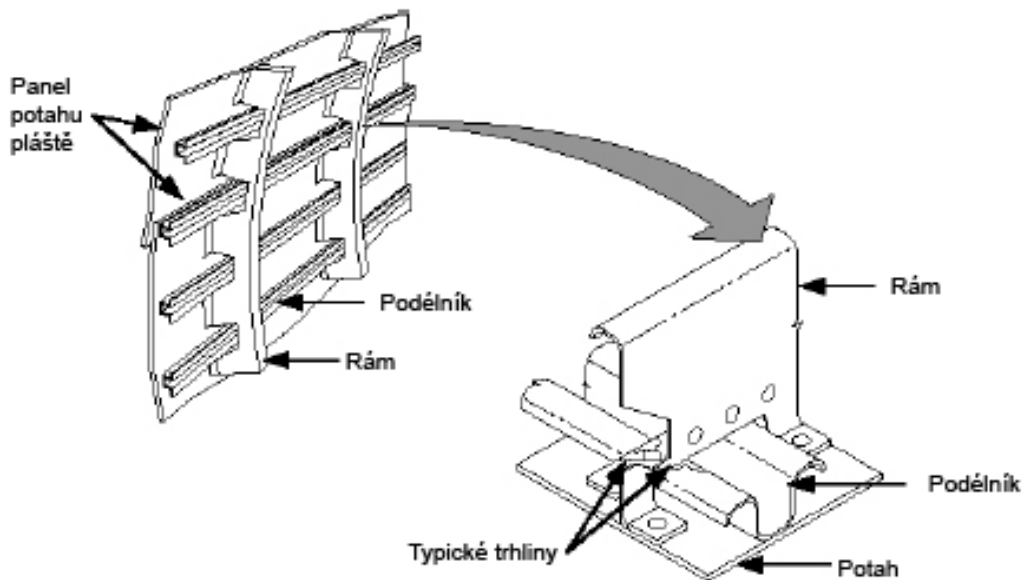
Typ a možné místo vzniku MSD/MED

- MED – trhliny rámu na výřezech podélníků na podélně po sobě následujících místech trupu. Primárním místem zájmu jsou ta místa, kde jsou v konstrukci trupu nekruhové rámy. Lomy v těchto oblastech by vedly k nestabilitě panelu.

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Vysoké ohybové namáhání – nekruhové rámy
- Místní koncentrace napětí
 - výřezy
 - smykově namáhané spoje

Obrázek A2-4 Rámy trupu (MED)



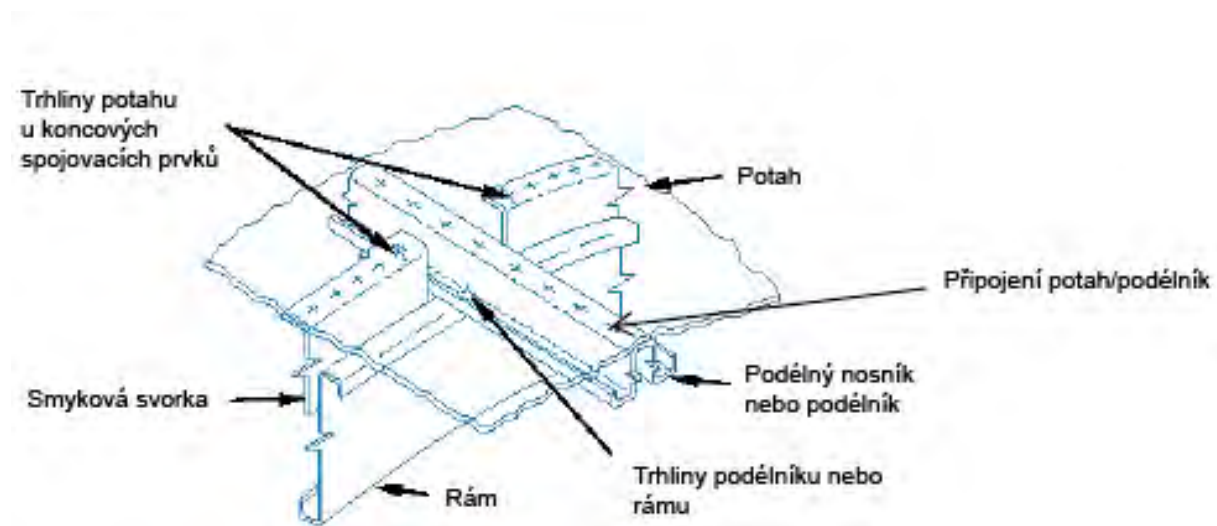
Typ a možné místo vzniku MED

- MED – jakákoliv kombinace lomu rámu, svorek nebo podélníků včetně spojů, která vede ke ztrátě smykového spojení mezi rámem a podélníkem. Tento stav se může objevit buď na místech po obvodu, nebo podélně na styku rámu trupu/podélníků.

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Špatné spojení dráhy zatížení

Obrázek A2-5 Připojení podélníků k rámu (MED)



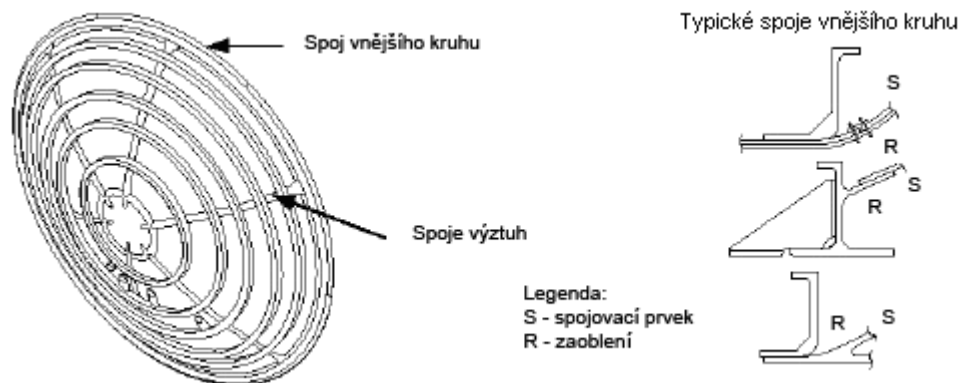
Typ a možné místo vzniku MSD a MED

- MSD – potah u koncového spojovacího prvku smykové svorky
- MED – trhliny podélných nosníků nebo podélníků u připojení k rámu
- MED – trhliny na rámu u připojení k podélným nosníkům nebo podélníkům

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a MED (příklady)

- Předpětí
- Místní ohyb v důsledku tlaku
- Nespojitá dráha zatížení

Obrázek A2-6 Koncové spojovací prvky smykových svorek u smykově spojovaného rámu trupu (MSD/MED)



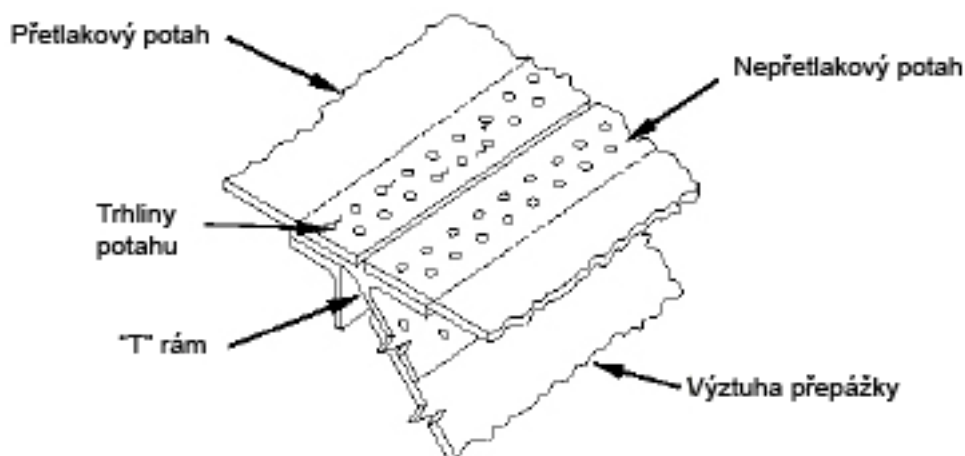
Typ a možné místo vzniku MSD/MED

- MSD/MED – spoj vnějšího kruhu
 - Spojovací profily – v řadách spojovacích prvků a/nebo v oblasti zaoblení
- MED – spoje výztuh
 - Potah přepážky a/nebo příložky – u kritických řad spojovacích prvků

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Koroze
- Vysoká napětí – kombinované tahové a tlakové
- Vysoký indukovaný ohyb v zaoblení
- Nevhodná povrchová úprava zaoblení – drsnost povrchu

Obrázek 2-7 Vnější kruh záďové vyklenuté tlakové přepážky a spoje výztuh vyklenuté přepážky (MSD/MED)



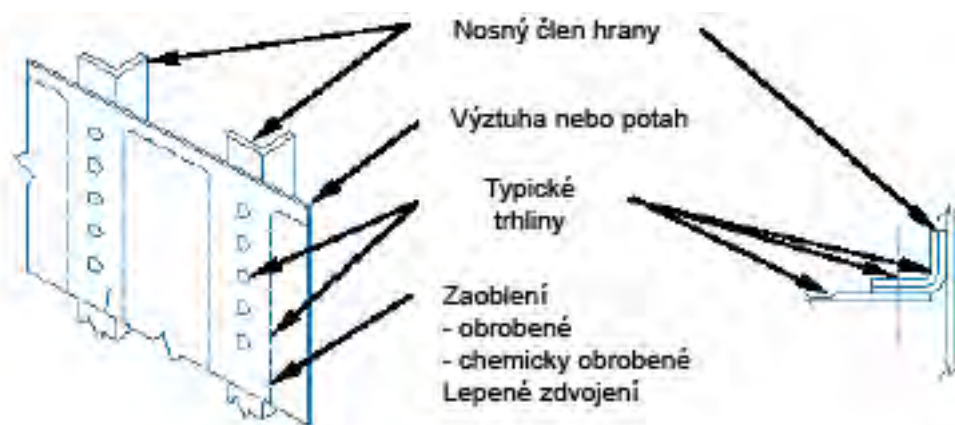
Typ a možné místo vzniku MSD a MED

- MSD – potah u otvorů pro koncové spojovací prvky

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a MED (příklady)

- Nespojitost skořepiny vyvolaná ohybovými napětími
- Přenos vysokého zatížení spojovacím prvkem

Obrázek A2-8 Spoj potahu u zadní tlakové přepážky (MSD)



Typ a možné místo vzniku MSD a MED

Náhlé změny tuhosti

- Obrobené zaoblení
- Chemicky obrobené zaoblení
- Lepené zdvojení
- Řada spojovacích prvků u nosného členu hrany

Nosná konstrukce členu hrany

- Člen hrany – v oblastech zaoblení

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a MED

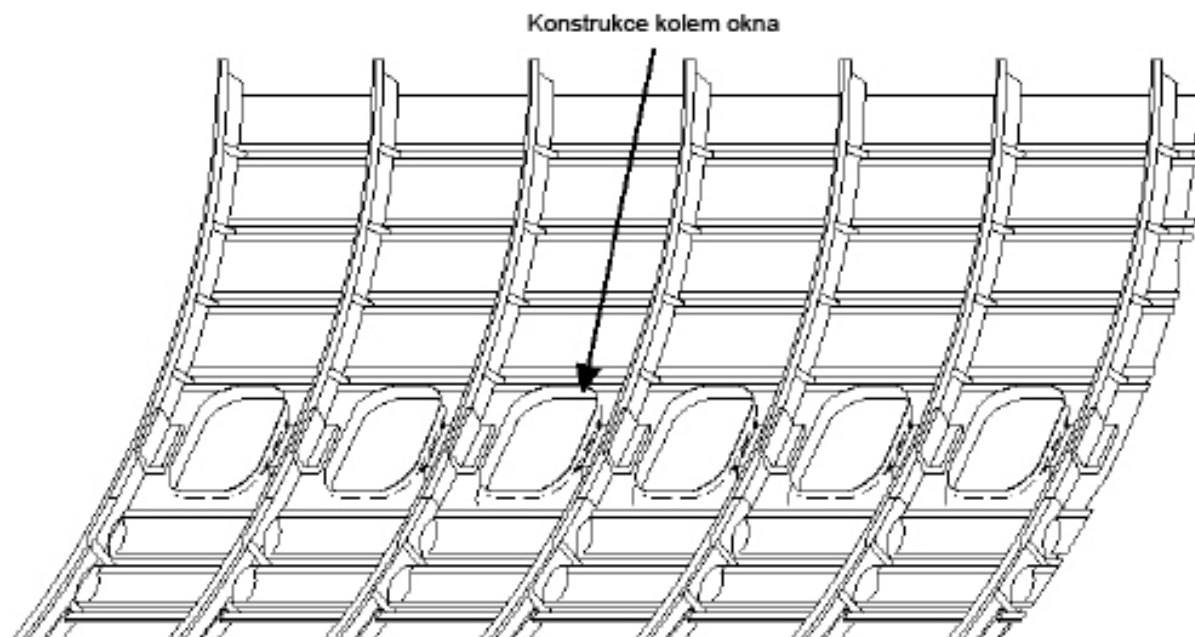
Tlaková konstrukce

- Velká ohybová napětí v nosné konstrukci hrany kvůli tlaku

Netlaková konstrukce

- Výchyly konstrukce kvůli velkým napětím v nosné konstrukci hrany

Obrázek A2-9 Náhlé změny tloušťky výztuh nebo potahu – přetlaková a nepřetlaková konstrukce (MSD/MED)



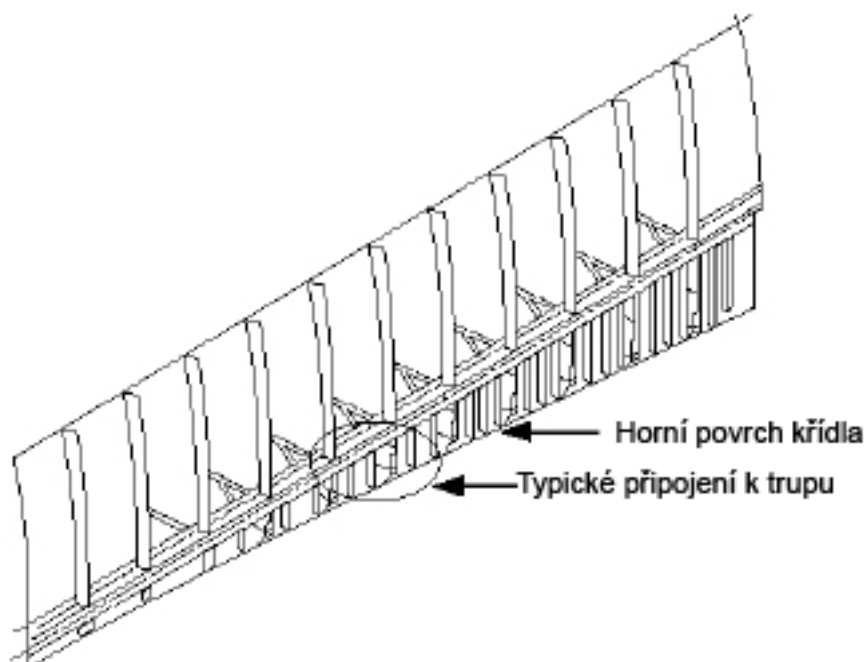
Typ a možné místo vzniku MSD/MED

- MSD – potah v připojení ke konstrukci kolem okna
- MED – opakované detaily ve vyztužení výřezů pro okna nebo v rozích oken

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Přenos velkého zatížení

Obrázek A2-10 Konstrukce obklopující okna (MSD, MED)



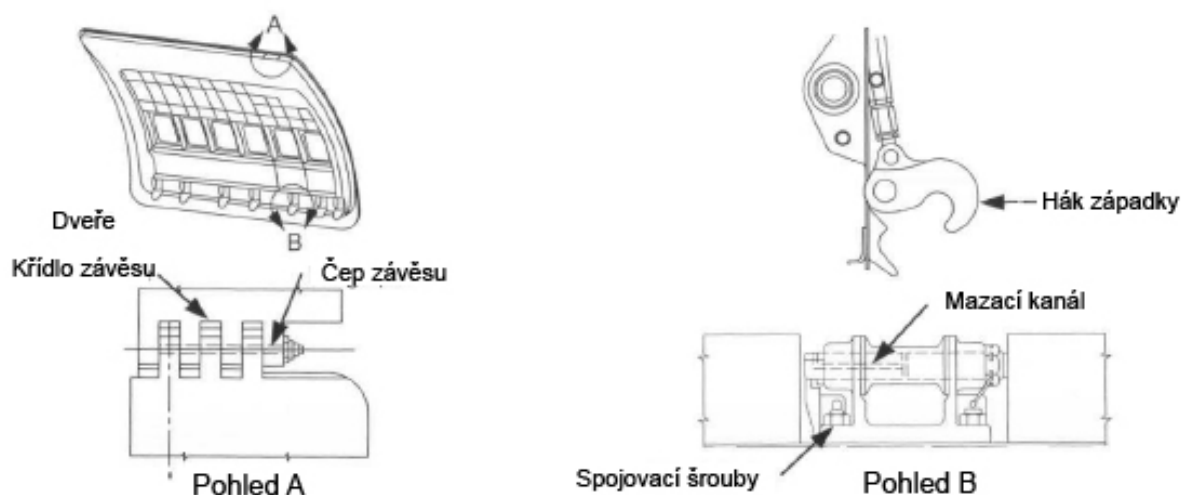
Typ a možné místo vzniku MSD a MED

- MED – opakující se detaily v připojení trupu nad křídlem

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Výrobní vada – předpětí
- Indukovaná prohnutí

Obrázek A2-11 Připojení trupu nad křídlem (MED)



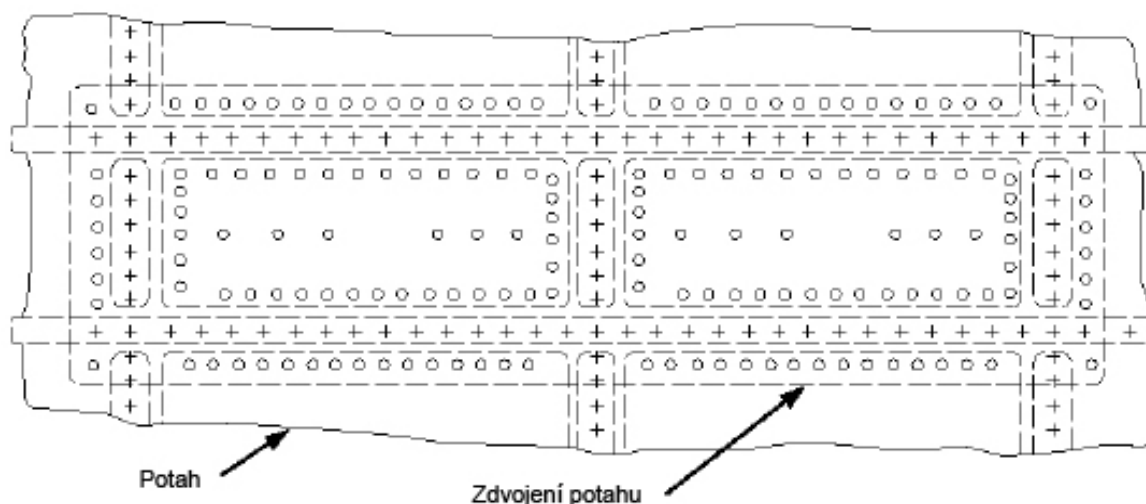
Typ a možné místo vzniku MSD/MED

- MSD – plochý závěs
 - V řadě spojovacích prvků upevňujících závěs
 - V zaoblení
 - Vycházející z otvoru v křídle závěsu
- MED – západky
 - U více háků západky
 - V mazacím kanálu cívky západky
 - V šroubech upevňujících konzolu včetně západky (také koroze)

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Ohybová napětí kvůli prodloužení trupu
- Vysoká místní napětí
- Koroze třením

Obrázek A2-12 Západky a závěsy dveří nezasouvajících se do dveřního otvoru (MSD/MED)



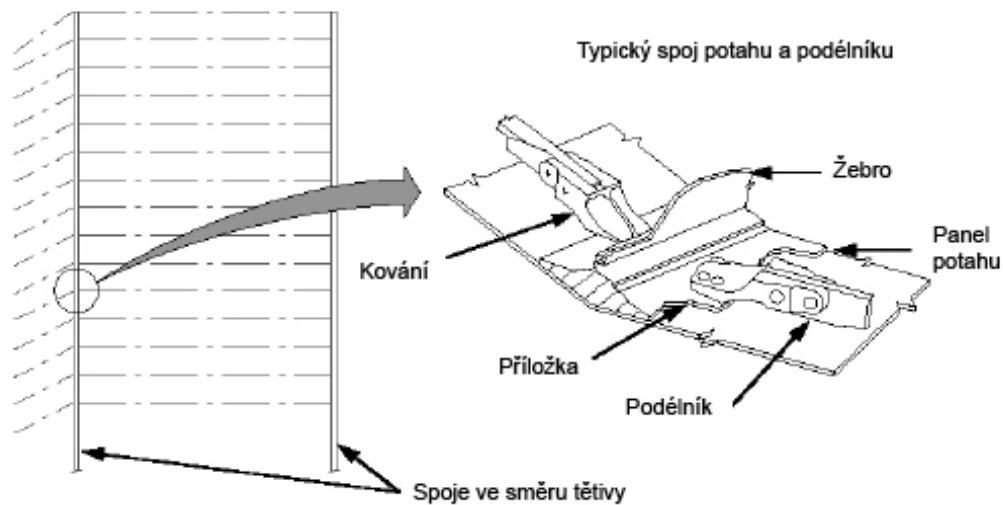
Typ a možné místo vzniku MSD a MED

- MSD – trhliny vznikající ve více otvorech pro kritické spojovací prvky v potahu na výběhu zdvojení

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Přenos vysokého zatížení – vysoká místní napětí

Obrázek A2-13 Potah ve výběhu velkého zdvojení (MSD) – trup, křídlo nebo ocasní plochy



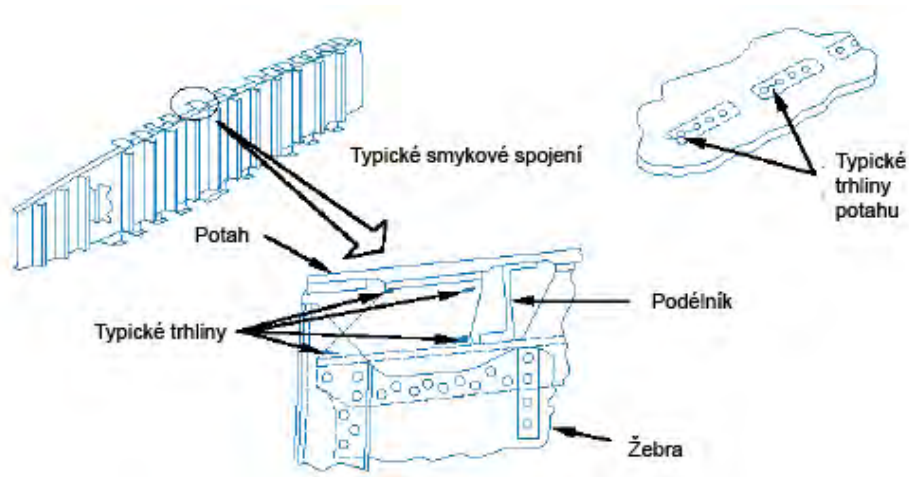
Typ a možné místo vzniku MSD/MED

- MSD – potah a/nebo příložka
 - Kritické řady spojovacích prvků ve směru těživy
- MED – kování na konci podélníku
 - Otvory pro spojovací prvky na podélníku a/nebo kování, které jsou kritické z pohledu únavy

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a/nebo MED (příklady)

- Přenos vysokého zatížení
- Místní ohyb

Obrázek A2-14 Spojení křídla nebo trupu ve směru těživy (MSD/MED)



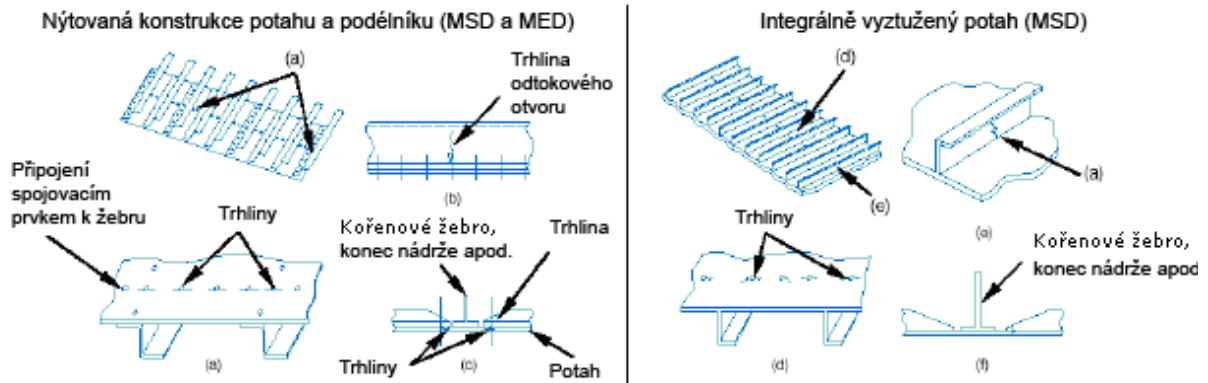
Typ a možné místo vzniku MSD a MED

- MSD – kritické spojovací prvky v potahu podél připojení žeber
- MED – paty kritických žeber ve více polích podélníků (zejména ocasní plochy s akustickou únavou)

Zkušenosti z provozu nebo zkoušek s činiteli ovlivňujícími MSD a MED (příklady)

- Výrobní vada – předpětí kvůli montážnímu sledu
- Akustická únava (ocasní plochy)

Obrázek A2-15 Připojení žeber k potahu (MSD/MED)



Vrozená bezpečnost při poruše a charakteristiky zastavení trhliny

- MSD – trhliny ve směru tětiny se spojují
 - a) v otvorech pro připevnění k žebru
- MED –
 - b) v odtokových nebo odvětracích otvorech
 - c) ve výběžích zesílení u kořenového žebra nebo žebra na konci nádrže

Nemá vrozenou schopnost zastavovat trhliny jako nýtovaná konstrukce potahu a podélníků

- MSD – trhliny ve směru tětiny se spojují
 - d) v otvorech pro připojení k žebřům
 - e) v odtokových nebo odvětracích otvorech
 - f) ve výběžích zesílení u kořenového žebra nebo žebra na konci nádrže
- MED – se stává MSD

Obrázek A2-16 Typická konstrukce křídla a ocasních ploch (MSD/MED)

4.3 Vyhodnocení WFD

Vyhodnocení každé oblasti náchylné k rozvoji WFD by mělo být dokončeno do doby, než letadlo určitého modelu s nejvyšším náletem dosáhne své DSG. Typický proces vyhodnocování je uveden na obrázku A2-17 níže. Tímto vyhodnocováním budou stanoveny prvky nezbytné pro stanovení programu údržby, který zamezí rozvoji WFD u daného letadlového parku daného modelu letadla. Tyto prvky jsou stanoveny pro každou náchylnou oblast a zahrnují následující:

4.3.1 Identifikace konstrukce potenciálně náchylné k WFD

TCH by měl identifikovat každou část konstrukce letadla, která je potencionálně náchylná k WFD a která bude dále vyhodnocována. Při výběru či zamítnutí každé části konstrukce letadla by mělo být uvedeno odpovídající zdůvodnění. DAH pro modifikované či opravené konstrukce by měli vyhodnotit své konstrukce a jejich vliv na stávající konstrukci.

Typické příklady konstrukce náchylné k WFD jsou uvedeny v odstavci 4.2 tohoto Dodatku.

4.3.2 Stanovení průměrného chování WFD v letadlovém parku

Měla by být stanovena doba (v letových cyklech či letových hodinách) definující průměrné chování WFD v letadlovém parku. Údaje, které je třeba posoudit při stanovování průměrného chování WFD, zahrnují:

- přezkoumání historie údržby náchylných oblastí za účelem identifikace jakýchkoliv výskytů únavových trhlin;
- vyhodnocení provozní statistiky letadlového parku z pohledu počtu letových hodin a přistání;
- významné výrobní odlišnosti (materiál, konstrukce, montážní metody a další změny, které by mohly ovlivnit únavové chování detailů);
- důkazy z únavových zkoušek včetně relevantních údajů ze zkoušek únavy a přípustnosti poškození prováděných v plném v měřítku i na celcích (podrobnosti viz pododstavec 4.3.10);
- prohlídky v demontovaném stavu; a

- jakákoliv dostupná fraktografická analýza.

Vyhodnocení výsledků zkoušek za účelem spolehlivé predikce času, kdy se v každé náchylné oblasti může vyskytnout WFD, by mělo zohledňovat příslušné součinitele pro převod výsledků zkoušky na reálný případ. Jsou-li použity důkazy ze zkoušek v plném měřítku, obrázek A2-18 uvádí, jak je možné tyto údaje použít při stanovování průměrného chování WFD. Vyhodnocení může být provedeno analyticky, podloženo zkouškou a případně dostupnými důkazy z provozu.

4.3.3 Scénář vzniku počáteční trhliny/poškození

Jedná se o odhad velikosti a rozsahu vícečetných trhlin očekávaných při zahájení MSD/MED. Tato predikce si žádá empirické údaje nebo předpoklad míst vzniku a sledu trhlin/poškození plus únavové hodnocení za účelem stanovení času zahájení MSD/MED. Alternativně je možné analýzu založit buď na:

- rozložení shodných počátečních vad, jak bylo stanoveno analytickým hodnocením vad zjištěných při únavové zkoušce a/nebo prohlídkách v demontovaném stavu převedených regresí na nulový počet letových cyklů; nebo
- rozložení únavového poškození stanoveném z relevantních únavových zkoušek a/nebo provozních zkušeností.

4.3.4 Scénář konečného vývoje trhliny

Jedná se o odhad velikosti a rozsahu vícečetné trhliny, která by mohla způsobit pokles zbytkové pevnosti pod úroveň stanovenou při certifikaci. Přestože existují techniky pro 3D elasticko-plastickou analýzu těchto problémů, je k dispozici několik alternativních zkoušek a analytických přístupů, které poskytují rovnocennou úroveň bezpečnosti. Jedním z možných přístupů je definování scénáře konečného vývoje trhliny jako podkritické podmínky (např. první trhlina ve spoji při provozním zatížení). Použití podkritického scénáře snižuje složitost analýzy a v mnoha případech nesnižuje významně celkový čas růstu trhliny.

4.3.5 Výpočet růstu trhliny

Měl by být stanoven vývoj rozložení trhlin při postupu od scénáře vzniku počáteční trhliny po scénář konečného vývoje trhliny. Tyto křivky je možné sestavit:

- *analyticky*, typicky na základě mechaniky lineárního elastického lomu, nebo
- *empiricky*, na základě údajů ze zkoušek či fraktografických údajů z provozu.

4.3.6 Potenciál pro poškození z diskretních zdrojů (DSD) (Discrete Source Damage)

Konstrukce náchylné k MSD/MED mohou být také ovlivněny DSD v důsledku nezachycení poruchy vysokoenergetických rotačních strojů (tj. turbínových motorů). Přístup popsáný v tomto poradenském materiálu by měl zajistit, že velikosti a hustoty MSD, jejichž existence se běžně předpokládá v bodě modifikace konstrukce, nezmění závažně riziko katastrofické poruchy v důsledku DSD.

4.3.7 Metodika analýzy

Metody vyhodnocení používané ke stanovení průměrného chování WFD a souvisejících parametrů se budou lišit. Zpráva „Recommendations for Regulatory Action to Prevent Widespread Fatigue Damage in the Commercial Aeroplane Fleet“, revize A ze dne 29. června 1999 (zpráva AAWG pro pracovní skupinu ARAC nazývanou *Transport Aircraft and Engine Issues Group*) hovoří o dvou příkladech cyklické obsluhy vytvořených TCH za účelem zajištění náhledu do jejich vlastních metodik. Jedním z výsledků příkladu byla identifikace klíčových předpokladů či metod, které měly největší dopad na předurčené chování WFD. Těmito předpoklady byly:

- předpokládaná velikost vad při zahájení fáze růstu trhliny v analýze;
- vlastnosti použitého materiálu (statické, únavové, mechaniky lomu);
- kritéria poruchy vláken;
- rovnice použité pro růst trhliny;

- statistiky použité k vyhodnocení únavového chování konstrukce (např. čas do vzniku trhliny);
- metody stanovení bodu modifikace konstrukce (SMP);
- předpokládaná velikost odhalitelné vady;
- počáteční rozložení vad; a
- součinitele použité ke stanovení hraničního chování oproti střednímu chování.

Následující parametry vycházejí z odstavců 4.3.2 až 4.3.7 a jsou nezbytné pro stanovení programu údržby MSD/MED pro vyšetřovanou oblast.

4.3.8 Bod zahájení prohlídky (ISP)

Je bodem, ve kterém je zahájena prohlídka, pokud je použito období sledování. Stanovuje se na základě statistické analýzy vzniku trhlin na základě únavového zkoušení, prohlídek v demontovaném stavu či provozních zkušeností s obdobnými konstrukčními detaily. Předpokládá se, že ISP odpovídá spodní hraniční hodnotě při specifické pravděpodobnosti ve statistickém rozložení událostí, při kterých se tvoří trhliny. Alternativně může být ISP stanoven aplikací vhodných součinitelů na průměrné chování.

4.3.9 Zvažované faktory

V důsledku redundantního charakteru poloskořepinové konstrukce může být MED obtížně říditelná v prostředí letadlového parku. To vyplývá ze skutečnosti, že většina konstrukcí letadel je vrstvená, takže prohlídka jednotlivých vrstev je obtížná. Kromě toho jsou vizuální prohlídky pro MED obvykle interní, a to nemusí být praktické při frekvenci nezbytné pro zabránění MED, protože zajistit přístup ke konstrukci je časově náročné. Nicméně tyto otázky závisí na konkrétní konstrukci a zvažovaném rozsahu poškození. Aby bylo možné implementovat životaschopný program prohlídek pro MED, musí být splněny následující podmínky:

- a) Neustále musí být zachována statická stabilita.
- b) Měla by být zachována schopnost odolat velkému poškození.
- c) V dané části konstrukce se spolu s MSD nevyskytuje MED.

4.3.10 Bod modifikace konstrukce (SMP)

Žadatel by měl prokázat, že navrhovaný SMP stanovený během vyhodnocování má stejnou úroveň věrohodnosti, kterou vyžadují platné předpisy pro nové certifikace. Namísto jiných přijatelných metod je možné SMP stanovit jako bod redukováný z průměrného chování WFD na základě uskutečnitelnosti prohlídek v období sledování. Pokud je možné provádět prohlídky, je SMP možné stanovit vydělením průměrného chování WFD součinitelem 2, a pokud prohlídky nelze provést, tak součinitelem 3.

Ať je použit ke stanovení SMP jakýkoliv přístup, měla by být provedena studie, která prokáže, že tento přístup zajistí, že si konstrukce s očekávaným rozsahem MSD/MED při SMP udrží schopnost odolat velkému poškození (LDC).

Letadlo by nemělo být provozováno po SMP, pokud nebude provedena modifikace či výměna konstrukce, nebo nebudou poskytnuty dodatečné schválené údaje, které by prodloužily SMP. Pokud však TCH/DAH během vyhodnocování konstrukce z pohledu WFD zjistí, že u jednoho či více letadel v letadlovém parku došlo k překročení letových cyklů a/nebo letových hodin SMP u konkrétních součástí konstrukce, měl by TCH/DAH neprodleně vyhodnotit letadlo s nejvyšším náletem v letadlovém parku, aby tak zjistil stav jeho konstrukce. Na základě výsledků tohoto vyhodnocení by měl TCH/DAH uvědomit příslušné úřady a navrhnout vhodné úkony údržby.

Prvotní SMP je možné upravit na základě následujícího:

- (a) V některých případech je možné SMP prodloužit bez změny požadované spolehlivosti konstrukce; tj. provést projekci spolehlivosti dle únavové zkoušky v plném měřítku odpovídající dvojnásobku životnosti. Tyto případy mohou být obecně popsány v rámci důkazů

z dodatečných únavových zkoušek a mohou zahrnovat buď všechny následující činnosti nebo jakoukoliv jejich kombinaci:

- Dodatečné únavové zkoušky a/nebo zkoušky zbytkové pevnosti na skutečné konstrukci letadla nebo na skutečných součástech, po kterých následují podrobné prohlídky a analýzy.
- Zkoušení nových či použitých konstrukcí v menším měřítku, než jsou zkoušky úplných celků (tj. zkoušky podcelků a/nebo panelové zkoušky).
- Prohlídky v demontovaném stavu (destruktivní), které by mohly být provedeny na konstrukčních celcích, které byly vyřazeny z provozu.
- Místní prohlídka v demontovaném stavu pomocí selektivní a místně omezené (nedestruktivní) demontáže a následné renovace určitých částí konstrukce letadla s velkým náletem.
- Údaje z provozu ze statisticky významného počtu letadel, které se blíží SMP a nevykazují žádné trhliny ve srovnání s předpověďmi, se zohledněním budoucí variability provozního využití a zatížení ve srovnání s letadlem, na kterém je průzkum prováděn. Tyto údaje je možné využít k doložení navýšení původního SMP o rozsah, který bude odsouhlasen příslušným úřadem.

- (b) Pokud jsou nalezeny trhliny na konstrukčních detailech, u kterých bylo vyhodnocení provedeno buď během období sledování, nebo v rámci programu modifikace, SMP by měl být opětovně vyhodnocen, aby se zajistilo, že SMP bude skutečně poskytovat požadovanou úroveň spolehlivosti. Pokud se ukáže, že požadovaná úroveň spolehlivosti není dosahována, SMP by měl být upraven a tato úprava by měla být zohledněna v příslušných servisních bulletiních, které budou řešit stav letadlového parku. Nezbytné mohou být dodatečné regulační zásahy.

4.3.11 Interval a metoda prohlídky

Interval by měl být zvolen tak, aby zajišťoval dostatečný počet prohlídek mezi ISP a SMP, aby byla zajištěna vysoká míra spolehlivosti, že podmínky MSD/MED nedosáhnou scénáře konečného vývoje trhliny, aniž by tento stav byl odhalen. Interval je silně závislý na velikosti odhalitelné trhliny a na pravděpodobnosti jejího odhalení, které souvisí se specifickou metodou prohlídky. Pokud není možné trhlínu odhalit, musí být SMP znovu vyhodnocen, aby se zajistilo, že bude s vysokou mírou spolehlivosti zajištěno, že se u žádného letadla před modifikací nerozvine MSD/MED.

4.4 Vyhodnocení činností údržby

Měl by být vyhodnocen aktuální program údržby pro všechny oblasti identifikované jako náchylné k MSD/MED, aby bylo stanoveno, zda je k dispozici vhodný program údržby a prohlídek konstrukce pro ochranu konstrukce proti nepředvídaným trhlinám a jinému zhoršení stavu. Vyhodnocení aktuálního programu údržby obvykle začíná stanovením SMP pro každou oblast.

Každá oblast by měla být přezkoumána, aby byly zjištěny stávající činnosti údržby a porovnány s potřebnou údržbou stanovenou při tomto vyhodnocení. Uváženy by měly být následující záležitosti:

- (a) Stanovení požadavků na prohlídky (metoda, bod zahájení prohlídky a interval opakování) pro prohlídky každé náchylné oblasti (včetně konstrukce, u které se očekává, že bude zabraňovat šíření trhlin), které jsou nezbytné k udržení požadované úrovně bezpečnosti.
- (b) Přezkoumání prvků stávajícího programu údržby, které jsou již používány.
- (c) Revize a zdůraznění prvků programu údržby, které jsou nezbytné pro udržení bezpečnosti.

U náchylných oblastí blížících se SMP, kde SMP nebude navýšeno, nebo u oblastí, které není možné spolehlivě prohlédnout, by měl být vytvořen a zdokumentován program, který zajistí výměnu či modifikaci náchylných částí konstrukce.

4.4.1 Doba platnosti vyhodnocení WFD

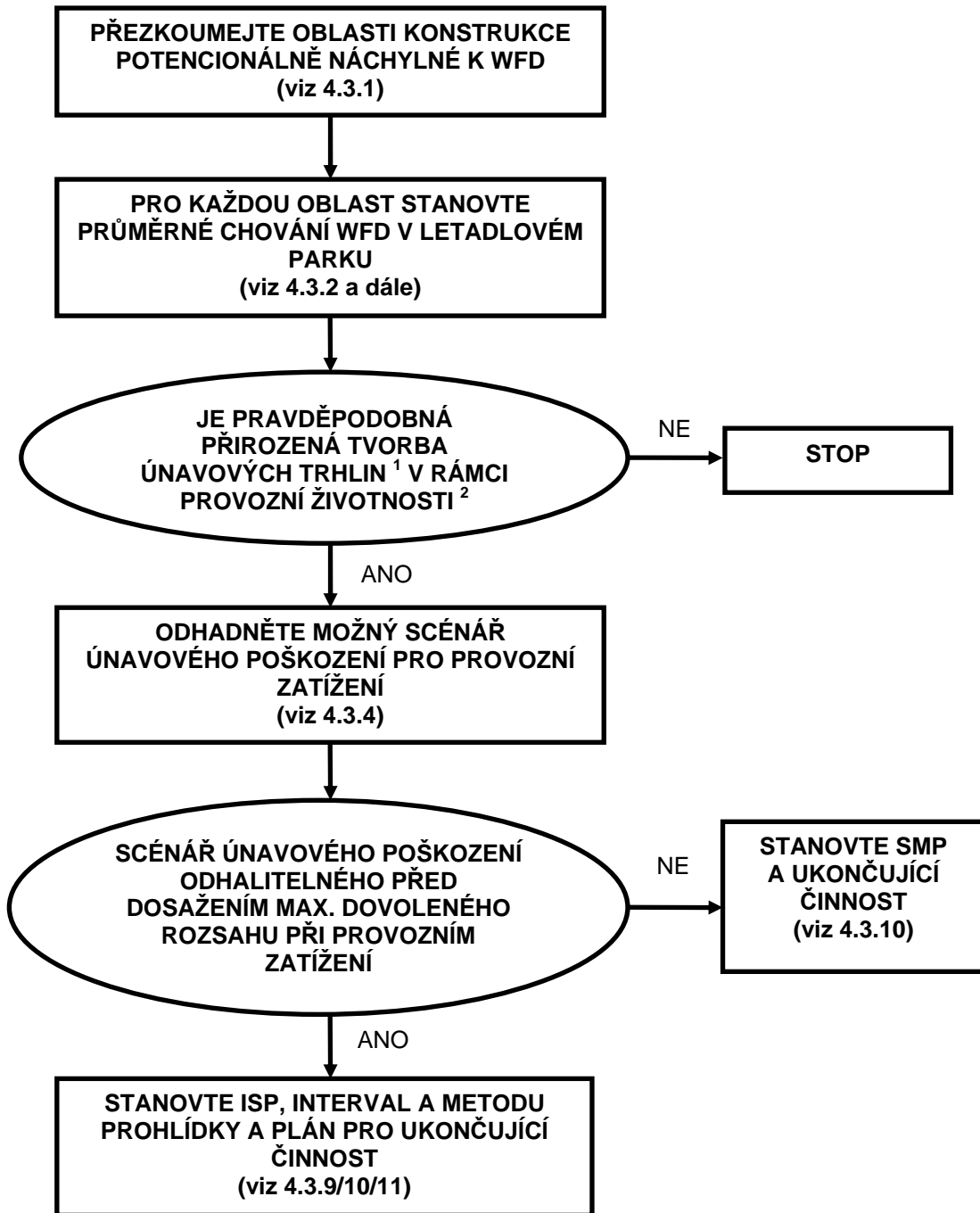
Bez ohledu na to, v jakém okamžiku je WFD vyhodnoceno, mělo by podporovat omezení platnosti (LOV) programu údržby. V souladu s použitím údajů ze zkoušek k podložení jednotlivých SMP, jak je popsáno v odstavci 4.3.10, by mělo být LOV programu údržby založeno na důkazech z únavových zkoušek. Počáteční vyhodnocení WFD kompletního draku bude obvykle pokrývat podstatně dopředu odhad plánovaného využití letadla po jeho DSG, který je znám také jako „navrhovaný ESG“. Vyhodnocení pomocí alespoň dalších 25 % DSG by poskytlo reálnou předpověď a přiměřeně dlouhou dobu pro naplánování nezbytných činností údržby. Období platnosti vyhodnocení však může být vhodné upravit v závislosti na otázkách jako:

- (a) Plánovaná užitečná životnost letadla v čase prvotního vyhodnocení;
- (b) Současné technologie nedestruktivních prohlídek (NDI); a
- (c) Požadavky leteckého dopravce na předběžné plánování zavedení nových programů údržby a modifikací, které zajistí dostatečně dopředu plán do budoucnosti, aby byly identifikovány všechny pravděpodobné úkony údržby/modifikací v rámci jednoho balíčku.

Po dokončení vyhodnocování a po publikaci revidovaných požadavků na údržbu se „navrhovaná ESG“ stává omezením platnosti (LOV).

Poznámka: Zde se předpokládá, že všechny ostatní aspekty programu údržby, od kterých se požaduje, aby podpořily LOV (jako SSID, CPCP, apod.), jsou nastaveny a vyhodnoceny tak, aby bylo zajištěno, že i tyto aspekty budou platné až do LOV.

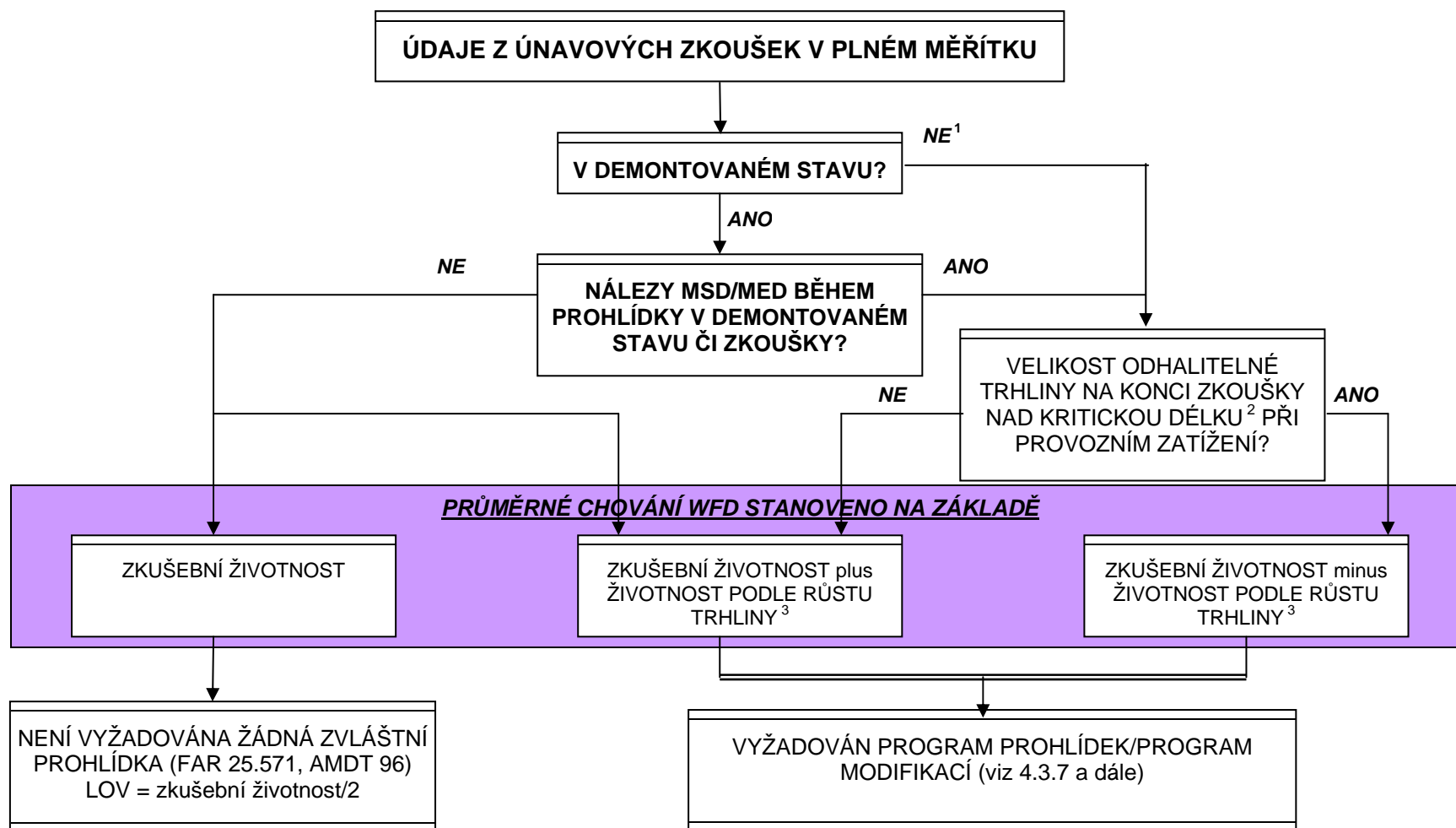
ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO



POZNÁMKY:

1. Vznik únavových trhlin je definován jako pravděpodobný, pokud je výpočtová únavová životnost nižší než plánovaná ESG letadla v čase vyhodnocování WFD.
2. Provozní životnost je plánovaná ESG letadla v čase vyhodnocení WFD (viz 4.4.1).

Obrázek A2-17 Proces vyhodnocení letadla



1. **PŘEDPOKLÁDANÝ STAV NA KONCI ZKOUŠKY:** Nejlepší odhad neodhaleného poškození při metodě prohlídky použité na konci zkoušky nebo při prohlídce v demontovaném stavu.
2. **KRITICKÁ DÉLKA TRHLINY:** První propojení přilehlých trhli při provozním zatížení (místní) nebo odpovídající úroveň schopnosti odolat velkému poškození.
3. **ŽIVOTNOST DLE RŮSTU TRHLINY:** Rozdíl mezi předpokládaným nebo skutečným stavem na konci zkoušky a kritickou délkou trhliny.

Obrázek A2-18 Použití informací z únavových zkoušek a prohlídky v demontovaném stavu ke stanovení průměrného chování WFD

5 DOKUMENTACE

Jakákoliv osoba vyvíjející program by měla vypracovat dokument obsahující doporučení pro postupy prohlídek a výměn či modifikací částí nebo celků, které jsou nezbytné pro zamezení WFD, a měla by stanovit omezení platnosti provozovatelova programu údržby. Tato osoba musí také dle potřeby revidovat SSID nebo ALS a/nebo připravit servisní bulletiny s doporučeními pro postupy prohlídek a výměnu či modifikaci částí nebo celků, které jsou nezbytné k zamezení WFD. Protože WFD je bezpečnostním problémem pro všechny provozovatele starších letadel, Agentura učiní identifikované programy prohlídek či modifikací povinnými. Navíc může Agentura uvážit provedení samostatných činností prostřednictvím AD, které se zaměří na veškeré servisní bulletiny či jiné publikace se servisními informacemi, které byly revidovány či vydány v důsledku provozních nálezů MSD/MED, které byly výsledkem zavedení těchto programů.

Na začátku schváleného dokumentu by měly být uvedeny následující položky:

- (a) Identifikace variant základního typu letadla, ke kterým se dokument vztahuje;
- (b) Shrnutí provozních statistik letadlového parku ve smyslu počtu letů a letových hodin;
- (c) Popis typického provozního úkolu (letu) nebo provozních úkolů (letů);
- (d) Druhy provozu, pro které je program prohlídek považován za platný;
- (e) Odkaz na dokumenty popisující stávající prohlídky nebo modifikace částí či celků; a
- (f) LOV programu údržby ve smyslu letových cyklů, letových hodin nebo obojího tak, jak je třeba pro zohlednění variant využití.

Schválený dokument by měl pro každou kritickou část či celek obsahovat přinejmenším následující informace:

- (a) Popis primární konstrukce náchylné k WFD;
- (b) Podrobnosti o období sledování (bod zahájení prohlídek, interval opakování prohlídek, SMP, metoda a postup prohlídky (včetně velikosti, umístění a směru trhliny) a alternativy), je-li použito;
- (c) Veškeré volitelné modifikace či výměny konstrukčních prvků jako úkony ukončující prohlídku;
- (d) Veškeré povinné modifikace či výměny konstrukčních prvků;
- (e) Servisní bulletiny (nebo jiné publikace se servisními informacemi) revidované či vydané jako výsledek provozních zjištění na základě vyhodnocení WFD (přidané jako revize původního dokumentu WFD); a
- (f) Výklad pro provozovatele k tomu, které nálezy z prohlídek by měly být hlášeny TCH/DAH a odpovídající formuláře a metody pro podání hlášení.

6 POŽADAVKY NA HLÁŠENÍ

Od provozovatelů, TCH a držitelů STC se vyžaduje, aby podávali hlášení v souladu s různými předpisy (např. Část 21.3, Část 145.60). Předpisy, se kterými souvisí toto AMC, nekladou žádné požadavky na hlášení nad rámec těch stávajících. Kvůli potenciální hrozbě pro integritu konstrukce musí být výsledky prohlídek přesně zdokumentovány a včas hlášeny, aby se předešlo výskytu WFD. Stávající systém komunikace mezi provozovatelem a TCH byl užitečný při identifikaci a řešení několika problémů, které je možné klasifikovat jako záležitosti WFD. MSD/MED se podařilo odhalit pomocí únavových zkoušek a zkušeností z provozu. TCH byli důslední při šíření souvisejících údajů k provozovatelům, aby si vyžádali další provozní zkušenosti. Nicméně základem pro zamezení WFD jsou nezbytné důkladnější prostředky pro sledování a hlášení.

Je-li při provádění schváleného programu prohlídek MSD/MED nebo při SMP, kdy dochází k výměně či modifikaci konstrukce, zjištěno poškození, TCH, držitelé STC a provozovatelé potřebují zajistit, že bude kladen větší důraz na přesné hlášení následujících položek:

- (a) Popis poškození (s náčrtem) včetně délky, orientace a umístění trhliny, letových cyklů/hodin a stavu konstrukce.

- (b) Výsledky následných prohlídek provedených provozovateli, kteří identifikují podobné problémy na dalších letadlech v letadlovém parku.
- (c) Nálezy, kdy prohlídky provedené během oprav či výměny/modifikace identifikují další místa s podobným poškozením.
- (d) Opravy na přilehlých místech.

Provozovatelé musí hlásit všechny případy MSD/MED držiteli STC, TCH nebo příslušnému úřadu (dle příslušnosti) bez ohledu na to, jak často se tyto případy vyskytují. Podrobně prošetřit je pak potřeba oblastí poškozené konstrukce s trhlinami letadla z provozu. Provozovatelé jsou vyzýváni, aby poskytovali fraktografické vzorky, kdykoliv je to možné. Letouny procházející kontrolami při velké údržbě jsou pravděpodobně těmi nejužitečnějšími zdroji takových vzorků.

Provozovatelé by měli zůstat pečliví v hlášení potencionálních problémů MSD/MED, které nebyly identifikovány TCH/DAH. Indikace rozvíjejících se problémů MSD/MED mohou zahrnovat:

- (a) Poškození na více místech u podobných přilehlých detailů.
- (b) Opakovanou výměnu části.
- (c) Opravy na přilehlých místech.

Podle vhodnosti TCH a držitel STC poskytnou dokumentaci, která blíže určí požadovaný formát a časový rámec hlášení. Údaje budou přezkoumány TCH nebo držitelem STC, provozovatelem (provozovateli) a Agenturou, kteří vyhodnotí charakter a rozsah problému a stanoví vhodná nápravná opatření.

7 MODIFIKACE A OPRAVY KONSTRUKCE

Všechny významné modifikace (STC) a opravy, které vytvářejí, upravují nebo ovlivňují konstrukci, která je náchylná k MSD/MED (jak bylo identifikováno TCH), musí být vyhodnoceny, aby bylo prokázáno, že zajišťují stejnou úroveň spolehlivosti jako původně vyrobená konstrukce. Provozovatel spolu s DAH zodpovídají za zajištění provedení tohoto vyhodnocení u každého modifikovaného letadla. Provozovatel může nejdříve potřebovat provést posouzení u každého ze svých letadel, kdy stanoví, jaké modifikace či opravy jsou na něm provedeny, a zda jsou náchylné k MSD/MED. Níže jsou uvedeny některé příklady typů modifikací a oprav, kterých se to týká:

- (a) Přestavba z verze pro osobní na verzi pro nákladní dopravu (včetně přidání nákladových dveří na hlavní palubu).
- (b) Navýšení celkové hmotnosti (zvýšení provozní hmotnosti, zvýšení hmotnosti letadla bez paliva, zvýšení přistávací hmotnosti a zvýšení maximální vzletové hmotnosti).
- (c) Zástavba výřezů v trupu (dveře pro nástup cestujících, dveře nouzových východů nebo průřezy pro únik posádky, přístupové dveře do trupu a změna umístění oken kabiny).
- (d) Celková výměna motoru a/nebo modifikace jeho pylonu.
- (e) Modifikace pro odhlučnění motoru a modifikace motorové gondoly.
- (f) Modifikace křídel, jako zástavby wingletů či změny nastavení řízení (sklápění klapky) a změny konstrukce odtokové hrany křídla.
- (g) Modifikované, opravené nebo vyměněné spoje potahu.
- (h) Jakékoliv modifikace nebo opravy ovlivňující několik oddělení draku.
- (i) Vícečetné přilehlé opravy.

Další potenciální oblasti, které je třeba uvážit, zahrnují:

- (a) Modifikaci, která pokrývá konstrukci vyžadující pravidelné prohlídky v rámci provozovatelova programu údržby (modifikace musí být přezkoumány, aby zohledňovaly rozdíly oproti požadavkům základního programu údržby TCH).

- (b) Modifikaci, která ústí ve změnu provozního úkolu (letu), která významně mění spektrum zatížení/napětí uvažované výrobcem (např. přestavba z verze pro osobní na verzi pro nákladní dopravu).
- (c) Modifikace, která mění oblasti trupu z takových, které lze prohlédnout zvenčí pomocí vizuálních prostředků na takové, které prohlédnout nelze (například velké vnější zdvojení trupu, které způsobí zakrytí detailů, a vizuální prohlídka je tak nemožná).

8 ZODPOVĚDNOST

Zatímco primární zodpovědnost za provádění analýz a podpůrných zkoušek nese DAH, očekává se, že vyhodnocení bude provedeno společným úsilím provozovatelů a TCH/DAH, za účasti Agentury.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 3

Pokyny pro stanovení instrukcí pro zachování letové způsobilosti oprav a modifikací konstrukce

1 ÚVOD

I s nastolenými SSID, CPCP a LOV nemusí jednotlivé letadlo stále splňovat zamýšlenou úroveň letové způsobilosti pro konstrukce stárnoucích letadel. Prošetření vyžadují i opravy a modifikace konstrukce letadla. U velkých dopravních letounů by měly být všechny opravy a modifikace, které ovlivňují FCS, posouzeny s použitím některé formy vyhodnocení založeného na přípustnosti poškození. Předpisový požadavek na přípustnost poškození nebyl uplatňován u konstrukcí letounů typově certifikovaných před rokem 1978, a ani poté nebyla implementace DTE u oprav a modifikací jednotná. Proto se charakteristiky přípustnosti poškození u oprav a modifikací mohou výrazně lišit a jsou z velké části neznámé. Z pohledu těchto problémů je nezbytné provést posouzení oprav a modifikací na stávajících letadlech a stanovit jejich charakteristiky z pohledu přípustnosti poškození.

2 DEFINICE

Pro účely tohoto Dodatku platí následující definice:

- **Údaje o přípustnosti poškození** (Damage Tolerance Data) jsou údaje z dokumentace vyhodnocení přípustnosti poškození (DTE) a z prohlídek přípustnosti poškození (DTI).
- **Vyhodnocení přípustnosti poškození** (Damage Tolerance Evaluation) (**DTE**) je procesem, který vede ke stanovení činností údržby nezbytných k odhalení či předcházení vzniku únavových trhlin, které by se mohly podílet na katastrofické poruše. Při aplikaci na opravy a modifikace DTE zahrnuje vyhodnocení oprav či modifikací a konstrukce kritické z pohledu únavy, která je ovlivněna opravou či modifikací. Proces využívá postupy přípustnosti poškození popsané v CS-25 AMC 25.571.
- **Prohlídky přípustnosti poškození** (Damage Tolerance Inspections) (**DTI**) jsou prohlídky vytvořené jako výsledek DTE. DTI zahrnují oblasti, které mají být podrobeny prohlídce, metodu prohlídky, postupy prohlídky, včetně kritérií pro přijetí či zamítnutí, prahu a jakýchkoliv intervalů opakování, které souvisí s těmito prohlídkami. DTI mohou specifikovat časovou lhůtu, kdy je nutné nahradit či upravit některou opravu či modifikaci. Pokud DTE vede k závěru, že doplňkové prohlídky konstrukce založené na přípustnosti poškození nejsou třeba, dokumentace DTI by měla obsahovat prohlášení, že běžný program zónových prohlídek je postačující.
- **Základní konstrukce kritická z pohledu únavy** (Fatigue Critical Baseline Structure) (**FCBS**) je základní konstrukce letadla, která je klasifikována jako kritická z pohledu únavy.

3 STANOVENÍ PROGRAMU PROHLÍDEK PRO OPRAVY OVLIVŇUJÍCÍ FCS ZALOŽENÉHO NA PŘÍPUSTNOSTI POŠKOZENÍ

Opravy jsou problémem zejména u starších letadel, protože existuje možnost, že se vyvinou, způsobí nebo zakryjí únavu kovu, korozi či jiné poškození během provozu. Toto poškození by se mohlo vyskytnout ve vlastní opravě nebo v přílehlé konstrukci a mohlo by v konečném důsledku vést k poruše konstrukce.

Obecně opravy představují náročnější problém, než je řešení původní konstrukce, protože jsou jedinečné a navrženy na míru, aby došlo k nápravě určitého poškození původní konstrukce. Zatímco chování původní konstrukce je možné předpovídat zkouškami a ze zkušeností s jinými letadly v provozu, chování opravy a její vliv na únavové charakteristiky původní konstrukce jsou obecně známy v menším rozsahu než u základní konstrukce bez oprav.

Opravy se s rostoucím časem v provozu mohou stát problémem z následujících důvodů:

Jak letadlo stárne, zvyšuje se jak počet, tak stáří existujících oprav. Současně s tímto nárůstem se objevuje i možnost nepředpokládaného vzájemného působení oprav, poruch či jiného poškození v opravené oblasti. Zachování provozní bezpečnosti těchto letadel závisí primárně na uspokojivém programu údržby (prohlídkách prováděných ve správný čas, na správném místě a s použitím nejvhodnějších technik, nebo v některých případech náhradou opravy). Aby bylo možné vyvinout tento program, je nezbytné vyhodnocení přípustnosti poškození oprav konstrukce letadla. Čím déle je letadlo v provozu, tím se stává toto vyhodnocení a následný program prohlídek důležitější.

Praxe posuzování oprav se vyvinula postupně v průběhu posledních 20 let. Některé opravy popsané v SRM výrobce letadla nebyly navrženy v souladu s principy únavy a přípustnosti poškození. (Viz zpráva AAWG: Recommendations concerning ARAC tasking FR Doc.04-10816 Re: Aging Aircraft Safety Final Rule. 14 CFR 121.370a a 129.16) Opravy provedené v souladu s informacemi obsaženými v raných verzích SRM mohou vyžadovat dodatečné prohlídky, pokud mají být vyhodnoceny z pohledu metodiky únavy a přípustnosti poškození.

Přípustnost poškození je konstrukční návrhovou a prohlídkovou metodikou používanou k udržení bezpečnosti s uvážením možnosti únavy kovu či jiného poškození konstrukce (tj. bezpečnost je udržována odpovídajícími prohlídkami konstrukce, dokud není poškození opraveno). Jedním z nezbytných předpokladů pro úspěšné uplatnění přístupu přípustnosti poškození při řízení únavy je, že růst trhliny a zbytkovou pevnost je možné předpovídat s dostatečnou přesností, která umožní stanovení prohlídek, které odhalí tvorbu trhlin předtím, než dosáhnou velikosti, která sníží pevnost pod specifikovanou úroveň. Vyhodnocení přípustnosti poškození zahrnuje předpověď míst, kde je v konstrukci letadla nejpravděpodobnější, že začne vznik trhlín, předpověď dráhy a rychlosti růstu trhliny při opakovaném konstrukčním zatížení letadla, předpověď velikosti poškození, při kterém budou překročeny meze pevnosti, a analýzu potenciálních příležitostí pro kontrolu poškození při jeho postupu. Tato informace se použije ke stanovení programu prohlídek konstrukce, který bude schopen zajistit odhalení trhlin, které se mohou vyvinout, ještě než vyvolají významnou poruchu konstrukce.

Stávající zkušenosti ukazují, že nejlepším způsobem, jak zajistit zachování integrity konstrukce, který je v současnosti k dispozici, je zahrnout do konceptu veškeré aspekty, tzn. kritické konstrukce, prohlídky a postupy založené na přípustnosti poškození, včetně modifikací a výměn. Aby bylo možné aplikovat tento koncept na stávající dopravní letouny, vydaly příslušné úřady řadu AD, které vyžadují vyhovění prvnímu programu doplňkových prohlídek, který je výsledkem uplatnění tohoto konceptu na stávající letouny. Obecně tyto AD vyžadují, aby provozovatelé zahrnuli SSID do svých programů údržby pro dotčené letouny. Tyto dokumenty byly odvozeny z posouzení přípustnosti poškození původně certifikovaných typových návrhů těchto letounů. Z tohoto důvodu se většina AD napsaných pro SSIP nepokoušela určit problémy týkající se přípustnosti poškození u oprav, které byly na těchto letounech provedeny. Cílem tohoto programu je poskytnout stejnou úroveň zajištění oblastí konstrukce, které byly opraveny, jako je ta, která je dosahována pomocí SSIP u základní konstrukce, která byla původně certifikována.

Vyhodnocení opravy z pohledu únavy a přípustnosti poškození by se použilo v programu posuzování ke stanovení vhodného programu prohlídek, nebo plánu výměny, bude-li nezbytný program prohlídek příliš náročný nebo nemožný. Cílem posouzení opravy je zajistit zachování integrity konstrukce opravené a přilehlé konstrukce na základě principů přípustnosti poškození. Jakékoliv identifikované doplňkové prohlídky mají za účel odhalit poškození, které by se mohlo v opravené oblasti vyvinout, ještě předtím, než toto poškození zhorší schopnost konstrukce přenášet zatížení pod úroveň vyžadovanou platnými standardy letové způsobilosti.

Účelem následujícího výkladu je pomoci TCH a provozovatelům při stanovování a implementaci programu údržby založeného na přípustnosti poškození pro opravy ovlivňující FCBS. Další výklad pro opravy modifikované konstrukce je uveden v odstavci 4.

3.1 Přehled úkolů TCH u oprav, které mohou ovlivnit FCBS

- (a) Identifikovat dotčený model letadla, modely, výrobní čísla letadel a DSG uvedenou jako počet letových cyklů, letových hodin či obojí.
- (b) identifikovat certifikační úroveň.
- (c) Předat EASA ke schválení seznam FCBS a zpřístupnit jej provozovatelům a držitelům STC.
- (d) Podle potřeby přezkoumat a aktualizovat publikované údaje o opravách.

- (e) Předat EASA ke schválení jakékoliv nové či aktualizované údaje o opravách a zpřístupnit je provozovatelům.
- (f) Vypracovat a předat EASA ke schválení pokyny pro vyhodnocování oprav (REG) a zpřístupnit schválené REG provozovatelům.

3.2 Certifikační úroveň

Aby bylo možné pochopit, jaké údaje jsou vyžadovány, měl by TCH zjistit úroveň amendmentu původní certifikace letadla vzhledem k CS 25.571. Úroveň amendmentu je užitečná při určování, které údaje o DT mohou být k dispozici a které standardy by měly být použity pro vývoj nových údajů o DT. Dvěmi relevantními skupinami letadel jsou:

Skupina A Letadla certifikovaná podle CAR 4b nebo FAR 25.571 před Amendmentem 25-45 nebo jeho ekvivalentem. Tato letadla nebyla v rámci původní typové certifikace vyhodnocována na přípustnost poškození. Nebylo-li tak učiněno dříve, pro stávající a budoucí opravy FCBS bude potřeba vypracovat údaje o DT.

Skupina B Letadla certifikovaná podle FAR 25.571, Amendmentu 25-45 a později. Tato letadla byla vyhodnocena na přípustnost poškození v rámci původní typové certifikace. Jak již bylo zmíněno v úvodu, pro některé z těchto oprav nemusí být k dispozici údaje zahrnující odpovídající DTI a TCH a provozovatelé mohou potřebovat identifikovat a provést DTE pro tyto opravy a vypracovat pro ně DTI.

3.3 Identifikace základní konstrukce kritické z pohledu únavy (FCBS)

Držitelé TC by měli identifikovat a provozovatelům zpřístupnit seznam částí základní konstrukce, které jsou náchylné k tvorbě únavových trhlin a mohly by se podílet na katastrofické poruše. Termín „základní“ označuje konstrukci, která je navržena v rámci původního typového osvědčení či změněného typového osvědčení (amended type certificate; ATC) pro daný model letadla (tj. konfigurace modelu letadla, jak byl dodán). Pokyny pro identifikaci této konstrukce naleznete v CS-25 AMC 25.571. Tato konstrukce je v tomto AMC označována jako „základní konstrukce kritická z pohledu únavy“. Účelem požadavku na identifikaci a vytvoření seznamu částí konstrukce kritické z pohledu únavy (FCS) je poskytnout provozovatelům nástroj, který jim pomůže při vyhodnocování stávajících a budoucích oprav nebo modifikací. V tomto kontextu je konstrukcí kritickou z pohledu únavy jakákoliv konstrukce, která je náchylná k únavě, která by se mohla podílet na katastrofické poruše, a měla by být předmětem vyhodnocení přípustnosti poškození (DTE). DTE by stanovilo, je-li potřeba stanovit DTI pro opravenou nebo modifikovanou konstrukci. Pro účely tohoto AMC není konstrukce, která je modifikována po dodání letadla od TCH, považována za „základní“ konstrukci.

CS 25.571(a) uvádí „Vyhodnocení pevnosti, vlastního návrhu a výroby musí prokázat, že katastrofické poruše v důsledku únavy... bude zamezeno po celou dobu provozní životnosti letadla. Toto vyhodnocení musí být provedeno... pro každou část konstrukce, která by se mohla podílet na katastrofické poruše (jako křídlo, ocasní plochy, řídicí plochy, trup, uchycení motoru a jejich související primární upevnění)...“ Při určení FCBS nestačí pouze uvážit konstrukce identifikované v dokumentaci k doplňkovým prohlídkám konstrukce (SSID) nebo v oddílu omezení letové způsobilosti (ALS). Některé SSID nebo ALS mohou zahrnovat pouze doplňkové prohlídky nejvíce namáhaných prvků FCBS. SSID a ALS často označují takové konstrukce jako hlavní konstrukční prvky (PSE). Při opravě mohou však doplňkové prohlídky vyžadovat i jiné části konstrukce, které nejsou v SSID či ALS identifikovány jako PSE. Termín PSE začal být časem v průmyslu používán ve velmi úzkém významu. Tento způsob použití termínu PSE může nesprávně omezit rozsah konstrukce, která by byla zvažována z pohledu únavy při existenci nebo následném provedení oprav nebo modifikací. Vztah mezi PSE a FCS se může významně lišit v závislosti na pracovní definici PSE, kterou používá TCH. Navíc může existovat konstrukce, jejíž porucha by byla katastrofická, ale díky malému provoznímu zatížení součásti u ní nedojde k tvorbě únavových trhlin. Pokud však taková část bude opravena nebo modifikována, může se napětí v součásti zvýšit na úroveň, kdy již bude náchylná k tvorbě únavových trhlin. Tyto typy částí by měly být považovány za konstrukci kritickou z pohledu únavy.

Držitel TC by měl vytvořit seznam FCBS a zahrnout do něho místa FCS a náskres zachycující rozsah FCS. Držitel TC by měl tento seznam zpřístupnit držitelům STC a provozovatelům.

3.4 Certifikační standard použitý při provádění DTE

Pro letadla skupiny A by měl držitel TC použít, jako minimální standard, požadavky § 25.571, Amendmentu 25-45. Pro letadla skupiny B by měl držitel TC použít jako minimální standard požadavky, které odpovídají původní certifikační základně. Pro každou opravu vyžadující DTE by DAH měl při vytváření nových či revidovaných údajů o DT použít ne nižší než minimální standard. Certifikační standard použitý držitelem TC při provádění DTE oprav by měl být zahrnut do související schválené dokumentace pro provozovatele.

3.5 Provádění DTE u oprav ovlivňujících FCBS

Při provádění DTE u oprav ovlivňujících FCBS by DTE bylo uplatněno na dotčenou FCBS a opravu. To se může skládat z jednotlivých analýz nebo z uplatnění procesu založeného na DT, jako jsou RAG, který by použil provozovatel. Výsledek DTE by měl vést ke zpracování DTI, které bude určovat jakékoliv nepříznivé účinky, které oprava může mít na FCBS. Pokud výsledky DTE prokážou, že DTI není pro zajištění zachování letové způsobilosti dotčené FCBS potřeba, měl by držitel TC poznamenat tuto skutečnost v dokumentaci DTE.

Termín „nepříznivé účinky“ označuje zhoršení únavové životnosti nebo možnosti provádět prohlídky u dotčené FCBS. Zhoršení únavové životnosti (dřívější výskyt kritických únavových trhlin) může být výsledkem zvýšeného vnitřního zatížení, zatímco zhoršení možnosti provádět prohlídky může být výsledkem fyzických změn provedených na konstrukci. DTE by mělo být provedeno v časovém rámci, který zajistí zachování letové způsobilosti dotčené FCBS.

3.6 Přezkoumání publikovaných údajů o opravách

Publikované údaje o opravách jsou všeobecně platné instrukce pro provedení oprav, jako jsou ty, které jsou obsaženy v SRM a SB. TCH by měl přezkoumat své stávající údaje o opravách a identifikovat každou opravu, která ovlivňuje FCBS. Pro každou takovou opravu, pokud se tak nestalo již dříve, musí TCH provést DTE a vytvořit jakékoli nezbytné DTI pro dotčenou FCBS a údaje o opravě. U některých oprav výsledky DTE ukážou, že není potřeba nových DTI pro dotčenou FCBS nebo opravu. U těchto případů by TCH měl zajistit způsob, kterým informuje provozovatele o provedení DTE u dané opravy. To je možné zajistit například ustanovením prohlášení v dokumentu, jako je SRM, které uvede, že pro všechny opravy uvedené v této příručce bylo provedeno DTE. Tím se také zabrání dotazům provozovatelů ohledně oprav, které nemají DTI. TCH by měli provozovatelům poskytnout seznam jimi publikovaných údajů o opravách a prohlášení o provedení DTE těchto údajů. Níže uvedené příklady publikovaných údajů o opravách vypracovaných TCH by měly být přezkoumány a obsaženy v tomto seznamu:

- (a) SRM;
- (b) SB;
- (c) Dokumentace obsahující opravy nařízené prostřednictvím AD; a
- (d) Jiná dokumentace dostupná provozovatelům (například příručky pro údržbu letadla a příručky pro údržbu letadlových celků), která obsahuje schválené údaje o opravách.

3.7 Vývoj údajů o DT pro stávající publikované údaje o opravách

3.7.1 SRM

TCH by měl přezkoumat údaje o opravách obsažené v každé SRM a identifikovat opravy, které ovlivňují FCBS. U těchto oprav bude muset TCH stanovit, zda je třeba provést revizi SRM, aby uváděla odpovídající DTI. Při stanovování rozsahu potřebné revize SRM, aby bylo zajištěno vyhovění, je třeba uvážit následující:

- (a) Zda stávající SRM obsahuje odpovídající popis DTI pro daný model.
- (b) Zda jsou běžné postupy oprav (například práh prohlídek a/nebo stávající běžné prohlídky při údržbě) dostatečné, aby bylo zajištěno zachování letové způsobilosti (proveditelnosti prohlídek), stejně jako u neopravené okolní konstrukce.
- (c) Zda mají standardní opravy dle SRM, Kapitola 51 vyhodnocení DT.

- (d) Zda bylo pro všechny specifické opravy dle SRM, které ovlivňují FCBS, provedeno DTE.
- (e) Zda existuje nějaké vodítko poukazující na blízkost oprav.
- (f) Zda jsou řešeny nahrazené opravy a jak bude prováděno DTE u budoucích nahrazených oprav a jak bude zajištěna dostupnost DTI.

3.7.2 SB

TCH by měl přezkoumat údaje o opravách obsažené ve svých SB a identifikovat ty opravy, které ovlivňují FCBS. U těchto oprav by měl TCH následně stanovit, zda bude potřeba provést nové DTE. Toto přezkoumání může být provedeno společně s přezkoumáním modifikací nařízených SB, které ovlivňují FCBS.

3.7.3 AD

TCH by měl přezkoumat AD, které obsahují instrukce pro údržbu zahrnující opravu FCBS, a stanovit, zda tyto instrukce obsahují veškeré nezbytné údaje o DT. I když instrukce k údržbě podporující AD jsou obvykle obsaženy v SB, může být použita i jiná dokumentace.

3.7.4 Jiné formy předávání údajů

Vedle SRM, SB a dokumentace pro AD by měl TCH přezkoumat veškeré další dokumenty, které obsahují údaje o údržbě (například příručky pro údržbu letadel a příručky pro údržbu letadlových celků). Jednotlivé údaje o údržbě, které nejsou obsaženy ve výše uvedených dokumentech, budou identifikovány a údaje o DT budou získány pomocí postupu podle pokynů pro vyhodnocování oprav.

3.8 Vytváření údajů o DT pro budoucí publikované údaje o opravách

Po dokončení přezkoumání a revize stávajících publikovaných údajů by měly být DTE podrobeny i všechny údaje o opravách navrhované k publikaci a měly by pro ně být stanoveny DTI.

3.9 Schválení údajů o DT vytvořených pro publikované údaje o opravách

Pokud nebude dohodnuto jinak, TCH by měl předat revidovanou dokumentaci ke schválení EASA týkající se stávajících publikovaných údajů o opravách, které vyžadují nové údaje o DT pro opravy ovlivňující FCBS. Údaje o DT pro budoucí publikované údaje o opravách mohou být schváleny podle stávajících postupů.

3.10 Dokumentace údajů o DT vytvořených pro publikované údaje o opravách

TCH by měl zahrnout způsoby použité k zdokumentování veškerých nových DTI vytvořených pro publikované údaje o opravách. Například namísto revidování jednotlivých SB se TCH může rozhodnout stanovit souhrnný dokument, který bude obsahovat nové DTI vytvořené a schválené pro specifické opravy obsažené v různých SB.

3.11 Stávající opravy

TCH by měl vytvořit postupy, které provozovatelům umožní identifikovat a získat DTI pro stávající opravy na svých letadlech, které ovlivňují FCBS. Souhrnně jsou tyto postupy označovány jako REG a jsou popsány níže.

3.12 Budoucí opravy

Opravy FCBS prováděné poté, co provozovatel začlenil REG do svého programu údržby, musí mít provedeno DTE. To zahrnuje výbrusy a výřezy apod., které jsou mimo publikované meze TCH. U nových oprav může TCH v součinnosti s provozovatelem využít třífázový schvalovací proces uvedený v Příloze 1 tohoto Dodatku. Tento proces zahrnuje postupné schvalování určitých technických údajů, které provozovateli umožní vrátit své letadlo do provozu předtím, než budou získány a schváleny všechny údaje o DT. TCH by měl tento proces zdokumentovat, aby jej provozovatelé mohli odkazovat ve svém programu údržby, pokud se jej rozhodnou uplatnit.

3.13 Pokyny pro vyhodnocování oprav

REG uvádí instrukce pro provozovatele, jak zjistit stav letadla, jak získat údaje o DTI a plán implementace, který stanovuje časový rozvrh těchto úkonů. Efektivní REG může vyžadovat, aby TCH získal určité údaje o DT a zpřístupnil je provozovatelům. Aktualizované SRM a SB spolu se stávajícími, rozšířenými nebo novými dokumenty RAG tvoří jádro informací, které budou provozovatelé potřebovat k podpoře tohoto procesu. Při zpracování REG bude TCH potřebovat stanovit, jaké údaje o DT jsou v současnosti pro opravy k dispozici a jaké nové údaje o DT bude třeba získat k podpoře provozovatelů při dosahování vyhovění. REG by měly zahrnovat:

- (a) Postup zjištění stavu dotčeného letadla, který umožní identifikaci a zdokumentování všech stávajících oprav, které ovlivňují základní konstrukci kritickou z pohledu únavy.
- (b) Postup získání údajů z DTI pro opravy ovlivňující FCBS, které jsou identifikovány během průzkumu letadla.
- (c) Plán implementace, který stanoví časový rozvrh pro:
 - (1) zjišťování stavu letadla;
 - (2) získání údajů z DTI; a
 - (3) začlenění DTI do provozovatelova programu údržby.

3.13.1 Plán implementace

TCH by měl navrhnout plán ke schválení EASA na základě pokynů uvedených v odstavci 12 hlavní části tohoto AMC, který zohlední relativní rozložení letadlového parku vzhledem k ¼ DSG, rozsah zahrnutých prací a riziko pro letovou způsobilost. Agentura zaznamenala, že v současnosti se mnoho letadlových parků blíží či překračuje DSG, a těm by v rámci plánu implementace měla být přiznána priorita.

3.13.2 Vývoj procesu pro provádění průzkumu dotčených letadel

TCH by měl vytvořit postup, který budou provozovatelé moci použít k zjišťování stavu letadel. Zjišťování stavu letadel je provozovateli prováděno za účelem identifikace a zdokumentování oprav a oprav modifikací, které mohou být zastaveny na jejich letadlech. Zjištěný stav má provozovatelům pomoci stanovit, které opravy mohou potřebovat DTE za účelem stanovení potřebnosti DTI. Identifikace oprav, které vyžadují DTI, by měla zahrnovat pouze stávající opravy, které posilují (například obnovují pevnost) FCBS. To typicky vylučuje úkony údržby, jako jsou výbrusy, nýty, výřezy apod., pokud nejsou známa zvláštní rizika spojená s těmito úkony v určitých místech. Postup, který TCH vytvoří pro zjišťování stavu, by měl zahrnovat:

- (a) Plán provádění posudku/zjišťování stavu.
- (b) Oblasti a přístupové prostředky pro zjištění stavu.
- (c) Postup pro sběr údajů o opravě, které zahrnují:
 - (1) rozměry opravy;
 - (2) materiál opravy ;
 - (3) typ spojovacího prvku použitý při opravě;
 - (4) místo opravy;
 - (5) blízkost opravy k jiným opravám;
 - (6) opravy pokryté publikovanými údaji o opravách; a
 - (7) opravy vyžadující DTI.
- (d) Způsoby, jak rozhodnout, zda oprava ovlivňuje FCBS, či nikoliv.

3.13.3 Tvorba procesu pro získání údajů od DT pro opravy

- (a) TCH musí vytvořit proces, který budou provozovatelé moci využít pro získání DTI určujících nepříznivé účinky, které mohou opravy mít na FCBS. Při vývoji tohoto procesu budou muset TCH identifikovat všechny použitelné DTI, které vytvořili a které jsou k dispozici

provozovatelům. Ty mohou zahrnovat aktualizované SRM a SB, stávající RAG, rozšířené či nové RAG a další zdroje DTI vytvořené TCH. U určitých oprav může tento proces instruovat provozovatele k získání přímé podpory od TCH. V tomto případě TCH vyhodnotí provozovatelovu žádost a zpřístupní DTI pro specifickou opravu či skupinu oprav, jak bude třeba. To se může týkat oprav vytvořených/schválených provozovatelem či třetími stranami a oprav, které se odchyľují od schválených publikovaných údajů o opravách.

- (b) Proces by měl uvádět, že stávající opravy, které již mají vytvořené a v rámci programu údržby zavedené DTI, nevyžadují žádné další činnosti. Pro stávající opravy identifikované během průzkumu konkrétního letadla, pro které je třeba stanovit DTI, může tento proces nasměrovat provozovatele k získání potřebných DTI z následujících zdrojů:
- (1) Servisní informace publikované TCH, jako jsou SRM založené na DT, SB či jiné dokumenty obsahující příslušné údaje o DT pro opravy.
 - (2) Stávající schválené dokumenty RAG (vytvořené pro vyhovění § 121.107).
 - (3) Rozšířené či nově vytvořené dokumenty RAG. Za účelem urychlení procesu, jímž provozovatel dosáhne DTI potřebné k určení nepříznivých účinků, které opravy mohou mít na FCBS, může TCH rozhodnout, že stávající dokument RAG by měl být rozšířen, aby určoval další FCBS tlakového rozhraní letadla. Navíc u letadel, pro která aktuálně nejsou RAG, může TCH rozhodnout, že pro zajištění plné podpory provozovatelům při uplatňování DTI může být nutné vytvořit nový dokument RAG. Všeobecné pokyny pro tvorbu tohoto dokumentu jsou uvedeny v Příloze 2 níže, která se podobá AC 120-73, *Damage Tolerance Assessment of Repairs to Pressurised Fuselages*. Pokyny RAG nebo jakýkoliv jiný urychlený proces vytvořený k tomu, aby umožnil provozovatelům dosáhnout DTI pro bez nutnosti kontaktovat přímo TCH.
 - (4) Postupy vytvořené proto, aby provozovatelům umožnily stanovit DTI bez potřeby kontaktovat TCH s žádostí o poskytnutí přímé podpory. Tyto postupy mohou být koncepčně podobné dokumentům RAG.
 - (5) Přímá podpora od TCH pro určité opravy. Provozovatel si přímo od TCH vyžádá DTI pro určité jednotlivé opravy poté, co tyto opravy odhalí při průzkumu.

3.14 Opravy odnímatelných letadlových celků konstrukce

Konstrukce kritická z pohledu únavy může zahrnovat konstrukci odnímatelných částí nebo sestav konstrukce, které je možné zaměňovat mezi jednotlivými letadly, jako jsou sestavy dveří a řídicí plochy. V principu platí, že proces zpracování a implementace údajů o DT lze použít i pro opravy FCS na odnímatelných celcích. Během provozní historie těchto částí však pro ně nemusely být zaznamenávány počty letových hodin na úrovni individuálních celků, protože docházelo k jejich několikanásobné demontáži a opětovné zástavbě na různých letadlech. Tyto výměny mohou znemožňovat stanovení stáří letadlového celku či celkového počtu letových hodin nebo letových cyklů. Pro tyto případy jsou pokyny pro zpracování a implementaci údajů o DT pro stávající a nové opravy uvedeny v Příloze 3 tohoto Dodatku.

3.15 Výcvik

Složitost posouzení a vyhodnocení opravy si může vyžádat odpovídající výcvik pro jejich správnou implementaci. V takovém případě je nezbytné, aby každý TCH uvážil poskytnutí výcviku všem provozovatelům letadel, kterých se dotýká toto AMC.

4 MODIFIKACE A OPRAVY MODIFIKACÍ

4.1 Úkoly TCH a držitele STC – Modifikace a opravy modifikací

Níže je uveden přehled úkolů TCH a držitele STC, které jsou nezbytné pro modifikace ovlivňující FCBS. Tento přehled také obsahuje úkoly TCH a držitele STC, které jsou nezbytné pro opravy, které mohou ovlivnit jakékoliv FCS daných modifikací. Tyto úkoly platí pro modifikace vytvořené TCH nebo držitelem STC.

- (a) Vytvořit seznam modifikací, které mohou ovlivňovat FCBS. Z tohoto seznamu sestavit seznam modifikací, které mohou zahrnovat FCS.

- (b) Konzultacemi s provozovateli stanovit, na kterých letadlech jsou modifikace zastavěny.
- (c) Držitel STC by měl od TCH obdržet seznam FCBS pro výše identifikované modely letadel.
- (d) Držitelé STC by měli identifikovat:
 - modifikace ovlivňující FCBS; nebo
 - modifikace zahrnující FCS.
- (e) Stanovit, zda existují údaje o DT pro identifikované modifikace.
- (f) V případě potřeby zpracovat dodatečné údaje o DT.
- (g) Stanovit plán implementace modifikací.
- (h) Přezkoumat stávající údaje o DT pro opravy provedené na modifikacích, které ovlivňují FCBS.
- (i) Zpracovat dodatečné údaje o DT pro opravy provedené na modifikacích, které ovlivňují FCBS.
- (j) Stanovit plán implementace pro opravy modifikací.
- (k) Připravit dokumentaci, předat ji EASA ke schválení a zpřístupnit ji provozovatelům.

4.2 Specifické modifikace, které je třeba zvážit

TCH by měl zvážit modifikace a jakékoliv STC, které vlastní s ohledem na modifikace, které spadají do některé z kategorií uvedených v Příloze 5 k tomuto Dodatku. Držitelé STC by měli provést totéž pro své modifikace STC. U modifikací, které nejsou vytvořeny TCH nebo držitelem STC, by provozovatel měl uvážit, zda modifikace spadá do některé z kategorií uvedených v Příloze 5 tohoto Dodatku.

4.3 Modifikace vyžadující údaje o DT

Pomocí výkladu uvedeného v AMC 25.571 a podrobných znalostí modifikace a jejího vlivu na FCBS by TCH a držitel STC, a v některých případech provozovatel, měli uvážit následující situace při stanovování, jaké údaje o DT by měly být získány.

4.3.1 Modifikace ovlivňující FCBS

Jakékoliv modifikace identifikované v Příloze 5, které jsou zastavěny na FCBS, by měly být vyhodnoceny bez ohledu na velikost či složitost modifikace. Aby se posoudil vliv jakýchkoliv modifikací, které nepřímo ovlivňují FCBS (například modifikace, které mění prostředí únavového zatížení nebo ovlivňují možnost provádět prohlídky konstrukce, apod.), musí být rovněž provedeno vyhodnocení DT.

4.3.2 Modifikace zahrnující novou FCS

TCH nebo držitel STC by měli určit veškeré modifikace FCS pro jakékoliv modifikace identifikované v Příloze 5, které ovlivňují FCBS. Jakákoliv modifikace, která zahrnuje novou FCS, by měla být vyhodnocena bez ohledu na velikost či složitost modifikace. Příkladem těchto typů modifikace může být modifikace, která přidává nové konstrukční spoje, nebo zvyšuje provozní zatížení, čímž činí stávající konstrukci kritickou z pohledu únavy. Pokud modifikace neovlivňuje FCBS, pak je možné předpokládat, že tato modifikace nezahrnuje FCS.

4.4 Přezkoumání stávajících údajů o DT pro modifikace ovlivňující FCBS

Na základě certifikační úrovně amendmentu CS 25.571 a dalších stávajících pravidel může již dokumentace ke schválení modifikace poskytnout odpovídající údaje o DT.

TCH nebo držitel STC by měli identifikovat modifikace, pro které jsou k dispozici stávající schválené údaje o DT. Přijatelné údaje o DT zahrnují prohlášení, že bylo provedeno DTE a že byly schváleny. Provozovatelům by mělo být poskytnuto potvrzení o existenci schválených údajů o DT.

Modifikace vytvořené TCH mohou ovlivňovat FCBS. Ty zahrnují ATC (amended type certificate) a v některých případech STC. Tyto změny typového návrhu také vyžadují přezkoumání příslušných údajů o DT.

4.5 Zpracování dodatečných údajů o DT pro modifikace, které ovlivňují FCBS

Údaje o DT mohou být publikovány následovně:

- (a) **Modifikace STC** – Dodatečné údaje o DT pro stávající modifikace mohou být publikovány ve formě změněného STC, doplňkového průkazného materiálu nebo individuálního schválení.
- (b) **Modifikace držitelem TC** – Dodatečné údaje o DT pro stávající modifikace mohou být publikovány ve formě změněného TC, servisních informací vydaných TCH, apod.
- (c) **Modifikace nevytvořené TCH ani držitelem STC** – U modifikací identifikovaných v Příloze 5 tohoto Dodatku, které ovlivňují FCBS a nebyly vytvořeny TCH nebo držitelem STC, zodpovídá za získání údajů o DT pro tyto modifikace provozovatel. U těch stávajících individuálních modifikací, pro které nejsou k dispozici údaje o DT, ani pro ně nejsou implementovány jiné postupy, se stanoví údaje o DT podle plánu implementace schváleného příslušným úřadem.

POZNÁMKA: TCH a držitel STC by měli předložit údaje, které popisují a podporují prostředky použité ke stanovení, zda modifikace ovlivňuje FCBS, a prostředky použité při stanovování FCS modifikace.

4.6 Plán implementace údajů o DT, když TCH či držitel STC ukončí podnikání nebo se vzdají TC či STC

U těch modifikací, kde TCH nebo držitel STC ukončí podnikání nebo se vzdají TC či STC, poskytuje tento odstavec pokyny pro provozovatele, jak vytvořit plán implementace údajů o DT pro danou modifikaci. Provozovatelův plán implementace údajů o DT by měl obsahovat následující informace:

- (a) Popis modifikace;
- (b) Dotčené letadlo a dotčená FCS;
- (c) DSG dotčeného letadla;
- (d) Seznam modifikací FCS (existuje-li);
- (e) Certifikační úroveň 25.571 pro stanovení údajů o DT;
- (f) Plán získání údajů o DT pro modifikaci; a
- (g) Plán implementace údajů o DT pro zahrnutí údajů o DT po jejich získání.

5 ZPRACOVÁNÍ DOKUMENTACE TCH A DRŽITELE STC A SCHVÁLENÍ EASA

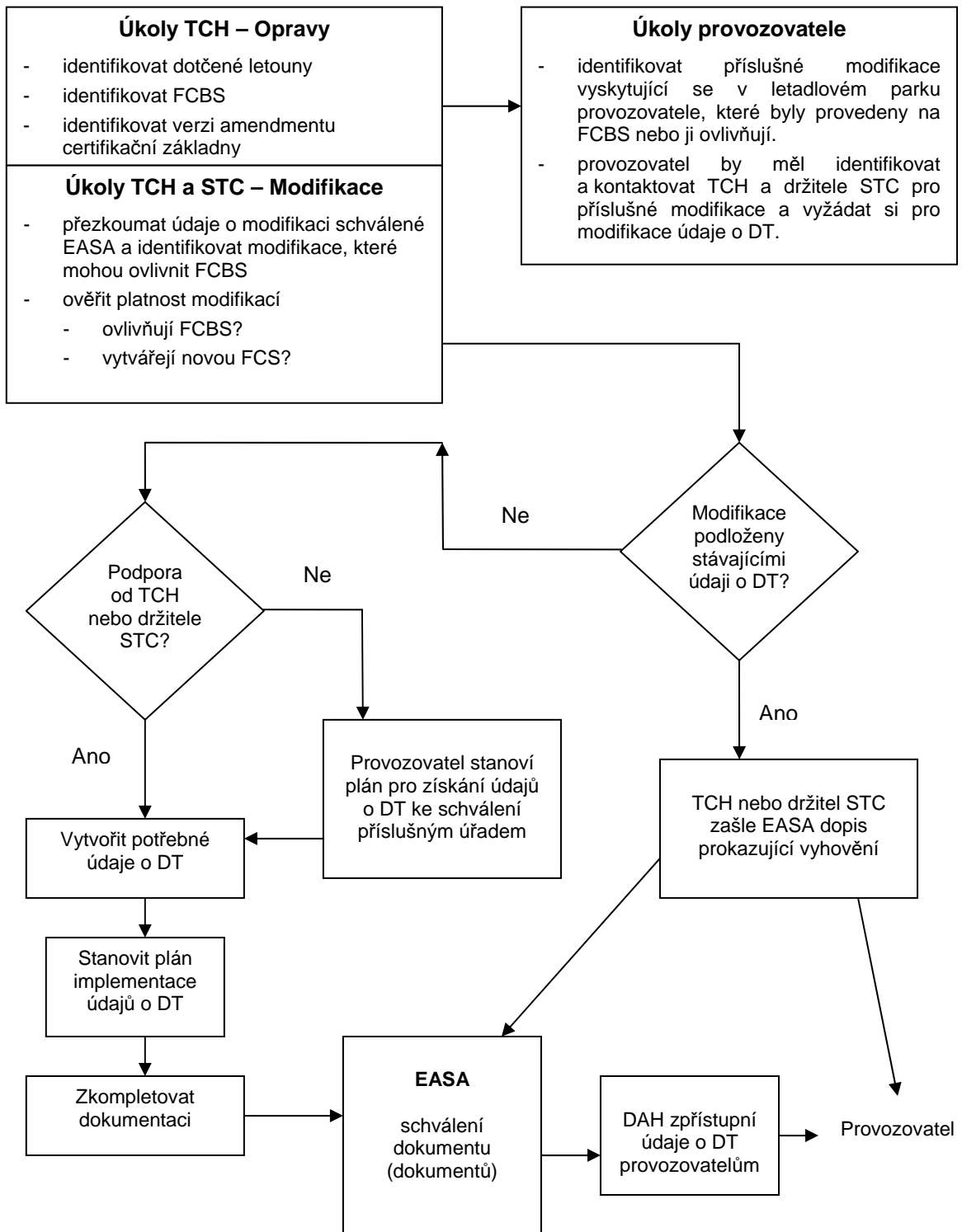
TCH, držitel STC, provozovatelé a úřady pro letovou způsobilost by měli společně pracovat na vytvoření dokumentace pro jednotlivé modely pod dohledem zajišťovaným těmito úřady a za pomoci ARAC AAWG. Předpokládá se, že TCH využijí pracovní skupiny STG, které je podpoří při tvorbě dokumentů pro jednotlivé modely. EASA schválí materiály REG předložené TCH nebo držiteli STC a jakoukoliv další související dokumentaci, kterou bude provozovatel požadovat k zajištění odpovídajících DTI pro všechny opravy a modifikace FCS, ať již budou předány jako samostatné dokumenty, nebo jako souhrnný dokument.

6 ÚKOLY PROVOZOVATELE – OPRAVY, MODIFIKACE A OPRAVY MODIFIKACÍ

- (a) Přezkoumat příslušné dokumenty dodané TCH a držiteli STC.
- (b) Identifikovat modifikace, které se vyskytují v letadlovém parku provozovatelů a ovlivňují FCBS.
- (c) Získat nebo vytvořit dodatečné údaje o DT pro modifikace, které nejsou popsány v dokumentech TCH nebo držitele STC.

POZNÁMKA: Pokud již TCH nebo držitel STC neexistuje nebo nechce vyhovět žádosti, stává se zodpovědností provozovatele, aby vytvořil či získal schválené údaje o DT. Tyto údaje by měly být dodány projekční organizací s odpovídajícím DOA.

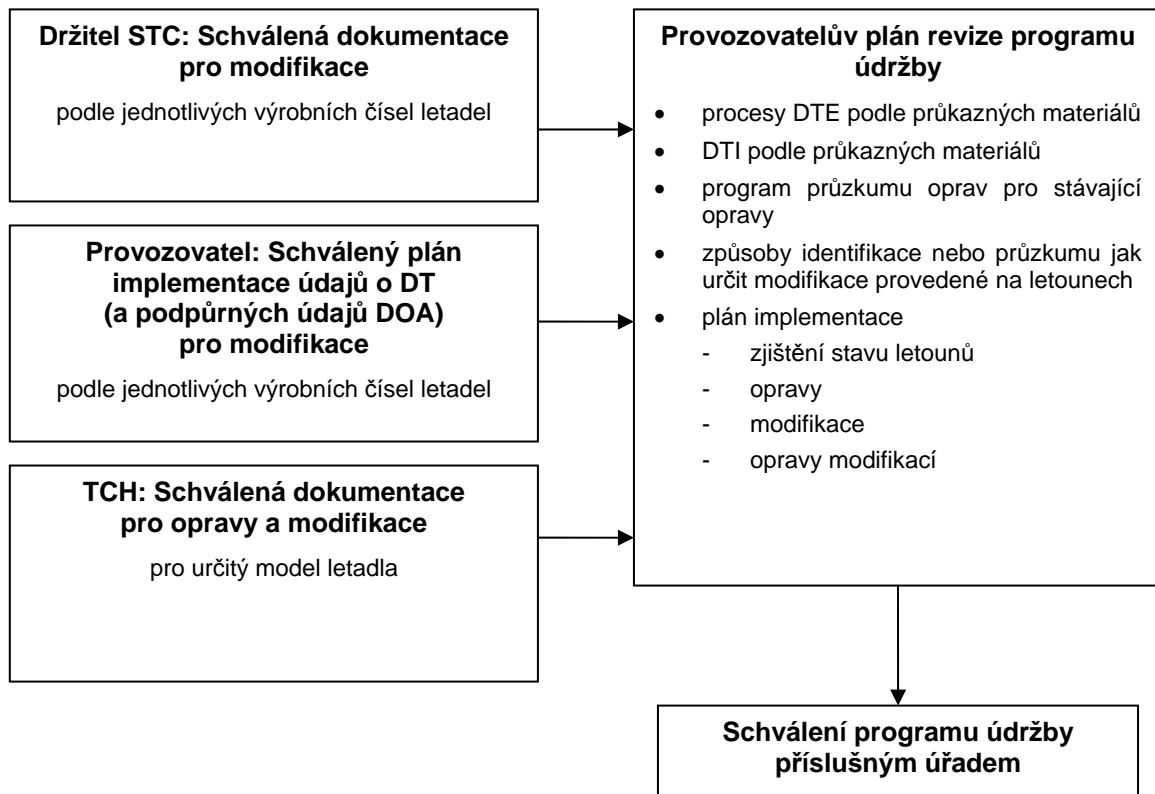
- (d) Zahrnout nezbytné činnosti do programu údržby ke schválení příslušným úřadem.



Obrázek A3-1 – Zpracování způsobů průkazu pro modifikace

6.1 Obsah programu údržby

- (a) Provozovatel by měl do svého programu údržby zahrnout následující:
- (1) Proces zajišťující, že pro všechny nové opravy a modifikace ovlivňující FCBS budou k dispozici údaje o DT a budou pro ně zavedeny DTI nebo jiné postupy.
 - (2) Proces zajišťující, že všechny stávající opravy a modifikace FCBS budou vyhodnoceny z pohledu přípustnosti poškození a budou pro ně zavedeny DTI nebo jiné postupy. Tento proces zahrnuje:
 - (i) Přezkoumání procesů provozovatele, aby se určilo, zda byly získány údaje o DT pro opravy a modifikace ovlivňující FCBS a zahrnuty do provozovatelova programu údržby pro provozní životnost letadel. Pokud je provozovatel schopen prokázat, že tyto postupy zajišťují získání údajů o DT pro všechny opravy a modifikace ovlivňující FCBS, pak nejsou potřeba žádné další kroky pro stávající opravy a modifikace.
 - (ii) Proces pro identifikaci či průzkum stávajících oprav (s použitím parametrů průzkumu z Přílohy 3 tohoto Dodatku) a modifikací ovlivňujících FCBS a stanovení DTI pro tyto opravy a modifikace. Tento proces by měl zahrnovat plán implementace, který stanoví načasování začlenění údajů o DT do provozovatelova programu údržby v časovém rámci daném příslušnou schválenou dokumentací TCH nebo držitele STC.
- (b) Na obrázku A3-2 níže je popsán jeden z možných způsobů, který provozovatel může použít k vytvoření plánu implementace pro letadlo ve svém letadlovém parku.



Obrázek A3-2 – Proces schvalování provozovatelova programu údržby

6.1.1 Plán implementace pro opravy

Plán průzkumu oprav. Program údržby by měl zahrnovat plán průzkumu oprav, který identifikuje opravy, které mohou vyžadovat zpracování údajů o DT. Jako základ pro tento plán je možné použít REG od TCH. (Další informace viz odstavec 3 výše a Přílohu 2.)

6.1.2 Plán implementace pro modifikace

- (a) Plán by měl zahrnovat proces pro vytvoření seznamu modifikací ovlivňujících FCBS na letadlech provozovatele. Tento seznam může být vytvořen z údajů získaných pomocí přezkoumání záznamů letadla a prohlídkou stavu letadla. Pokud jsou předmětné modifikace identifikovány pomocí přezkoumání záznamů, provozovatel bude muset svému příslušnému úřadu prokázat, že záznamy letadla jsou spolehlivým prostředkem pro identifikaci modifikací ovlivňujících FCBS. Podle pokynů v odstavci (3) níže může provozovatel identifikovat modifikace vytvořené TCH a držiteli STC pomocí přezkoumání záznamů. Přezkoumání záznamů však nemusí být dostačující pro identifikaci modifikací, které nebyly vytvořeny TCH nebo držitelem STC. K určení takových modifikací může být nezbytné provést prohlídku stavu letadla. Pro každou modifikaci, která ovlivňuje FCBS, by měl proces dokumentovat způsoby průkazu zahrnutí údajů o DT souvisejících s danou modifikací, a to buď pomocí průkazných materiálů TCH nebo držitele STC, provozovatelova plánu implementace údajů o DT, nebo stávajících ICA založených na DT.
- (b) Plán by měl:
- (1) Zahrnovat proces, který stanoví, jak a kde získat údaje o DT pro modifikace obsažené v plánu implementace údajů o DT.
 - (2) Zahrnovat způsoby, jak zajistit, že letadlo nebude provozováno po časové lhůtě stanovené pro získání údajů o DT.
 - (3) Zahrnovat údaje o DT související s modifikací, které jsou uvedeny v průkazných materiálech.
 - (4) Identifikovat, jak budou údaje o DT začleněny do provozovatelova programu údržby.
- (c) Aby napomohli určení modifikací, kterými se musí TCH a držitelé STC zabývat, měli by provozovatelé, a to souběžně s úkoly držitelů TC a STC, identifikovat modifikace vytvořené TCH nebo držitelem STC, které se vyskytují v jeho letadlovém parku. To je možné provést přezkoumáním záznamů provozovatele o konfiguraci letadel, je-li vedení záznamů kompletní. Při přezkoumání by měli být identifikováni TCH a držitel STC pro každou konkrétní modifikaci. Provozovatel by měl poté stanovit, které modifikace byly zastavěny na FCBS, nebo které modifikace ji mohou pravděpodobně ovlivňovat, a měl by připravit seznam modifikací pro jednotlivá letadla. Při provádění průzkumu oprav provedených na letadle by provozovatel měl identifikovat i modifikace, které nebyly vytvořeny TCH nebo držitelem STC a které ovlivňují FCBS.
- (1) Sestavit seznam všech modifikací vytvořených TCH a držitelem STC, které jsou v současnosti zastavěny v aktivním letadlovém parku.
 - (2) Vymazat z tohoto seznamu ty modifikace, které neovlivňují FCBS. K identifikaci FCBS je možné použít dokumenty od TCH.
 - (3) Vyžádat DTE a údaje o DT pro zbývající modifikace na seznamu, které ovlivňují FCBS, pokud již nebyly získány dříve.
 - (4) Provozovatel musí přezkoumat každou modifikaci, aby stanovil, zda:
 - (i) již existují údaje o DT; nebo
 - (ii) je třeba údaje o DT získat.
 - (5) Uvédomit jak držitele STC, tak příslušný úřad a EASA, jsou-li v letadlovém parku provozovatele identifikovány STC vlastněné držitelem STC a jsou-li potřeba údaje o DT.

POZNÁMKA: Provozovatel by měl začít s vytvářením tohoto seznamu modifikací jakmile TCH zpřístupní první seznam FCBS.

- (d) Provozovatel by měl při rozhodování, které modifikace mohou ovlivnit FCBS na úrovni jednotlivých modelů, uvážit seznam modifikací uvedený v Příloze 5 tohoto AMC.
- (e) Provozovatel by měl příslušnému úřadu předložit dopis, ve kterém bude uveden seznam modifikací, které se nacházejí v jeho letadlovém parku, a stav podpory TCH nebo držitelů STC při získávání potřebných údajů o DT.
- (f) Provozovatel by měl také kontaktovat TCH nebo držitele STC pro příslušnou modifikaci, aby zjistil, zda jsou pro danou modifikaci k dispozici údaje o DT. Pokud tyto údaje neexistují a TCH nebo držitel STC mají v úmyslu podpořit zpracování těchto údajů o DT a je pravděpodobné, že tato modifikace existuje i v letadlových parcích jiných provozovatelů, skupina dotčených provozovatelů si může vyžádat společné setkání s TCH nebo držitelem STC. Pokud TCH nebo držitel STC již neexistují, nebo nejsou ochotni poskytnout podporu pro modifikaci, nebo pokud modifikace ovlivňující FCBS nebyla schválena v rámci TC nebo STC, je zodpovědností provozovatele(-ů), aby tyto údaje vytvořil(vytvořili), a to buď interně, nebo za pomoci třetí strany s příslušným oprávněním k projektování.
- (g) Některé individuální modifikace mohou být obtížně identifikovatelné prostřednictvím přezkoumání záznamů o údržbě letadla. V takových situacích je způsobem průzkumu plán prohlídky stavu modifikací letadla obdobným způsobem, jako je tomu u oprav a oprav modifikací, který je popsán v odstavci 3 tohoto Dodatku. Měly by být vyvinuty údaje o DT pro modifikace identifikované při průzkumu a následně implementovány do provozovatelova programu údržby. Předpokládá se, že u většiny letadel bude potřeba průzkum provést, aby bylo zajištěno, že budou identifikovány všechny modifikace. Tento průzkum může být proveden současně s prováděním průzkumu oprav.

6.1.3 Proces implementace údajů od DT

- (a) Pro opravy, kde požadavky na prohlídky využívají zvolenou metodu a interval prohlídky, použijte pravidelnou údržbu nebo program prohlídek. Opravy nebo modifikace přidané mezi předem stanovené prohlídky údržby – včetně oprav kategorie B a C (viz Příloha 2 tohoto Dodatku) zastavené ve vzdálených místech – by měly mít práh větší než předem stanovené prohlídky údržby. Opravy je také možné sledovat individuálně, čímž budou zohledněny jejich jedinečné požadavky na metodu a interval prohlídek. Tím se zajistí letová způsobilost konstrukce do další předem stanovené prohlídky údržby, kdy bude oprava či modifikace vyhodnocena jako součást programu údržby oprav.
- (b) Tam, kde zvolená metoda a interval prohlídek neplní požadavky na prohlídky, budou opravy kategorie B a C vyžadovat dodatečnou pozornost. Tyto opravy budou buď vyžadovat inovaci, aby pro ně bylo možné využít zvolenou metodu a interval, nebo individuální sledování, které zohlední jedinečné požadavky dané opravy na metodu a interval prohlídek.

6.2 Změny programu údržby

Je-li revidován interval programu údržby nebo prohlídek, provozovatel by měl vyhodnotit dopad této změny na program hodnocení oprav. Pokud jsou revidované intervaly programu údržby nebo prohlídek větší než ty v BZI, předchozí klasifikace oprav do kategorie A může být neplatná. Provozovatel může potřebovat získat schválení alternativní metody prohlídek, provést inovaci opravy, která umožní využití zvolené metody a intervalu prohlídek, nebo provést změnu kategorizace některých oprav a stanovit jedinečné doplňkové metody a intervaly prohlídek pro specifické opravy. Provozovatelé využívající „druhou metodu“ provádění opakovaného posuzování oprav při předem stanovených prohlídkách údržby vyhodnotí, zda změna předem stanovených prohlídek údržby bude i nadále splňovat požadavky na prohlídky oprav v souladu s výkladem uvedeným v Příloze 2 tohoto AMC.

7 PŘÍSLUŠNÝ ÚŘAD

Příslušný úřad zodpovídá za schvalování způsobů, jak zahrnout Agenturou schválené údaje o DT pro opravy a modifikace do provozovatelova programu údržby.

PŘÍLOHA 1: PROCES SCHVALOVÁNÍ NOVÝCH OPRAV

V minulosti dokument FAA AC 25.1529-1, *Instructions for Continued Airworthiness of Structural Repairs on Transport Aircraft*, z 1. srpna 1991, popisoval dvoufázový přístup ke schvalování oprav hlavních konstrukčních prvků. Dvoufázový přístup se skládal z:

- Vyhodnocení pevnostních požadavků na typovou konstrukci dle CS 25.305 před návratem do provozu.
- Provedení vyhodnocení přípustnosti poškození a zpracování údajů o DT pro průkaz vyhovění CS 25.571 v průběhu 12 měsíců od návratu do provozu.

Poradenský materiál FAA AC 25.1529-1 je nyní obsažen v tomto AMC a je upraven tak, aby popisoval třífázový přístup, který se nyní běžně používá v leteckém průmyslu. Tento třífázový přístup nahrazuje výše popisovaný dvoufázový přístup.

Údaje o DT zahrnují požadavky na prohlídky, jako je práh prohlídky, metoda prohlídky a interval opakování prohlídky, nebo může specifikovat časovou lhůtu, kdy musí být oprava či modifikace nahrazeny či modifikovány. Požadované údaje mohou být předány najednou před návratem letadla do provozu, nebo mohou být předány po fázích. K dispozici je následující třífázový schvalovací proces, který představuje postupné schvalování technických údajů, které umožní navrátit letadlo do provozu před předáním všech výše popsanych technických údajů. Tyto tři fáze jsou popsány následovně:

- (a) První fází je schválení údajů o statické pevnosti a plánu předávání údajů o DT. Toto schválení je požadováno před návratem letadla do provozu.
- (b) Druhou fází je schválení údajů o DT. Ty by měly být předány ne později než 12 měsíců po návratu letadla do provozu. V této fázi musí údaje o DT obsahovat pouze práh, kdy musí prohlídka začít, pokud je nastaven proces zpracování potřebných metod prohlídek a intervalů opakování před dosažením prahu. V tomto případě může být předání a schválení zbývajících údajů o DT odloženo do třetí fáze.
- (c) Třetí fází je schválení metody prohlídky a intervalů opakování. Tato konečná část údajů pro certifikaci oprav v souladu s CS 25.571 musí být předána a schválena před dosažením prahu prohlídek.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

PŘÍLOHA 2: POSOUZENÍ STÁVAJÍCÍCH OPRAV

Proces posouzení DTI se skládá z průzkumu oprav letadla, identifikace a dispozice oprav vyžadujících okamžité činnosti a vývoje prohlídek založených na přípustnosti poškození, jak je popsáno níže:

1 PRŮZKUM OPRAV LETADLA

K identifikaci stávajících oprav a konfigurací oprav na FCBS a k zajištění způsobů kategorizace těchto oprav bude použit průzkum. Průzkum by se týkal všech dotčených letadel v provozovatelské letadlovém parku, jak je definováno v programu údržby, a to s využitím procesů uvedených v REG nebo obdobném dokumentu. Postup identifikace oprav, které vyžadují DTE, by měl být vytvořen a zdokumentován s použitím CS 25.571 a AMC 25.571 (v závislosti na certifikační úrovni letadla) a dalších pokynů specifických pro jednotlivé opravy, jako jsou:

- (a) velikost opravy;
- (b) konfigurace opravy;
 - (1) standardy SRM;
 - (2) jiné;
- (c) blízkost jiných oprav; a
- (d) potenciální vliv na FCBS;
 - (1) možnost provedení prohlídky (přístupnost a metoda);
 - (2) rozložení zatížení.

Další podrobnosti naleznete v odstavci 4 této Přílohy.

2 IDENTIFIKACE A DISPOZICE OPRAV VYŽADUJÍCÍCH OKAMŽITÉ ČINNOSTI

Některé opravy nemusí splňovat minimální požadavky v důsledku trhlin, koroze, promáčknutí nebo nevhodné konstrukce. Provozovatel by měl využít pokynů uvedených v průkazných materiálech k identifikaci těchto oprav a po jejich identifikaci by měl učinit vhodná nápravná opatření. V některých případech může být před dalším letem nutné provést modifikace. Pokud mohou být podobné opravy zastaveny na jiných letadlech, měl by provozovatel uvážit provedení nápravných opatření v celém letadlovém parku.

3 ZPRACOVÁNÍ PROHLÍDKY PŘÍPUSTNOSTI POŠKOZENÍ

Zahrnuje zpracování vhodného plánu údržby pro zvažované opravy. Během tohoto kroku se stanoví metoda, práh a interval opakování prohlídek. Tyto informace se stanoví na základě stávajících pokynů, které byly zdokumentovány v RAG (viz odstavec 4), nebo z výsledků individuálního vyhodnocení přípustnosti poškození provedeného podle pokynů uvedených v AMC 25.571. Následně se rozhodne o proveditelnosti programu prohlídek pro zachování letové způsobilosti. Pokud je program prohlídek praktický, začlení se DTI do individuálního programu údržby letadla. Pokud jsou prohlídky nepraktické nebo nemožné, stanoví se pro opravu v individuálním programu údržby letadla čas výměny. Pokud je to vhodné, může být použit třífázový přístup popisovaný v Příloze 1 tohoto AMC.

4 POKYNY PRO POSOUZENÍ OPRAV (RAG)

4.1 Kritéria usnadňující tvorbu pokynů pro posouzení oprav

Následující kritéria jsou ta, která byla vytvořena pro konstrukce tlakového rozhraní trupu, podobné těm nacházejícím se v FAA AC 120-73 a dřívější dokumentaci JAA a EASA. DAH mohou shledat, že je vhodné vypracovat podobné postupy pro jiné typy letadel a jiné části konstrukce.

Cílem je vytvořit pokyny pro posouzení oprav vyžadující, bude-li to nutné, specifické programy údržby k udržení integrity přípustnosti poškození u opravovaných draků. Následující kritéria byla vytvořena, aby usnadnila tvorbu tohoto poradenského materiálu:

- (a) Pro každý model a místo konstrukce letadla mohou být zvoleny specifické meze rozsahu opravy, pro kterou není nutné posouzení. To umožní minimalizovat zátěž provozovatelů a současně zajistit zachování platnosti základního programu prohlídek letadla.
- (b) Opravy, které nejsou v souladu se SRM, musí být přezkoumány a mohou vyžadovat další činnosti.
- (c) Opravy musí být přezkoumány, pokud byla oprava zastavěna v souladu s údaji SRM, které byly nahrazeny či zneplatněny novými konstrukcemi připouštějícími poškození.
- (d) Opravy v těsné blízkosti jiných oprav či modifikací vyžadují přezkoumání, která stanoví jejich vliv na zachování letové způsobilosti letadla.
- (e) Opravy vykazující narušení konstrukce by měly být před dalším letem nahrazeny.

4.2 Metodika posuzování oprav

Dalším krokem je vývoj metodiky posuzování opravy, která bude účinná pro vyhodnocování zachování letové způsobilosti u stávajících oprav konstrukce tlakového rozhraní trupu. Na starších modelech letadel se může nacházet mnoho konstrukčních oprav, takže účinnost postupu posuzování je důležitým faktorem. V minulosti by vyhodnocení opravy z pohledu přípustnosti poškození vyžadovalo přímou asistenci DAH. S ohledem na to, že konstrukce každé opravy je jiná, že každý model letadla je jiný, že každá část letadla je vystavena jinému prostředí z pohledu zatížení a že počet techniků kvalifikovaných pro provádění posuzování přípustnosti poškození je malý, by provádění posouzení tímto způsobem bylo nevladatelné. Proto byl, jako alternativa, vytvořen nový přístup.

Protože výsledky posouzení opravy budou záviset na konstrukci a podmínkách zatížení specifických pro každý model, DAH by měli vytvořit metodiku posuzování pro typy oprav, jejichž výskyt se očekává na každém dotčeném modelu letadla. Protože záznamy o většině těchto oprav nejsou obvykle snadno k dispozici, lokalizace oprav si vyžádá průzkum konstrukce každého letadla. DAH vytvoří formulář pro průzkum, který bude možné použít k zaznamenání klíčových rysů návrhu opravy, jejichž znalost je nutná pro provedení posouzení opravy. Personál leteckého podniku, který není odborně vyškolen pro oblast přípustnosti poškození, může použít tento formulář k zdokumentování konfigurace každé nalezené opravy.

Někteří DAH vyvinuli zjednodušené metody využívající informace z formuláře pro průzkum jako vstupní údaje pro stanovení charakteristiky přípustnosti poškození při průzkumu zjištěných oprav. Přestože posouzení opravy by mělo být prováděno dobře vyškoleným personálem, který je obeznámen s pokyny pro posuzování oprav specifických pro jednotlivé modely, tyto metody umožňují příslušnému personálu, který není vyškolen jako odborníci na přípustnost poškození, provádět posouzení oprav bez asistence TCH. Tato metodika by měla být vytvořena TCH letadla. Pokyny pro posuzování oprav specifických pro model připraví TCH.

Z informací na formuláři pro průzkum je také možné opravu zařadit do jedné ze tří následujících kategorií:

Kategorie A: Trvalá oprava, pro kterou je pro zajištění zachování letové způsobilosti dostatečná základní zónová prohlídka (BZI) (předpokládá se, že většina provozovatelů uplatní typické intervaly prohlídek).

Kategorie B: Trvalá oprava vyžadující k zajištění zachování letové způsobilosti doplňkové prohlídky.

Kategorie C: Dočasná oprava, kterou bude potřeba přepracovat či nahradit před dosažením stanovené časové lhůty. K zajištění zachování letové způsobilosti mohou být nezbytné doplňkové prohlídky ještě před dosažením této lhůty.

Je-li prodlouženo LOV programu údržby, může být nezbytné přezkoumat původní kategorizaci oprav TCH a provozovatelem, aby byla zajištěna její platnost do nového LOV.

4.3 Proces posouzení oprav

Existují dvě hlavní techniky, které je možné použít k provedení posouzení oprav. První technika využívá třífázový postup. Tato technika se hodí pro provozovatele malých letadlových parků. Druhá technika je představována zahrnutím pokynů pro posouzení oprav do provozovatelova programu běžné údržby. Tento přístup je vhodný pro provozovatele velkých letadlových parků a zajišťuje vyhodnocování oprav v předem stanovených, plánovaných prohlídkách údržby v rámci programu údržby. DAH a provozovatelé mohou vypracovat jiné techniky, které by byly přijatelné, pokud budou splňovat cíle tohoto navrhovaného předpisu a budou schváleny Agenturou.

První technika obecně zahrnuje provedení následujících tří fází. (Viz obrázek A3(2)-1):

Fáze 1 – Sběr údajů

Tato fáze specifikuje konstrukce, jejichž opravy by měly být posouzeny, a shromažďuje údaje pro další analýzu. Pokud se oprava nachází na konstrukci, která je předmětem zájmu, analýza pokračuje, v opačném případě oprava nevyžaduje klasifikaci podle tohoto programu.

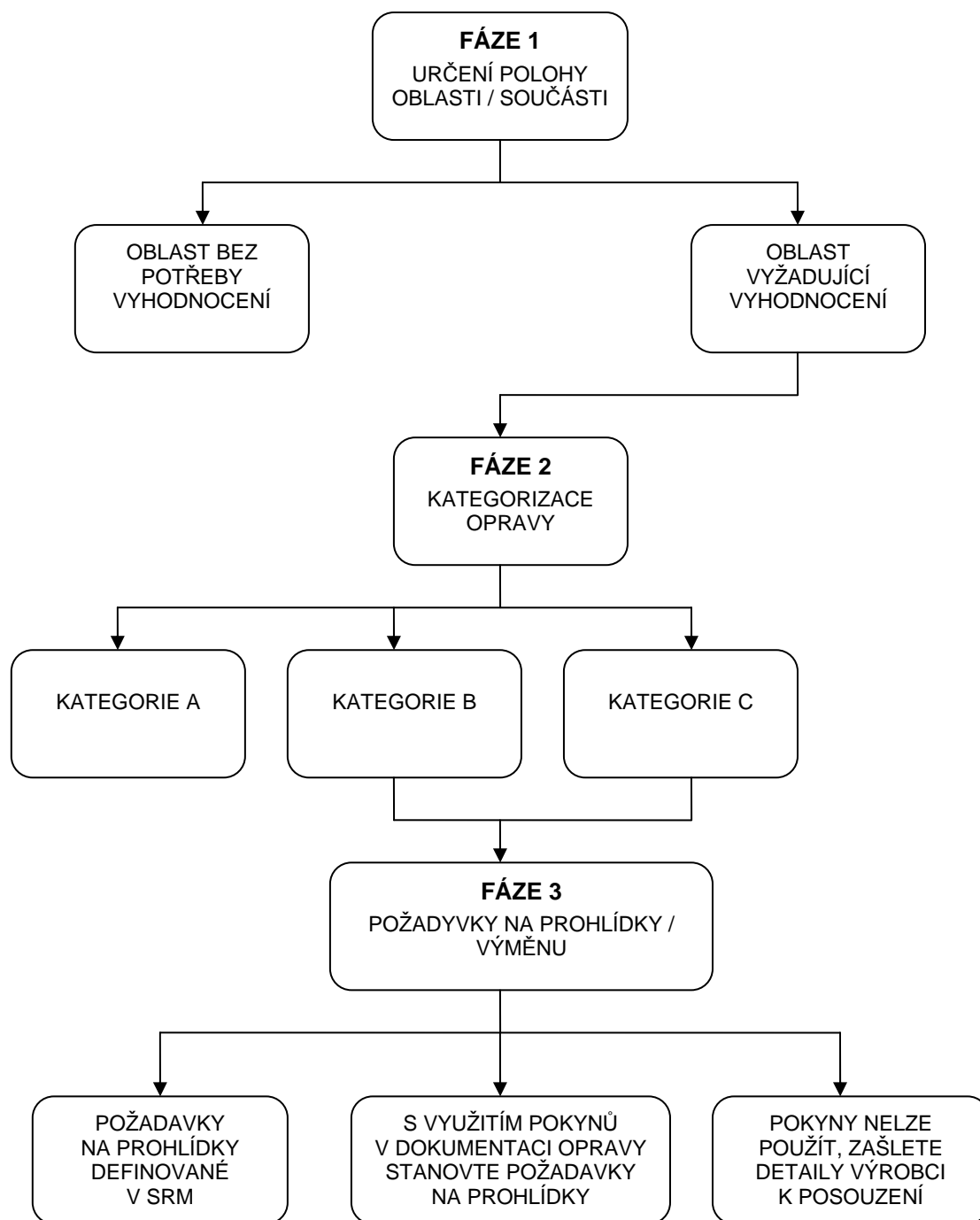
Pokyny pro posuzování oprav pro každý model poskytnou seznam konstrukcí, u kterých je třeba provést posouzení oprav. Někteří DAH redukovali tento seznam tím, že stanovili požadavky na prohlídky pro kritické detaily. Pokud jsou tyto požadavky shodné s běžnými kontrolami při údržbě (např. kontrolami BZI), byly tyto detaily vyloučeny ze seznamu.

Podrobnosti o opravách jsou shromažďovány pro další analýzu ve fázi 2. Opravy, které nesplňují minimální konstrukční požadavky nebo opravy s významně zhoršeným stavem musí být okamžitě identifikovány a před dalším letem u nich musí dojít k nápravným opatřením.

Fáze 2 – Kategorizace oprav

Kategorizace oprav je prováděna s využitím údajů shromážděných ve fázi 1, které umožní odpovědět na základní otázky ohledně konstrukčních charakteristik.

Pokud je program údržby alespoň tak přísný jako BZI identifikované v pokynech pro posuzování oprav pro konkrétní model připravených TCH, pak jsou dobře navržené opravy v dobrém stavu, které splňují požadavky na velikost a blízkost, opravy kategorie A. Ve fázi 2 jsou kladeny jednoduché otázky o podmínkách a návrhových kritériích, které definují spodní hranice oprav kategorie B a kategorie C. Proces pokračuje pro opravy kategorie B a C.



Obrázek A3(2)-1 – Fáze posouzení opravy

Fáze 3 – Stanovení požadavků na údržbu konstrukce

V této fázi budou stanoveny požadavky na specifické doplňkové prohlídky a/nebo výměny pro opravy kategorie B a C. Požadavky na prohlídky pro opravy se stanovují výpočtem, pomocí předem stanovených hodnot poskytnutých DAH nebo jiných hodnot získaných metodou schválenou Agenturou.

Při vyhodnocování první doplňkové prohlídky bude fáze 3 definovat práh prohlídek v letových cyklech měřených od chvíle zástavby opravy. Pokud není čas zástavby opravy znám a letadlo překročí časy implementace posouzení nebo překročí čas první prohlídky, mělo by k první prohlídce dojít při nejbližší „C-prohlídce“ dle předepsaného intervalu, nebo při odpovídající mezi letových cyklů po shromáždění údajů o opravě (fáze 1).

Provozovatel se může rozhodnout provést všechny tři fáze najednou, nebo pouze fázi 1. Ve druhém případě by na provozovateli bylo vyžadováno, aby při dokončování fází 2 a 3 dodržel plán specifikovaný v Agenturou schválených pokynech pro posouzení oprav specifických pro daný model. Zahrnutí požadavků na údržbu pro opravy kategorií B a C do provozovatelova individuálního programu údržby či prohlídek letadla zakončuje proces posouzení opravy při použití první techniky.

Druhá technika by zahrnovala nastavení programu údržby oprav tak, aby vyhodnocení každé dotčené konstrukce uvedené v odstavci 2.6 při každé předem stanovené prohlídce údržby, prokázalo trvalost oprav. Tato technika by vyžadovala, aby provozovatel zvolil metodu a interval prohlídek v souladu s Agenturou schválenými pokyny pro posuzování oprav. Opravy, u nichž jsou požadavky na prohlídky splněny zvolenou metodou a intervalem prohlídek, by byly podrobovány prohlídkám v souladu se schváleným programem údržby. Jakákoliv oprava, která není trvalá, nebo u níž nejsou požadavky na prohlídky splněny zvolenou metodou a intervalem prohlídek, by byla buď:

- (a) inovována, aby umožnila využití zvolené metody a intervalu prohlídek; nebo
- (b) individuálně sledována, aby byly zohledněny jedinečné požadavky opravy na metodu a interval prohlídek.

Tento proces je následně opakován ve zvolených intervalech prohlídek.

Opravy přidané mezi předem stanovenými prohlídkami údržby, včetně dočasných oprav provedených v nepřístupných místech, budou muset mít práh prohlídky větší, než je doba předem stanové prohlídky údržby, nebo budou muset být sledovány jednotlivě, aby byly zohledněny jedinečné požadavky opravy na metodu a interval prohlídek. Tak by byla zajištěna letová způsobilost konstrukce do další předem stanovené prohlídky údržby, při které by byla oprava vyhodnocena v rámci programu údržby oprav.

5 ZMĚNY PROGRAMU ÚDRŽBY

Je-li revidován interval programu údržby nebo prohlídek, provozovatel by měl vyhodnotit dopad změn na program posuzování oprav. Pokud jsou revidované intervaly programu údržby nebo prohlídek delší než ty v BZI, předchozí klasifikace oprav kategorie A může být neplatná. Je možné, že provozovatel bude potřebovat získat schválení alternativní metody prohlídek, inovovat opravu, aby dovolila využití zvolené metody a intervalu prohlídek, nebo změnit kategorizaci některých oprav a stanovit jedinečné metody a intervaly prohlídek pro specifické opravy. Provozovatelé využívající „druhou techniku“ provádění opakovaného posuzování oprav při předem stanovených prohlídkách údržby si vyhodnotí, zda změny předem stanovených prohlídek údržby i nadále zajišťují splnění požadavků na prohlídky oprav.

6 AKTUALIZACE SRM

Obecný oddíl SRM bude obsahovat stručné popisy problematiky přípustnosti poškození, kategorie oprav, popis základních zónových prohlídek a logické schéma posuzování oprav. Při aktualizaci každé SRM by měly být stávající opravy specifické pro své umístění označeny příslušnou identifikací kategorie opravy (A, B nebo C) a měly by být uvedeny případné specifické požadavky na prohlídky pro opravy kategorií B a C. Popis běžných oprav uvedený v SRM bude také obsahovat faktory pro volbu

kategorie opravy, jako jsou velikost, zóna a blízkost. Pro každý model budou muset být uvedeny podrobné informace pro stanovení požadavků na prohlídky. Opravy zastavěné v souladu s předchozí revizí SRM, které však byly nyní nahrazeny novou konstrukcí připouštějící poškození, si vyžádají přezkoumání. Klasifikace takových oprav může být změněna na kategorii B nebo C, což si může vyžádat dodatečné prohlídky a/nebo přepracování.

7 KONSTRUKCE MODIFIKOVANÁ PROSTŘEDNICTVÍM STC

Stávající pokyny pro posuzování oprav poskytované TCH obecně neplatí pro konstrukci modifikovanou prostřednictvím STC. I tak se však očekává, že všechny konstrukce upravené STC by měly být vyhodnoceny provozovatelem v součinnosti s držitelem STC. Držitel STC by měl vypracovat, předložit a získat od Agentury schválení pro pokyny k vyhodnocování opravy takových konstrukcí nebo pro provádění specifického hodnocení přípustnosti poškození u známých oprav a měl by poskytnout odpovídající instrukce provozovateli.

Očekává se, že držitel STC pomůže provozovatelům s přípravou požadovaných dokumentů. Pokud by držitel STC již ukončil podnikání, nebo byl z jiného důvodu neschopen pomoc zajistit, provozovatel by musel získat Agenturou schválené pokyny samostatně. Aby bylo možné udržet letadlo v provozu, provozovatelé si vždy mohou – samostatně, nebo ve skupině – najmout příslušné odborníky pro vývoj a získání schválení pokynů pro posuzování oprav a související DSG. V konečném důsledku je za zachování bezpečného provozu letadla zodpovědný provozovatel.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

PŘÍLOHA 3: OPRAVY A MODIFIKACE ODNÍMATELNÝCH LETADLOVÝCH CELKŮ KONSTRUKCE

1 STANOVENÍ STÁŘÍ ODNÍMATELNÝCH LETADLOVÝCH CELKŮ KONSTRUKCE

Stanovení skutečného stáří nebo určení konzervativního stáří součásti konstrukce zajišťuje flexibilitu a snižuje zatížení provozovatele při implementaci údajů o DT pro opravy a modifikace součástí konstrukce. V některých případech je možné skutečné stáří součásti určit ze záznamů. Pokud není skutečné stáří možné určit tímto způsobem, věk součásti je možné stanovit konzervativně pomocí jednoho z následujících konceptů leadera letadlového parku v závislosti na původu součásti:

- (a) Pokud není stáří součásti k dispozici, avšak záznamy ukazují, že nedošlo k žádné výměně části, je možné použít letové cykly nebo letové hodiny letadla.
- (b) Pokud nejsou k dispozici žádné záznamy a části mohly být přeneseny z jednoho či více starších letadel v rámci stejného programu údržby, mělo by se předpokládat, že stáří každé součásti je rovno stáří nejstaršího letadla v programu. Pokud je i to neznámé, mělo by být stáří součásti bráno podle stáří stejného modelu letadla, který je ve světovém letadlovém parku nejstarší, nebo má nevyšší počet letových cyklů nebo letových hodin.
- (c) Při stanovování stáří součásti v letových cyklech nebo letových hodinách může pomoci také datum výroby vyznačené na součásti. To je možné s využitím výše uvedeného zdůvodnění a porovnání s letadlem v dotčeném letadlovém parku, které má stejné nebo starší datum výroby.

Pokud není možné použít žádnou z těchto možností pro stanovení nebo přidělení stáří či celkového počtu letových cyklů nebo letových hodin součásti, je možné stanovit konzervativní plán implementace pomocí pokynů použitých v odstavci 3 tohoto Dodatku pro prvotní prohlídku, vyžadují-li to údaje o DT.

2 SLEDOVÁNÍ

Měl by být ustaven účinný formální systém řízení nebo sledování odnímatelných letadlových celků konstrukce, které jsou identifikovány jako FCBS nebo obsahují FCS. To pomůže zajistit vyhovění požadavkům na program údržby pro opravy a modifikace zastavěné na dotčených odnímatelných celcích konstrukce. Odstavec 4 tohoto Dodatku uvádí možnosti, které by mohly být použity ke zmírnění administrativní zátěže spojené se sledováním všech oprav dotčených odnímatelných celků konstrukce.

3 ZPRACOVÁNÍ A IMPLEMENTACE ÚDAJŮ O DT

(a) Opravy

Prvotní posouzení opravy ovlivněného letadlového celku u letadla, na kterém je celek zastavěn, se provede současně s průzkumem úrovně oprav letadla. Je nutné zpracovat údaje o DT podle postupu uvedeného v odstavci 3 Dodatku 3 a začlenit DTI do programu údržby.

(b) Modifikace

Prvotní posouzení modifikací ovlivněného letadlového celku u letadla, na kterém je celek zastavěn, se provede současně s průzkumem úrovně modifikací letadla. Je nutné zpracovat údaje o DT a začlenit DTI do programu údržby.

Pokud je známo skutečné stáří zástavby oprav nebo modifikací nebo celkový počet letových cyklů či hodin, použijí se tyto informace ke stanovení, kdy by měla být provedena prvotní prohlídka součásti. Prohlídky je potřeba opakovat v intervalech stanovených TCH nebo držitelem STC pro opravu či modifikaci zastavěnou na součásti.

Pokud není známo skutečné stáří zástavby oprav nebo modifikací, ani celkový počet letových cyklů nebo letových hodin, avšak je známo stáří letadlového celku nebo celkový počet

letových cyklů nebo letových hodin, nebo je možné jej konzervativně stanovit, použije se ke stanovení času prvotního provedení prohlídky letadlového celku stáří celku nebo celkový počet letových cyklů či letových hodin. Prohlídka je potřeba opakovat v intervalech stanovených TCH nebo držitelem STC pro opravy a modifikace ve vztahu k letadlovému celku.

Další možností je provést prvotní prohlídku na dotčeném letadlovém celku při další C-prohlídce (nebo rovnocenném intervalu) následující po posouzení opravy. Prohlídka je potřeba opakovat v intervalech stanovených TCH nebo držitelem STC pro opravy a modifikace ve vztahu k letadlovému celku.

4 STÁVAJÍCÍ OPRAVY A MODIFIKACE – LETADLOVÉ CELKY ZÍSKANÉ ZE SKLADU

(a) Pokud je doba využití součásti (v letových cyklech nebo letových hodinách) známa nebo je možné ji konzervativně stanovit, je potřeba provést následující:

- (1) Průzkum součásti;
- (2) Určit rozmístění oprav a modifikací;
- (3) Implementovat jakákoliv DTI v souladu se schváleným plánem;
- (4) Provést prvotní prohlídku s využitím skutečného stáří oprav a modifikací nebo celkového počtu letových cyklů nebo hodin, jsou-li známy. Pokud stáří oprav nebo modifikací není známo, použije se stáří součásti. Prohlídka je potřeba opakovat v intervalech stanovených TCH nebo držitelem STC pro opravy a modifikace ve vztahu k součásti.

(b) Pokud není známa doba využití součásti (v letových cyklech nebo letových hodinách) a není možné ji konzervativně přiřadit, proveďte prvotní posouzení opravy či modifikace dotčené součásti před její zástavbou, proveďte následující úkony:

- (1) Získejte údaje o DT podle procesu uvedeného v příslušném odstavci 3 nebo 4 Dodatku 3 tohoto AMC.
- (2) Zahrňte veškeré DTI do programu údržby.
- (3) Proveďte první prohlídku dočtené součásti při další C-prohlídce (nebo rovnocenném intervalu) následujícím po posouzení opravy či modifikace.
- (4) Opakujte prohlídky v intervalech uvedených pro opravu či modifikaci ve vztahu k součásti.

5 VOLITELNÉ MOŽNOSTI IMPLEMENTACE POMÁHAJÍCÍ SNÍŽIT ZÁTĚŽ PŘEDSTAVOVANOU SLEDOVÁNÍM

Následující techniky implementace by mohly být využity ke zmírnění některé zátěže spojené se sledováním oprav dotčených odnímatelných letadlových celků konstrukce. Tyto techniky, budou-li použity, by bylo potřeba zahrnout do programu údržby a mohou vyžadovat dodatečné schválení EASA a vstupy od TCH nebo držitele STC pro DTI.

(a) Inovace stávajících oprav

Další možností je stávající opravy odstranit a navrátit na nulový čas dle požadavků DTI pro opravy a stanovit počáteční bod sledování opravy. Pro zajištění maximálního přínosu by toto běžně bylo provedeno při průzkumu nebo před ním. Počáteční a opakované prohlídky inovovaných oprav by byly následně prováděny v intervalech stanovených pro opravy ve vztahu k součásti.

Oprava by mohla být také inovována na takovou, jejíž požadavky na prohlídky a jejich metody jsou již provozovatelovým programem údržby nebo prohlídek plněny. Tato oprava by pak byla opakovaně podrobována prohlídkám při každém intervalu běžných (rutinních) prohlídek, který se na opravu vztahuje. Specifické sledování by pak nebylo potřeba, protože tato oblast letadla by již byla běžně podrobována prohlídkám u každého letadla letadlového parku v rámci

stávajícího schváleného programu údržby. Pokud by došlo ke změně intervalu prohlídek provozovatelova programu, bylo by nutné opětovně vyhodnotit dopad na požadavky pro specifické sledování.

(b) Speciální prvotní a/nebo běžné (rutinní) prohlídky

Volitelnou možností je, že stávající opravy mohou být podrobeny speciálním prvotním prohlídkám během průzkumu letadlového celku. Tato prvotní prohlídka stanoví počáteční bod sledování opravy. Po této prvotní prohlídce by byly implementovány požadavky DTI pro opravu (např. opakované prohlídky).

Navíc by mohly být definovány speciální rutinní prohlídky pro typické opravy, které by mohly být uplatňovány v normálních intervalech. V tomto případě by provozovatel mohl zkontrolovat dotčené součásti na každém letadle s tímto typem opravy v definovaných intervalech. Pokud budou zjištěny opravy, budou uplatněny speciální prohlídky, které zajistí jejich letovou způsobilost do další plánované kontroly. Tím je zmírněna potřeba speciálně sledovat dotčené součásti u každé opravy, zejména ty typické.

Vývoj procesů, metod, platnosti a intervalů prohlídek si pravděpodobně vyžádá asistenci TCH nebo držitele STC pro dotyčnou FCS.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

PŘÍLOHA 4. PROCES PŘEZKOUMÁNÍ SERVISNÍHO BULLETINU

Pokyny pro dodržování vývojového diagramu servisního bulletinu (SB)

POZNÁMKA: I když se má za to, že tento výklad je vcelku obsáhlý, nemusí zahrnovat každou možnou situaci. Proto je povinností uživatele, aby při rozhodování použil vlastní správný úsudek a odůvodnění.

Prověřování SB za účelem stanovení, pro které jsou třeba údaje o DT, je primárně zodpovědností TCH.

Výsledkem tohoto prověřování je seznam SB, které vyžadují speciálně orientované prohlídky pro zajištění zachování letové způsobilosti. SB obsažené na seznamu budou rozděleny do skupiny označených SB typu I a SB typu II. Pro SB typu I jsou k dispozici údaje o DT a pro SB typu II je údaj o DT potřeba získat. Seznam nebude vyčerpávající a nebude zahrnovat všechny SB související s letadlem. Seznam nebude obsahovat zejména ty SB, u kterých byl program BZI vytvořený pro program hodnocení oprav shledán dostatečným pro splnění požadavků na přípustnost poškození u FCBS, které se SB týká. V průkazu vyhovění by měla být zřetelně umístěna poznámka, která uvádí, že SB neuvedené v seznamu splňují požadavek na údaje o DT.

„VŠECHNY SB BYLY VYHODNOCENY Z POHLEDU POŽADAVKŮ NA PROHLÍDKY PŘÍPUSTNOSTI POŠKOZENÍ; BYLO STANOVENO, ŽE SERVISNÍ BULLETINY, KTERÉ NEJSOU UVEDENY NA TOMTO SEZNAMU, SPLŇUJÍ POŽADAVKY PŘÍPUSTNOSTI POŠKOZENÍ PROSTŘEDNICTVÍM PROHLÍDEK STANOVENÝCH V BZI. BZI JE ZDOKUMENTOVÁNA V ODDÍLU X.XXX.XX.X DOKUMENTU PRO PLÁNOVÁNÍ ÚDRŽBY.“

Dotaz 1 – Řeší SB opravy konstrukce nebo modifikace FCS?

Historicky mohl jakýkoliv SB, servisní dopis nebo jiný dokument, který obsahuje kapitoly ATA 51 až 57, uvádět instrukce pro opravy nebo modifikace, které mohou vyžadovat údaje o DT. Navíc určité opravy nebo modifikace prováděné podle jiných kapitol ATA mohou ovlivňovat FCS. Prvním krokem v procesu prověřování je identifikace všech takových servisních instrukcí a sestavení seznamu kandidátů na přezkoumání (dotaz 2).

Dotaz 2 – Specifikují servisní instrukce opravu nebo modifikaci, která vytváří nebo ovlivňuje FCS?

Pokud ano, pak si servisní instrukce vyžádá další přezkoumání (dotaz 3). Pokud ne, servisní instrukce další přezkoumání nevyžaduje.

Dotaz 3 – Jsou servisní instrukce závazné?

Servisní bulletiny a jiné servisní instrukce, které jsou nařízeny AD, stanovují požadavky na řešení nálezů prohlídek (např. zjištěných trhlin nebo poškození/zhoršení stavu konstrukce) schváleným způsobem. Pokud TCH může prokázat, že uplatňuje proces pro vypracování programů prohlídek pro závazné SB s využitím údajů o DT a/nebo výsledků provozních prohlídek a proces pro průběžné přezkoumávání vhodnosti SB pro včasné odhalování trhlin, pak je možné SB považovat za vyhovující záměrům tohoto procesu. Jinak bude TCH muset prokázat, že program prohlídek v závazném SB byl vypracován s pomocí údajů o DT a/nebo výsledků příslušných provozních prohlídek. Výsledky dotazu 3 se dělí do dvou nesouvisejících polí (dotaz 4 – nařízeno AD) nebo (dotaz 7 – nenařízeno AD).

Dotaz 4 – Obsahují SB nebo servisní instrukce ukončující úkon?

V dotazu 3 bylo stanoveno, že program prohlídek pro základní konfiguraci je přijatelný.

Dotaz 5 – Jsou pro ukončující úkon k dispozici údaje o DT?

Pokud je pro ukončující úkon k dispozici zdokumentovaný program prohlídek pro zachování letové způsobilosti založený na principech přípustnosti poškození, není třeba další přezkoumání. SB by měl být zdokumentován v seznamu. Pokud pro ukončující úkon nejsou k dispozici údaje o DT, nebo není možné ověřit stav programu prohlídek, pak je nutné další přezkoumání (dotaz 6).

Dotaz 6 – Řeší SB součást s bezpečnou životností?

Pokud ano, další činnosti nejsou vyžadovány. V opačném případě bude potřeba vypracovat a poskytnout provozovatelům prohlídky založené na přípustnosti poškození. SB by měl být zahrnut do seznamu spolu s informací, kde nalézt potřebný program prohlídek pro zachování letové způsobilosti.

Dotaz 7 – V dotazu 3 byl identifikován SB týkající se a nařízený AD.

Dotaz 7 se ptá, zda je pro splnění záměrů tohoto požadavku nutná jednorázová prohlídka. Pokud ano, uvažuje se, že se provádí proto, aby se ověřilo, zda neexistuje nějaký stav, a pokud je takový stav zjištěn, je potřeba napravit tento stav tak, aby bylo dosaženo základní konfigurace. Od běžných programů SSID by se pak očekávalo, že pokryjí jakékoliv vyžadované prohlídky pro zachování letové způsobilosti. Pokud je nutná oprava, předpokládá se, že bude vyřešena odkazem na SRM nebo jinými vhodnými prostředky. Pokud se jedná o tento případ, není potřeba dalších činností, a pokud je oprava nezbytná, existují jiné prostředky pro stanovení požadovaných údajů o DT. Pokud nejsou požadovány žádné prohlídky či vícečetné prohlídky, je vyžadováno dodatečné vyhodnocení (dotaz 8).

Dotaz 8 – Jedná se o významnou změnu návrhu (např. modifikaci)?

Toto je rozhodnutí TCH, které je součástí procesu původní certifikace a není rozhodnutím o významné/nevýznamné opravě. Pokud se nejedná o významnou změnu návrhu, pokračujte k dotazu 10, pokud ano, pokračujte dotazem 9.

Dotaz 9 – Žádá si změna k ověření integrity konstrukce nedestruktivní prohlídka, nebo jsou normální prohlídky při běžné údržbě (jak jsou stanoveny v BZI) dostatečné?

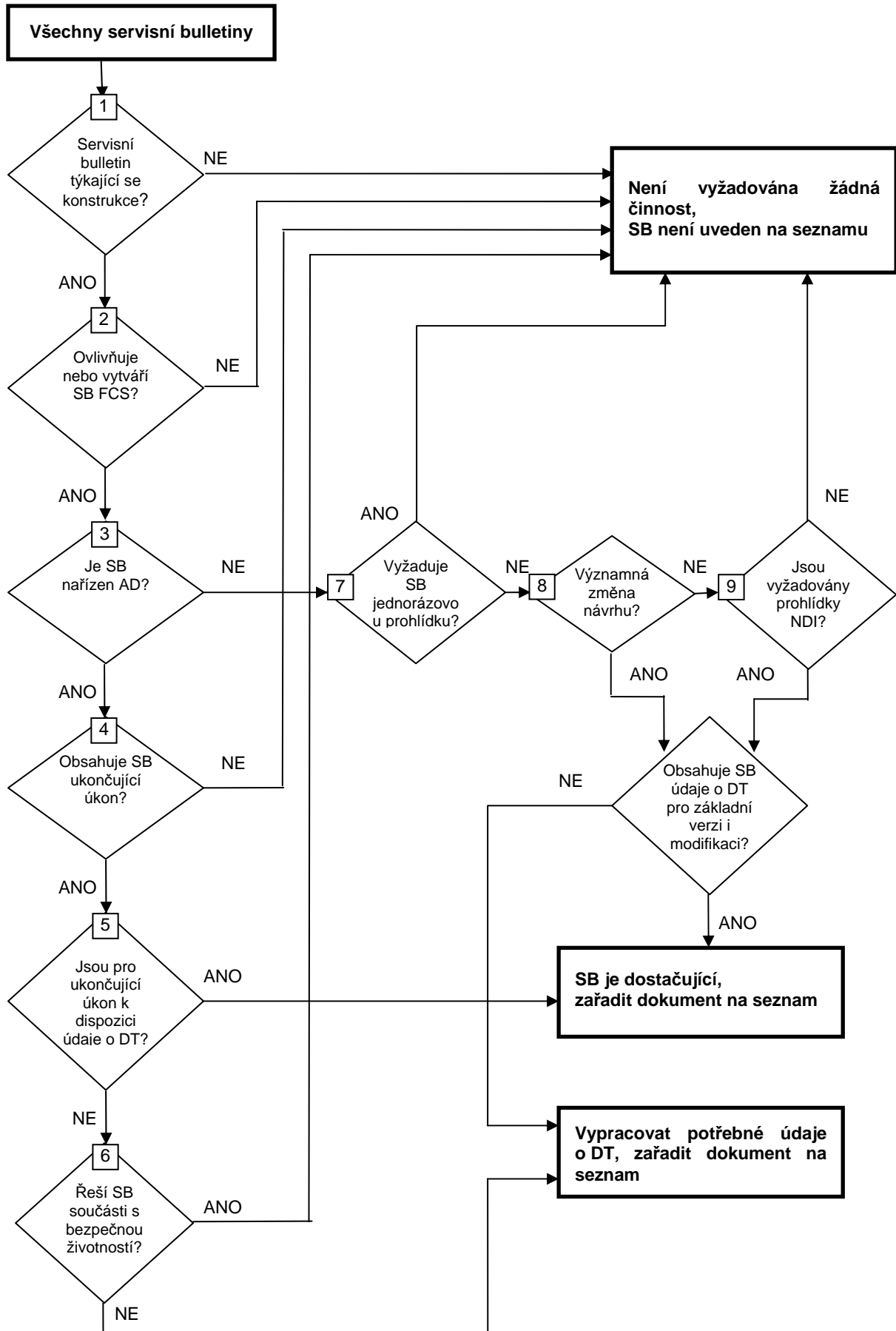
Jedná se o subjektivní dotaz, který může vyžadovat opětovné vyhodnocení změny a stanovení míst, kde je možné očekávat specifické únavové trhliny. Pokud jsou prohlídky při běžné údržbě adekvátní, není třeba dalších činností. Jinak se pokračuje dotazem 10.

Dotaz 10 – Obsahuje SB údaje o DT pro základní i modifikovanou konfiguraci letadla?

Pokud ano, je SB postačující. Jinak bude potřeba vypracovat prohlídky založené na přípustnosti poškození a poskytnout je provozovatelům. SB by měl být uveden v seznamu spolu s informací, kde nalézt potřebný program prohlídek pro zachování letové způsobilosti.

Postup prověřování servisního bulletinu

1. TCH provede prověření a pracovní skupina pro konstrukce (STG) ověří výsledky.
2. Seznam všech SB vyžadujících činnosti bude zahrnut do průkazu vyhovění vypracovaného TCH. Ty SB, které žádné činnosti nevyžadují, nebudou v seznamu uvedeny.
3. Servisní bulletiny uvedené na seznamu budou spadat pod jeden ze dvou základních typů:
 - Typ I** – SB, pro které jsou k dispozici údaje o DT.
 - Typ II** – SB, pro které je třeba získat údaje o DT.
4. Činnosti TCH:
 - Typ I** – Žádná činnost není vyžadována.
 - Typ II** – Vypracovat údaje o DT a zpřístupnit je provozovatelům.
5. Činnosti provozovatele (platí pro oba typy SB):
 - Přezkoumat zahrnutí SB na základě poznávacích značek.
 - U zahrnutých SB, které jsou závislé na BZI (tj. nejsou třeba zvláštní prohlídky vyžadované na základě provedení DTE), je nutné vyřešit veškeré nárůsty prohlídek konstrukce v dokumentech plánování údržby.
 - U zahrnutých SB vyžadujících DTI je potřeba ověřit, že DTI byla zahrnuta do provozních specifikací, případně pokud chybí, je nutné ji tam zahrnout.



Obrázek A3(4)-1. Vývojový diagram servisního bulletinu (SB)

**PŘÍLOHA 5. SEZNAM VÝZNAMNÝCH MODIFIKACÍ (STC), KTERÉ MOHOU NEPŘÍZNIVĚ
OVLIVNIT KONSTRUKCI KRITICKOU Z POHLEDU ÚNAVY**

1. Úprava letounu z osobní na nákladní verzi (včetně přidání nákladových dveří na hlavní palubu).
2. Navýšení celkové hmotnosti (navýšení provozních hmotností, navýšení hmotností bez paliva, navýšení přistávacích hmotností a navýšení maximálních vzletových hmotností).
3. Zástavba výřezů trupu (dveře pro nástup cestujících, dveře nouzových východů nebo poklopy pro nouzový únik posádky, přístupové dveře v trupu a změna umístění oken v kabině).
4. Kompletní výměny motoru nebo modifikace nosníku motoru.
5. Soupravy pro odhlučnění motoru.
6. Modifikace křidel jako zástavba wingletů nebo změny nastavení řízení (výchylka klapek) a modifikace konstrukce odtokové hrany křídla.
7. Modifikace spojů potahu.
8. Zástavby antén.
9. Jakékoliv modifikace ovlivňující několik podélníků nebo polí rámu.
10. Modifikace dotýkající se konstrukce vyžadující pravidelné prohlídky v rámci provozatelova programu údržby.
11. Modifikace vedoucí ke změně provozních letových úkolů, které významně mění spektrum zatížení nebo napětí uvažované výrobcem (např. úprava letounu z osobní na nákladní verzi).
12. Modifikace, která mění oblasti trupu tak, že brání vnějším vizuálním prohlídkám (např. zástavba velkého zdvojení tlupu, které ukryje konstrukční detaily).
13. Obecně upevnění význačných objektů interiéru k FCS. Význačné objekty interiéru zahrnují velké hmotné prvky jako kuchyňky, šatny a toalety.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

DODATEK 4

Pokyny pro zpracování programu kontroly koroze

1 VŠEOBECNĚ

Než může provozovatel zahrnout CPCP do svého programu údržby nebo prohlídek, měl by být tento CPCP přezkoumán a schválen Agenturou. Účelem přezkoumání Agenturou je zajistit, že CPCP bude úplný a systematický. Provozovatel by měl prokázat, že CPCP je úplný v tom, že se zabývá veškerou korozí, jejíž výskyt by mohl pravděpodobně ovlivnit primární konstrukci, a systematický tým, že zajišťuje:

- (a) Postupy krok za krokem, které jsou pravidelně uplatňovány na každou identifikovanou oblast nebo zónu prací; a
- (b) Úpravu těchto postupů v případě, že vedou k důkazům, že koroze není kontrolována na stanovenou přijatelnou úroveň (úroveň 1 nebo nižší).

1.1 Účel

Tento dodatek obsahuje výklad pro provozovatele a DAH, kteří zpracovávají a implementují program prevence a kontroly koroze (CPCP) pro letouny udržované v souladu s programem údržby vyvinutým podle M.A.302 Části-M.

CPCP byly zpracovány DAH za pomoci provozovatelů letadel a příslušných úřadů. Při stanovování prahů a intervalů opakování při implementaci CPCP se spoléhalo zejména na provozní zkušenosti. Od té doby byl vyvinut proces logického vyhodnocování, který zajišťuje, že při vyhodnocování konstrukce letadla je zohledněno i poškození způsobené vnějším prostředím. Tento proces je identifikován v dokumentu *ATA MSG-3 Scheduled Maintenance Development*, který představuje koncept CPCP v revizi 2 z roku 1993. Agentura přijme CPCP založené na tomto dokumentu a informacích v tomto poradním oběžníku. Agentura bude rovněž akceptovat veškeré další procesy, které dodržují pokyny uvedené v tomto AMC.

2 DEFINICE

- **Povolená mez** (Allowable Limit). *Povolená mez* je množství materiálu (obvykle vyjádřené tloušťkou materiálu, které je možné odstranit či vybrousit, aniž by byla ovlivněna početní návrhová pevnost konstrukčního prvku. *Povolené meze* mohou být stanoveny TCH/DAH. *Povolené meze* může stanovit také Agentura. DAH obvykle publikuje povolené meze v SRM nebo SB.
- **Základní program** (Baseline Programme). *Základní program* je CPCP zpracovaný pro specifický model letounu. *Základní program* typicky zpracovává TCH. (Viz základní program zpracovaný TCH níže). Nicméně může být zpracován i skupinou provozovatelů, kteří jej zamýšlejí využít pro zpracování svého individuálního CPCP (viz program zpracovaný provozovatelem níže). Tento program obsahuje práce (úkoly) pro prohlídky koroze, práh implementace a interval opakování pro provádění těchto prací v každé oblasti nebo zóně. Zpracovaný systematický a úplný CPCP se začlení do provozovatelova programu údržby.
- **Základní úkol(y) (práce)** (Basic Task(s)). *Základní úkol* je specifickým a základním seznamem pracovních činností, které by měly být opakovaně prováděny ve všech oblastech nebo zónách prací, aby byla koroze úspěšně kontrolována. Obsah *základního úkolu* se může lišit v závislosti na specifických požadavcích oblasti či zóny letadla. *Základní úkol* je vyvinut k ochraně primární konstrukce letadla.
- **Program prevence a kontroly koroze** (Corrosion Prevention and Control Programme) (**CPCP**). *Program prevence a kontroly koroze (CPCP)* je úplný a systematický přístup ke kontrole koroze, který zajišťuje, že nedojde ke zhoršení schopnosti konstrukce přenášet zatížení pod úroveň nezbytnou k zachování letové způsobilosti. Obsahuje základní úkoly pro prohlídky koroze, definici úrovní koroze, práh implementace a interval opakování pro

provedení úkolu v každé oblasti nebo zóně a specifické postupy pro případ, kdy poškození koroze v některé oblasti nebo zóně překročí úroveň 1. CPCP se skládá ze základního úkolu prohlídek koroze, oblastí prací, definovaných úrovní koroze a časů pro vyhovění (prahy implementace a intervaly opakování). CPCP zahrnuje také postupy pro informování příslušného úřadu o nálezech a údajích souvisejících s korozi úrovně 2 a 3 a nápravná opatření podniknutá k omezení budoucích nálezů na úroveň 1.

- **Práh implementace** (Implementation Threshold) (**IT**). *Práh implementace* je stáří letadla spojené s prvním základním úkolem prohlídky koroze, který by měl být proveden v oblasti či zóně.
- **Koroze úrovně 1** (Level 1 Corrosion). *Koroze úrovně 1* je:
 - (1) Koroze, která se vyskytuje mezi po sobě následujícími úkoly prohlídek koroze, je místní a je možné ji opravit či vybrousit v rámci povolených mezí; nebo
 - (2) Poškození koroze, které je místní a překračuje povolenou mez, ale je možné jej přičíst události, která není typická pro využití ostatních letadel ve stejném letadlovém parku provozovatele (např. rozliti rtuti); nebo
 - (3) Provozovatelovy zkušenosti ukázaly pouze lehkou korozi mezi po sobě následujícími úkoly prohlídek koroze; a poslední úkol prohlídky koroze vedl k opravě či vybroušení, které překračovalo povolenou mez.
- **Koroze úrovně 2** (Level 2 Corrosion). *Koroze úrovně 2* je taková koroze, která se vyskytne mezi jakýmkoliv dvěma po sobě následujícími úkoly prohlídky koroze a vyžaduje jednorázovou opravu či vybroušení, které překračují povolenou mez.

NEBO

Koroze, která se vyskytuje mezi po sobě následujícími úkony prohlídek, je rozsáhlá a vyžaduje jednorázové vybroušení blízké se povolené mezi opravy, tj. nejedná se o lehkou korozi popsanou v úrovni 1, definici (3).

Nález *koroze úrovně 2* si žádá opravu, zesílení nebo úplnou či částečnou výměnu příslušné konstrukce.

Poznámka: Faktické prohlášení v dříve nařízených CPCP uvádí: nálezy koroze, které byly objeveny během úkolů prohlídek koroze prováděných na prahu implementace a které vyžadují opravu, zesílení nebo částečnou či úplnou výměnu příslušné konstrukce, by neměly být použity jako ukazatele efektivity provozovatelova CPCP. Argumentem je, že efektivitu provozovatelova programu kontroly koroze je možné stanovit pouze po provedení opakovaných prohlídek v dané oblasti prací prohlídky. Tento argument platí pro letadlo se závazným programem prevence a kontroly koroze zavedeným poté, co bylo letadlo po několik let v provozu bez CPCP. Tento argument však nemusí platit pro letadla, která byla udržována v souladu s CPCP držitele schválení návrhu. Následně by nálezy koroze překračující úroveň 1, které byly zjištěny na prahu implementace úkolu prohlídek koroze, mohly ukázat, že byl držitelem schválení návrhu prah implementace nastaven příliš vysoko, a měly by být podniknuty kroky k úpravě prahu implementace.

- **Koroze úrovně 3** (Level 3 Corrosion). *Koroze úrovně 3* je taková koroze, která se vyskytne během prvního nebo následujícího provedení úkolu prohlídky koroze, u které provozovatel rozhodne, že je urgentním ohrožením letové způsobilosti.

Poznámka: Pokud je koroze úrovně 3 objevena na prahu implementace nebo při jakémkoliv opakované prohlídce, měla by být hlášena. Jakákoliv koroze, která je větší, než je přijatelné pro držitele schválení návrhu nebo Agenturu, musí být hlášena v souladu s platnými předpisy. Toto rozhodnutí je možné provést v součinnosti s DAH.

- **Lehká koroze** (Light Corrosion). *Lehká koroze* označuje poškození koroze, které je tak mírné, že jeho odstranění nebo vybroušení během více intervalů opakování (RI) je možné provádět bez toho, aby ztráta materiálu překročila povolenou mez.

- **Místní koroze** (Local Corrosion). *Místní koroze* je obecně korozi potahu nebo výztuh (křídél, trupu, ocasních ploch nebo vzpěr), která nepřekračuje jeden rám, podélník nebo pole zesilujících výztuží. *Místní koroze* je typicky omezena na jeden rám, pásnici, podélník nebo zesilující výztuhu nebo na korozi více než jednoho rámu, pásnice, podélníku nebo zesilující výztuhy, kdy se však koroze nevyskytuje na dvou přilehlých součástech na každé straně zkorodovaného konstrukčního prvku.
- **Program zpracovaný provozovatelem** (Operator Developed Programme). Aby mohl provozovat letadlo v souladu s programem údržby podle Části-M, měl by provozovatel zahrnout do svého programu údržby nebo prohlídek i schválený program CPCP. Provozovatel může převzít základní program poskytnutý DAH, nebo se může rozhodnout vytvořit vlastní CPCP, což po něm může být i vyžadováno, pokud není žádný k dispozici od DAH. Při vytváření CPCP se může provozovatel spojit s dalšími provozovateli, se kterými může vypracovat základní program podobný základnímu programu vytvořenému TCH pro použití všemi provozovateli ve skupině. Výhody provozovatelem zpracovaného základního programu jsou, že poskytuje společný základ pro všechny provozovatele ve skupině pro tvorbu jejich CPCP a nabízí širší základnu zkušeností pro vypracování úkolů prohlídek koroze a identifikaci oblastí prací.
- **Interval opakování** (Repeat Interval) (**RI**). *Interval opakování* je kalendářní dobou mezi provedením po sobě následujících úkolů prohlídky koroze pro oblast nebo zónu prací.
- **Oblast prací** (Task Area). *Oblast prací* je část konstrukce letadla, ke které je přiřazeno jeden či více úkolů prohlídky koroze. *Oblast prací* může být označována také jako zóna.
- **Základní program zpracovaný TCH** (TCH Developed Baseline Programme). Jako součást ICA by měl TCH poskytnout program prohlídek, který bude stanovovat četnost a rozsah prohlídek nezbytných pro zajištění zachování letové způsobilosti letadla. Dále by ICA měly zahrnovat informace nezbytné pro aplikaci ochranného ošetření konstrukce po provedení prohlídky. Aby bylo prohlídky možné provádět efektivně, TCH by měl v ICA uvést postupy pro odstranění a vyčištění koroze spolu s odkazem na povolené meze. TCH by měl zahrnout všechny tyto činnosti související s korozi do příručky, která bude označována jako základní program. Příručka se základním programem je určena jako pomoc provozovatelům.
- **Urgentní ohrožení letové způsobilosti** (Urgent Airworthiness Concern). *Urgentní ohrožení letové způsobilosti* je poškození, které by mohlo ohrozit pokračování bezpečného provozu letadla. Urgentní ohrožení letové způsobilosti obvykle vyžaduje nápravu před dalším letem a urychlená opatření pro zajištění prohlídek ostatních letadel v provozovatelově letadlovém parku.
- **Rozsáhlá koroze** (Widespread Corrosion). *Rozsáhlá koroze* je koroze dvou či více přilehlých polí potahu nebo výztuh (pole výztuh je definováno rozestupy rámu, podélníků nebo zesilujících výztuží). Za *rozsáhlou korozi* může být označována také koroze dvou či více sousedních rámu, pásnic, podélníků nebo zesilujících výztuží; nebo koroze rámu, pásnice, podélníku či zesilující výztuže a přilehlého pole potahu nebo výztuh.
- **Zóna** (Zone). (Viz *oblast prací*).

3 ZPRACOVÁNÍ ZÁKLADNÍHO PROGRAMU

3.1 Základní program

Cílem základního programu je stanovení požadavků pro kontrolu koroze konstrukce letadla na úroveň 1 a nižší nebo po dobu provozní životnosti letadla. Základní program by měl zahrnovat základní úkoly, prahy implementace a intervaly opakování. Základní program by měl také uvádět postupy pro oznamování nálezů a údajů souvisejících s korozi úrovně 2 a 3 příslušnému úřadu a opatření přijatá k omezení budoucích nálezů na úroveň 1.

3.1.1 Úvahy k základnímu programu

Při stanovování efektivního základního programu je třeba uvážit následující:

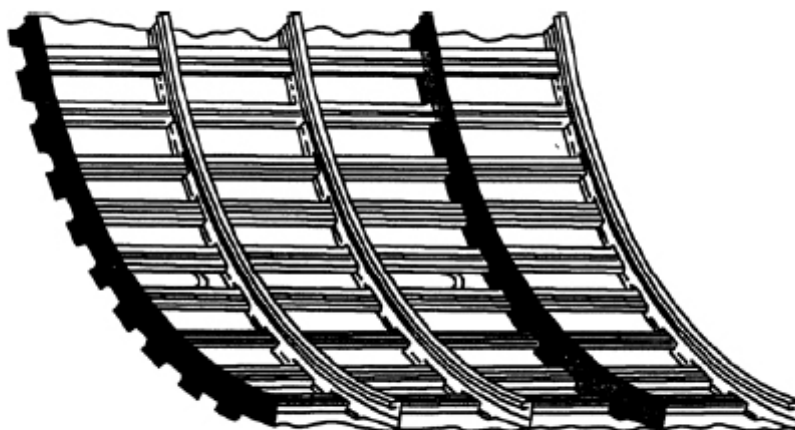
- (a) Historii letů a údržby daného modelu letadla a případně i podobných modelů;
- (b) Korozní vlastnosti materiálů použitých na konstrukci letadla;

- (c) Použité ochranné ošetření;
- (d) Obecné praxe používané při konstrukci a údržbě; a
- (e) Místní a rozsáhlou korozi (viz obrázek A4-1).

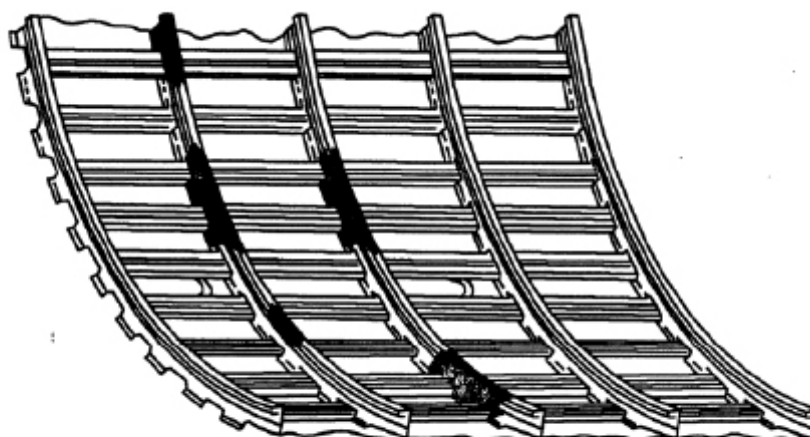
Při stanovování podrobností úkolů prohlídek koroze, prahu implementace a intervalu opakování by mělo být uvažováno realistické provozní prostředí. Na vyhodnocování servisní historie a provozního prostředí modelu letadla by se měli podílet techničtí zástupci TCH i provozovatelů. U nových modelů letadel a modelů letadel, které jsou v provozu pouze krátce, by měli být k účasti přizváni techničtí zástupci provozovatelů podobných modelů letadel.

PŘÍKLADY MÍSTNÍ A ROZSÁHLÉ KOROZE RÁMU TRUPU

PŘÍKLADY MÍSTNÍ A ROZSÁHLÉ KOROZE RÁMU TRUPU



MÍSTNÍ KOROZE
(koroze nevyskytující se na přilehlých rámech)



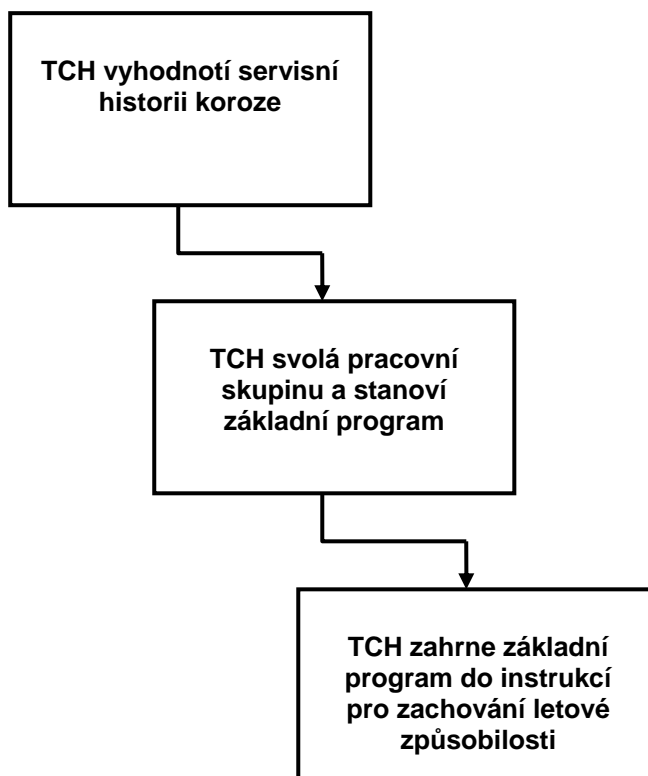
ROZSÁHLÁ KOROZE
(koroze vyskytující se na přilehlých rámech)

Obrázek A4-1

3.1.2 Základní program zpracovaný TCH

Během procesu vývoje konstrukce by TCH měl zajistit základní program jako součást instrukcí pro zachování letové způsobilost. TCH nejdříve vyhodnotí servisní historii koroze, která je k dispozici pro letadla podobné konstrukce používaná ve stejném provozním prostředí. Nejsou-li k dispozici letadla stejné konstrukce s provozními zkušenostmi, měly by být dotčené konstrukční prvky posouzeny pomocí přístupu poškození prostředím dle ATA MSG-3. TCH na základě tohoto posouzení připraví předběžný základní program. TCH poté svolá pracovní skupinu skládající se z technických zástupců provozovatelů a zástupců zúčastněných příslušných úřadů. Tato pracovní skupina přezkoumá předběžný základní program, čímž zajistí, že úkoly, prahy implementace a intervaly opakování budou praktické a zajistí zachování letové způsobilosti letadla. Po dokončení přezkoumání pracovní skupinou zahrne TCH základní program do instrukcí pro zachování letové způsobilosti. (Viz obrázek A4-2)

Obrázek A4-2: Základní program zpracovaný držitelem typového osvědčení



3.1.3 Základní program zpracovaný provozovatelem

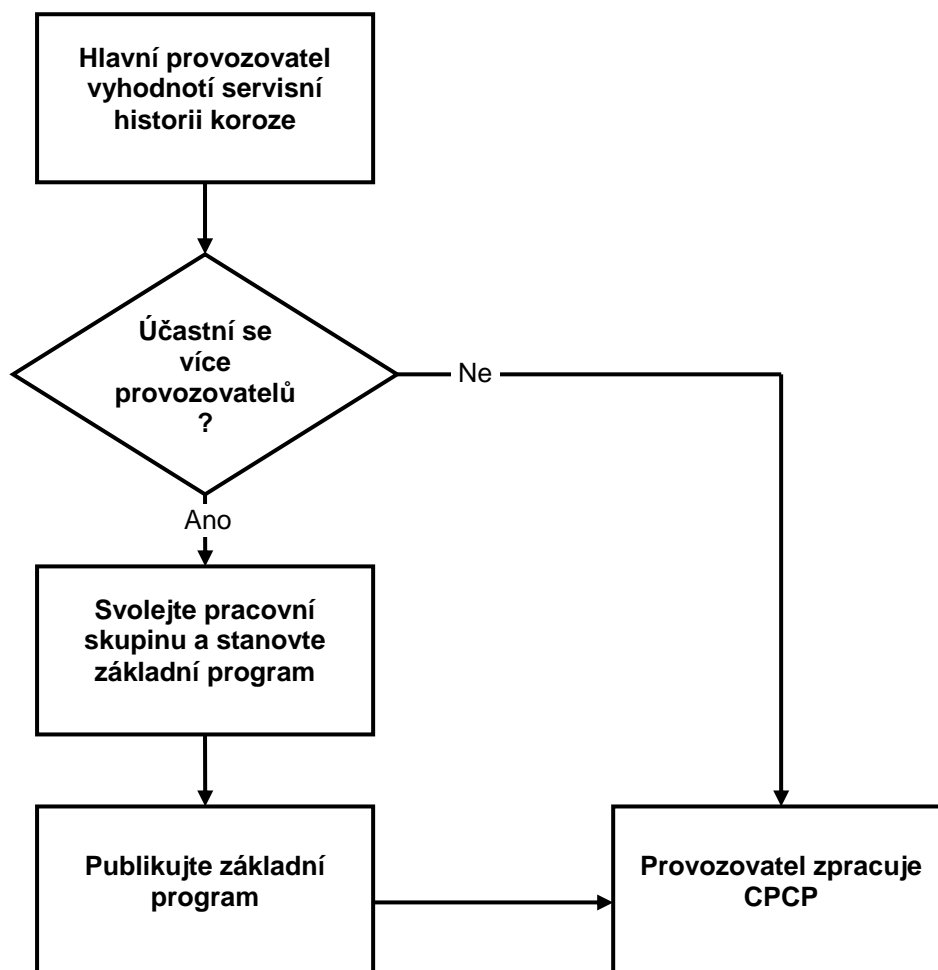
Mohou nastat případy, kdy TCH nezajistí základní program. V těchto případech může provozovatel vytvořit vlastní CPCP bez použití základního programu, pokud CPCP vypracovaný provozovatelem bude odpovídat požadavkům. Pro provozovatele vyvíjejícího vlastní CPCP by bylo přínosné konzultovat problematiku s dalšími provozovateli stejných nebo podobných modelů letadel za účelem rozšíření servisních zkušeností dostupných pro využití při přípravě svého programu. Když není k dispozici základní program připravený TCH, může být základní program připraven skupinou provozovatelů a na základě tohoto programu každý provozovatel ve skupině vytvoří svůj CPCP.

(a) Základní program zpracovaný provozovatelem

Provozovatelem vytvořený základní program by měl věnovat zvláštní pozornost oblastem letadla náchylným ke korozi, jako jsou:

- (i) Oblasti odvodu výfukových plynů;
- (ii) Prostor baterie a otvory odvětrání baterie;
- (iii) Oblasti kolem toalet, bufetů a kuchyněk;
- (iv) Vypouklá místa;
- (v) Vnitřní spodní konstrukce trupu;
- (vi) Podvozkové šachty a přistávací zařízení;
- (vii) Vnější oblasti potahu;
- (viii) Místa, kde dochází k zachycování vody;
- (ix) Čelní plochy motoru a odvzdušňovací ventily chladícího vzduchu;
- (x) Prostory elektroniky a avioniky; a
- (xi) Dutiny v letovém řízení otevřené při vzletu a přistání.

Poznámka: Programy prevence a kontroly koroze pro velká dopravní letadla byly vytvořeny na základě součinnosti úřadů pro letovou způsobilost, držitelů schválení návrhu a provozovatelů určitého modelu letadla. Pokud CPCP vytvářejí provozovatelé, mohou se rozhodnout sledovat následující příklad pro velká dopravní letadla.



(b) CPCP zpracovaný jedním provozovatelem

Provozovatel může vytvořit CPCP bez odkazování se na základní program, pokud CPCP bude v souladu s požadavky platných provozních předpisů. Každý provozovatel vytvářející vlastní CPCP bez základního programu by měl přezkoumat všechny dostupné servisní údaje o daném modelu letadla a o podobných konstrukčních detailech na podobných modelech letadel, pokud nejsou k dispozici žádné vstupy z provozovatelových údajů nebo údajů z hlášení provozních potíží (Service Difficulty Report).

3.1.4 Průběžné analyzování a sledování

Provozovatelův systém průběžného analyzování a sledování by měl obsahovat postupy pro přezkoumání nálezů úkolů prohlídek koroze a měl by stanovovat úroveň koroze. Tyto postupy by měly poskytnout kritéria pro určení, zda jsou nálezy překračující povolené meze pouze izolovanými incidenty, které nejsou typické pro letadlový park provozovatele. Provozovatelův program by měl také zajišťovat oznamování nálezů koroze úrovně 2 nebo úrovně 3 příslušnému úřadu. Kvůli potenciálnímu urgentnímu ohrožení letové způsobilosti spojenému s nálezy úrovně 3 by provozovatelovy postupy měly zajišťovat co možná nejrychlejší oznámení, které bude provedeno nejpozději do 3 kalendářních dní od nálezu koroze úrovně 3.

3.2 Příručka se základním programem

Příručka se základním programem by měla obsahovat instrukce pro implementaci základního CPCP. Příručka může mít tištěnou nebo jinou formu přijatelnou pro příslušný úřad. Použitou formu by taktéž mělo být snadné revidovat. Datum poslední revize by mělo být uvedeno na každé straně. Příručka se základním programem by měla být jasně identifikována jako základní program CPCP. Uvedeny by měly být také informace o výrobci, modelu a osobě, která příručku připravila.

3.2.1 Účel a pozadí

Tento oddíl příručky by měl uvádět účel základního programu, kterým je stanovení minimálních požadavků pro prevenci a kontrolu koroze, která může ohrozit zachování letové způsobilosti letadlového parku daného modelu. Oddíl by měl dále uvádět, že provozovatel by měl do svého programu údržby či prohlídek zahrnout efektivní CPCP.

3.2.2 Úvod

Úvod by měl obsahovat obecné prohlášení, že koroze se při stárnutí letadla stává rozšířenější a že je pravděpodobnější, že se vyskytne ve spojení s jiným poškozením, jako jsou únavové trhliny. Úvod by měl také uvádět, že záměrem CPCP není stanovení rigidních požadavků na odstranění veškeré koroze v letadlovém parku, ale kontrolovat korozi na nebo pod úroveň, která neohrožuje zachování letové způsobilosti. Nicméně kvůli nepředvídatelnosti koroze musí být koroze odstraněna, konstrukce opravena a musí být znovu aplikováno ošetření pro prevenci koroze.

3.2.3 Aplikace programu

Aby byl program plně efektivní, je nezbytné, aby úkoly prohlídek koroze byly aplikovány na všechny oblasti, kde by koroze mohla ovlivnit primární konstrukci. Tento oddíl by měl doporučovat, aby prioritu při zavádění CPCP měly starší letouny a oblasti vyžadující důležité změny předchozích postupů údržby, aby bylo zajištěno splnění požadavků na prevenci a kontrolu koroze. Tento oddíl by měl umožňovat provozovateli pokračovat ve stávajících postupech kontroly koroze v dané oblasti či zóně prací, pro kterou existuje dokumentace prokazující, že koroze je důsledně kontrolována na úroveň 1.

3.2.4 Základní program

Tento oddíl by měl plně popisovat základní program. Měl by zahrnovat základní úkol, oblasti prací prohlídek koroze, prahy implementace a intervaly opakování.

3.2.5 Systém hlášení

V tomto oddílu by měly být jasně stanoveny postupy pro hlášení nálezů koroze úrovně 2 a 3 příslušnému úřadu. Všechny nálezy úrovně 2 a 3 by měly být hlášeny v souladu s platnými AD, provozovatelskými postupy hlášení provozních potíží nebo požadavky na hlášení od jiných příslušných úřadů. Pro urychlení tohoto hlášení by měly být stanoveny postupy pro upozornění příslušného úřadu na nálezy úrovně 3. Toto hlášení příslušnému úřadu by mělo být provedeno po stanovení úrovně koroze.

3.2.6 Periodické přezkoumávání

Tento oddíl by měl stanovovat periodu, ve které by se TCH (nebo vedoucí provozovatel) a zúčastnění provozovatelé měli setkávat s příslušným úřadem a přezkoumat hlášené nálezy úrovně 2 a 3. Účelem těchto přezkoumání je posoudit základní program a v případě potřeby jej upravit.

3.2.7 Příkazy k zachování letové způsobilosti související s korozi

Tento oddíl by měl obsahovat seznam všech AD, které obsahují požadavky ohledně známých problémů souvisejících s korozi. Tento oddíl by měl uvádět, že tyto AD doplňují a jsou nadřazeny CPCP provozovatele.

3.2.8 Vývoj základního programu

Tento oddíl by měl identifikovat činnosti podniknuté při přípravě základního programu. Měl by zahrnovat popis účastníků, přezkoumaných dokumentů (např. SB, servisních dopisů, AD, hlášení provozních potíží, hlášení leteckých nehod a incidentů) a metodiky volby a kategorizace oblastí náchylných ke korozi, které mají být zahrnuty do základního programu. Kritéria pro výběr oblastí náchylných ke korozi by měla být založena na oblastech s podobnými charakteristikami vystavení korozi a požadavcích na přístup pro provádění prohlídek. Některé z oblastí náchylných ke korozi, které by měly být uváženy, jsou: hlavní nosníková skříň křídla, vrchní část trupu, spodní část trupu, prostory pod toaletami a kuchyňkami, apod. Tento oddíl by měl uvádět, že práh implementace byl zvolen tak, aby reprezentoval typické stáří letadla, od kterého by měly být pro danou oblast prací implementovány úkoly prohlídek koroze.

3.2.9 Postupy pro záznam nálezu prohlídek koroze

Agentura nestanovila požadavek na dodatečné uchování záznamů o provozovatelském CPCP. Provozovatel by však měl vést odpovídající záznamy, které budou podkladem pro jakékoliv navrhované úpravy programu. Provozovatel by měl například vést záznamy, které mu umožní stanovit rozsah poškození, ke kterému došlo během intervalu opakování jednotlivých úkolů prohlídek koroze. Takové údaje by měly být uchovávány pro více intervalů opakování, aby bylo možné stanovit, zda poškození zůstává konstantní, zvětšuje se, nebo zmenšuje. Takové záznamy jsou nezbytné, pokud provozovatel žádá o schválení prodloužení intervalu nebo omezení rozsahu úkolů.

3.2.10 Slovníček pojmů

Tento oddíl by měl definovat termíny specificky použité v základní příručce.

3.2.11 Provádění základního úkolu

Tento oddíl by měl podrobně popisovat základní úkol. Měl by uvádět postupy popisující provedení následujících úkonů:

- (a) Odstranění veškerého systémového vybavení a vnitřního vybavení pro zpřístupnění oblasti.
- (b) Vyčištění oblasti v případě potřeby.
- (c) Vizuální prohlídka všech oblastí a zón prací uvedených v základním programu.
- (d) Odstranění veškeré koroze, vyhodnocení poškození a oprava konstrukce v případě potřeby.
- (e) Odblokování otvorů a skulin štěrbin, jejichž ucpání by mohlo bránit odtoku.
- (f) Nanášení ochrany proti korozi.

- (g) Opětovná montáž suchých izolačních vložek v případě potřeby.

3.2.12 Stanovení úrovně koroze na základě nálezů

Tento oddíl by měl popisovat, jak se používají definice úrovně koroze při vyhodnocování nálezů koroze a přidělování úrovně koroze. Tento oddíl by měl také instruovat provozovatele, aby konzultoval s DAH nebo příslušným úřadem, potřebuje-li radu při stanovování úrovně koroze.

3.2.13 Typické činnosti následující po stanovení úrovně koroze

Tento oddíl by měl stanovovat kritéria pro vyhodnocení, zda se na jiných letadlech v letadlovém parku provozovatele vyskytuje koroze úrovně 2 nebo 3. Kritéria, která je třeba uvážit, zahrnují: příčinu problému s korozí, historii předchozí údržby, provozní prostředí, normu uplatněnou při výrobě, roky v provozu a přístupnost zkorodované oblasti pro provedení prohlídky. Tato a další zjištěná kritéria by měla být použita při identifikování těch letadel, která by měla být zahrnuta do úsilí v rámci letadlového parku. Výsledky protikorozní kampaně v rámci letadlového parku by měly být využity ke stanovení nezbytných úprav provozovatelova CPCP. V tomto oddíle by měly být zahrnuty také následující instrukce:

- (a) Pokud je během provádění úkolu prohlídek koroze pro oblast prací na prahu implementace zjištěna koroze překračující povolenou mez, může být nutné upravit CPCP (viz POZNÁMKA v definici koroze úrovně 2).
- (b) Jediný izolovaný výskyt koroze mezi dvěma po sobě následujícími prohlídkami, který překračuje úroveň 1, nemusí nutně vyžadovat změnu provozovatelova CPCP. Pokud provozovatel zaznamená více výskytů koroze úrovně 2 nebo úrovně 3 v určité oblasti prací, pak by měl implementovat změnu CPCP.
- (c) Provozovatel by neměl odkládat úkony údržby pro korozi úrovně 2 a 3. Tyto činnosti údržby by měly být prováděny v souladu s provozovatelovou příručkou údržby.
- (d) Ve snaze o zlepšení efektivity programu může provozovatel implementovat změny jako:
 - (i) Zkrácení intervalu opakování;
 - (ii) Vícenásobné nanesení ochrany proti korozi; nebo
 - (iii) Dodatečné prostředky pro odtok.
 - (iv) Zahnutí servisních informací od držitele schválení návrhu, jako jsou servisní bulletiny a servisní dopisy.

3.2.14 Implementace programu

Tento oddíl by měl uvádět, že každý úkol bude implementován na každém letadle, když toto letadlo dosáhne stáří, které odpovídá prahu implementace daného úkolu. Také by měl popisovat postupy, které budou použity při stanovování plánu implementace, když stáří letadla překročí práh implementace jednotlivých úkolů. Měl by uvádět, že jakmile je úkol v dané oblasti implementován, následné úkoly by měly být v dané oblasti prováděny ve stanovených intervalech opakování.

4 ZPRACOVÁNÍ PROGRAMU PROVOZOVATELE

4.1 Dostupný základní program

Pokud je k dispozici základní program, provozovatel by měl základní program využít jako základ pro vytvoření svého CPCP. Navíc k převzetí základního úkolu, oblastí prací, práhů implementace a intervalů opakování ze základního programu by měl provozovatel učinit opatření pro:

- (a) Letouny, které překročily práh implementace u některých úkolů;
- (b) Letouny vyjímané ze skladu;
- (c) Nepředpokládané úpravy plánování;
- (d) Nálezy koroze zjištěné při provádění jiných prohlídek než CPCP;
- (e) Přidání nově nabytého letadla; a

- (f) Modifikace, změny konfigurace a provozního prostředí.

4.1.1 Opatření pro letadla, která překročila práh implementace

Provozovatelův CPCP musí stanovit plán provedení všech úkolů ve všech oblastech prací, kde stáří letadla překročilo práh implementace (viz hlavní text AMC, odstavec 12). Zopakujte text odstavce 12 o implementaci.

4.1.2 Letouny vyjímáné ze skladu

Intervaly úkolů prohlídek koroze jsou stanoveny na základě uplynulé kalendářní doby. Uplynulá kalendářní doba zahrnuje dobu mimo provoz. Provozovatelův CPCP by měl uvádět postupy pro stanovení plánu provedení úkolů prohlídek koroze, které se nahromadily během období skladování.

Plán by měl zajistit provedení všech odložených úkolů prohlídek koroze před vrácením letadla do provozu.

4.1.3 Nepředpokládané úpravy plánování

Provozovatelův CPCP by měl obsahovat opatření pro úpravu intervalu opakování při nepředpokládaných změnách plánu. Taková opatření by neměla překročit 10 % intervalu opakování. CPCP by měl obsahovat ustanovení, jak uvědomit příslušný úřad v případě, že dojde k nepředpokládané změně plánu.

4.1.4 Nálezy koroze zjištěné během jiných prohlídek než CPCP

Nálezy koroze, které překračují povolené meze, mohou být zjištěny během jakékoli plánované i neplánované údržby nebo prohlídky. Tyto nálezy mohou poukazovat na neefektivní CPCP. Provozovatel by měl prostřednictvím svého CPCP zajistit vyhodnocení těchto nálezů a příslušnou úpravu CPCP.

4.1.5 Přidání nově nabytého letadla

Před přidáním jakéhokoliv letadla do letadlového parku by měl provozovatel stanovit plán provedení všech úkolů prohlídek koroze ve všech oblastech prací, které již měly být provedeny. Tento plán by měl být stanoven následovně:

- (a) U letadel, která již byla provozována pod jiným schváleným programem údržby, musí být první úkol prohlídky koroze u nového provozovatele proveden v souladu s plánem předchozího provozovatele, nebo v souladu s plánem nového provozovatele – podle toho, který z plánů zajistí dřívější provedení úkolu prohlídky koroze.
- (b) U letadla, které ještě nebylo provozováno pod žádným schváleným programem údržby, musí být prvotní úkol prohlídky koroze proveden buď před přidáním letadla do letadlového parku provozovatele, nebo v souladu s plánem schváleným příslušným úřadem. Poté, co bude každý úkol prohlídky koroze proveden jednou, budou následné úkoly prohlídek koroze prováděny v souladu s plánem nového provozovatele.

4.1.6 Modifikace, změny konfigurace a provozní prostředí

Provozovatel musí zajistit, aby jeho CPCP zohledňoval jakékoliv modifikace, změny konfigurace a provozní prostředí, které se na něj vztahují a které nepopisuje příručka se základním programem.

4.2 Základní program není k dispozici

Pokud nemá provozovatel k dispozici základní program, který by mohl použít při tvorbě CPCP, měl by vypracovat vlastní CPCP s využitím ustanovení o základním programu uvedených v odstavci 3 tohoto Dodatku a také ustanovení uvedených v pododstavcích 4.1.1 až 4.1.6 tohoto odstavce.

DODATEK 5

Pokyny pro přezkoumání SB a zpracování programu povinných modifikací

1 VŠEOBECNĚ

Tento Dodatek uvádí výklad, pokyny a pro Agenturu přijatelné způsoby průkazu pro přezkoumání servisních bulletinů týkajících se konstrukce, včetně postupů pro výběr, posouzení a souvisejících doporučených nápravných opatření pro konstrukce stárnoucích letadel.

2 PROCES VÝBĚRU SB

Proces výběru, přezkoumání, posouzení a doporučení SB v rámci pracovní skupiny pro konstrukce (STG) je shrnut na obrázku A5-1. Při prvním přezkoumání SB na jednání STG by měly být zvoleny všechny SB předepisující prohlídky. Následně by TCH měl pravidelně aktualizovat seznam SB, které již byly vybrány k přezkoumání, spolu se všemi učiněnými rozhodnutími a měl by na tento seznam přidávat všechny nové a přezkoumané SB. K přezkoumání mohou být navíc vybrány některé specifické modifikace SB, které se netýkají SB předepisujících prohlídky.

Podklady s informacemi od provozovatelů by měly zahrnovat body popsané na obrázku A5-2. Tyto informace by měly být pro účely jednání STG shromážděny a analyzovány TCH.

Pokud pro zvolený SB není před jednáním STG k dispozici dostatek údajů z provozu, které by umožnily stanovit doporučení, může být jeho přezkoumání odloženo do doby, kdy budou tyto údaje k dispozici. TCH by měl následně pravidelně kontrolovat, zda jsou již tyto údaje k dispozici.

TCH by měl informovat provozovatele a Agenturu o seznamu s výběrem SB a poskytnout jim příležitost zařadit další SB. Pro tento účel by měl TCH poskytnout provozovatelům s předstihem (např. 2 měsíce) dostatek informací, aby mohli vhodně uvážit navrhovaný výběr a shromáždit údaje.

Po výběru SB se také doporučuje zvolit do stejného balíčku SB předepisující prohlídky, které s ním souvisí, a všechny SB, které stanovují související modifikace. Hlavní kritéria pro volbu SB jsou definována v následujících pododstavcích.

2.1 **Vysoká pravděpodobnost existence trhlin na konstrukci**

Související s počtem a typem nálezů v provozu a při únavových zkouškách.

Výsledky, u kterých nebyl zjištěn „žádný nález“ by měly být vztaženy k počtu provedených prohlídek.

Typ nálezu by měl zahrnovat analýzu jeho kritičnosti.

2.2 **Potenciální ohrožení letové způsobilosti konstrukce**

Letová způsobilost konstrukce letadla závisí na opakovaných prohlídkách, které ověřují stav konstrukce, a tudíž i na spolehlivosti prohlídek.

Krátký interval opakování prohlídek (např. krátký čas růstu trhliny z odhalitelné na kritickou délku vydělený součinitelem) povede k navýšení pracovní zátěže pracovníků provádějících prohlídky a k navýšení možného rizika přehlédnutí poškození.

Zvláštní pozornost by měla být věnována jakýmkoliv jednotlivým úkolům prohlídky, které zahrnují více opakovaných činností, které jsou třeba k ověření stavu konstrukce a mohou zvyšovat riziko přehlédnutí poškození (např. prohlídka přeplátovaného spoje).

2.3 **Poškození je během pravidelné údržby těžko odhalitelné**

Oblasti podrobované prohlídce jsou těžko přístupné.

Metody NDI jsou nevhodné.

Lidské činitele spojené s technikou prohlídky jsou tak nepříznivé, že odhalení trhliny nemusí být dostatečně spolehlivé pro zajištění bezpečnosti.

2.4 V blízkosti se nachází poškození konstrukce nebo potenciál pro jeho vznik

Zvláštní pozornost by měla být věnována oblastem náchylným k rozsáhlému únavovému poškození (WFD) a také k potenciálním interakcím mezi korozí a únavovými trhlinami, např. mezi poškozením spojovacích prvků (kvůli napěťové korozi či jiným činitelům) a únavovými trhlinami.

Doporučuje se uvážit potenciální interakce modifikací nebo oprav, které jsou v dotčené oblasti obvykle implementovány, aby se zkontrolovalo, zda jsou prohlídky stále spolehlivé nebo nikoliv (vstup od provozovatele).

3 JEDNÁNÍ STG, PŘEZKOUMÁNÍ A DOPORUČENÍ SB

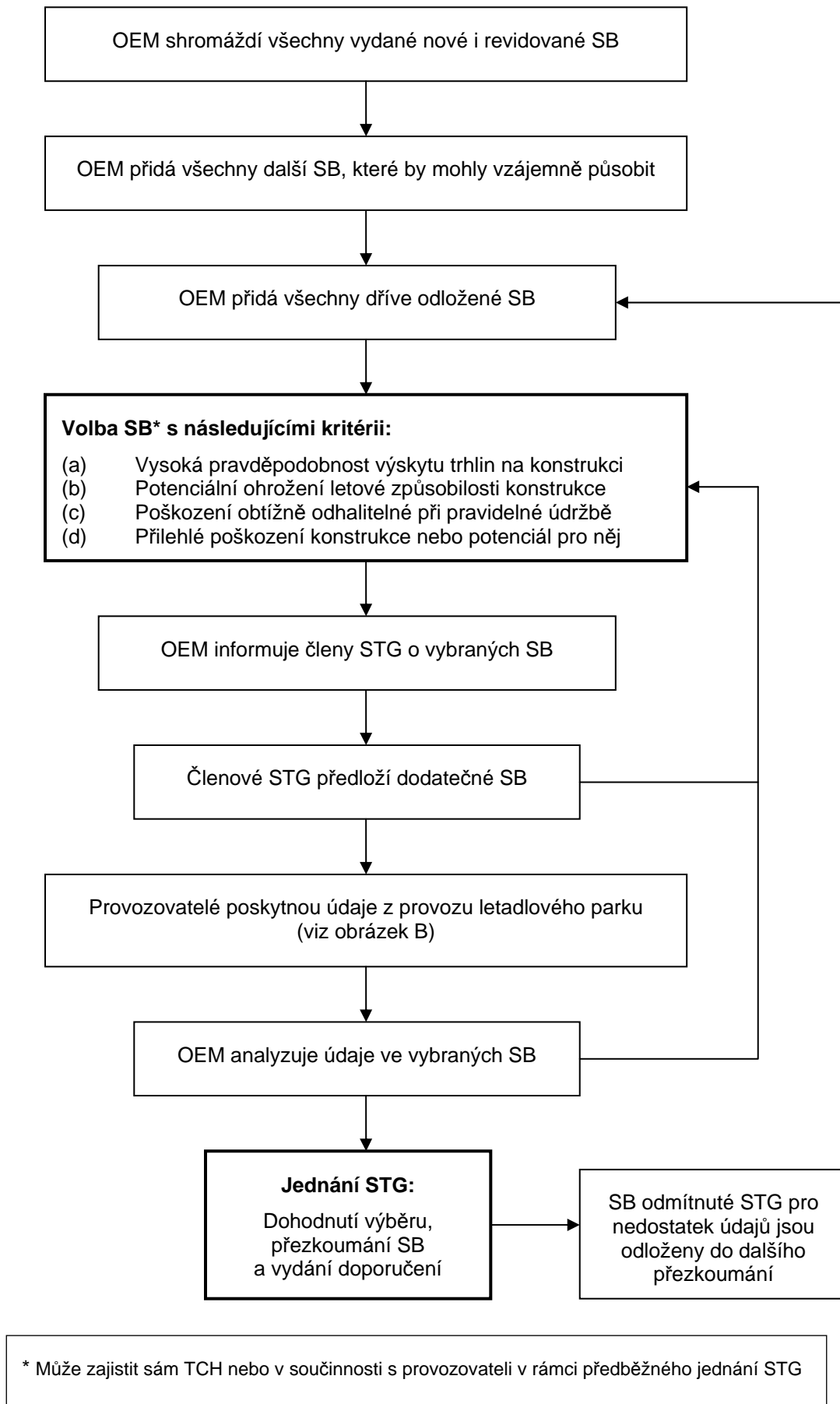
Doporučuje se přezkoumat současně všechny SB, které se mohou vzájemně ovlivňovat, tzv. balíček SB při procesu výběru. Jednání by mělo začít dohodou STG o seznamu vybraných SB a těch odložených. TCH by měl na jednání prezentovat svou analýzu každého SB s využitím vstupních údajů shromážděných od provozovatelů. STG by měla následně kolektivně přezkoumat hodnocení (obrázek A5-2) oproti každému z kritérií, aby na základě konsenzu dosáhla doporučení. Toto doporučení STG pro vybraný SB by mělo zohledňovat následující možnosti:

- (a) Nařízení konstrukční modifikace při dosažení určitého prahu.
- (b) Nařízení vybraných SB příkazujících provedení prohlídek.
- (c) Revidování provedených modifikací a oprav.
- (d) Revidování dalších SB ve stejné oblasti dotčené poškozením.
- (e) Přezkoumání metody prohlídky a souvisejících intervalů prohlídek.
- (f) Přezkoumání ALI/MRB nebo dalších instrukcí pro údržbu.
- (g) Odložení přezkoumání na další jednání STG a vyžádání si hlášení provozovatelů o nálezech pro specifické SB nebo vyžádání si provedení kontrolního odběru vzorků na nejstarším letadle.

Je zodpovědností TCH, aby postoupil doporučení STG k závazným opatřením Agentuře, která podnikne příslušné kroky. Jiná doporučení STG slouží jako informace pro členy STG. Za jejich provedení v příslušném rámci zodpovídají jednotliví členové.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

OBRÁZEK A5-1: PROCES VOLBY SB A PŘEZKOUMÁNÍ SB



OBRÁZEK A5-2: ZKUŠENOSTI PROVOZOVATELŮ S LETADLOVÝM PARKEM

ÚDAJE Z PROVOZU / ODDÍL 1

JMÉNO PROVOZOVATELE _____
MODEL / SÉRIE LETADLA _____
ČÍSLO SERVISNÍHO BULLETINU _____
NÁZEV _____
SOUVISEJÍCÍ SB NAŘÍZUJÍCÍ PROHLÍDKY / MODIFIKACE:
1/ _____
2/ _____
3/ _____
SB JE ZÁVAZNÝ? <input type="checkbox"/> ANO <input type="checkbox"/> NE
POKUD NE, JE SB IMPLEMENTOVÁN V PROGRAMU ÚDRŽBY? <input type="checkbox"/> ANO <input type="checkbox"/> NE
POČET LETADEL, NA KTERÁ SE SB VZTAHUJE (VČETNĚ VŠECH LETADEL V DOBĚ PLATNOSTI SB) _____
POČET LETADEL PŘEKRAČUJÍCÍCH PRÁH PROHLÍDKY STANOVENÝ V SB (JE-LI STANOVEN) _____
POČET LETADEL PODROBENÝCH PROHLÍDCE NA ZÁKLADĚ SB (JSOU-LI TAKOVÁ?) _____
SPECIFIKUJTE TYP POUŽITÉ PROHLÍDKY _____
POČET LETADEL S HLÁŠENÝMI NÁLEZY _____

TYPY NÁLEZŮ

POČET NÁLEZŮ V DŮSLEDKU JINÝCH PROHLÍDEK NEŽ TĚCH, KTERÉ PŘEDEPISUJE SB (EXISTUJÍ-LI TAKOVÉ) _____
SPECIFIKUJTE TYP POUŽITÉ PROHLÍDKY _____
POČET LETADEL PŘEKRAČUJÍCÍCH PRÁH UKONČUJÍCÍ MODIFIKACE DLE SB (JE-LI STANOVENA) _____
POČET LETADEL, VE KTERÝCH BYLA UKONČUJÍCÍ MODIFIKACE PROVEDENA (JE-LI STANOVENA) _____
JE TŘEBA TENTO SB (NEBO SOUVISEJÍCÍ SB) ZDOKONALIT? <input type="checkbox"/> ANO <input type="checkbox"/> NE
POZNÁMKY: _____

ÚDAJE Z PROVOZU / ODDÍL 2

	(A)	(B)	(C)	(D)	(E)
KRITÉRIUM	PROVEDITELNOST PROHLÍDKY	ČETNOST OPAKOVÁNÍ PROHLÍDKY	ČETNOST VAD	HODNOCENÍ ZÁVAŽNOSTI	POŠKOZENÍ PŘILEHLÉ KONSTRUKCE
HODNOCENÍ					

(A) HODNOCENÍ PROVEDITELNOSTI PROHLÍDKY / PŘÍSTUPNOSTI

OK ♦ Prohlídka provedena s malými nebo žádnými obtížemi.

Přijatelné ♦ Prohlídka provedena s jistými obtížemi.

Obtížné ♦ Prohlídka provedena se značnými obtížemi.

Poznámka: Hodnocení by mělo zohledňovat obtížnost přístupu a také techniku prohlídky a velikost oblastí podrobované prohlídce.

(B) HODNOCENÍ ČETNOSTI OPAKOVÁNÍ PROHLÍDEK

OK ♦ Větší než 6 roků.

Přijatelné ♦ Mezi 2 a 6 roky.

Obtížné ♦ Méně než 2 roky.

(C) HODNOCENÍ ČETNOSTI ZAZNAMENÁNÝCH VAD = % TĚCH LETOUNŮ ZA PRAHEM, U KTERÝCH BYLY ZJIŠTĚNY VADY

OK ♦ Nezaznamenány vady.

Přijatelné ♦ Zaznamenány vady, avšak ne ve významném množství (méně než 10 %).

Obtížné ♦ Zaznamenáno významné množství vad (více než 10%).

(D) HODNOCENÍ ZÁVAŽNOSTI NÁLEZU

OK ♦ Letová způsobilost není dotčena.

Přijatelné ♦ Poškození není okamžitým problémem, ale mohlo by se vyvinout nebo by mohlo způsobit sekundární poškození.

Obtížné ♦ Ovlivněna letová způsobilost. Poškození vyžaduje okamžitou opravu.

(E) HODNOCENÍ POŠKOZENÍ PŘILEHLÉ KONSTRUKCE (POŠKOZENÍ NA VÍCE MÍSTECH, POŠKOZENÍ VÍCE PRVKŮ, KOROZE, APOD.)

OK ♦ Nízká míra poškození přilehlé konstrukce.

Přijatelné ♦ Střední míra poškození přilehlé konstrukce.

Obtížné ♦ Vysoká míra poškození přilehlé konstrukce / více zákroků údržby v oblasti.