

## ***Evropská agentura pro bezpečnost letectví***

---

### **ROZHODNUTÍ č. 2010/003/R**

#### **VÝKONNÉHO ŘEDITELE EVROPSKÉ AGENTURY PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ**

**ze dne 19. července 2010**

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

#### ***„Kompozity“***

#### **VÝKONNÝ ŘEDITEL EVROPSKÉ AGENTURY PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ**

s ohledem na nařízení Evropského parlamentu a Rady (ES) č. 216/2008 ze dne 20. února 2008 o společných pravidlech v oblasti civilního letectví a o zřízení Evropské agentury pro bezpečnost letectví, kterým se ruší směrnice Rady 91/670/EHS, nařízení (ES) č. 1592/2002 a směrnice 2004/36/ES<sup>1</sup> (dále jen „základní nařízení“), a zejména na jeho článek 38(3)(a) a (e),

s ohledem na nařízení Komise (ES) č. 1702/2003 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<sup>2</sup>, zejména na bod 21A.16A přílohy nařízení Komise (ES) č. 1702/2003 (Části 21);

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)<sup>3</sup>.
- (2) Agentura vydává, na základě článku 18 základního nařízení, certifikační specifikace, včetně předpisů letové způsobilosti a přijatelných způsobů průkazu,

---

<sup>1</sup> Úř. věst. L 79, 19. 3. 2008, s. 1. Nařízení naposledy změněné nařízením Evropského parlamentu a Rady (ES) č. 1108/2009 ze dne 21. října 2009 (Úř. věst. L 309, 24. 11. 2009, s. 51).

<sup>2</sup> Úř. věst. L 243, 27. 9. 2003, s. 6. Nařízení naposledy změněné nařízením (ES) č. 1194/2009 ze dne 30. listopadu 2009 (Úř. věst. L 321, 8. 12. 2009, s. 5).

<sup>3</sup> Rozhodnutí výkonného ředitele č. 2003/12/RM ze dne 5. listopadu 2003, naposledy změněné rozhodnutím výkonného ředitele č. 2009/019/R ze dne 23. prosince 2009 (AMC-20 Amendment 5).

jakož i poradenský materiál pro uplatňování základního nařízení a jeho prováděcích pravidel.

- (3) Agentura je povinna, na základě článku 19 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.
- (4) Agentura zjistila potřebu zpracovat a uveřejnit doplňkový všeobecný poradenský materiál k certifikaci kompozitních konstrukcí letadel, pro což se Agentuře jako nejvhodnější prostředek jeví použití přijatelných způsobů průkazu v AMC-20.
- (5) Agentura, na základě článku 52(1)(c) základního nařízení a článků 5(3) a 6 postupu pro předpisovou činnost EASA<sup>4</sup>, široce konzultovala zúčastněné strany ohledně záležitostí, které jsou předmětem tohoto rozhodnutí, a následně poskytla písemné stanovisko k obdržným připomínkám<sup>5</sup>.

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 Agentury se tímto mění v souladu s přílohou k tomuto rozhodnutí.

#### *Článek 2*

Toto rozhodnutí vstupuje v platnost dne 26. července 2010. Rozhodnutí bude zveřejněno v *Úřední publikaci Agentury*.

V Kolíně nad Rýnem dne 19. července 2010

P. GOUDOU

---

<sup>4</sup> 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.

<sup>5</sup> Viz NPA 2009-06 a CRD 2009-06 na stránkách archivu předpisové činnosti: <http://easa.europa.eu/rulemaking/r-archives.php>

## **PREAMBULE**

AMC-20 Amendment 6

Datum účinnosti: 26/07/2010

Následuje seznam odstavců dotčených tímto amendmentem.

- Obsah
- AMC 20-29 Vytvořeno (NPA 2009-06)

Do tabulky obsahu je vloženo následující nové AMC.

## **OBSAH**

### **AMC-20**

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

...

AMC 20-29 KOMPOZITNÍ KONSTRUKCE LETADEL

...

**AMC 20-29**

**Kompozitní konstrukce letadel**

**OBSAH**

<b>1. ÚČEL .....</b>	<b>2</b>
<b>2. CÍL .....</b>	<b>2</b>
<b>3. PLATNOST .....</b>	<b>2</b>
<b>4. SOUVISEJÍCÍ PŘEDPISY A PORADNÍ MATERIÁLY .....</b>	<b>2</b>
<b>5. VŠEOBECNĚ .....</b>	<b>2</b>
<b>6. VÝVOJ MATERIÁLŮ A VÝROBNÍCH POSTUPŮ.....</b>	<b>3</b>
a. Řízení materiálů a procesů .....	3
b. Návrhové ohledy při zavádění do výroby.....	4
c. Konstruktivní lepené spoje.....	4
d. Ohledy prostředí.....	6
e. Ochrana konstrukce .....	6
f. Návrhové hodnoty .....	7
g. Konstruktivní detaily.....	7
<b>7. PRŮKAZ KONSTRUKCE – STATICKÝ .....</b>	<b>7</b>
<b>8. PRŮKAZ KONSTRUKCE – ÚNAVA A PŘÍPUSTNOST POŠKOZENÍ.....</b>	<b>10</b>
a. Hodnocení přípustnosti poškození.....	11
b. Únavové hodnocení .....	18
c. Kombinované hodnocení přípustnosti poškození a únavy .....	18
<b>9. PRŮKAZ KONSTRUKCE – TŘEPETÁNÍ (FLUTTER) A JINÉ AEROELASTICKÉ     NESTABILITY .....</b>	<b>18</b>
<b>10. ZACHOVÁNÍ LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI .....</b>	<b>18</b>
a. Návrh z pohledu údržby .....	18
b. Postupy údržby .....	19
c. Doložení opravy .....	20
d. Způsobilost k detekci poškození, provádění prohlídek a oprav.....	20
<b>11. DODATEČNÉ OHLEDY .....</b>	<b>20</b>
a. Odolnost při havárii .....	20
b. Otázky požární ochrany, hořlavosti a tepelného působení.....	22
c. Ochrana před blesky.....	23
<b>Dodatek 1 – Platné CS a související poradní informace .....</b>	<b>25</b>
<b>Dodatek 2 – Definice .....</b>	<b>28</b>
<b>Dodatek 3 – Změna kompozitního materiálu a/nebo procesu .....</b>	<b>31</b>

## **1. ÚČEL**

Toto AMC uvádí přijatelné způsoby (ale ne jediné možné) pro certifikaci letové způsobilosti kompozitních konstrukcí letadel. V tomto dokumentu jsou také uvedeny poradní informace o úzce souvisejících aspektech návrhu, výroby a údržby. Toto AMC se primárně zabývá laminátovými konstrukcemi vyztuženými uhlíkovými a skelnými vlákny, nicméně mnoho částí tohoto dokumentu může být použito také pro jiné typy konstrukcí, jakou jsou například kovové lepené konstrukce, dřevěné konstrukce apod.

Poznámka: Při použití těchto poradních informací pro jiné typy konstrukcí může být nezbytné uplatnit další návrhová kritéria a konzultovat další vhodné referenční materiály.

## **2. CÍL**

AMC 20-29 standardizuje uznávané platné konstrukční postupy obecně přijímané pro kompozitní konstrukce letadel do jediného dokumentu.

Pro případ rotorových letadel doplňuje AMC 20-29 stávající AMC k CS-27 a CS-29 (odkazující na FAA AC 27-1B MG8 a AC 29-2C MG8).

## **3. PLATNOST**

Toto AMC uvádí přijatelné způsoby průkazu vyhovění ustanovením CS-23, CS-25, CS-27 a CS-29. Mnoho z konceptů obsažených v tomto AMC může být také částečně nebo zcela použito pro jiné CS. Avšak při použití tohoto AMC jako přijatelných způsobů průkazu pro jiné CS je potřeba uplatnit náležité technické posouzení a v počátku usilovat o dohodu s Agenturou.

Toto AMC platí pro: žadatele o typové osvědčení, typové osvědčení pro zvláštní účely nebo doplňkové typové osvědčení; držitele osvědčení/schválení, výrobce letadlových částí, dodavatele materiálů a organizace provádějící údržbu a opravy.

Poznámka: Technický obsah tohoto AMC je harmonizován s poradním oběžníkem FAA Advisory Circular AC 20-107B, z 8. září 2009.

## **4. SOUVISEJÍCÍ PŘEDPISY A PORADNÍ MATERIÁLY**

- a. Platné odstavce jsou uvedeny v Dodatku 1.
- b. Související poradní materiál, který je považován za doplňující k tomuto AMC, je uveden v Dodatku 1.

## **5. VŠEOBECNĚ**

- a. Postupy uvedené v tomto AMC představují přijatelné způsoby průkazu a poradní materiál pro kompozitní konstrukce, zejména pro takové, které jsou nezbytné pro zachování celkové letové bezpečnosti letadel („kritické konstrukce“ definované v Dodatku 2). Toto AMC je publikováno jako pomůcka při hodnocení certifikačních programů pro aplikace kompozitů a jejím účelem je odrážet současnou úroveň v oblasti kompozitních technologií. Očekává se, že toto AMC bude pravidelně měněno, aby odráželo neustálý vývoj kompozitních technologií a údaje nashromážděné z provozních zkušeností a neustále se rozšiřujícího využití těchto technologií.
- b. Existují činitele jedinečné pro specifické kompozitní materiály a procesy používané pro konkrétní aplikaci. Jedná se například o citlivost k vlivům prostředí, anisotropické vlastnosti a heterogenní povahu kompozitů, které mohou ztížit určování konstrukčního zatížení, způsobu a místa poruchy konstrukce. Spolehlivost takového posouzení závisí na opakovatelných konstrukčních detailech vytvářených v měřítku procesů výroby nebo oprav. Rozsah zkoušení a/nebo analýz se může pro jednotlivé konstrukce lišit v závislosti na kritičnosti pro letovou

bezpečnost, očekávaném provozním využití, zvolených materiálech a postupech, konstrukčních bezpečnostních přídavných, poruchových kritériích, databázi a zkušenostech s podobnými konstrukcemi a dalších činitelích ovlivňujících konkrétní konstrukci. Očekává se, že tyto činitele budou při výkladu tohoto AMC pro použití v konkrétních aplikacích uváženy.

- c. Definice termínů použitých v tomto AMC jsou uvedeny v Dodatku 2.

## **6. VÝVOJ MATERIÁLŮ A VÝROBNÍCH POSTUPŮ**

Všechny kompozitní materiály a procesy používané na konstrukci jsou kvalifikovány prostřednictvím dostatečného zkoušení při výrobě a zkoušek pro předvedení opakovatelnosti a spolehlivosti konstrukce. Jednou z důležitých charakteristik kompozitní konstrukce je míra pozornosti potřebné při získávání a zpracování kompozitních materiálů. Konečné mechanické chování konkrétního kompozitního materiálu se může značně lišit v závislosti na metodách zpracování, které byly použity při výrobě výrobních částí. Zvláštní péči je třeba věnovat jak nákupu materiálů, tak jejich zpracování po dodání do výrobního závodu. CS (jmenovitě odstavce 2x.603 a 2x.605) specifikují potřebu nákupu a zpracování materiálů podle schválených specifikací pro nákup a zpracování materiálů, které budou řídit klíčové parametry určující výkonnost. Tyto odstavce stanovují potřebu chránit konstrukce před možnou degradací v provozu. Zároveň vyžadují, aby při návrhu byly zohledněny změny výkonnosti (např. vlivem prostředí a variability), které jsou dovoleny materiálovými a procesními specifikacemi.

### **a. Řízení materiálů a procesů**

**(1)** Jsou stanoveny specifikace pro materiály, zpracování materiálů a výrobní postupy, které představují základ pro výrobu opakovatelných a spolehlivých konstrukcí. Specifikace materiálů jsou potřeba, aby bylo zajištěno, že bude možné zajistit shodný materiál, a přejímací zkoušení dávek nebo statistické řízení procesů mají zaručit, že se vlastnosti materiálu nebudou v čase měnit. Měly by být vytvořeny specifikace pokrývající postupy zpracování, které zajistí možnost výroby opakovatelných a spolehlivých konstrukcí. Způsoby stanovení kvalifikace ke zpracování a přejímací zkoušky definované v jednotlivých materiálových specifikacích by měly být reprezentativní pro výrobní procesy, jejichž uplatnění se očekává. Parametry procesů pro výrobu zkušebních vzorků by měly co nejlépe odpovídat parametrům procesů, které budou uplatněny při výrobě vlastních výrobních částí. Jak zkušební, tak výrobní části musí vyhovovat materiálovým a procesním specifikacím.

**(2)** Jakmile jsou stanoveny výrobní procesy, měly by veškeré změny před zavedením procházet dodatečnou kvalifikací, která bude zahrnovat zkoušení rozdílů (viz Dodatek 3). Důležité je stanovit procesní tolerance, meze pro manipulaci a skladování materiálů a klíčové vlastnosti, které bude možné měřit a sledovat, a tak posuzovat jakost částí.

**(3)** Požadavky na materiál, které budou uvedeny v nákupních specifikacích, by měly být založeny na kvalifikačních zkouškách vzorků vyrobených pomocí souvisejících procesních specifikací. Kvalifikační údaje musí zahrnovat všechny vlastnosti, které jsou důležité pro řízení materiálů (kompozitů a pojiv) a procesů, které budou použity při výrobě kompozitní konstrukce. K prokázání složení, tuhosti, pevnosti, životnosti a spolehlivosti materiálů a procesů pro letecké aplikace se používá řada pečlivě zvolených fyzikálních, chemických a mechanických kvalifikačních zkoušek. Doporučuje se, aby konstruktéři a výrobci draku úzce spolupracovali s dodavateli materiálů, aby byly jasně definovány požadavky na materiály.

**(4)** Pro zajištění náležité návrhové databáze by měly být určeny vlivy prostředí na kritické vlastnosti materiálových systémů a související procesy. Vedle zkoušení v okolním prostředí by proměnné měly zahrnovat extrémní provozní teplotu a obsah vlhkosti a vlivy dlouhé životnosti. Kvalifikační zkoušky vlivu prostředí a dlouhé životnosti jsou zejména důležité pro posuzování materiálů, procesů a rozhraní souvisejících s konstrukčními lepenými spoji (související poradní informace viz odstavce 6.c).

**(5)** Měly by být specifikovány klíčové vlastnosti a procesní parametry, a následně by měly být sledovány při řízení jakosti v rámci procesů. Celkový plán řízení jakosti, který je vyžadován certifikační agenturou, by měl zahrnovat všechny relevantní obory – tj. projekci, výrobu a řízení jakosti. Měl by být ustaven spolehlivý systém řízení jakosti, který určuje zvláštní technické požadavky, které vyvstanou u jednotlivých částí nebo oblastí v důsledku možných

způsobů poruchy, přípustnosti poškození a požadavků na růst prasklin, zatížení, proveditelnost prohlídek a místní citlivost při výrobě a montáži.

**(6)** Tolerance dovolené materiálovými a procesními specifikacemi by měly být podrobeny analýze podpořené důkazy ze zkoušek, případně zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo letadlového podcelku. U nových výrobních metod by měla být předvedena opakovatelnost procesů v dostatečném konstrukčním měřítku způsobem, pro který bude předvedeno, že je shodný s kvalifikačními zkouškami materiálů a procesů a vývojem souvisejících specifikací. To si vyžadá integraci technických otázek souvisejících s podrobnostmi návrhu a výroby výrobku před vynaložením velkých investic do konstrukčních zkoušek a korelace analýz. Zároveň tak bude zajištěna relevantnost postupů řízení jakosti, které budou definovány pro účely řízení materiálů a procesů v souvislosti s konstrukčními detaily výrobku.

**(7)** Povšimněte si, že Agentura necertifikuje materiály a procesy. Nicméně specifikace materiálů a procesů jsou součástí typového návrhu, pro který je vydáváno typové osvědčení. Při certifikaci je možné, na základě doložení a platnosti, uznat kredit za výrobky a organizace využívající stejné materiály a procesy v podobných aplikacích. V některých případech se mohou informace o materiálech a zpracování stát součástí uznané databáze sdílené v daném průmyslovém odvětví. Noví uživatelé sdílených kvalifikačních databází musí řídit související materiály a procesy za pomoci náležitého uplatnění souvisejících specifikací a předvést své pochopení těchto specifikací pomocí zkoušek ekvivalence v klíčových vlastnostech na vzorcích. Povšimněte si, že materiály a procesy využívané v letadlových celcích a oprávněných ETSO musí být taktéž kvalifikovány a řízeny.

#### **b. Návrhové ohledy při zavádění do výroby**

**(1)** K řízení výroby a montáže kompozitních konstrukcí jsou potřeba procesní specifikace a výrobní dokumentace. Prostředí a čistota výrobních zařízení jsou řízeny po úroveň ověřenou při kvalifikaci a zkouškách průkazu konstrukce. Suroviny a pomocné materiály jsou řízeny podle specifikačních požadavků, které jsou v souladu s kvalifikací materiálů a procesů. Vyroběné části by měly splňovat tolerance uvedené na konstrukčních výkresech, které budou získány z výrobních tolerancí ověřených při kvalifikačních zkouškách, zkouškách při vývoji návrhových údajů a zkouškách pro průkaz konstrukce. Mezi ohledy klíčových výrobních procesů, které vyžadují takové řízení, patří: (i) manipulace s materiálem a jeho skladování, (ii) vrstvení a vakuové lisování laminátu (nebo jiné alternativní procesní kroky u nelaminovaných forem materiálů a pokročilých procesů), (iii) řízení rozměrových tolerancí u lícujících částí, (iv) vytvrzování částí (tepelné řízení), (v) obrábění a montáž, (vi) postupy prohlídky vytvrzených částí a manipulace s nimi, a (vii) výcvik techniků pro jednotlivé materiály, procesy, nástroje a vybavení.

**(2)** Pro návrh doložení všech známých vad, poškození a anomálií, pro něž je povoleno, aby zůstaly v provozu bez přepracování či opravy, jsou potřeba průkazné údaje. Identifikaci a doložení známých vad, poškození a anomálií mohou podpořit náležité výrobní záznamy.

**(3)** Dodatečné průkazné návrhové údaje jsou potřeba pro nové dodavatele dříve certifikovaných součástí. Ty mohou být doloženy ve formě výrobních zkoušek a posouzení jakosti, které zajistí rovnocennost a opakovatelnost výroby. K ověření přítomnosti výrobních vad, které nejsou odhalitelné prohlídkou na dokončené položce a které vyžadují procesní řízení k zajištění spolehlivé výroby, je nutné provádět destruktivní prohlídky kritických detailů konstrukce.

#### **c. Konstrukční lepené spoje**

Lepené konstrukce zahrnují více druhů rozhraní (např. kompozit-kompozit, kompozit-kov nebo kov-kov), kde alespoň jedno rozhraní vyžaduje dodatečnou přípravu povrchu před lepením. Všeobecný charakter technických parametrů, kterými se řídí různé typy lepených konstrukcí, je podobný. Kvalifikovaný proces lepení je zdokumentován poté, co je prokázáno, že sestává z opakovatelných a spolehlivých procesních kroků, jako je příprava povrchu. Žádá si pochopení citlivosti konstrukčních vlastností na základě očekávané povolené odchylky v rámci procesů. K zajištění robustnosti procesu se doporučuje charakterizace mimo procesní mezní hodnoty. V případě lepení kompozitních rozhraní je k aktivaci schopnosti adheze povrchu všech dříve vytvrzených podkladů potřeba kvalifikovaná příprava těchto povrchů. U všech lepených rozhraní – ať kovových, nebo dříve vytvrzených kompozitních podkladů – je

k aktivaci chemické adheze jejich povrchů potřeba kvalifikovaná příprava těchto povrchů. Mnoho technických otázek lepení si k zajištění úspěšné aplikace žádá využití týmů složených z více odborností. Aplikace vyžadují přísné procesní řízení a pečlivý průkaz konstrukční integrity.

**(1)** Bylo vysledováno, že mnoho poruch lepených spojů a provozních problémů bylo způsobeno chybnými kvalifikacemi nebo nedostatečným řízením jakosti výrobních procesů. K řízení přípravy povrchů, směšování lepidla, jeho viskozity a vlastností při vytvrzování (např. hustoty, stupně vytvrzení, teploty skelného přechodu) je možné použít fyzikální a chemické zkoušky. Mezi běžné mechanické zkoušky pro kvalifikaci lepidla a procesu lepení patří zkoušky tuhosti a pevnosti přeplátovaného spoje ve smyku. Smykové zkoušky neposkytují spolehlivé měřítko dlouhodobé životnosti a degradace vlivem prostředí, které jsou spojeny se špatným procesem lepení (např. nedostatečnou přilnavostí). K ověřování náležité přilnavosti se jako spolehlivější ukázaly některé typy zkoušek odlupováním. Bez chemického spojení vzniká tzv. „slabý spoj“, kdy je lepený spoj po delší dobu vystaven buď silám při odlupování, působení prostředí nebo oběma těmito vlivům. Poruchy přilnavosti, které indikují nedostatečnou chemickou vazbu mezi podkladem a lepidlem, jsou při všech zkouškách považovány za nepřijatelný druh poruchy. Problémy s materiálem nebo v procesu lepení, které vedou k poruchám přilnavosti, se řeší před pokračováním v kvalifikačních zkouškách.

**(2)** K řízení přilnavosti při lepení ve výrobě a opravách jsou potřeba procesní specifikace. Jako nejspolehlivější způsob zajištění jakosti lepených spojů se ukázala „mentalita řízení procesů“, která zahrnuje kombinaci prohlídek a zkoušek v průběhu procesu. Prostedí a čistota zařízení, kde je prováděno lepení, jsou řízeny po úroveň ověřenou při kvalifikaci a zkouškách průkazu konstrukce. Lepidla a podkladové materiály jsou řízeny podle specifikačních požadavků, které jsou v souladu s kvalifikacemi materiálů a procesů lepení. Procesy lepení používané k výrobě a opravám splňují tolerance ověřené při kvalifikaci, vývoji návrhových údajů a zkouškách průkazu konstrukce. Některé klíčové ohledy výrobních procesů týkajících se lepení, které vyžadují řízení, zahrnují: (i) manipulaci s materiálem a jeho skladování, (ii) přípravu lepených povrchů, (iii) řízení rozměrových tolerancí lícujících částí, (iv) nanášení lepidla a přítlačný tlak, (v) řízení tloušťky lepeného spoje, (vi) vytvrzování lepené části (tepelné řízení), (vii) postupy prohlídky vytvrzené části a manipulace s ní; a (viii) výcvik techniků provádějících lepení pro práci s jednotlivými materiály, procesy, nástroji a vybavením. Pravidla přípravy povrchů a následně manipulace v průběhu sestavování lepeného spoje a jeho vytvrzování je nutné přísně řídit z pohledu času, vystavení působení prostředí a znečištění.

**(3)** Ustanovení CS 23.573(a) stanovuje certifikační specifikace pro primární kompozitní konstrukce draku a pojednává o přípustnosti poškození, únavě a lepených spojkách. Přestože se jedná o předpis pro malé letouny, očekává se, že stejné normy budou normálně uplatněny pro velké letouny a rotorová letadla (prostřednictvím zvláštních podmínek a CRI).

**a)** Pro lepené spoje CS 23.573(a)(5) stanovuje:

*"Pro každý lepený spoj, jehož porucha by vedla ke katastrofické ztrátě letounu, musí být doložena únosnost provozního zatížení jednou z následujících metod:*

- (i) Analýzou, zkouškami nebo obojím musí být stanoveno maximální rozlepení každého lepeného spoje v souladu se schopností odolat zatížení dle odstavce (a)(3) tohoto oddílu. Rozlepení každého lepeného spoje, které bude větší než výše stanovené, musí být eliminováno pomocí konstrukčních prvků; nebo*
- (ii) Musí být provedena zkouška každého výrobního letadlového celku, při které bude na každý kritický spoj působeno kritickým provozním návrhovým zatížením; a*
- (iii) Musí být ustaveny opakovatelné a spolehlivé techniky nedestruktivních prohlídek, které zaručí pevnost každého spoje."*

**b)** Tyto možnosti nenahrazují potřebu kvalifikovaného procesu lepení a přísného řízení jakosti lepených konstrukcí. Například bezpečnost při poruše, kterou implikuje první možnost, není určena k zajištění odpovídající bezpečnosti v reakci na systematický problém špatného procesu lepení uplatněného na konstrukcích letadlového parku. Naopak zajišťuje bezpečnost při poruše v reakci na problémy lepených spojů, které se mohou příležitostně místně vyskytnout (např. místní



nedostatečný přítlak nebo znečištění při lepení). Provádění statických průkazných zkoušek provozním zatížením, které je druhou možností, nemusí odhalit slabé spoje, které se projeví až po vystavení působení prostředí, a k degradaci pevnosti spoje dojde až po delší době. Tento problém by měl být pokryt odpovídajícím průkazem, že kvalifikované lepené materiály a procesy mají dostatečnou životnost v podmínkách prostředí. Konečně, třetí možnost je otevřena budoucímu pokroku a ověřování technologií nedestruktivních prohlídek (NDI), která detekuje slabé spoje, které časem degradují a vedou k poruchám přílnavosti. Taková technologie nebyla doposud ve výrobním měřítku spolehlivě prokázána.

(4) Poruchy přílnavosti jsou nepřijatelným druhem poruchy lepených konstrukcí, který vyžaduje okamžitý zásah odpovědných inženýrů ve snaze o identifikaci specifické příčiny a izolaci všech dotčených částí a sestav pro účely nařízené prohlídky a opravy. V závislosti na předpokládané závažnosti problému může být potřeba vydat příkaz k zachování letové způsobilosti, který zajistí obnovení letové způsobilosti dotčeného letadla. Veškeré návrhové, výrobní či opravárenské detaily, které mají vazbu na problém s lepením, by měly být trvale korigovány.

#### d. Ohledy prostředí

Měla by být vyvinuta návrhová kritéria pro zohlednění vystavení vlivu prostředí, jako jsou vlhkost a teplota, kterým bude materiál ve vyhodnocované aplikaci vystaven. K zajištění realističnosti těchto kritérií je možné použít provozní údaje (např. obsah vlhkosti jako funkci doby v provozu). U kompozitních konstrukcí, které jsou zastavěny v těsné blízkosti systémů letadla, které vytvářejí tepelnou energii, je navíc potřeba určit maximální teploty pro nejhorší případ normálního provozu a pro případ poruchy systému. Návrhová kritéria určovaná prostředím nejsou potřeba v případech, kdy stávající údaje prokazují, že v rámci uvažovaného vystavení vlivům prostředí nedochází k žádným významným vlivům prostředí (včetně účinků teploty a vlhkosti) na materiálové systémy a konstrukční detaily.

(1) K předvedení, že návrhové či přípustné hodnoty pro materiál jsou dosahovány s vysokou úrovní spolehlivosti při vystavení příslušnému kritickému prostředí, které je v provozu očekáváno, by měly být předloženy experimentální důkazy. Je třeba si uvědomit, že nejhorší případ prostředí nemusí být shodný pro všechny konstrukční detaily (např. pro některé druhy poruch může být kritická vysoká teplota a vlhkost, zatímco pro jiné to mohou být suché a chladné podmínky). Pro materiálový systém by měl být pomocí zkoušek, tj. zkouškami zrychleného působení prostředí, nebo na základě platných provozních údajů, stanoven vliv provozního prostředí na statickou pevnost, únavové vlastnosti a tuhost a návrhové hodnoty. Maximální uvažovaný obsah vlhkosti je vztažen k možnému obsahu v průběhu provozní životnosti, který může být funkcí tloušťky dané části, vlastností z pohledu difúze vlhkosti a realistického vystavení vlivům prostředí. Pokud hodnocená aplikace zahrnuje výkyvy či jedinečné konstrukční detaily, které nebyly hodnoceny v minulosti, mělo by hodnocení zahrnovat účinky cyklického působení vlivů prostředí (tj. vlhkosti a teploty). Stávající zkušební údaje je možné použít v případech, kdy je možné prokázat, že přímo platí pro konkrétní materiálový systém, konstrukční detaily a podmínky cyklického působení vlivů prostředí v rámci dané aplikace. Všechny metody zrychlených zkoušek by měly být reprezentativní co se týče vystavení působení vlivů prostředí a zatížení v reálném čase. Aby bylo zajištěno chování reprezentativní pro vystavení vlivům reálného prostředí, je třeba se vyhnout použití jakýchkoliv činitelů pro akceleraci, které chemicky mění materiál (např. vysoká teplota způsobující dodatečné vytvrzení).

(2) V závislosti na konfiguraci návrhu, místních konstrukčních detailech a zvolených procesech by měla být určena zbytková napětí, která jsou závislá na prostředí (např. rozdílná teplotní roztažnost připevněných částí).

#### e. Ochrana konstrukce

Vlivy počasí, abraze, eroze, ultrafialového záření a chemického prostředí (glykol, hydraulické tekutiny, palivo, čisticí prostředky apod.) mohou způsobit narušení kompozitní konstrukce. Proto by měla být zajištěna a zkouškami a/nebo náležitě ověřenými zkušenostmi prokázána dostatečná ochrana a/nebo zohlednění degradace materiálových vlastností vlivem očekávaných provozních podmínek. Kde je to nezbytné, je třeba zajistit prostředky pro odvětrání a umožnění odtoku. Na rozhraních mezi některými kompozitními a kovovými

materiály jsou k zamezení koroze potřeba izolační vrstvy (např. u uhlíkových kompozitů se k odizolování od hliníku používají skelné vrstvy). Kvalifikace speciálních spojovacích prvků a postupů zástavby, které budou použity pro součásti vyrobené z kompozitních materiálů, musí navíc při tváření spojovacího prvku řešit otázky galvanické koroze, stejně jako potenciální poškození kompozitů (delaminaci a přerušeni vláken).

#### **f. Návrhové hodnoty**

Údaje použité k odvození návrhových hodnot musí být získány ze stabilního a opakovatelného materiálu, který odpovídá specifikacím vyzrálého materiálu a reprezentativního výrobního procesu. Tím bude zajištěno, že povolená variabilita výrobních materiálů bude zachycena statistickou analýzou použitou pro odvození návrhových hodnot. Návrhové hodnoty odvozené příliš brzy ve fázi vývoje materiálu, tedy dříve, než budou surový materiál a výrobní procesy kompozitních částí dostatečně vyzrálé, nemusí splnit záměr souvisejících předpisů. Návrhové hodnoty pro laminovaný materiálový systém by měly být stanovovány na úrovni laminátu – buď zkouškami laminátu, nebo zkouškami lamina ve spojení s testy ověřenou analytickou metodou. Podobně musí být návrhové hodnoty pro nelaminované druhy materiálů a pokročilé kompozitní procesy stanoveny v měřítku, které nejlépe reprezentuje materiál ve formě, ve které se objevuje na části, nebo zkouškami základní struktury materiálu ve spojení se zkouškou ověřenou analytickou metodou.

#### **g. Konstrukční detaily**

Pro specifické konstrukční konfigurace jednotlivých celků (návrhy odpovídající přesně zadaným požadavkům – „point design“) je možné stanovit návrhové hodnoty, které budou zahrnovat vlivy příslušných konstrukčních prvků (otvorů, spojů apod.). K provedení analýzy je potřeba specifická metrika, která kvantifikuje závažnost poškození kompozitní konstrukce způsobeného hrozcím nárazem cizího předmětu (tj. obdoba délky praskliny u kovů). V důsledku toho bude k charakterizaci zbytkové pevnosti včetně konstrukčních vlivů kritického místa poškození a kombinovaných zatížení obvykle potřeba provést zkoušení. Různé úrovně poškození jsou obecně zohledňovány omezením návrhových úrovní napětí dle kritérií pro početní a provozní kombinované zatížení. Tímto způsobem je možné vyhotovit racionální analýzu podpořenou zkouškami, a tak charakterizovat zbytkovou pevnost detailů návrhu odpovídajícího přesně zadaným požadavkům.

### **7. PRŮKAZ KONSTRUKCE – STATICKÝ**

Doložení statické pevnosti kompozitní konstrukce by mělo zohledňovat všechny případy kritického zatížení a související způsoby poruchy. Mělo by zahrnovat také účinky prostředí (včetně zbytkových napětí, která vznikají při výrobních procesech), variabilitu materiálů a procesů, nezjistitelné vady a veškeré vady, které povoluje řízení jakosti, kritéria výrobních přejímek a povolené provozní poškození, které je popsáno v dokumentech pro údržbu konečného výrobku. Pokud nejsou k dispozici zkušenosti s obdobnými návrhy, materiálovými systémy a zatíženími, které by umožnily předvést adekvátnost analýzy podpořené zkouškami podcelků, prvků nebo výřezů, případně zkouškami letadlového celku přijatelnou nižší úrovní zatížení, měla by být statická pevnost kompozitní konstrukce předvedena prostřednictvím programu zkoušek letadlového celku početním zatížením v náležitém prostředí. Nezbytné zkušenosti pro ověření analýzy by měly zahrnovat předchozí zkoušky letadlového celku početním zatížením u podobných návrhů, materiálových systémů a případů zatížení.

- a.** Účinky opakovaného zatížení a vystavení působení prostředí, které mohou způsobit degradaci vlastností materiálu, by měly být určeny prostřednictvím vyhodnocení statické pevnosti. To je možné prokázat pomocí analýzy podložené důkazy ze zkoušek, zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo podcelku – dle vhodnosti, nebo alternativně relevantními stávajícími údaji. Účinky prostředí na vlastnosti materiálu (odstavec 6.d) a ochranu konstrukce (odstavec 6.e) popisují výše uvedené diskuze v tomto AMC. Pro podmínky kritického zatížení existují tři možné přístupy k zohlednění předchozího opakovaného zatížení a/nebo vystavení působení prostředí v rámci statické zkoušky v plném měřítku.

**(1)** U prvního přístupu by zkoušky v plném měřítku měly být provedeny na konstrukci, která byla dříve podrobena opakovanému zatížení a takovým podmínkám, aby bylo

simulováno vystavení působení kritického prostředí, přičemž i zkouška by měla v tomto prostředí probíhat.

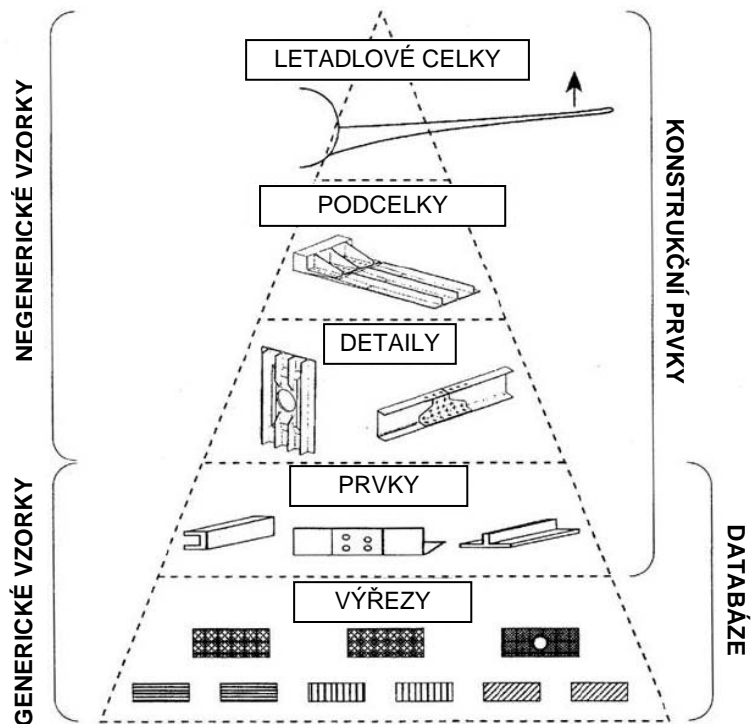
**(2)** Druhý přístup spoléhá na zkoušky na úrovni výřezu, prvku nebo podcelku, kterými se stanoví účinek opakovaného zatížení a vystavení působení prostředí na statickou pevnost. Degradace popsaná při těchto zkouškách by následně měla být zohledněna při průkazných zkouškách statické pevnosti v plném měřítku (např. násobky přetížení) nebo v analýze těchto výsledků (např. předvedením dostatečné bezpečnostní rezervy u návrhových hodnot, které zahrnují degradační účinky prostředí a opakovaného zatížení).

**(3)** V praxi je možné aspekty prvních dvou přístupů ve snaze o dosažení požadovaného výsledku kombinovat (např. statické zkoušky v plném měřítku je možné provádět při kritické provozní teplotě a násobku zatížení, který zohlední vlhkost absorbovanou v průběhu životnosti konstrukce letadla). Žadatel může navrhnout alternativní způsoby zohlednění vlivů prostředí pomocí ověřených zkoušek a analýz (např. využití odpovídající teploty k zohlednění účinků vlhkosti bez chemických změn materiálu).

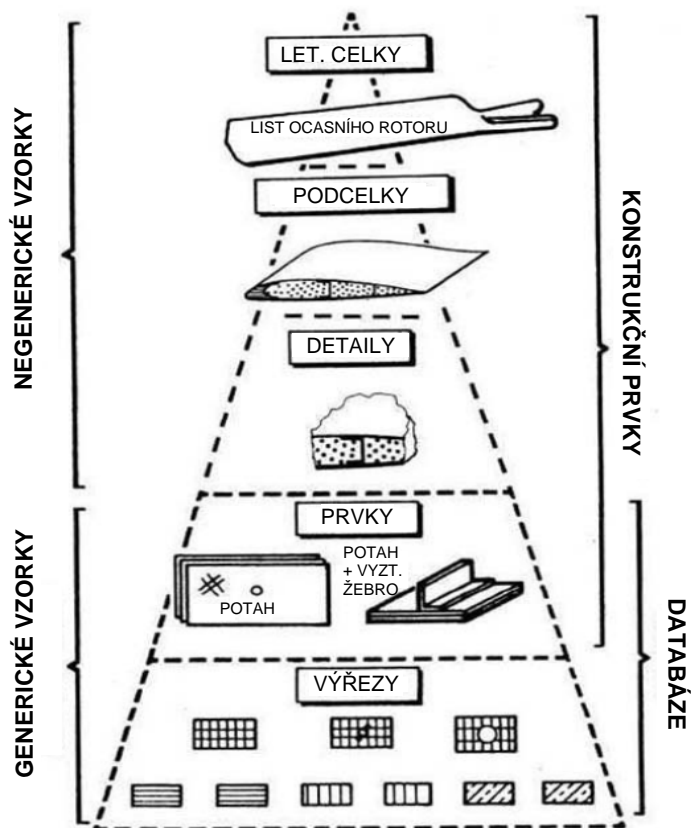
**b.** Pomocí programu analýz a série zkoušek na vzorcích různé úrovně složitosti by měla být spolehlivě, stupňovitě stanovena pevnost kompozitní konstrukce. Tyto zkoušky a analýzy na úrovni výřezu, prvku, detailů nebo podcelků, v průmyslu často označované jako přístup „stavebních bloků“, je možné použít k určení otázek variability, prostředí, konstrukčních nespojitostí (např. spoje, výřezy nebo jiné koncentrátory napětí), poškození, výrobních vad a návrhově a procesně specifických detailů. Zkoušení typicky postupuje od jednodušších vzorků ke složitějším prvkům a detailům. Tento přístup umožňuje ekonomický sběr údajů pro dostatečnou korelaci analýzy a zajištění nezbytného opakování pro kvantifikaci odchylek, ke kterým u konstrukcí ve větším měřítku dochází. Ponaučení získaná z počátečních zkoušek také napomáhají eliminovat brzké poruchy při složitějších zkouškách v plném měřítku, jejichž provádění je nákladnější a obvykle přicházejí na řadu později v rámci rozvrhu certifikačního programu.

**(1)** Na obrázcích 1 a 2 je uvedeno koncepční schéma zkoušek, které jsou typicky prováděny při uplatnění přístupu stavebního bloku u konstrukcí s pevnými křídly, respektive listu ocasního rotoru. Velké množství zkoušek, které jsou potřeba k zajištění statistické základny, vychází z nejnižší úrovně (výřezy a prvky) a vlastnosti konstrukčních detailů jsou ověřovány menším počtem zkoušek na úrovni podcelků a letadlových celků. Zkoušky detailů a podcelků je možné využít k ověření schopnosti analytických metod předpovídat místní napětí a způsoby poruchy. Pokud není dosaženo ověření analýzy, budou potřeba dodatečné statistické úvahy (např. opakované zkoušení návrhu odpovídajícího přesně zadaným požadavkům a/nebo násobky přetížení letadlového celku k pokrytí variability materiálů a procesů. Program doložení statické pevnosti by měl také zohledňovat všechny kritické podmínky zatížení pro všechny kritické konstrukce. To zahrnuje posouzení požadavků na zbytkové napětí a tuhost po předem stanovené délce provozu, které bude zohledňovat poškození a degradaci v důsledku doby provozu.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO



Obrázek 1 – Schéma zkoušek stavebního bloku u konstrukce s pevnými křídly.



Obrázek 2 – Schéma zkoušek stavebního bloku u konstrukce listu ocasního rotoru.

- (2) Úspěšné doložení statické pevnosti kompozitní konstrukce tradičně záviselo na správném zohlednění koncentrací napětí (např. vrubové citlivosti detailů a poškození při nárazu), možných způsobů poruchy a mimorovinných zatížení. Celý přístup stavebního bloku k doložení kompozitní konstrukce určuje nejkritičtější konstrukční problémy zkušebních částí s rostoucí úrovní složitosti, takže je možné prokázat mnoho oblastí spolehlivé výkonnosti ještě před provedením zkoušek na úrovni letadlového celku. Zkoušení detailů a podcelků by mělo ustavit kritéria poruch a zohlednit poškození nárazem u sestavených kompozitních konstrukcí. Zkoušky letadlového celku jsou potřeba pro konečné ověření zohledňující kombinovanou zatížení a složité zatěžovací cesty, které zahrnují některé účinky působící mimo rovinu. Při využití přístupu stavebního bloku by měly být pomoci analytických metod, které jsou dále podpořeny ověřením zkouškou, identifikovány případy kritického zatížení a související druhy poruch pro účely zkoušek na úrovni letadlových celků.
- c. Pokud jsou účinky prostředí spolehlivě předpovídány zkouškami stavebního bloku a zohledněny ve statické zkoušce nebo analýze výsledků statické zkoušky, je možné statické zkoušky letadlových celků provádět v okolní atmosféře.
- d. Části pro statické zkoušky by měly být vyrobeny a sestaveny v souladu výrobními specifikacemi a procesy, aby reprezentovaly výrobní konstrukce včetně vad odpovídajících mezím stanoveným kritérii výrobních přejímek.
- e. Při dokládání statické pevnosti by měla být zohledněna proměnlivost materiálů a zpracování kompozitní konstrukce. Toho je primárně dosahováno stanovením dostatečného řízení procesů a jakosti při výrobě konstrukce a spolehlivým doložením požadované pevnosti zkouškou a analýzou. Rozptyl pevnostních vlastností v důsledku proměnlivosti materiálů a procesů je charakterizován náležitými přípustnými hodnotami nebo návrhovými hodnotami, které jsou odvozeny v souladu s CS 2x.613. Pokud je zkouškami na úrovni detailů, podcelků a letadlových celků prokázáno, že místní napětí jsou náležitě předpovídána a ověřenou analýzou jsou zajištěny dostatečné bezpečnostní rezervy všude na konstrukci, pak je průkaz statické pevnosti považován za doložený analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek. Alternativně, pokud chybí dostatek údajů ze zkoušek stavebního bloku a analytické ověření, je potřeba do zkoušek letadlových celků promítnout přetížení, která zajistí průkaz statické pevnosti konstrukce pomocí přístupu, který je označován jako doložení zkouškami. Násobky přetížení uplatněné v tomto případě je třeba doložit buď pomocí zkoušek, nebo předchozí zkušeností, přičemž musí zohledňovat očekávanou proměnlivost materiálů a procesů.
- f. Mělo by být prokázáno, že poškození nárazem, které je možné očekávat při výrobě a v provozu, avšak ne větší než stanovený práh zjistitelnosti pro zvolený postup prohlídky, nesníží konstrukční pevnost pod únosnost početního zatížení. To je možné prokázat analýzou podloženou důkazy ze zkoušek nebo kombinací zkoušek na úrovni výřezu, prvku, podcelku a letadlového celku. Realistické posouzení poškození nárazem zkouškou vyžaduje náležité zohlednění konstrukčních detailů a hraničních podmínek. Při použití postupu vizuálních prohlídek se pravděpodobné poškození nárazem na prahu spolehlivého odhalení nazývá vizuálně těžko zjistitelným poškozením (BVID (barely visible impact damage)). Volba míst nárazu pro doložení statistickou zkouškou by měla zohledňovat kritičnost místních konstrukčních detailů a možnosti provedení prohlídky místa. Velikosti a tvary závaží pro zkoušku nárazem použitých pro doložení statické pevnosti by měly být v souladu s pravděpodobným scénářem poškození nárazem, které by mohlo v průběhu životnosti letadla zůstat neodhaleno. Je třeba si uvědomit, že u některých návrhů konstrukce je možné dosáhnout zjistitelného poškození nárazem a přitom splňovat statické zatížení a další požadavky bez nutnosti opravy (viz diskuze k přípustnému poškození v odstavci 10.c(1)).
- g. Významné změny materiálů a procesů oproti stávající certifikované konstrukci vyžadují dodatečné doložení statické pevnosti (např. viz Dodatek 3).

## 8. PRŮKAZ KONSTRUKCE – ÚNAVA A PŘÍPUSTNOST POŠKOZENÍ

Hodnocení kompozitní konstrukce by mělo být založeno na příslušných certifikačních specifikacích určených v základně pro typovou certifikaci. Takové hodnocení musí prokázat, že v průběhu provozní životnosti letadla nedojde ke katastrofické poruše v důsledku únavy, výrobních vad nebo náhodného poškození. Charakter a rozsah analýzy nebo zkoušek na kompletní konstrukci a/nebo částech primární konstrukce budou závislé na relevantních předchozích zkušenostech s návrhy konstrukcí co

se týče únavových vlastností/ přípustnosti poškození, se stavbou, zkouškami a provozem u podobných konstrukcí. Pokud chybí zkušenosti s podobnými návrhy, měly by být provedeny Agenturou schválené vývojové zkoušky letadlových celků, podcelků a prvků (podle stejných principů diskutovaných v odstavci 7.b a Dodatku 3). Následující ohledy jsou jedinečné pro použití kompozitních materiálůvých systémů a poskytují poradní informace o metodách doložení zvolených žadatelem. Při stanovování podrobností o přípustnosti poškození a vyhodnocení únavy by měla být věnována pozornost důslednému posouzení hrozby poškození, geometrii, proveditelnosti prohlídek, osvědčeným metodám konstrukce a typům poškození/degradace posuzované konstrukce.

- Přípustnost poškození a únavové vlastnosti kompozitní konstrukce jsou silně závislé na detailech návrhu konstrukce (např. sledu vrstvení laminátu potahu, vzdálenostech mezi nosníky a rámy, detailech upevnění ztužovacích prvků, prvcích zastavujících šíření poškození a redundanci konstrukce).
- Hodnocení přípustnosti poškození a únavy kompozitní konstrukce vyžadují doložení zkouškami letadlových celků, pokud nejsou k dispozici zkušenosti s podobnými konstrukcemi, materiálůvými systémy a zatížením, s jejichž pomocí je možné prokázat adekvátnost analýzy podložené zkouškami na úrovni výřezů, prvků a podcelků.
- Konečné doložení statické pevnosti a přípustnosti poškození a únavových vlastností může být získáno zkoušením zkušební části představující jediný letadlový celek, pokud je k dispozici dostatek zkoušek na úrovni stavebního bloku, které slouží jako důkaz toho, že zvolený sled opakovaného a statického zatížení přinese výsledky, které budou reprezentativní pro možné zatížení v provozu, případně zajistí konzervativnější hodnocení.
- K praktickému předvedení únavových vlastností a přípustnosti poškození kompozitních konstrukcí letadel na omezeném počtu zkoušek letadlových celků jsou potřeba špičková opakovaná zatížení. V konečném důsledku vyžadují kovové konstrukce, které jsou přítomny ve zkušebních částech, dodatečné zohlednění a zkoušení. Informace obsažené v AMC 25.571 poskytují pokyny ohledně únavy a přípustnosti poškození u kovových konstrukcí.

#### **a. Hodnocení přípustnosti poškození**

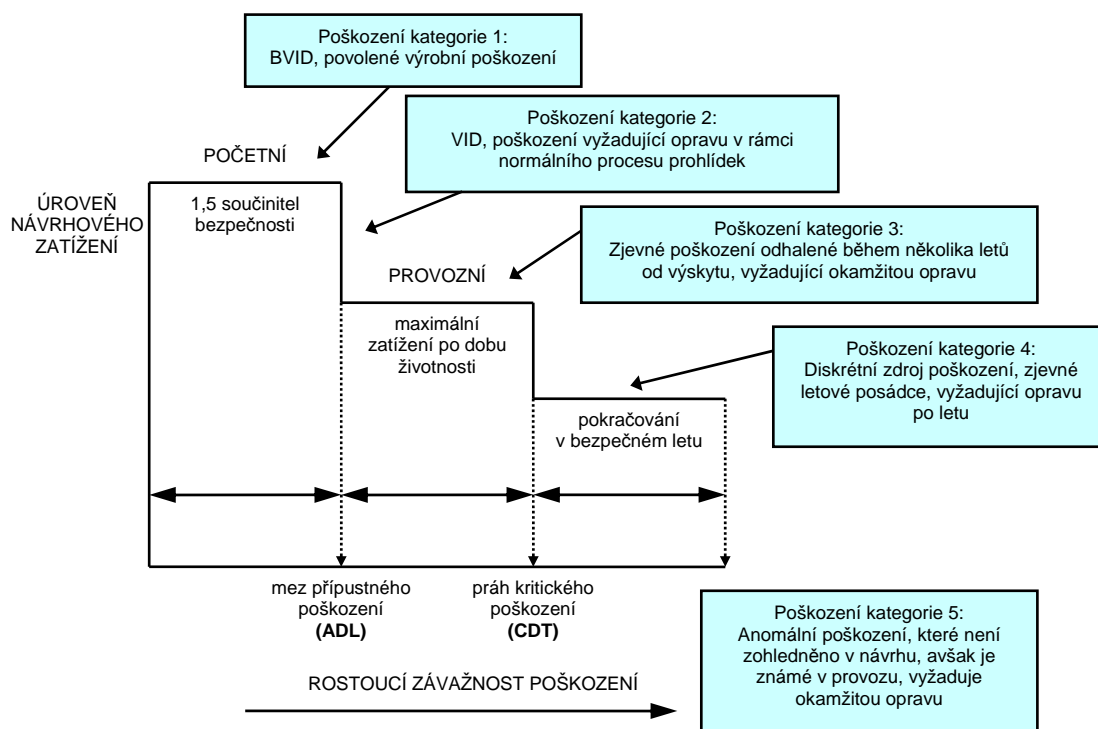
**(1)** Hodnocení přípustnosti poškození začíná identifikací konstrukce, jejíž porucha by snížila konstrukční integritu letadla. Posouzení hrozby poškození musí být u konstrukce provedeno za účelem určení možných míst, typů a velikostí poškození s uvážením únavy, vlivů prostředí, vnitřních trhlin a nárazů cizích předmětů nebo jiného náhodného poškození (včetně diskrétního zdroje), které se může vyskytnout během výroby, provozu nebo údržby.

**(a)** V současnosti existuje velmi málo průmyslových norem, které popisují hrozby kritického poškození pro konkrétní kompozitní konstrukční použití s dostatečnou podrobností, aby bylo možné určit nezbytná návrhová kritéria nebo protokol zkoušek a analýz pro kompletní hodnocení přípustnosti poškození. Při absenci norem je odpovědností jednotlivých žadatelů provést nezbytné vývojové úkony pro stanovení údajů pro podporu doložení výrobku. Mezi činitele, které je třeba uvážit při vývoji způsobu posouzení hrozby poškození pro konkrétní kompozitní konstrukci, se řadí funkce součásti, umístění na letadle, údaje z předchozího provozu, hrozby náhodného poškození, vystavení působení prostředí, odolnost vůči poškození nárazem a životnost detailů sestavené konstrukce (např. dlouhodobá životnost šroubových a lepených spojů), rozhraní s přilehlými systémy (např. potenciální přehřívání nebo jiné hrozby v případě poruchy systému) a nezvyklá manipulace v provozu či při údržbě, která by mohla vést k přetížení nebo poškození součásti. Ve vztahu k posouzení hrozby poškození a postupů údržby pro danou konstrukci by měla být vytvořena možnost přípustnosti poškození a schopnost provádět prohlídky ve snaze o odhalení známých hrozcích poškození.

**(b)** U většiny kompozitních konstrukcí je třeba uvažovat náraz cizího předmětu, což vyžaduje dostatečnou pozornost při posuzování hrozby poškození. To je potřeba k určení závažnosti poškození nárazem a zjistitelnosti v rámci návrhu a při údržbě. Posuzování by mělo zohlednit veškeré dostupné údaje o poškození, které byly nashromážděny v provozu, a průzkum nárazů. Průzkum nárazů se skládá ze zkoušek

nárazem prováděných na reprezentativní konstrukci, která je vystavena hraničním podmínkám charakteristickým pro skutečnou konstrukci. V průzkumu by mělo být uváženo mnoho různých scénářů a míst nárazu s cílem určit možné nejkritičtější nárazy (tj. ty, které způsobí nejvážnější poškození, ale budou nejméně zjistitelné). Při simulaci náhodného poškození nárazem při reprezentativních úrovních energie by měla být použita tupá nebo ostrá závaží pro zkoušku nárazem různých velikostí a tvarů, která budou zvolena tak, aby způsobila nejkritičtější a nejhůře zjistitelné poškození v souladu s podmínkami zatížení (např. napětí, komprese nebo smyk). Dokud nebudou k dispozici dostatečné provozní zkušenosti, které umožní náležité technické posouzení proměnných energie a narážejícího předmětu, měly by průzkumy nárazů brát v úvahu širokou škálu myslitelných nárazů, včetně úlomků dráhy či země, krup, upuštěného nářadí a srážek s vozidly. Toto uvážení je důležité pro předpoklady potřebné pro využití pravděpodobnostního posouzení hrozby poškození při definování návrhových kritérií, metod prohlídek a intervalů opakovaných prohlídek při údržbě. Postupně nashromážděné údaje z provozu mohou pomoci lépe definovat průzkumy nárazů a návrhová kritéria pro pozdější výrobky a stanovit racionálnější intervaly prohlídek a postupy údržby. Při vyhodnocování takových informací je třeba si uvědomit, že nejzávažnější a nejkritičtější poškození nárazem, která jsou stále možná, nemusí být v databázi z provozu obsažena.

(c) Po dokončení posouzení hrozby poškození je možné klasifikovat jednotlivé typy poškození do pěti níže popsanych kategorií (viz obrázek 3). Tyto kategorie poškození se používají v tomto AMC za účelem dorozumění se. Po dohodě s příslušnými úřady může žadatel využít další kategorie poškození, které pomáhají nastínit specifickou cestu k doložení únavových vlastností a přípustnosti poškození.



Obrázek 3 – Schématický diagram zobrazující návrhové úrovně zatížení v závislosti na kategoriích závažnosti poškození.

Kategorie 1: Povolené poškození, které může zůstat neodhaleno při plánovaných nebo nařízených prohlídkách v provozu, a povolené výrobní vady. Konstrukční doložení u poškození kategorie 1 zahrnuje prokázání spolehlivé provozní životnosti při zachování schopnosti odolat početnímu zatížení. Dle definice takové poškození podléhá požadavkům a poradním informacím uvedeným v odstavci 7 tohoto AMC. Mezi příklady poškození kategorie 1 je možné uvést BVID a povolené vady způsobené ve výrobě či provozu (např. drobná delaminace, pórovitost, drobné poškrábání, rýhy a nevýznamné poškození prostředím), pro které jsou k dispozici

údaje k doložení schopnosti odolat početnému zatížení po dobu životnosti konstrukce letadla.

Kategorie 2: Poškození, které je možné spolehlivě zjistit pomocí plánovaných nebo nařízených prohlídek v provozu, které jsou prováděny v určených intervalech. Konstrukční doložení pro poškození kategorie 2 zahrnuje předvedení spolehlivé metody prohlídek a intervalu, které zaručí, že je konstrukce schopna snést větší než provozní zatížení. Zbytková pevnost pro poškození kategorie 2 může záviset na zvoleném intervalu a metodě prohlídek. Mezi příklady poškození kategorie 2 je možné uvést vizuálně zjistitelné poškození nárazem (VID), VID (velikostí v rozsahu od malého po velké), hluboké rýhy či poškrábání, výrobní chyby, které nejsou patrné ve výrobním závodě, zjistitelné delaminace nebo rozlepení a významné místní degradace v důsledku působení tepla nebo prostředí, při nichž zůstane zachována dostatečná zbytková pevnost až do chvíle odhalení. Tento typ poškození by neměl růst, případně pokud dojde k pomalému nebo zastavenému šíření, měla by být zachována zbytková pevnost, která do doby odhalení zůstane dostatečně nad mezí provozního zatížení.

Kategorie 3: Poškození, které je možné spolehlivě detekovat v průběhu několika letů od výskytu personálem provozní údržby nebo údržby na odbavovací ploše, aniž by k tomu byly potřeba zvláštní schopnosti v oblasti prohlídek kompozitních konstrukcí. Takové poškození musí být na místě, kde bude zjevné díky jasně viditelným důkazům, nebo musí způsobovat indikace potenciálního poškození, které se projeví v krátké době v důsledku ztráty tvaru, lícování nebo funkce součásti. Obě indikace významného poškození vyžadují provedení rozšířené prohlídky za účelem identifikace plného rozsahu poškození součásti a okolních částí konstrukce. V praxi mohou být potřeba konstrukční návrhové prvky, které zajistí dostatečně velkou schopnost odolat poškození, aby bylo zajištěno, že zachovávají únosnost provozního nebo téměř provozního zatížení i se snadno zjistitelným poškozením kategorie 3. Konstrukční doložení pro poškození kategorie 3 zahrnuje předvedení spolehlivého a rychlého odhalení, přičemž bude zachována únosnost provozního nebo téměř provozního zatížení. Primární rozdíl mezi poškozením kategorie 2 a 3 je předvedení schopnosti odolat velkému poškození při provozním nebo téměř provozním zatížení po předepsané době, která je u kategorie 3 mnohem kratší než u kategorie 2. Předvedení zbytkové pevnosti pro poškození kategorie 3 může být závislé na krátkém časovém intervalu spolehlivé detekce. Některé příklady poškození kategorie 3 zahrnují velké VID nebo jiné zjevné poškození, které bude zachyceno při obchůzce letadla nebo během běžného provozu (např. úniky paliva, nesprávné funkce systémů nebo zvuky v kabině).

Kategorie 4: Poškození diskretním zdrojem ze známých incidentů, jako jsou letové obraty, je omezené. Konstrukční doložení poškození kategorie 4 zahrnuje předvedení zbytkové pevnosti při zatíženích specifikovaných v předpisech. Je třeba si povšimnout, že přetlakové konstrukce budou obecně podléhat požadavkům na zbytkovou pevnost kategorie 4 o úrovni vyšší, než která je uvedena na obrázku 3. Některé příklady poškození kategorie 4 zahrnují roztržení rotoru, náraz ptáka (dle specifikací v předpisech), prasknutí pneumatiky a silné krupobíjí za letu.

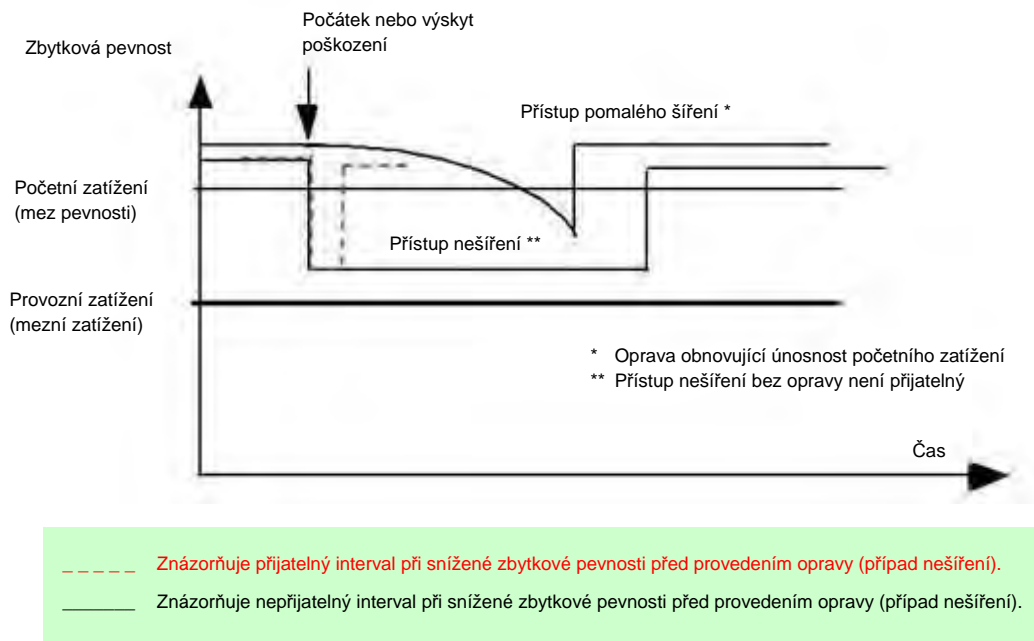
Kategorie 5: Zásadní poškození způsobené mimořádnými událostmi na zemi nebo za letu, které nejsou pokryty v návrhových kritériích nebo postupech doložení konstrukce. Toto poškození je zahrnuto do stávajících poradních informací ve snaze zajistit, že konstruktéři zodpovědní za návrh kompozitní konstrukce letadel a Agentura budou pracovat s organizacemi údržby na zvyšování povědomí o možném poškození událostmi kategorie 5 a nezbytnosti okamžitého hlášení takových událostí odpovědnému personálu údržby. Je rovněž odpovědností konstruktérů zajistit prostřednictvím návrhu konstrukce dostatečnou odolnost vůči poškození, aby byly události kategorie 5 zainteresovanému provoznímu personálu zcela zřejmé. Aby bylo možné na základě dostupných informací o mimořádných událostech náležitě definovat vhodné podmíněné prohlídky, je třeba zajistit rozhraní s inženýringem. To usnadní charakterizaci poškození, která je potřeba před opravou. Mezi příklady poškození kategorie 5 patří vážné srážky servisních vozidel s letadlem, abnormální podmínky přetížení při letu, mimořádně tvrdá přistání, chyby při zvedání při údržbě a ztráty součástí letadla za letu, včetně možných následných nárazů o vysoké energii a



velkou plochou (tupých) do přilehlé konstrukce. Některé scénáře poškození kategorie 5 nebudou poskytovat jasnou vizuální indikaci poškození, zejména u kompozitních konstrukcí. Je však třeba znát jiné důkazy ze souvisejících událostí, které zaručují ochranu bezpečnosti, přičemž začátkem by mělo být kompletní hlášení o možném poškození při provozu.

**(d)** Těchto pět kategorií bude použito jako příkladů pro následující diskuzi v tomto odstavci a odstavcích 9 a 10. Povšimněte si, že pro poškození kategorie 2, 3, 4 a 5 jsou stanoveny související scénáře oprav.

**(2)** Konstrukční detaily, prvky a podcelky kritické konstrukce by měly být odzkoušeny opakovaným zatížením, aby byla definována citlivost konstrukce na růst poškození. Toto zkoušení může tvořit základ pro ověřování přístupu nešíření k požadavkům na přípustnost poškození. Zkoušení by mělo posoudit účinek prostředí na charakteristiky růstu trhlin a poškození a ověření nešíření. Použité prostředí by mělo být vhodné pro očekávané provozní využití. Na rozhraních mezi prvky kompozitní a kovové konstrukce se vyvinou zbytková napětí v důsledku rozdílů v tepelné roztažnosti. Tato složka napětí bude závislá na provozní teplotě během cyklů opakovaného zatěžování a je uvažována při hodnocení přípustnosti poškození. Intervaly prohlídek by měly být stanoveny s uvažováním jak pravděpodobnosti konkrétního poškození, tak zbytkové pevnosti spojené s tímto poškozením. Účelem je se ujistit, že konstrukce není vystavena příliš dlouhému působení zatížení při zbytkové pevnosti nižší než je mez pevnosti, při kterém by byla úroveň bezpečnosti nižší než při typickém pomalém šíření poškození, jak je ilustrováno na obrázku 4. Pokud neexistují pravděpodobnostní data o pravděpodobné velikosti daného poškození, mohou být potřeba konzervativní předpoklady únosnosti při velkém poškození, které by bylo zjištěno v průběhu několika málo letů. Jakmile je poškození zjištěno, je součást buď opravena, aby byla obnovena její původní únosnost početního zatížení, nebo vyměněna.



Obrázek 4 – Schéma zbytkové pevnosti ilustrující, že významné náhodné poškození při „nešíření“ by nemělo být v konstrukci ponecháno bez opravy po dlouhou dobu.

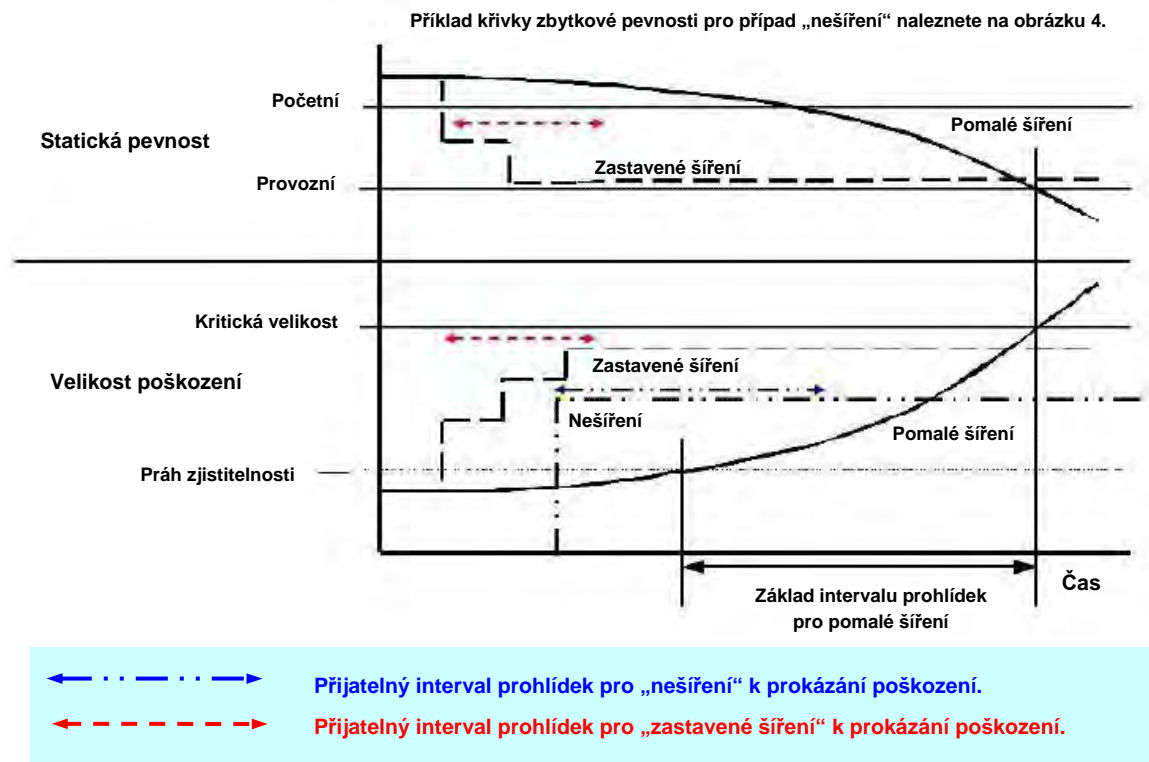
**(a)** Tradiční přístup pomalého šíření může být vhodný pro určité typy zjištěného poškození kompozitních konstrukcí, pokud je možné prokázat, že rychlost růstu poškození je pomalá, stabilní a předvídatelná. Charakterizace pomalého šíření by měla zajistit konzervativní a spolehlivé výsledky. V rámci přístupu pomalého šíření by měl být vyvinut program prohlídek, který by měl definovat četnost, rozsah a metody prohlídek, které budou zahrnuty v plánu údržby. Intervaly prohlídek by měly být stanoveny tak, aby byla zajištěna vysoká pravděpodobnost odhalení poškození mezi okamžikem, kdy se poškození stane poprvé zjištěným, a chvílí, kdy rozsah

poškození sníží zbytkovou statickou pevnost na mezní zatížení (uvažováno jako početní) – se zohledněním účinků prostředí. U zjištěného poškození jakékoliv velikosti, které snižuje únosnost pod mez pevnosti, je provedena buď oprava, která zajistí obnovení únosnosti početního zatížení, nebo výměna. Pokud dojde k ohrožení funkce (například nepříjemné ztrátě tuhosti) dřívě, než se poškození stane jinak kritickým, bude také nutná oprava či výměna součástí.

**(b)** Pro určité typy poškození a návrhové prvky kompozitních konstrukcí může být vhodný jiný přístup zahrnující růst, pokud je možné spolehlivě prokázat, že růst je předvídatelný a bude zastaven dřívě, než dosáhne kritické úrovně. Obrázek 5 uvádí schémata pro všechny tři přístupy k šíření poškození, které jsou uplatňovány u kompozitních konstrukcí. Metoda zastaveného šíření je uplatňována, pokud je růst mechanicky zastaven nebo ukončen dřívě, než se stane kritickým (než dojde ke snížení zbytkové statické pevnosti na úroveň provozního zatížení) – jak je ilustrováno na obrázku 5. K zastavení růstu může dojít v důsledku přítomnosti návrhových prvků, jako jsou změny geometrie, výztuhy, změny tloušťky nebo konstrukční spoje. Tento přístup je vhodný pro růst poškození, které je zjištěné a pro něž bylo shledáno, že bude spolehlivě zastaveno, a to včetně všech souvisejících dynamických účinků. Aby byl přístup zastaveného šíření ověřen, měly by být konstrukční detaily, prvky a podcelky kritické konstrukce, letadlové celky nebo celé konstrukce zkoušeny opakovaným zatížením. Stejně jako tomu bylo u přístupu „nešíření“ k přípustnosti poškození, měly by být stanoveny intervaly prohlídek, které budou zohledňovat zbytkovou únosnost, která bude zajištěna při velikosti poškození po zastavení šíření (viz přerušovaná čára přidaná do obrázku 5, kde koncepčně vyznačuje intervaly prohlídek odpovídající principu pomalého šíření). Zde je opět cílem zajistit, že konstrukce nezůstane v poškozeném stavu, ve kterém by se zbytková pevnost po dlouhou dobu před opravou blížila mezímu (provoznímu) zatížení. U poškození jakékoliv velikosti, které snižuje únosnost pod mez pevnosti, je provedena buď oprava, která zajistí obnovení únosnosti početního zatížení, nebo výměna.

**(c)** Opakované zatížení by mělo být reprezentativní pro očekávané provozní použití. Zkoušení opakovaným zatížením by mělo zahrnovat úroveň poškození (včetně poškození nárazem) typické pro poškození, která se mohou vyskytnout při výrobě, montáži a provozu, a v souladu s využívanými technikami prohlídek. Zkušební části podrobované zkoušce přípustnosti poškození by měly být vyrobeny a sestaveny v souladu s výrobními specifikacemi a procesy, aby byly reprezentativní pro konstrukce z běžné výroby.

**(3)** Měl by být stanoven rozsah prvotně zjištěného poškození, který by měl být v souladu s používanými technikami prohlídek ve výrobě a provozu. Tato informace bude přirozeně tvořit přechod mezi typy poškození kategorie 1 a 2 (tj. metody prohlídek použité inspektory s náležitým výcvikem při plánované údržbě). U poškození, které je snadno zjištěné v takové míře, že pravděpodobně bude odhaleno před plánovanou údržbou (tj. umožní klasifikaci jako poškození kategorie 3), je možné připustit detekci v kratších intervalech, prováděnou personálem bez výcviku. Udaje o růstu prasklin/poškození by měly být získávány cyklickým zatěžováním vnitřních trhlin nebo mechanicky vzniklého poškození. Počet cyklů aplikovaných k ověření jak konceptu šíření, tak i konceptu nešíření by měl být statisticky významný a může být stanoven na základě zatížení a/nebo životnosti a jako funkce velikosti poškození. Vyhodnocení šíření nebo nešíření poškození by mělo být provedeno analýzou podloženou zkouškami ze zkoušek na úrovni výřezu, prvku nebo podcelku.



Obrázek 5 – Ilustrace závislosti zbytkové pevnosti a velikosti poškození u tří různých přístupů k prokázání přípustnosti poškození u kompozitní konstrukce

(4) Pro účely posouzení zbytkové pevnosti by měl být stanoven rozsah poškození, který umožní posouzení pravděpodobnosti odhalení pomocí zvolených postupů prohlídek v provozu. Na základě posouzení hrozby poškození by mělo být uváženo zařazení do některé z prvních čtyř kategorií poškození. Poškození kategorie 3 by navíc mělo být odhaleno při prohlídkách během obchůzek nebo v rámci běžného provozu. Při zvažování poškození by mělo být provedeno vyhodnocení zbytkové pevnosti letadlového celku nebo podcelku zkoušením nebo analýzou podpořenou důkazy ze zkoušek. Vyhodnocením by mělo být předvedeno, že zbytková pevnost konstrukce bude spolehlivě rovna nebo větší než pevnost vyžadovaná pro specifikované návrhové zatížení (uvažováno jako početní), a to včetně zohlednění účinků prostředí. K zajištění statistické významnosti spolehlivého posouzení zbytkové pevnosti podcelků a detailů mohou být použity konzervativní metody a technické posouzení. Mělo by být prokázáno, že nedošlo ke změně tuhosti mimo rámec přijatelných úrovní.

(a) Pro přístupy nešíření, pomalého šíření a zastaveného šíření by zkoušení zbytkové pevnosti mělo být prováděno po opakovaném cyklickém zatížení. Veškeré pravděpodobnostní analýzy, které budou využity k posouzení zbytkové pevnosti, by měly náležitě zohledňovat komplexní charakter poškození, které bude definováno na základě důsledného posouzení hrozby poškození. V těchto analýzách jsou povoleny konzervativní metricky poškození za předpokladu, že je ze zkoušek k dispozici dostatek údajů o opakovaném zatížení a vlivu prostředí.

(b) Kompozitní konstrukce by měly umožňovat stejnou úroveň bezpečnosti konstrukce při poruše a vícečetných zatěžovacích cestách, kterou umožňují konvenční kovové konstrukce. To se rovněž očekává při dokládání použití přípustných hodnot statické pevnosti na základě statistické 90procentní pravděpodobnosti s 95procentní spolehlivostí.

(c) Některé zvláštní ohledy, co se týče zbytkové pevnosti lepených konstrukcí, jsou uvedeny v odstavci 6.c.(3).

(5) Spektrum opakovaného zatížení, které bude vytvořeno pro účely únavového zkoušení a analýz, by mělo být reprezentativní pro předpokládané provozní nasazení. Zatížení o nízké amplitudě, u kterých je možné prokázat, že se nepodílejí na růstu poškození, je možné

zanedbat. Snížení maximálních úrovní zatížení je obecně nepřijatelné. Variabilita chování při opakovaném zatěžování by měla být zohledněna náležitým navýšením zatížení nebo součinitelem rozptylu v průběhu životnosti, přičemž tyto součinitele by měly zohledňovat počet zkoušených vzorků. Použití takových součinitelů k předvedení spolehlivosti při zkouškách letadlových celků by mělo být v souladu s chováním z pohledu únavy a přípustnosti poškození, které bylo pro jednotlivé materiály, procesy a další návrhové detaily popsáno při zkouškách stavebních bloků.

**(6)** Měl by být vytvořen program prohlídek sestávající z četnosti, rozsahu a metod prohlídek, které by měly být zahrnuty do plánu údržby. Intervaly prohlídek by měly být staveny tak, aby poškození bylo spolehlivě zjištěno v období od chvíle, kdy se stane zjištěným, a momentem, kdy rozsah poškození dosáhne mezí požadované zbytkové pevnosti. Uvážit je třeba možnost, že se prohlídka v předepsaném termínu nestihne provést.

**(a)** Pro případ návrhového konceptu nešíření poškození by měly být jako součást programu údržby stanoveny intervaly prohlídek. Při volbě těchto intervalů je třeba uvážit úroveň zbytkové pevnosti, která bude odpovídat předpokládanému poškození. Tento bod byl ilustrován na obrázcích 4 a 5. Je třeba si uvědomit, že přijatelný interval prohlídek většího poškození, který je uveden na obrázcích 4 a 5 pro možnosti „nešíření“ a „zastaveného šíření“, byl koncepčně prokázán jako závislejší na principu přijatelného pomalého růstu, který je funkcí zbytkové pevnosti a doby pod mezí pevnosti před tím, než je poškození zjištěno a opraveno. K definování intervalu prohlídek také přispívají údaje o pravděpodobnosti výskytu různých velikostí poškození.

**(b)** Programy využívající důkladné posouzení přípustnosti poškození, které usilují o vyvarování se návrhovými kritérii s předpokladem velkého poškození, mohou být podpořeny důsledným posouzením hrozby poškození kompozitní konstrukce a rozdělením různých velikostí poškození do kategorií, přičemž pro každou kategorii by měly být stanoveny související metody detekce. V takových případech bude typ poškození kategorie 2 vyžadovat konstrukční doložení dobře specifikovaných a spolehlivých metod prohlídek, které budou v plánovaných intervalech uplatňovány inspektory s náležitým výcvikem (standardně je poškození kategorie 1 na prahu tohoto hodnocení). Poškození klasifikovaná jako kategorie 3 mohou využít kratších intervalů provozních prohlídek za předpokladu, že existuje konstrukční doložení s předvedeným průkazem, že dojde ke včasnému odhalení personálem údržby nebo provozním personálem bez příslušného výcviku na odbavovací ploše. Dle definice si poškození kategorie 4 vyžádá doložení zbytkové pevnosti do úrovně, při které bude možné dokončit let při použití omezených obrátů založených na předpisy stanovených zatíženích. V důsledku povahy provozních událostí, které vedou k poškození kategorie 4, bude potřeba definovat vhodné prohlídky k vyhodnocení plného rozsahu poškození před provedením následné opravy letadla a navrácením do provozu. Dle definice nejsou pro poškození kategorie 5 předepsána související návrhová kritéria přípustnosti poškození ani související úkoly pro doložení konstrukce. Poškození kategorie 5 si vyžádá vhodné prohlídky na základě technického posouzení mimořádné provozní události a vhodné opravy konstrukce a/nebo výměnu části před navrácením letadla do provozu.

**(7)** Konstrukce by měla být schopna odolat statickým zatížením (uvažováno jako početní), která je možné důvodně očekávat při provádění letu, u něhož se vyskytne poškození ze zjevných samostatných zdrojů (tj. nezachycené poruchy motoru apod.). Rozsah poškození by měl být založen na racionálním posouzení provozního úkolu a potenciálního poškození způsobeného každým ze samostatných zdrojů. Pro většinu kritických poškození kategorie 4 bude potřeba konstrukční doložení vztažené k souvisejícím případům zatížení. Některé poškození kategorie 4 může poskytovat dostatečně vysoké rezervy, avšak přesto si pravděpodobně vyžádá vhodné prohlídky, protože jeho zjištěnost nemusí být v souladu s doloženími ověřenými pro typy poškození kategorie 2.

**(8)** Při hodnocení přípustnosti poškození by měly být uváženy vlivy teploty, vlhkosti a vlivy dalších činitelů souvisejících s prostředím nebo časem, které mohou vést k degradaci vlastností materiálu. Pokud není provedeno zkoušení v konkrétním prostředí, měly by být odvozeny náležité součinitele pro vliv prostředí, které by měly být následně uplatněny při hodnocení.

**b. Únavové hodnocení**

Únavové doložení by mělo být provedeno pomocí únavových zkoušek letadlových celků nebo analýzou podloženou důkazy ze zkoušek, které zohlední účinky příslušného prostředí. Zkušební části by měly být vyrobeny a sestaveny v souladu s výrobními specifikacemi a procesy, aby byly reprezentativní pro konstrukce z běžné výroby. Za účelem stanovení rozptylu únavového chování a vlivu prostředí by měl být proveden dostatečný počet zkoušek na úrovni letadlových celků, podcelků a prvků nebo výřezů. Zkoušky celků, podcelků a/nebo prvků je možné použít k vyhodnocení reakce konstrukce na únavu při typických úrovních poškození nárazem, která se mohou vyskytnout při výrobě, montáži a v provozu, a v souladu s používanými postupy prohlídek. Do únavového zkoušení by měly být zařazeny také ostatní povolené výrobní a provozní vady, které se mohou v průběhu životnosti konstrukce vyskytnout. Během únavového zkoušení by mělo být předvedeno, že nedošlo ke změně tuhosti mimo přijatelnou úroveň. Na základě výsledků zkoušek by měla být stanovena životnost, po jejímž uplynutí bude vyžadována výměna. Dle definice by poškození kategorie 1 mělo být podrobeno únavovému zkoušení a očekává se, že únosnost početního zatížení letadlové konstrukce bude zachována po celou dobu její životnosti.

**c. Kombinované hodnocení přípustnosti poškození a únavy**

Obecně je pro danou konstrukci vhodné ustavit jak program prohlídek, tak předvést, že provozní životnost zohlední veškeré zjištělé a nezjištělé poškození, které je možné předpokládat v rámci zamýšleného použití letadla. Prodloužení provozní životnosti by mělo zahrnovat důkazy ze zkoušení letadlových celků opakovaným zatížením, programů leaderů letadlového parku (včetně NDI a destruktivních prohlídek v demontovaném stavu) a vhodná statistická posouzení údajů z provozu s ohledem na náhodná poškození a vliv prostředí.

**9. PRŮKAZ KONSTRUKCE – TŘEPETÁNÍ (FLUTTER) A JINÉ AEROELASTICKÉ NESTABILITY**

Vyžadováno je provedení aeroelastického vyhodnocení včetně třepetání, reverze řízení, divergence a jakékoliv nepatřičné ztráty stability a řízení v důsledku zatížení konstrukce a následné deformace. Třepetání a jiným aeroelastickým nestabilitám je potřeba zamezit pomocí návrhu, řízení jakosti, údržby a interakce systémů.

- a.** Vyhodnocení kompozitní konstrukce musí zohlednit účinky opakovaného zatížení, vystavení působení prostředí a scénářů provozního poškození (např. velká poškození kategorie 2, 3 nebo 4) na kritické vlastnosti, jako jsou tuhost, hmotnost a tlumení. Některé řídicí plochy si při vystavení velkému poškození zachovávají odpovídající rezervy zbytkové pevnosti, avšak potenciální ztráta tuhosti nebo zvýšení hmotnosti (např. rozlepení sendvičového panelu a/nebo průnik vody) mohou nepříznivě ovlivnit třepetání nebo aeroelastické vlastnosti. To je obzvláště důležité u řídicích ploch, které jsou náchylné k náhodnému poškození a degradaci vlivem prostředí. Uvážit je třeba ostatní činitele, jako jsou změny hmotnosti a tuhosti v důsledku oprav, praskliny z výroby a více vrstev nátěru. Vyskytnout se mohou problémy spojené s blízkostí zdrojů vysoké teploty u součástí konstrukce (např. konstrukce ocasních ploch v dráze výfukových plynů proudových motorů nebo vedení odebíraného vzduchu z motoru pneumatickými systémy). Tyto účinky mohou být stanoveny analýzou podloženou důkazy ze zkoušek, nebo zkouškami na úrovni výřezu, prvku nebo podcelku.

**10. ZACHOVÁNÍ LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI**

Údržba a opravy kompozitní konstrukce letadla by měly splňovat všechny ohledy všeobecné, návrhové a výrobní, týkající se statické pevnosti, únavy/přípustnosti poškození, třepetání a další ohledy obsažené v tomto AMC dle vhodnosti pro konkrétní typ konstrukce a její použití.

**a. Návrh z pohledu údržby**

Kompozitní konstrukce letadel by měly být navrženy tak, aby umožňovaly přístup pro účely prohlídek a oprav v prostředí provozní údržby na ploše. Metody prohlídek a oprav používané pro konstrukční detail by měly zohledňovat zvláštní dokumentaci a výcvik potřebné pro kritické

typy poškození, které by mohly být obtížně zjistitelné, popsatelné a opravitelné. V dokumentech pro zachování letové způsobilosti je nutné jasně zdokumentovat intervaly prohlídek a omezení životnosti pro konstrukční detail a úrovně poškození, které opravě předchází.

## **b. Postupy údržby**

Příručky pro údržbu, které vytvoří příslušné organizace, by měly zahrnovat vhodné postupy prohlídek, údržby a oprav pro kompozitní konstrukce, včetně instrukcí pro zvedání, demontáž, manipulaci, sušení součástí a opravy nátěrů (včetně omezení použitých barev nátěru, které mohou zvyšovat teplotu konstrukce). Identifikováno by mělo být zvláštní vybavení, materiály pro opravy, pomocné materiály, nářadí, postupy zpracování a další informace ohledně prohlídek a oprav konkrétní součásti, protože standardní postupy používané v provozu pro různé typy a modely se liší.

### **(1) Detekce poškození**

**(a)** U postupů používaných k detekci poškození je třeba prokázat, že jsou spolehlivě schopny odhalit degradaci integrity konstrukce pod úroveň únosnosti početního zatížení. Tyto postupy musí být zdokumentovány v příslušných oddílech instrukcí pro zachování letové způsobilosti. To by mělo být doloženo při průkazu statické pevnosti, odolnosti vůči prostředí, únavy a přípustnosti poškození, jak je popsáno v odstavcích 6, 7 a 8. Doložené postupy detekce budou potřeba pro všechny typy poškození, které byly identifikovány v rámci posouzení hrozeb poškození, přičemž by měly zahrnovat širokou škálu hrozeb nárazu cizích předmětů, výrobních vad a degradace způsobené přehřátím. Musí být detekována degradace povrchových vrstev (např. nátěrů a povrchových úprav), které zajišťují ochranu před působením ultrafialového záření. Taktéž musí být detekována jakákoliv degradace systému ochrany před bleskem, který by mohl ovlivnit integritu konstrukce, bezpečnost palivových nádrží a elektrické systémy.

**(b)** Převažující metodou prohlídek, která je používána v provozu, je prohlídka vizuální, která by měla být prováděna v předepsaných světelných podmínkách. Postupy vizuálních prohlídek by měly zohledňovat přístup, vliv času na hloubku promáčknutí způsobeného nárazem a barvu, povrchovou úpravu a čistotu povrchu součásti.

**(2) Prohlídka.** Vizuální příznaky poškození, které se obvykle využívají k detekci poškození u kompozitních konstrukcí, poskytují omezené podrobnosti o skrytých částech poškození, které vyžadují další prošetření. Z toho důvodu se budou postupy dodatečných prohlídek, které se používají k charakterizaci poškození kompletního kompozitu, obecně lišit od těch, které se používají k prvotnímu odhalení poškození, a je potřeba je dobře zdokumentovat. Pro nedestruktivní prohlídky prováděné před opravou a destruktivní procesní kroky během opravy musí být prokázáno, že umožní vyhledat a určit plný rozsah poškození. Pro procesní řízení jakosti oprav a metody prohlídek po opravě musí být prokázáno, že jsou spolehlivé a schopné poskytnout inženýrům údaje pro ověření, že nedošlo v důsledku vlastního procesu k poklesu únosnosti konstrukce pod mez pevnosti. Určité vady vzniklé při zpracování není možné spolehlivě detekovat při dokončení opravy (např. slabé lepené spoje). V takových případech by dostatečná přípustnost poškození měla být zajištěna posouzením hrozby poškození, návrhovými vlastnostmi opravy a jejími omezeními.

**(3) Oprava.** Všechny postupy návrhu a zpracování šroubovaných a lepených oprav, které budou použity pro konkrétní konstrukci, by měly být doloženy z pohledu splnění příslušných požadavků. Zvláštní bezpečnostní význam mají otázky spojené s kompatibilitou lepených materiálů, přípravou povrchu lepeného spoje (včetně sušení, čištění a chemické aktivace), tepelným řízením vytvrzování, obráběním kompozitů, speciálními spojovacími materiály pro kompozitní konstrukce, technikami montáže a souvisejícími postupy kontroly v průběhu procesu. Řádně je třeba provádět také opravy povrchových vrstev (např. nátěrů a povrchových úprav), které chrání konstrukci proti působení ultrafialového záření, teplot a před bleskem.

**(4) Dokumentace a hlášení.** Do záznamů údržby musí být pod specifickým číslem součásti zařazena dokumentace všech oprav. Tyto informace slouží jako podpora budoucího

určování dispozic poškození při údržbě a opravách prováděných na stejné součásti. Doporučuje se, aby provozní potíže, poškození a degradace, které se vyskytnou při provozním nasazení kompozitních konstrukcí, byly hlášeny zpět držiteli schválení návrhu, kde mohou pomoci při souvislé aktualizaci posuzování hrozeb poškození, které podpoří budoucí zdokonalování návrhových detailů a procesů. Takové informace také podpoří budoucí vývoj databáze návrhových kritérií, analýz a zkoušek.

### c. Doložení opravy

(1) Pokud jsou v Agenturou schválených dokumentech nebo příručce pro údržbu uvedeny postupy oprav, mělo by být analýzou a/nebo zkouškami předvedeno, že metoda a techniky opravy navrátí konstrukci do stavu letové způsobilosti. Je nutné jasně definovat a zdokumentovat meze opravitelného poškození (RDL), které popisují detaily poškození konstrukčních celků, které je možné opravit na základě existujících údajů. Taktéž je nutné definovat meze přípustného poškození (ADL), které nevyžaduje opravu. RDL i ADL musí být založeny na dostatečné analýze a údajích ze zkoušek, aby byly splněny příslušné požadavky na doložení konstrukce a další ohledy uvedené v tomto AMC. U typů a velikostí poškození, které nebyly uváženy při předchozím návrhu, budou obecně pro doložení potřeba dodatečné údaje. Některé typy poškození mohou vyžadovat zvláštní instrukce pro provádění oprav v provozu a souvisejícího řízení jakosti. Lepené opravy podléhají stejným kritériím pro lepené konstrukce jako základní návrh (viz odstavec 6.c).

(2) Provozovatelé a organizace pro údržbu a opravy (MRO), které si přejí provádět významné opravy nebo úpravy mimo rozsah schválené dokumentace pro opravy, by si měly být vědomy potřeby rozsáhlého doložení analýzou, návrhem, procesy a zkouškami, které je potřeba k zajištění letové způsobilosti certifikované konstrukce. Zdokumentované záznamy a certifikační schválení tohoto doložení by měly být uchovávány v souladu s předpisy, aby sloužily pro podporu veškerých následných činností údržby.

### d. Způsobilost k detekci poškození, provádění prohlídek a oprav

(1) Všichni technici, inspektoři a inženýři zapojení do dispozice a oprav poškození by měli mít nezbytné dovednosti pro výkon svých podpůrných činností údržby na specifických kompozitních konstrukčních součástech. Neustálé předvádění získaných dovedností překračuje prvotní výcvik (např. stejně jako u kvalifikace svářeče). Použitý návrh oprav, metody prohlídek a postupy údržby si vyžádají schválené údaje pro doložení konstrukce konkrétní kompozitní součásti. Dokument sružený Society of Automotive Engineers International (SAE) *Aerospace Information Report (AIR) 5719* popisuje výcvik pro zajištění povědomí o bezpečnostních otázkách údržby a oprav kompozitních konstrukcí. Pro provádění určitých inženýrských, inspekčních a opravárenských úkonů bude potřeba dodatečný výcvik specifických dovedností.

(2) Piloti, personál údržby na odbavovací ploše a ostatní provozní personál, který obsluhuje letadla, by měl mít výcvik, který zajistí okamžité hlášení mimořádných incidentů na odbavovací ploše a letových událostí, které mohou potenciálně způsobit vážné poškození kompozitních konstrukcí letadel. Zejména je potřeba okamžité hlášení těch provozních událostí, které jsou mimo rozsah doložení přípustnosti poškození a standardních postupů údržby pro danou konstrukci. Okamžitá detekce poškození kategorie 4 a 5 je závislá na správné reakci personálu, který provozuje a obsluhuje letadlo.

## 11. DODATEČNÉ OHLEDY

### a. Odolnost při havárii

(1) Odolnost letadla při havárii je převážně určována reakčními vlastnostmi trupu letadla na náraz. Předpisy jsou obecně vyvíjeny na základě zkušeností získaných z incidentů a leteckých nehod stávajících letadel, nebo na základě předpokládaných bezpečnostních problémů u nových návrhů. V případě odolnosti při havárii se předpisy vyvíjely s postupným získáváním zkušeností během vlastního provozu letadel. Například násobky nouzového zatížení a zatížení sedadel cestujících byly stanoveny tak, aby odrážely dynamické podmínky

zaznamenané v praxi s letadlovým parkem a na základě řízeného výzkumu FAA a průmyslu. Zkušenosti z letadlového parku neprokázaly potřebu vytvoření standardu úrovně odolnosti letadel při havárii. V důsledku toho předpisy odrážejí schopnosti tradičních hliníkových konstrukcí letadel v podmínkách přežitelného nárazu. Tento přístup byl uspokojivý, když byla letadla navrhována s využitím tradičních konstrukčních metod. S příchodem kompozitních konstrukcí trupu a/nebo použitím nových návrhů už tento historický přístup nemusí být dostatečný pro doložení stejné úrovně ochrany cestujících, kterou zajišťovaly podobné kovové konstrukce.

**(2)** Návrh draku by měl zajišťovat, že osoby na palubě letadla budou mít veškerou podstatněnou šanci vyhnout se vážnému zranění v podmínkách realistického a přežitelného nárazu při havárii. Kompozitní návrh by měl zohledňovat jedinečné chování a vlastnosti konstrukce včetně vlivu významných oprav nebo úprav jako porovnání s návrhy konvenčních kovových konstrukcí. Vyhodnocení konstrukce je možné provést zkouškou nebo analýzou podloženou důkazy ze zkoušek. Doložení je možné podložit také zkušenostmi z provozu.

**(3)** Dynamika nárazu letadla a související absorpce energie se obtížně modelují a plně definují z pohledu požadavků na konstrukci při reprezentativních zkouškách. Pro každý typ vyráběného letadla (tj. velký letoun, malý letoun a rotorové letadlo) existují specifické předpisy, které určují odolnost konkrétních konstrukcí letadla při havárii. Z toho důvodu je potřeba uplatňovat předpisy a poradní informace v souvislosti s konkrétním typem výrobku. Předpis pro velké letouny a rotorová letadla řeší některé otázky, které překračují rámec požadavků na malé letouny.

**(4)** U velkých letounů s kompozitní konstrukcí trupu se předpokládají zvláštní podmínky, které se zabývají možností přežití v rámci odolnosti při havárii. Reakce konstrukce kompozitního trupu při nárazu musí být vyhodnocena tak, aby bylo zajištěno, že možnost přežití se nebude významně lišit od možnosti přežití u konstrukce podobně velkého letadla z kovových materiálů. Vyhodnoceny musí být nárazová zatížení a výsledná deformace nosných konstrukcí draku a podlahy. Při provádění takového vyhodnocení by měly být uvažovány čtyři hlavní oblasti kritérií.

**(a)** Osoby na palubě musí být během nárazu chráněny před uvolněním hmotných prvků (např. schránek pro zavazadla nad hlavami cestujících).

**(b)** Po přežitelné havárii musí zůstat k dispozici alespoň minimální počet nouzových únikových cest.

**(c)** Zrychlení a zatížení působící na osoby na palubě během přežitelné havárie nesmí překročit kritické prahové hodnoty.

**(d)** Po nárazu musí být zachován dostatečný objem prostoru pro osoby na palubě, který umožní přežití.

**(5)** Kritičnost každého z těchto čtyř kritérií bude záviset na konkrétních podmínkách havárie. Například zatížení a zrychlení, která působí na cestující, mohou být vyšší při nižších nárazových rychlostech, kdy nedošlo k zhroucení konstrukce. Důsledkem je, že k zohlednění všech kritérií odolnosti trupu při havárii může být potřeba ověřená analýza.

**(6)** Stávající požadavky pro velké letouny také vyžadují, aby při přežitelném nárazu byla z pohledu požární bezpečnosti posouzena integrita palivových nádrží (viz také odstavec 11.b). Z pohledu odolnosti při havárii nesmí u palivové nádrže kompozitní konstrukce dojít k poruše nebo deformaci v takové míře, aby nebezpečí požáru bylo větší než u kovové konstrukce.

**(7)** Fyzika a mechanika odolnosti při havárii u kompozitních konstrukcí zahrnuje několik otázek. U kompozitní konstrukce vystavené přežitelné havárii je třeba se zabývat místní pevností, vlastnostmi z pohledu absorpce energie a možnostmi vícečetných poruch, které si vzájemně konkurují. Naplnění tohoto požadavku není u anizotropních pseudo-křehkých kompozitních materiálů jednoduché. Výsledkem je, že se průběh zrychlení a zatížení působících na cestující a vybavení v letadle kompozitní konstrukce může významně lišit od těch, která jsou pozorována u podobného letadla kovové konstrukce, pokud nejsou při návrhu kompozitní konstrukce zohledněny specifické ohledy. Navíc je třeba věnovat péči změnám kompozitní konstrukce, kterými má být dosaženo specifického mechanického chování. (Pokud



je například možné snadno předpovídat změnu chování kovové konstrukce se změnou tloušťky materiálu, přidání nebo odstranění vrstev kompozitního laminátu si může vyžádat údaje o účincích sledu vrstvení laminátu na možnosti poruch a vlastnosti kompozitního prvku z pohledu absorpce energie).

**(8)** Zahrnuta musí být reprezentativní konstrukce, která umožní získat platné výsledky zkoušek a analýzy. V závislosti na zatížení letadla (které si žádá prošetření různých konfigurací pro cestující a náklad), dynamických faktorech konstrukce a progresivních poruchách se mohou ve všech částech konstrukce lišit úrovně místního napětí a podmínky zatížení. U velkých letounů a rotorových letadel by měla být uvážena také citlivost chování konstrukce při opodstatněné orientaci nárazu. To může být provedeno analýzou podloženou důkazy ze zkoušek.

**(9)** Při zvažování potřeby komparativního posouzení s kovovou konstrukcí a rozsahu podmínek je často u velkých letounů a rotorových letadel potřeba analýza s dostatkem důkazů ze zkoušek konstrukce. Analýza vyžaduje rozsáhlé prošetření citlivosti modelu k parametrům modelování (např. optimalizace bodové sítě, reprezentace spojů, vstupní údaje o deformaci při zatížení pro materiál prvků). Zkouška také vyžaduje prošetření, zda citlivost zkušebního vybavení odpovídá kompozitům (např. kmitočty filtru vzhledem k očekávaným vlastnostem pulzů v konstrukci). Ověření modelu je možné dosáhnout pomocí přístupu stavebních bloků, který je završen náležitě komplexní zkouškou (např. pádovou zkouškou s dostatkem konstrukčních detailů, která umožní náležitě vyhodnocení kritérií odolnosti při havárii).

## **b. Otázky požární ochrany, hořlavosti a tepelného působení**

**(1)** Požár a vystavení teplotám, které překračují maximální provozní podmínky, vyžadují v případě kompozitní konstrukce draku zvláštní uvážení. (Viz poznámka níže). Požadavky na hořlavost a požární ochranu konstrukce letadla se snaží minimalizovat nebezpečí pro osoby na palubě v případě, že dojde k vznícení hořlavých materiálů, tekutin nebo par. ***Náležitě by měly být uplatňovány předpisy spojené s každým typem leteckého výrobku (tj. dopravní, malý letoun, rotorové letadlo).*** Vyhovění je možné předvést zkouškami nebo analýzou podloženou důkazy ze zkoušek. Kompozitní konstrukce, včetně oprav a úprav, by neměla snižovat stávající úroveň bezpečnosti oproti kovové konstrukci. Navíc by měly být k dispozici postupy údržby, s jejichž pomocí bude možné vyhodnotit integritu konstrukce jakékoliv kompozitní konstrukce letadla, která byla vystavena požáru a teplotám ve vyšší míře, než která byla doložena jako maximální provozní podmínky během návrhu.

Poznámka: Při ochraně bezpečnosti cestujících byly za problémové oblasti z pohledu hořlavosti shledány interiéry kabiny letadla a prostory pro zavazadla. Tato revize AMC se nezabývá kompozitními materiály použitými v interiérech letadel a v zavazadlových prostorech. Přijatelné způsoby průkazu pro požadavky na hořlavost interiérů naleznete v jiném poradním materiálu.

**(2)** Požární ochrana a hořlavost byly tradičně zvažovány u konstrukce uložení motoru, požárních přepážek a dalších konstrukcí pohonné jednotky, které zahrnují kompozitní prvky. Další otázky kritické z pohledu bezpečnosti cestujících se objevily s rozšířením použití kompozitů v konstrukcích křídel a trupu u velkých letounů. Stávající předpisy neřeší potenciál hořlavosti vlastní konstrukce draku. Při použití na křídlech a trupu by měly být uváženy vlivy použití kompozitní konstrukce a její stavby na výslednou bezpečnost cestujících v případě požáru za letu nebo podmínek nouzového přistání, což by v případě možnosti výskytu palivem podporovaného požáru mělo být kombinováno s následnou evakuací.

**(3)** Výsledky zkoušek požární ochrany a hořlavosti u konstrukčních kompozitních součástí poukazují na závislost na celkových detailech návrhu a použitých procesů, a také na původu požáru a jeho rozsahu. Například celkové následky u kompozitní konstrukce trupu vystavené požáru se mohou významně lišit, pokud požár vznikne v kabině, kde může být řízen omezením přispění konstrukce k šíření požáru, oproti výskytu požáru vně trupu po havarijním přistání, kde je pravděpodobné, že primárním zdrojem udržování a šíření požáru bude palivo. Hrozby jsou v každém z případů odlišné, stejně jako se liší přístup k jejich zmírňování. Požární bezpečnost za letu se zabývá požáry vznikajícími v letadle v důsledku poruchy, zatímco požární bezpečnost po havárii řeší požáry vně letadla, které jsou živeny rozlitým palivem. U velkých letounů s konstrukcí trupu vystavenou jak požáru za letu, tak požáru po

havárii se předpokládají zvláštní podmínky. U konstrukcí křídel velkých letounů bude pro případy požáru po havárii potřeba stanovit zvláštní podmínky.

**(4)** Při požáru velkých letounů za letu je kritické, aby nedocházelo k šíření nebo vývoji nebezpečného množství toxických vedlejších produktů. Požáry za letu byly katastrofické, pokud se mohly rozrůst v nepřístupných prostorách. Pokud nebude tato otázka řešena, mohla by kompozitní konstrukce trupu sehrát zcela odlišnou roli oproti tradiční kovové konstrukci.

**(5)** Kovové konstrukce trupu a křídel u kovových velkých letounů se staly měřítkem požární ochrany, které je možné použít k vyhodnocení specifických kompozitních konstrukčních detailů křídel a trupu. Otázky vnější požární ochrany spojené s kompozitní konstrukcí musí zahrnovat účinky vnějšího požáru kapaliny rozlité při přežitelném havarijním přistání. Konstrukce trupu by měla zajišťovat dostatek času pro evakuaci cestujících, aniž by došlo k proniknutí požáru nebo uvolnění plynů a/nebo materiálů, které by byly buď toxické pro unikající cestující, snižovaly viditelnost (hustota kouře), nebo by mohly zvyšovat závažnost požáru. Dále je tyto ohledy nutné rozšířit na konstrukci křídel a palivových nádrží, u kterých také nesmí dojít ke zborcení a uvolnění paliva (včetně ohledů vlivu zatížení palivem na chování konstrukce). U velkých letounů jsou měřítkem pro stanovení požadované úrovně bezpečnosti standardy uvedené v CS 25.856(b).

**(6)** Vystavení kompozitní konstrukce vysokým teplotám je třeba rozšířit vedle otázek přímé hořlavosti a požární ochrany také o otázky tepelného působení. Mnoho kompozitních materiálů má teploty skelného přechodu, které označují nástup snížení pevnosti a tuhosti a jsou o něco nižší než teploty, které mohou mít obdobný účinek na rovnocennou kovovou konstrukci. Teplota skelného přechodu je u většiny kompozitních materiálů dále snižována absorpcí vlhkosti. Snížené pevnosti nebo tuhosti kompozitů v důsledku vystavení působení vysokých teplot je třeba porozumět v souladu s požadavky konkrétních aplikací (např. z pohledu poruch motoru nebo jiných systémů). Po poruše systému a/nebo známém požáru může být obtížné zjistit plný rozsah nevratného poškození zasažené kompozitní konstrukce teplem. V důsledku toho si mohou kompozitní konstrukce vystavené působení vysokých teplot vyžádat provedení zvláštních prohlídek, zkoušek a analýz za účelem určení správného rozsahu tepelného poškození. Je třeba určit všechny možné hrozby poškození a mechanismy degradace a začlenit je náležitě do vyhodnocení přípustnosti poškození a potřebné údržby. Hodnověrné prohlídky a zkušební měření rozsahu poškození, které je přítomno v součásti zasažené vysokou teplotou v neznámém rozsahu, by měly být zdokumentovány. Zvláštní pozornost by měla být věnována definování maximálního poškození, u kterého je pravděpodobné, že by mohlo zvoleným postupem prohlídky zůstat nezjištěno.

### **c. Ochrana před blesky**

U letadel kompozitní konstrukce jsou potřeba návrhové prvky pro zajištění ochrany před blesky. Stávající konstrukce z uhlíkových vláken jsou přibližně 1000krát méně elektricky vodivé než standardní hliníkové materiály a kompozitní pryskyřice a lepidla jsou tradičně nevodivé. Kompozity ze skleněných a aramidových vláken jsou nevodivé. Zásah kompozitní konstrukce bleskem může mít za následek poruchu konstrukce nebo velkoplošné poškození a může na kovových hydraulických potrubích, potrubích palivového systému a v elektrických vedeních indukovat velké bleskové proudy a napětí, nebude-li zajištěna jejich náležitá vodivá ochrana před zásahem blesku. Poradní informace pro návrh ochrany letadla před blesky naleznete v technické zprávě FAA „*Aircraft Lightning Protection Handbook*“ (Viz Dodatek 1 odst. 2.a). Účinnost ochrany před zásahem blesku by u kompozitních konstrukcí měla být předvedena zkouškami nebo analýzou podloženou zkouškami. Takové zkoušky se typicky provádí na panelech, výřezech, podsestavách nebo výřezech reprezentujících konstrukci letadla nebo zkouškami na kompletním letadle. Průběh impulsu při zkoušce zásahu bleskem a zóny zasažení úderem blesku jsou definovány v dokumentech EUROCAE ED-84 a ED-91. Veškeré pozorované konstrukční poškození při zkouškách zásahu bleskem by se mělo omezovat na kategorie 1, 2 nebo 3 – v závislosti na úrovni detekce. Toto poškození je následně popsáno a dle vhodnosti zahrnuto do analýz a zkoušek přípustnosti poškození. Malá jednoduchá letadla, která jsou certifikována dle CS-23 pouze pro použití VFR, mohou být certifikována pouze na základě technického posouzení v souladu s AC 23-15A. Vyhodnocen by měl být také vliv oprav a údržby kompozitní konstrukce na systém ochrany před bleskem. Opravy by měly být navrženy tak, aby zachovávaly ochranu před bleskem.

**(1) Ochrana před blesky pro zajištění integrity konstrukce**

**(a)** Návrh kompozitní konstrukce by měl zahrnovat prvky ochrany před bleskem, pokud je to vhodné kvůli předpokládanému zasažení úderem blesku. Rozsah prvků pro ochranu před bleskem závisí na zóně zasažení úderem blesku navržené pro danou část letadla. Prvky ochrany před bleskem mohou (kromě jiného) zahrnovat kovové vodiče nebo síť přidanou do vnějšího povrchu kompozitní konstrukce, kde se očekává přímé zasažení úderem blesku.

**(b)** Když blesk zasáhne letadlo, proudí drakem velmi vysoké proudy. Mezi konstrukčními součástmi musí být zajištěno náležité elektrické propojení. To je obtížné zajistit u pohyblivých součástí (např. křidélek, směrových a výškových kormidel). Tyto prvky elektrického propojení musí být dimenzovány tak, aby umožňovaly vedení proudů blesku, jinak se mohou vypařit a proudy mohou být vedeny nežádoucími cestami – například přes lana a táhla řízení nebo hydraulické potrubí. Poradní informace pro certifikaci ochrany letadlových konstrukcí před bleskem naleznete v dokumentu EUROCAE ED-113.

**(2) Ochrana palivových systémů před bleskem**

**(a)** Zvláště je třeba zohlednit ochranu palivového systému před bleskem u letadlech s integrálními palivovými nádržemi v kompozitní konstrukci. Kompozitní konstrukce s integrálními palivovými systémy musí zahrnovat specifické prvky pro ochranu před bleskem na vnějších kompozitních površích, na spojích, spojovacích prvcích a konstrukčních upevněních rozvodů a součástí palivového systému, které eliminují porušení konstrukce, elektrický oblouk, jiskření a další zápalné zdroje. Poradní informace k certifikaci ochrany palivového systému letadla před bleskem poskytuje dokument AC 20-53B.

**(b)** Předpisy pro velké letouny ohledně prevence vznícení palivového systému v CS 25.981 vyžadují, aby ochrana před blesky připouštěla poruchy. V důsledku toho je k zajištění náležité ochrany při prevenci vzniku zdrojů vznícení potřeba záložní a robustní ochrany spojů a spojovacích prvků kompozitní konstrukce v konstrukci palivových nádrží.

**(3) Ochrana elektrických a elektronických systémů před bleskem**

**(a)** Ochrana kompozitní konstrukce před zásahem bleskem je potřeba k zamezení působení vysokých napětí a proudů blesku na vodiče elektrických a elektronických systémů, jejichž narušení nebo poškození by mohlo ovlivnit bezpečný provoz letadla. Následky zásahu bleskem u nechráněné kompozitní konstrukce mohou být pro elektrické a elektronické systémy, které vykonávají vysoce kritické funkce, jako je elektroimpulsní řízení letu nebo řízení motoru, katastrofické.

**(b)** Elektrické stínění nad systémy vodičů a návrh robustních obvodů elektrických a elektronických vybavení zajišťují určitou ochranu proti narušení a poškození systému v důsledku zásahu bleskem. Protože většina kompozitních materiálů poskytuje jen špatné stínění, v nejlepším případě je do kompozitní konstrukce normálně přidána kovová fólie nebo síť, která zajistí dodatečné stínění vodičů a vybavení. Aby bylo stínění efektivní, mělo by být zajištěno elektrické propojení součástí kompozitní konstrukce a panelů. Poradní informace k certifikaci ochrany elektrických a elektronických systémů před bleskem naleznete v dokumentech EUROCAE ED-81 a ED-107.

### Dodatek 1 – Platné CS a související poradní informace

#### 1. Platné CS

Níže je uveden seznam platných odstavců CS, které se vztahují k tématům pokrytým v tomto AMC (viz poznámky). Ve většině případů platí bez ohledu na typ materiálu, který byl použit na konstrukci letadla.

Odstavce AMC	CS-23	CS-25	CS-27	CS-29
1. Účel tohoto AMC		----- N/A -----		
2. Pro koho toto AMC platí		----- N/A -----		
3. Zrušení		----- N/A -----		
4. Související předpisy a poradní informace		----- N/A -----		
5. Všeobecně		----- N/A -----		
6. Vývoj materiálů a výrobních procesů	603	603	603	603
	605	605	605	605
	609	609	609	609
	613	613	613	613
	619	619	619	619
7. Průkaz konstrukce – statický	305	305	305	305
	307	307	307	307
8. Průkaz konstrukce – únava a přípustnost poškození	573	571	571	571
9. Průkaz konstrukce – třepetání (flutter)	629	629	629	629
10. Zachování letové způsobilosti	1529	1529	1529	1529
	Dod. G	Dod. H	Dod. A	Dod. A
11. Dodatečné ohledy				
a. Odolnost proti nárazu (včetně dynamiky nárazu)	561	561	561	561
	562	562	562	562
	601	601	601	601
		631		631
	721	721		
	783	783	783	783
	785	785	785	785
	787	787	787	787
		789		
		801	801	801
				803
	807		807	
		809		809
		963	963	963
	965		965	965
	967	967	967	967
		981		
b. Požární ochrana, hořlavost a problémy způsobované teplem	609	609	609	609
	853	853	853	853
	855	855	855	855
	859	859	859	859

			861	861
	863	863	863	863
	865	865		
	867			
	903	903		903
	1121	1121	1121	1121
	1181	1181		1181
	1182	1182		
	1183	1183	1183	1183
		1185	1185	1185
			1187	1187
	1189	1189	1189	1189
	1191	1191	1191	1191
	1193	1193	1193	1193
			1194	1194
	1359			
	1365			
c. Ochrana před blesky				
* viz AMC 25.899 odst. 6		581*		
	609	609	609	609
			610	610
	867			
		899*		
	954	954*	954	954
		981		
	1309		1309	1309
		1316		

Poznámky:

- (1) Tento seznam nemusí být vyčerpávající a mohou existovat rozdíly mezi certifikačními agenturami (např. FAA a Agenturou).
- (2) V souladu s Částí 21 21A.16B mohou být pro nové a neobvyklé konstrukční prvky (např. nové systémy kompozitních materiálů) vydány zvláštní podmínky.

## 2. Poradní informace

FAA vydává poradní informace, které obsahují podpůrné informace pro průkaz vyhovění předpisovým požadavkům. Poradní informace mohou mít formu poradních oběžníků (advisory circular (AC)) a programových prohlášení (policy statement (PS)). Obecně AC obsahují informace ohledně přijatelných způsobů, avšak ne jediných možných způsobů vyhovění předpisům. Níže uvedené poradní materiály byly shledány vhodnými pro podporu účelu tohoto AMC. Tyto dokumenty FAA naleznete prostřednictvím webových stránek: [http://www.faa.gov/regulations\\_policies/](http://www.faa.gov/regulations_policies/). Další průmyslové normy, které jsou uznávány Agenturou, byly vyvinuty EUROCAE.

Poznámka: Mnoho dokumentů FAA je harmonizováno s EASA. Žadatelé by měli v případě pochybností, co se týče statusu a přijetí kteréhokoliv z dokumentů Agenturou, Agenturu kontaktovat.

### a. Poradní dokumenty FAA/EUROCAE

- AC 20-53B „Protection of Airplane Fuel Systems Against Fuel Vapor Ignition Due to Lightning“ [6/06]

- AC 20-135 „*Powerplant Installation and Propulsion System Component Fire Protection Test Methods, Standards, and Criteria*“ [2/90]
- AC 21-26 „*Quality Control for the Manufacture of Composite Structures*“ [6/89]
- AC 21-31 „*Quality Control for the Manufacture of Non-Metallic Compartment Interior Components*“ [11/91]
- AC 23-15A „*Small Airplane Certification Compliance Program*“ [12/03]
- AC 23-20 „*Acceptance Guidance on Material Procurement and Process Specifications for Polymer Matrix Composite Systems*“ [9/03]
- AC 25.571-1C „*Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure*“ [4/98]
- AC 29 MG 8 „*Substantiation of Composite Rotorcraft Structure*“ [4/06]
- AC 35.37-1A „*Guidance Material for Fatigue Limit Tests and Composite Blade Fatigue Substantiation*“ [9/01]
- AC 145-6 „*Repair Stations for Composite and Bonded Aircraft Structure*“ [11/96]
- RTCA DO-160 / EUROCAE ED-14
- EUROCAE ED-81 „*Certification of Aircraft Electrical/Electronic Systems for the Indirect Effects of Lightning*“
- EUROCAE ED-84 „*Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms*“
- EUROCAE ED-91 „*Aircraft Lightning Zoning*“
- EUROCAE ED-107 „*Guide to Certification of Aircraft in a High Intensity Radiated Field (HIRF)*“
- EUROCAE ED-113 „*Aircraft Lightning Direct Effects Certification*“
- EUROCAE ED-14E „*Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*“
- FAA Technical Report „*Aircraft Lightning Protection Handbook*“ (DOT/FAA/CT-89/22).

**b. Programová prohlášení FAA**

- „*Static Strength Substantiation of Composite Airplane Structure*“ [PS-ACE100-2001-006, prosinec 2001]
- „*Final Policy for Flammability Testing per 14 CFR Part 23, Sections 23.853, 23.855 and 23.1359*“ [PS-ACE100-2001-002, leden 2002]
- „*Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems*“ [PS-ACE100-2002-006, září 2003]
- „*Bonded Joints and Structures – Technical Issues and Certification Considerations*“ [PS-ACE100-2005-10038, září 2005]

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

## Dodatek 2 – Definice

Následující definice platí pouze pro AMC 20-29 a související odstavce CS.

**Přípustné hodnoty** (Allowables): Hodnoty materiálu, které jsou určovány z dat ze zkoušek na úrovni laminátu nebo lamina na základě pravděpodobnosti (např. základní hodnoty A nebo B s 99% pravděpodobností a 95% spolehlivostí, respektive 90% pravděpodobností a 95% spolehlivostí). Množství dat potřebné k odvození těchto výsledků se řídí potřebnou statistickou významností (nebo bází).

**Anisotropický** (Anisotropic): Ne isotropický; mající mechanické a/nebo fyzikální vlastnosti, které se mění vzhledem k přirozeným referenčním osám materiálu.

**Přístup zastaveného šíření** (Arrested Growth Approach): Metoda, která vyžaduje předvedení, že konstrukce, která obsahuje definované praskliny, je schopna odolat příslušnému opakovanému zatížení, přičemž dojde pouze k takovému růstu prasklin, který bude buď mechanicky zastaven, nebo ukončen dříve, než se prasklina stane kritickou (než dojde ke snížení zbytkové pevnosti na úroveň provozního zatížení). Tento přístup je spojen s uplatněním vhodných intervalů prohlídek a zjistitelností poškození.

**Kategorie poškození** (Category of Damage): Jedna z pěti kategorií poškození na základě zbytkové pevnosti, požadované úrovně zatížení, zjistitelnosti, intervalu prohlídek, hrozby poškození a skutečnosti, zda je či není událost, která poškození vyvolá, zřejmě sama o sobě (viz oddíl 8(a)(1)(c)).

**Letadlový celek** (Component): Významná část konstrukce draku (např. křídlo, trup, kýlová plocha, horizontální stabilizátor), kterou je při kvalifikaci konstrukce možné zkoušet jako kompletní jednotku.

**Výřez** (Coupon): Malý zkušební vzorek (obvykle plochý laminát) pro vyhodnocení vlastností základní vrstvy (lamina) nebo laminátu nebo vlastností typických (generických) konstrukčních prvků (např. lepených nebo mechanických spojů).

**Kritická konstrukce** (Critical Structure): Nosná konstrukce/prvek, jehož integrita je nezbytná pro zachování celkové letové bezpečnosti letadla. Tato definice byla přijata pro toto AMC, protože v definicích primární konstrukce, sekundární konstrukce a hlavních konstrukčních prvků (PSE) při zohlednění různých kategorií letadel existují rozdíly. Např. pro velké letouny jsou PSE kritickou konstrukcí.

**Poškození** (Damage): Konstrukční anomálie způsobená ve výrobě (zpracováním, výrobou, montáží nebo manipulací) nebo provozním využitím.

**Odlepení** (Debond): Stejně jako rozlepení.

**Degradace** (Degradation): Změna vlastností materiálu (např. pevnosti, modulu, součinitele roztažnosti), ke které může dojít v důsledku odchylek ve výrobě nebo v důsledku opakovaného zatížení a/nebo vystavení působení prostředí.

**Delaminace** (Delamination): Oddělení vrstev materiálu v laminátu. Může se vyskytnout místně, nebo může pokrývat velkou plochu laminátu. Může se vyskytnout kdykoliv při tvrzení nebo v průběhu následné životnosti laminátu a může být důsledkem široké škály příčin.

**Návrhové hodnoty** (Design Values): Vlastnosti materiálu, konstrukčních prvků a konstrukčních detailů, které byly určeny ze zkušebních údajů a zvoleny tak, aby zajišťovaly integritu celé konstrukce s vysokým stupněm spolehlivosti. Tyto hodnoty jsou nejčastěji založeny na přípustných hodnotách, které jsou upraveny tak, aby zohlednily skutečné konstrukční podmínky, a jsou v analýze používány k výpočtu bezpečnostních rezerv.

**Detail** (Detail): Netypický (negerický) konstrukční prvek složitějšího konstrukčního členu (např. specificky navrhované konfigurované spoje, lepené spoje, tvarové podélníky a jejich výběhy nebo hlavní přístupové otvory).

**Rozlepení** (Disbond): Plocha uvnitř lepeného rozhraní mezi dvěma lepenými prvky, kde došlo k poruše adheze nebo separaci. Může se vyskytnout kdykoliv v průběhu životnosti konstrukce a může

být důsledkem široké škály příčin. Hovorově také plocha separace mezi dvěma vrstvami (laminy) v dokončeném laminátu (v tomto případě je obvykle upřednostňován termín „delaminace“).

**Odchylka** (Discrepancy): Povolená výrobní anomálie, kterou odhalí plánované postupy prohlídek. Vytvořena může být postupy zpracování, výroby nebo montáže.

**Prvek** (Element): Typická (generická) součást složitějšího konstrukčního členu (např. potah, tvarové podélníky, výztužné panely, sendvičové panely, spoje nebo lepené spoje).

**Prostředí** (Environment): Vnější, nenáhodné podmínky (s výjimkou mechanického zatížení), jejichž samostatné nebo kombinované působení je možné očekávat v provozu a které mohou ovlivnit konstrukci (např. teplota, vlhkost, UV záření a palivo).

**Součinitel(e)** (Factor(s)):

- **Součinitel zvýšení životnosti (zatížení)** (Life (or load) Enhancement Factor): Přídavný součinitel zatížení a/nebo trvání zkoušky, který je použit při zkouškách opakovaného zatěžování konstrukce, vzhledem k zamýšlenému návrhovému zatížení a hodnotám životnosti a který se používá k zohlednění variability materiálu. Používá se k dosažení požadované úrovně spolehlivosti údajů.
- **Součinitel rozptylu životnosti** (Life Scatter Factor): Stejný jako součinitel zvýšení životnosti/zatížení.
- **Násobek přetížení** (Overload Factor): Násobek zatížení použitý na specifickou zkoušku konstrukce, který se používá k určení parametrů (např. prostředí, zkrácené pyramidy zkoušek apod.), kterými se daná zkouška přímo nezabývá. Tento součinitel je obvykle odvozen ze zkoušení na nižších úrovních pyramidy, která určují tyto parametry.

**Heterogenní** (Heterogenous): Popisný termín pro materiál sestávající z různých složek, které jsou samostatně identifikovatelné; médium sestávající z oblastí různých vlastností, které jsou odděleny vnitřními hranicemi.

**Vnitřní prasklina** (Intrinsic Flaw): Vada skrytá v kompozitním materiálu nebo vnesená výrobním procesem.

**Výrobní vada** (Manufacturing Defect): Anomálie nebo prasklina, která se vyskytne během výroby a která může způsobit různou úroveň degradace konstrukční pevnosti, tuhosti a rozměrové stability. Očekává se, že ty výrobní vady (nebo přijatelná výrobní variabilita), které jsou povoleny řízením jakosti, kritérii výrobní přejímky, budou splňovat konstrukční požadavky na životnost letadlové části. Ostatní výrobní vady, které uniknou zjištění při řízení jakosti výroby, by měly být zahrnuty do posouzení hrozby poškození a musí splňovat požadavky na přípustnost poškození až do doby, kdy budou zjištěny a opraveny.

**Přístup nešíření** (No-Growth Approach): Metoda, která vyžaduje předvedení, že konstrukce s přítomnými definovanými prasklinami je schopna odolat příslušným opakovaným zatížením bez nežádoucího růstu praskliny v průběhu životnosti konstrukce.

**Primární konstrukce** (Primary Structure): Konstrukce, která nese letová, pozemní zatížení nebo zatížení vlivem přetlakování, a jejíž porucha by snížila integritu konstrukce letadla.

**Návrh odpovídající přesně zadaným požadavkům** (Point Design): Prvek nebo detail specifického návrhu, který není pro účely doložení považován za všeobecně platný pro jiné konstrukce, např. oka a hlavní spoje. Takové konstrukční prvky nebo detaily je možné kvalifikovat zkouškou nebo kombinací zkoušky a analýzy.

**Přístup pomalého šíření** (Slow Growth Approach): Metoda, která vyžaduje předvedení, že konstrukce s přítomnými definovanými prasklinami je schopna odolat příslušným opakovaným zatížením, přičemž bude docházet k pomalému, stabilnímu a předvídatelnému šíření praskliny v průběhu životnosti konstrukce nebo po příslušném intervalu prohlídky, který je spojen se zjistitelností příslušného poškození.

**Konstrukční lepený spoj** (Structural Bonding): Konstrukční spoj vytvořený procesem lepení, který se skládá z jednoho nebo více předem vytvrzených kompozitních nebo kovových částí (označovaných jako lepené prvky).



**Letadlový podcelek** (Sub-component): Významná třírozměrná konstrukce, která může poskytovat celkové konstrukční zastoupení části úplné konstrukce (např. pahýlovitá část skříňe (křídla), část nosníku, panel křídla, panel trupu s žebry).

**Slabý spoj** (Weak Bond): Linie lepeného spoje s nižšími mechanickými vlastnostmi, než se očekává, avšak bez možnosti zjištění tohoto stavu normální postupy NDI. Taková situace je převážně důsledkem špatného chemického spojení.

ZÁMĚRNĚ NEPOUŽITO

### **Dodatek 3 – Změna kompozitního materiálu a/nebo procesu**

1. Kompozitní konstrukce, u kterých během výroby došlo k náhradě nebo změnám materiálů a/nebo procesů z těch, které byly původně doloženy při prvotní certifikaci, je nutné znovu certifikovat. Změny mohou nastat například v důsledku změny vlastností materiálu původním dodavatelem, případně zastavením výroby. Výrobci mohou sledovat nezbytným upravit své výrobní procesy tak, aby zvýšili efektivitu a napravili nedostatky svých výrobků. V každém případě je třeba věnovat péči náležitému prošetření modifikací a/nebo změn, aby bylo zajištěno zachování adekvátnosti již certifikované kompozitní konstrukce. Tento dodatek pokrývá takové změny materiálu a/nebo procesů, avšak neřeší jiné změny návrhu (např. geometrie, zatížení). V Části 21A.31 je vyžadováno definování použitých materiálů a procesů. Změny specifikací materiálů a procesů jsou často významnými změnami typového návrhu a jako takové musí být řešeny dle Části 21, Hlavy D nebo E – dle vhodnosti.

2. Doložení kvalifikace a konstrukce nových nebo modifikovaných materiálů a/nebo procesů, které jsou používány k výrobě částí dříve certifikovaného leteckého výrobku, vyžaduje:

- a. Identifikaci klíčových parametrů materiálů a procesů, které určují výkonnost;
- b. Definici vhodných zkoušek, které umožní měření těchto parametrů; a
- c. Definici kritérií vyhovění/nehovění těmto zkouškám.

3. Postupy „kvalifikace“, které musí vyvinout každý výrobce, zahrnují specifikace následujícího:

- a. Fyzikálních a chemických vlastností,
- b. Mechanických vlastností (na úrovni výřezu), a
- c. Reprodukovatelnosti (zkoušením několika dávek).

4. Specifikace a postupy pro zajištění jakosti ve výrobě jsou navrženy tak, aby řídily specifické materiály a procesy ve snaze o získání stabilní a opakovatelné konstrukce při použití dané kombinace materiálů a procesů. Avšak vzájemnou zaměnitelnost alternativních materiálů a procesů pro konstrukční použití není možné předpokládat v případě, že by se přihlíželo pouze k vlastnostem uvedeným v těchto specifikacích (jako by tomu mohlo být u materiálů, které jsou mnohem méně závislé na použitých procesech – např. některé formy kovových materiálů). Konstrukce vyrobená s použitím nových nebo modifikovaných materiálů a/nebo procesů, která splní „kvalifikační“ zkoušky, které jsou vyžadovány pro původní materiálové a procesní specifikace, nedává nezbytně vzniknout celkům, které splní všechny původní technické požadavky na dříve certifikovanou konstrukci.

5. Než dojde k lepší identifikaci složitých vztahů mezi klíčovými parametry materiálů, které určují zpracování kompozitů, bude potřeba rozsáhlé a rozličné zkoušení, které přímo prošetří výkonnost materiálů na škále reprezentativních vzorků zvyšující se složitosti při zkouškách stavebních bloků. Dále se u jednotlivých materiálů a/nebo procesů mohou lišit způsoby poruchy, přičemž analytické modely jsou někdy nedostatečně přesné pro spolehlivou predikci poruchy bez dostatku empirických údajů. Proto může být potřeba postupné ověřování zkouškami na vzorcích rostoucí složitosti.

#### **6. Klasifikace změn materiálů nebo procesů**

Změny materiálů a/nebo procesů vyžadují náležitou klasifikaci za účelem lepšího stanovení nezbytného rozsahu šetření. Některé drobné změny si mohou vyžádat pouze vzorkovací zkoušky rovnocennosti materiálů, které budou provedeny na úrovni spodní části pyramidy zkoušek, zatímco významnější změny si mohou vyžádat rozsáhlejší šetření včetně možnosti nového doložení konstrukce.

a. Veškeré níže uvedené změny vyžadují další prošetření možných změn dané kompozitní konstrukce:

- (1) Případ A: Změna jednoho nebo více základních složek, pryskyřice nebo vlákna (včetně pouhé velikosti nebo povrchové úpravy) představuje alternativní materiál. Další

změny, které utvářejí alternativní materiál, zahrnují změnu způsobu vazby tkaniny, plošné hmotnosti vláken a obsahu pryskyřice.

**(2)** Případ B: Stejně základní složky, ale s jakoukoliv změnou metody impregnace pryskyřicí. Takové změny zahrnují: (i) proces výroby prepregu (např. od lázně v rozpouštědle po nanášení taveninového lepidla), (ii) jemnost rovingu (3k, 6k, 12k) pro páskové formy materiálu se stejnou plošnou hmotností vláken, (iii) stroj pro výrobu prepregu u stejného dodavatele, (iv) změnu dodavatele pro stejný materiál (licencovaný dodavatel).

**(3)** Případ C: Stejný materiál, ale s modifikací způsobu zpracování (pokud modifikace způsobu zpracování určuje případné mechanické vlastnosti kompozitu). Příklady významných změn procesu zahrnují: (i) cyklus vytvrzování, (ii) přípravu lepeného povrchu, (iii) změny v procesu přetlačování pryskyřice při výrobě ze suchých forem vláken, (iv) výrobní nástroje, (v) metodu vrstvení, (vi) parametry prostředí prostor, kde se provádí vrstvení materiálu a (vii) významné montážní postupy.

**b.** Pro každý z výše uvedených případů je třeba rozlišit mezi změnami, které mají replikovat předchozí kombinaci materiál/proces (případ B a některé případy C), a těmi, které jsou „skutečně novým materiálem“ (případ A a některé příklady C). Navrhovány tedy jsou dvě třídy:

(1) „Identické materiály/procesy“ v případech určených k vytvoření kopie konstrukce.

(2) „Alternativní materiály/procesy“ v případech určených k vytvoření skutečně nové konstrukce.

**c.** V rámci třídy „identické materiály/procesy“ je možné provést další dílčí zatřídění na případy s pouhou změnou stroje pro výrobu prepregu u dodavatele a licencovanou výrobu na jiném místě. Pro tuto chvíli bude se změnou nového vlákna, které je vyráběno na základě licencovaného procesu a označeno za kopii předchozí verze, nakládáno jako s „alternativním materiálem/procesem“.

**d.** Některé drobné změny v rámci třídy představující identické materiály/procesy nemusí mít vliv na konstrukční vlastnosti (např. separační papíry pro prepregy, materiály pro vakuové lisování apod.) a neměly by být Agentuře předkládány coby součást změny. Nicméně výrobci (nebo dodavatel) by měli vyvinout vhodný systém pro prověření těchto změn, ve kterém bude na všech relevantních úrovních rozhodování zajištěna náležitá odbornost. Další drobné změny materiálu, spadající do případu B, si mohou vyžádat zkoušky na vzorcích k předvedení rovnocennosti pouze na nižší úrovni doložení stavebního bloku.

**e.** Změny dle případu C, které mohou vnést zásadní změny materiálu a konstrukčních vlastností, je třeba vyhodnotit na všech příslušných úrovních zkoušek stavebních bloků a stanovit, zda změněný výrobní proces zajistí identické nebo alternativní materiály. Při stanovování rozsahu zkoušení v návaznosti na navrhovanou výrobní změnu bude potřeba náležité technické posouzení.

**f.** Případ A (alternativní materiál) by měl být vždy považován za důležitou změnu, která si žádá konstrukční doložení. Nedoporučuje se pokoušet se o dílčí klasifikaci podle základních měněných složek, protože chování materiálu (např. citlivost na koncentraci napětí) se může řídit vlastnostmi rozhraní, které mohou ovlivnit jak změny vláken, tak pryskyřice.

**7. Metoda doložení.** Níže jsou popsány výhradně technické aspekty doložení.

**a. Filozofie vyhovění.** Doložení by mělo být založeno na srovnávací studii mezi konstrukčními vlastnostmi materiálu schváleného v rámci typové certifikace a druhého materiálu. Bez ohledu na navrhovanou modifikaci certifikované položky by měly zůstat zachovány náležité rezervy bezpečnosti. Jakékoliv snížení dříve prokázané rezervy by mělo být podrobně prošetřeno.

(1) **Alternativní materiál/proces:** Pro každou alternativní kombinaci materiál/proces by měly být stanoveny nové návrhové hodnoty pro všechny relevantní vlastnosti. Revidovány by měly být analytické modely použité při prvotní certifikaci konstrukce, včetně modelů pro předpovídání poruch, a v případě potřeby by měly být doloženy zkouškami. Nákupní specifikace by měly být upraveny (nebo by měly být definovány nové specifikace vhodné pro

zvolený materiál) tak, aby bylo zajištěno náležité řízení variability klíčových jakostních ukazatelů, a měla by být definována nová kritéria přejímky. Například změna z první na druhou generaci uhlíkových vláken může zlepšit pevnost v tahu o více než 20 %, takže bude potřeba nový práh přijatelnosti v rámci specifikací alternativního materiálu, který zajistí odhalení variability jakosti.

(2) **Identický materiál:** Měly by být poskytnuty údaje, které prokáží, že původní návrhové hodnoty (bez ohledu na úroveň prošetření, materiál nebo návrh) zůstávají platné. Na údaje je nutné uplatnit statistické metody, aby bylo zajištěno, že klíčové návrhové vlastnosti budou vycházet ze stejných celkových počtů jako u původní kombinace materiál/proces. Výpočtové modely včetně předpovědi poruch by měly zůstat shodné. Technický obsah nákupních specifikací (případ B) by nemělo být třeba pro účely řízení jakosti měnit.

#### b. Zkoušení.

(1) Rozsah zkoušení, které bude třeba pro doložení změn materiálu, by měl určovat přirozené konstrukční chování kompozitu a bude funkcí významnosti součásti a definice změny materiálu pro letovou způsobilost. Úroveň prošetření může být například omezena na generické vzorky na úrovni spodní části pyramidy zkoušek (viz obrázky v odstavci 7), bude-li se jednat o identický materiál, avšak v případě alternativních materiálů by do zkoušek měly být zahrnuty negenerické zkušební části z vyšších pater pyramidy. Zvláštní péči je třeba věnovat zajištění, aby použité zkušební metody poskytly údaje kompatibilní s údaji, které byly použity pro stanovení vlastností původní konstrukce.

(2) Zkoušení, které může být potřeba pro obsáhnutí celé škály možných změn materiálů a/nebo procesů, by mělo zohledňovat všechny úrovně konstrukčního doložení, které mohou být dotčeny. V některých případech (např. drobná změna cyklu vytvrzování) je možné případně následky posoudit pouze zkouškami na generických vzorcích. U ostatních změn, jako jsou ty, které se týkají nástrojového (tvarovacího) zařízení (např. z celovakuového lisování na tepelně-roztažná jádra), by posouzení mělo zahrnovat vyhodnocení vlastní součásti (někdy nazývané „ověřovací zkouška tvarování (tool proof test)“). V takovém případě by pro první vyrobené položky měl být vyžadován rozšířený postup NDI. To by mělo být doplněno, je-li to shledáno nezbytným, „rozřezanými“ vzorky z reprezentativního celku, které budou podrobeny fyzikálnímu nebo mechanickému prošetření.

#### c. Počet dávek.

(1) Účelem zkoušení několika dávek je předvedení přijatelné reprodukovatelnosti vlastností materiálu. Vyžadovaný počet dávek by měl také zohledňovat: klasifikaci materiálu (identický nebo alternativní), úroveň šetření (negenerický nebo generický vzorek), zdroj dodávky a šetřenou vlastnost. Péče by měla být věnována prošetření variace jak základního materiálu, tak výrobního procesu.

(2) Podrobnější poradní informace o velikosti dávek a počtu zkoušek a vhodné statistické analýze až na úroveň laminátu poskytují dostupné odkazy (např. *The Composite Materials Handbook (CMH-17)*, Svazky 1 a 3, FAA Technical Report DOT/ FAA/AR-03/19), které popisují kvalifikace a ekvivalenci kompozitů a přístup s využitím stavebních bloků. Změny na vyšších úrovních pyramidy nebo ty, které jsou spojeny s jinými materiálovými formami, např. pletené VARTM (Vacuum-Assisted Resin Transfer Moulding) konstrukce si mohou vyžádat použití jiných statistických postupů nebo inženýrských metod.

d. **Kritéria splnění/nesplnění.** Cílová kritéria splnění/nesplnění by měla být stanovena jako součást programu zkoušek. Například z pohledu pevnosti by statistická analýza zkušebních údajů měla předvést, že nové návrhové hodnoty, které byly odvozeny pro druhý materiál, zajišťují náležité rezervy bezpečnosti. Proto by měl být zajištěn dostatečný počet zkušebních vzorků, který umožní provedení takové analýzy. Na negenerické úrovni, když je k posouzení konstrukčního prvku použit pouze jediný zkušební vzorek, by měla kritéria zajistit přijatelný výsledek z pohledu návrhových početních zatížení. V případech, kdy výsledky zkoušek vykážou nižší rezervy bezpečnosti, bude třeba revidovat certifikační dokumentaci.

e. **Ostatní ohledy.** U dalších vlastností vedle statické pevnosti (všech uvedených v AMC 20-29, odstavcích 8, 9, 10 a 11) by doložení mělo zajišťovat také rovnocennou úroveň bezpečnosti.