

č 29 / 2017



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 12. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo "Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR"

ISSN 1801 - 9315

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s. si Vás dovoluje pozvat na seminář VZLÚ z cyklu

"VÝZKUM, VÝVOJ A INOVACE V ČESKÉM LETECKÉM PRŮMYSLU"

"Nové poznatky a výsledky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR"

13. 4. 2017

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl Elektronický sborník VZLÚ, a.s. číslo 29, duben 2017,12. ročník

Adresa redakce: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s. Beranových 130, 199 05 Praha 9, Letňany Tel.: 225 115 223, fax: 286 920 518

Šéfredaktor: Martina Monteforte Hrabětová (e-mail: monteforte@vzlu.cz)

Odborní garanti semináře: Bohuslav Cabrnoch (VZLÚ) • 225 115 480 • cabrnoch@vzlu.cz Josef Jironč (VZLÚ) • 225 115 122 • jironc@vzlu.cz

> **Vydavatel:** Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s. © 2010 VZLÚ

Vychází nepravidelně na webových stránkách **www.vzlu.cz** u příležitosti seminářů pořádaných VZLÚ. Veškerá práva vyhrazena.

VÝZKUM, VÝVOJ A INOVACE V ČESKÉM LETECKÉM PRŮMYSLU: "Nové poznatky a výsledky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR"

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s. v Praze (VZLÚ) se v rámci národní i evropské spolupráce v současné době intenzivně zabývá problematikou kompozitů, a to především v oblasti výpočtů, technologií a zkušebnictví tzv. pokročilých kompozitů. Výzkum a vývoj v této oblasti má ve VZLÚ dlouholetou tradici, podpořenou výměnou zkušeností s výrobci a provozovateli letecké techniky. Předložený program je již třináctým ročníkem semináře VZLÚ na téma - Kompozity v leteckém průmyslu ČR.

V posledních letech jsou v ČR realizovány významné výrobní programy tuzemských a zahraničních společností v oboru kompozitních konstrukcí a řešeny výzkumně-vývojové projekty na národní úrovni i v rámci RP EU. I k této nové situaci je nutno v tématech semináře přihlédnout. Je nutno reagovat rovněž na úspěšné kompozitní konstrukce v kategorii UL letounů a větroňů.

Jednodenní setkání ve VZLÚ je významnou příležitostí pro setkání odborníků z různých podniků českého leteckého průmyslu, akademických pracovišť, státních úřadů, armády ČR a LAA ČR.

Organizační výbor semináře, pod garancí generálního ředitele VZLÚ

ODBORNÝ PROGRAM:

I. Blok přednášek (9:00 – 10:45)

- l/a Úvodní slovo GŘ VZLÚ
- I/b Cabrnoch B. (VZLÚ): Prepregy pro vytvrzování bez autoklávu
- I/c Mališ M. (VUT): Měření specifické absorbované energie kompozitních materiálů
- I/d Boháčová M. (VZLÚ): Nedestruktivní kontrola uhlíkových kompozitů metodou vířivých proudů

II. Blok přednášek (11:00 – 12:30)

- II/a Václavík J. (Aero Vodochody): Vývoj kompozitního vzduchovodu pro letoun L-39NG
- II/b Michalcová L. (VZLÚ): Možnosti monitorování kompozitní konstrukce s využitím Lambových vln
- II/c Průcha P. (LA composite): Kompozitní balistická ochrana

III. Blok přednášek (13:30 – 14:30)

- III/a Doubrava R. (VZLÚ): Bird strike zkoušky plochých kompozitních panelů pro ověření numerických analýz při vývoji vzduchovodu L-39NG
- III/b Holas O. (ČVUT): Model letounu UL-39 pro tunelová měření

IV. Panelová diskuse (14:45 – 15:30)

k tématům přednášek všech předchozích bloků a k vybraným aktuálním tématům kompozitních konstrukcí

Obsah sborníku

- 6. Bird strike zkoušky plochých kompozitních panelů pro ověření numerických analýz při vývoji vzduchovodu L-39NG Ing. Radek Doubrava, Ph.D., Ing. Jan Raška, Ph.D., Ing. Martin Oberthor (VZLÚ)
- 9. Model letounu UL-39 pro tunelová měření Ing. Ondřej Holas, Ing. Josef Voslář, Ing. Martin Koreň (ČVUT)
- 14. Možnosti monitorování kompozitní konstrukce s využitím Lambových vln Ing. Lenka Michalcová (VZLÚ)
- **16.** Měření specifické absorbované energie kompozitních materiálů *Ing. Michal Mališ, Ph.D. (VUT)*
- 22. Vývoj a zkoušky kompozitního vzduchovodu Ing. Jan Václavík a kolektiv (Aero Vodochody)
- 27. Kompozitní balistická ochrana Ing. Petr Průcha, Ph. D. (LA composite, s. r. o.)
- **35. Prepregy pro vytvrzování bez autoklávu** Ing. Bohuslav Cabrnoch, Ph.D. (VZLÚ)



Bird strike zkoušky plochých kompozitních panelů pro ověření numerických analýz při vývoji vzduchovodu L-39NG

Ing. Radek Doubrava, Ph.D., Ing. Jan Raška, Ph.D., Ing. Martin Oberthor, VZLÚ

Srážka s ptákem představuje významnou hrozbu, která může způsobit vážné poškození konstrukce s katastrofálními následky. Zkoušky nárazu ptáky umožňují nejlepší posouzení odolnosti konstrukce a splnění požadavků předpisů letové způsobilosti. Nicméně vývoj a optimalizace návrhu letecké konstrukce vyžaduje často značné množství iterací, které jsou v případě zkoušek časově a finančně značně náročné. Cílem toho příspěvku je ukázka návrhu zjednodušených zkoušek vysokorychlostních impaktů na plochých zkušebních panelech pro ověření výpočtových modelů aplikovatelných na reálnou konstrukci. Práce byly realizovány v rámci řešení projektu TE02000032 - Výzkumné centrum pokročilých leteckých konstrukcí za podpory TAČR.

ZKUŠEBNÍ PROGRAM

Návrh programu zkoušek na plochých panelech [1] byl proveden s ohledem na verifikaci numerických modelů z hlediska tvorby MKP modelů a ověření chování navržených materiálů a skladeb při podmínkách simulujících reálné zatížení konstrukce. Z tohoto důvodu byly provedeny zkoušky vysokorychlostních impaktů s kolmým dopadem (90°) a pod úhlem 30° simulující reálný dopadový úhel v tělese vzduchovodu. Zkoušky vycházely z požadavků na odolnost konstrukce vůči nárazu ptákem (bird strike) požadovanou předpisovou bází DEF STAN 00-970. Tyto vývojové zkoušky jsou mezistupněm mezi sérií zkoušek provedených na pádovém impaktoru a plánovaných zkoušek na reálné konstrukci tj. demonstrátoru vzduchovodu.

Zkoušky bird strike

Zkušební tělesa

Návrh zkušebních těles byl proveden s ohledem na velikost impaktoru (kuře o hmotnosti 1kg) a rovnoměrného rozložení zatížení po obvodu v místě uchycení. Z technologických důvodů byl ideální kruhový tvar disktretizován osmiúhelníkem (viz. obr.1). Pro zajištění navržené okrajové podmínky vetknutí volných okrajů byl na zkušebním tělesese a rámu pro uchycení zkušebního tělesa vytvořen tvrový zámek.

Zkušební tělesa byla vyrobena v Aero Vodochody Aerospace, a.s.

Zkušební stand pro kolmý a šikmý impakt

Vlastní zkušební stand byl navržen ve spolupráci s Aero Vodochody Aerospace, a.s. pro zkoušky kolmého a šikmého dopadu.

Návrh zkušebního standu byl ve VZLÚ ověřen pomocí numerických simulací z hlediska pevnosti a zejména tuhosti s cílem eliminace nežádoucí disipace enrgie dopadu vlastním přípravkem (viz. obr2).





Obrázek 1: Zkušební těleso (levý obr.) a rastr pro analýzu záznamu vysokorychlostních kamer (pravý obr.) [1]



Obrázek 2: Návrh, ověření a realizace zkušebního standu pro zkoušky velkých plochých panelů vysokorychlostním impaktem [2]

Zkušební zařízení

Zkoušky bird strike byly provedeny ve VZLÚ s pneumatickým dělem ráže 125 mm (viz. obr. 3). Jako projketil bylo v souladu s normou ASTM F330-10 použito čestvě zabité kuře o hmotnosti 1 kg v textilním obalu.



Obrázek 3: Pneumatické dělo VZLÚ pro zkoušky vysokorychlostních impaktů

Realizace zkoušek a jejich vyhodnocení

Pro analýzu výsledků zkoušek byly použity záznamy vysokorychlostních kamer a NDT prohlídky zkušebních těles. V rámci zkušebního programu bylo provedeno celkem 10 zkušebních těles z uhlíkového kompozitu, 3 zkušební tělesa z hybridní skladbou uhlík/aramid a 4 zkušební panely z hliníkové slitiny 2024T3 pro verifikace numerického modelu projketilu a zkoušky umělých projektilů. Tloušťka kompozitových zkušebních těles byla při skladbě 18 vrstev cca 3.6 mm. Rozah rychlostí dopadu projektilu by od 227 km/h do 604 km/h.



Obrázek 4: Sestava zkoušky pro šikmý impakt [3]

Numerické simulace

Numerické simulace byla provedeny ve VZLÚ v programu ABAQUS / Explicit pro uhlíkový kompozit. MKP modely zkušebních těles byly modelovány pomocí plošných elementů typu SHELL s odpovídají skladbou. Pro hodnocení poškození bylo použito Hashinovo kritérium poškození vláken v tahu. Model impaktoru - ptáka byl nahrazen ekvivalentní geometrií válcového tělesa se sférickými konci. Pro simulaci živé tkáně byl použit hydrodynamický materiálový model popsaný stavovými rovnicemi využívající tabelované Hugoniotovy křivky vody. Pro simulace velkých deformací a rozpadu projektilu byly použity tzv. částicové elementy SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics).



Obrázek 5: Náhradní model projektilu ptáka s aplikací SPH elementů (levý obr.) a MKP model zkoušky(pravá obr.) [4]



Obrázek 6: Ukázka porovnání výsledků záznamu vysokorychlostních kamer, NDT (C-scan) po impaktu a numerickou simulací pro kolmý impakt rychlostí 227 km/h (levá polovina obr.) a šikmý impakt rychlostí 302 km/h (pravá polovina obr.) [4]

Ukázka porovnání výsledků simulace s experimentem pro komý a šikmý dopad je na obr. 6.

ZÁVĚR

Výsledky zkoušek potvrdily schopnost kompozitního materiálu pro vyšší absorpci nárazové energie pro šikmý dopad, který je nejblíže reálné konstrukci. Srovnání mezi zkouškou a simulací vykazuje dobrou harmonii v predikci inicializace poškození a jejího šíření.

Tyto vývojové zkoušky poskytují důležité informace pro ověření jak chování vlastního kompozitního materiálů, tak pro verifikace a ladění numerických a analytických modelů.

Literatura:

- Raška, J., Doubrava, R.: Program pro vysokorychlostní impaktní zkoušky na velké ploché panely, zpráva R-6567, VZLÚ, Praha, 20016
- [2] Doubrava, R., Raška, J., Strnad, V.: Funkční vzorek zkušební stand pro hodnocení vysokorychlostních impaktů plochých zkušebních panelů, zpráva R-6594, VZLÚ, Praha, 20016
- [3] Raška, J., Oberthor, M., Doubrava, R., Bělský, P.: Vysokorychlostní impaktní zkoušky velkých plochých panelů, zpráva R-6593, VZLÚ, Praha, 20016
- [4] Doubrava, R.: Vyhodnocení vysokorychlostních impaktových zkoušek velkých panelů; zpráva R-6544, VZLÚ, Praha, 20016

Model letounu UL-39 pro tunelová měření

Ing. Ondřej Holas, Ing. Josef Voslář, Ing. Martin Koreň, ČVUT

Článek popisuje návrh a výrobu modelu letounu UL-39 pro měření v aerodynamickém tunelu. Model je vybaven vnitřním proudovodem, pohyblivými kormidly, tenzometrickými snímači pro měření závěsových momentů na řídicích plochách a dále možností nastavit vztlakovou klapku do tří poloh. Kormidla je možné nastavovat dálkově pomocí elektrických servomotorů. Model je vyroben převážně z kompozitních materiálů tvořených epoxidovou matricí vyztuženou uhlíkovými vlákny, proto je mnohem lehčí v porovnání s celodřevěnými nebo celokovovými modely. Model byl několikrát použit pro měření v 3 m nízkorychlostním aerodynamickém tunelu ve VZLÚ při rychlostech do 72 m/s (Re 1,5.106). Práce probíhaly za podpory projektu MPO ČR TIP FR TI3/527. Měření v tunelu bylo uskutečněno díky projektu MŠMT ČR LM 2011016. Stavbu modelu materiálně podpořila firma LA composite.

ÚVOD

Na Ústavu letadlové techniky, Fakulty strojní ČVUT v Praze vzniká nekonvenční ultralehký letoun s dmychadovým pohonem, který v současné době prochází náročnými letovými zkouškami. Během jeho vývoje bylo provedeno mnoho měření v aerodynamickém tunelu zaměřených na jednotlivé části (např. trupu, funkci pohonu, vztlakové klapky, koncových oblouků nebo křidélek), případně interakce křídla a vodorovné ocasní plochy. Nikdy však nebyl k dispozici model celého letounu. Cílem projektu bylo navrhnout a vyrobit model pro měření integrálních aerodynamických charakteristik, závěsových momentů kormidel a výhledově i ke zkouškám s pohonem. Měřítko modelu bylo zvoleno s ohledem na dosažení co největšího Reynoldsova čísla při akceptovatelném ucpání tunelu. Při měřítku 1:4 dosahuje rozpětí křídla 1,8 m. Díky relativně malé štíhlosti λ =5,42 plocha křídla činí 0,549 m2. Při rychlosti proudu 72 m/s pak Reynoldsovo číslo odpovídá přistávacímu režimu letounu UL-39.

Vzhledem k finančním možnostem projektu byla skořepina modelu vyrobena z kompozitních materálů metodou kontaktní laminace do negativních forem. Tato technologie nabízí vysokou užitnou hodnotu s výrazně nižšími náklady v porovnání s obráběním kovových polotovarů.

ZATÍŽENÍ MODELU

Zatížení modelu vycházelo z požadavku na měření při rychlosti proudu 75 m/s. Bylo třeba vzít v úvahu, že na rozdíl od běžného letounu se při měření dosahuje maximálních výchylek kormidel a vztlakových klapek nezávisle na rychlosti společně s velkými úhly náběhu a vybočení. Byly uvažovány dominantní silové účinky od aerodynamických sil a momentů působících na křídlo a ocasních plochy. Zatížení trupu bylo nejvíce ovlivněno netradičním umístěním měřicí váhy, která byla kvůli zachování proudovodu posunuta až do prostoru kabiny a k modelu přichycena přes mohutně zesílenou hlavní přepážku (Obr. 1). Provozní ohybový moment v místě hlavní přepážky byl stanoven na 2000 Nm a posouvající síla na 5070 N. Vypočtený provozní ohybový moment přenášený spojkou křídla dosahuje 752 Nm.

KONSTRUKCE MODELU

Návrh modelu do aerodynamického tunelu je specifická záležitost a odlišuje se od návrhu létajícího modelu. V první řadě jde především o požadavek maximální tuhosti, která je pro měření aerodynamických charakteristik přímo klíčová, neboť změna úhlu náběhu na profilu o 1° odpovídá změně součinitele vztlaku o 0,1. U tunelového modelu není hmotnost prakticky omezena, proto se často využívá i masivních kovových prvků a plnostěnných konstrukcí.

Cílem projektu však bylo použít finančně dostupnější technologii, a to kontaktní laminaci do negativních forem. Všechny vnější i vnitřní aerodynamické plochy jsou proto skořepinové konstrukce, některé navíc lokálně vyztužené pěnovým jádrem. Výhodou je malá hmotnost výsledného modelu, velký vnitřní prostor pro měřicí vybavení, nevýhodou pak časová náročnost a velký podíl ruční práce. Vnitřní výztužné prvky (žebra, přepážky) byly vyrobeny z překližky a ocelového plechu. Návrh vnitřní konstrukce bylo nutné přizpůsobit zvolené technologii výroby a požadavkům měření, které jsou uvedeny níže:

- Rychlost proudu 75 m/s
- Zachování vnitřního proudovodu pro testy pohonu
- Tři polohy vztlakové klapky zasunutá 0°, vzletová 15°, přistávací 35°
- Plně pohyblivá kormidla křidélka +19°, -27°; VOP 11°, -18°; směrové kormidlo ±30°
- Ovládání kormidel pomocí modelářských servomotorů (vyjímatelných)
- Měření závěsových momentů na všech kormidlech

Na rychlosti proudu je přímo závislé zatížení a tudíž dimenzování nosných prvků. Zachování proudovodu si vyžádalo posunutí měřicí váhy dopředu. Tím se zvětšilo rameno působících sil a v důsledku toho bylo nutné střední část trupu vyztuži ocelovými prvky. Ovládání kormidel modelářskými servomotory má za cíl zeefektivnit využití tunelového času tím, že lze kormidla nastavovat dálkově bez fyzické přítomnosti obsluhy v měřicím prostoru. Měření závěsových momentů je zajištěno tenzometrickými členy, které bylo nutné zařadit přímo do trasy řízení mezi servomotor a ovládané kormidlo.

Výsledkem návrhu byl kompletní virtuální 3D model (Obr. 1), jenž posloužil ke tvorbě podkladů pro výrobu potahů, žeber, přepážek, kování a nákupu spojovacích součástí. Model byl konstrukčně i výrobně rozdělen na sestavu trupu, křídla a vodorovné ocasní plochy.



Obrázek 1: Virtuální 3D model

KŘÍDLO

Křídlo je navrženo jako průběžné. Je nosníko-skořepinové konstrukce s jedním přímým hlavním nosníkem v 25 % hloubky a zadní stojinu v 67 %. Hlavní nosník je tvořen překližkovou stojinou a jednosměrnou uhlíkovou výztuží ve formě pásků o šířce 30 mm integrovaných v kompozitním potahu. Zvolené rozmístění nosných prvků poskytuje dostatek vnitřního prostoru pro uložení servomotorů ovládajících křidélka.

Spojení obou polovin křídla je provedeno přes vlepenou kompozitní spojku, která přenáší ohybový moment. Byla vyrobena z pěti desek 6 mm překližky olaminovaných na horní a spodní straně 30 mm pásky jednosměrné uhlíkové výztuže a na závěr ovinutých uhlíkovou tkaninou. Pro její vlepení byla v konstrukci křídla vytvořena schránka mezi stojinou hlavního nosníku a pomocnou stojinou. Připojení křídla k trupu je realizováno pomocí čtyř šroubů se závitem M8 vkládáných do křídla skrz otvory ve spodním potahu, které přes frézováná kování dotlačují křídlo na potah trupu.

Závěsy vztlakové klapky jsou umístěny ve dvojitých žebrech "2" a "5" (Obr. 2). Zvažováno bylo mnoho různých řešení. Zmenšení čtyř--kloubového mechanismu mateřského letounu naháněného torzním náhonem by bylo velmi obtížné a výsledné polohy klapky by nemohly být zaručeny. Náhrada lineárním mechanismem nebyla možná, neboť klapka se při vysouvání pohybuje i podél rozpětí křídla, a to nelinárně v závislosti na výchylce. Pevné uchycení v definované poloze se běžně provádí pomocí vyměnitelných konzolek, které se na jednom konci přišroubují do zahloubení ve spodním potahu křídla a na druhém do vztlakové klapky. Použití tohoto řešení by se při zvolené výrobní technologii neobešlo bez složitých přípravků. Také přesné obrábění konzolek by prodražilo výrobu. Dalším faktorem bylo očekávané zatížení vztlakové klapky. Provozní vztlaková síla připadající na jednu klapku dosahuje 370 N. S ohledem na zatížení byla klapka uchycena pomocí dvou konzol ze 4 mm ocelového plechu, které se zasouvají do křídla skrz zavětrování klapky a dělenou zadní stojinu. Uchycení každé konzoly v křídle je provedeno pomocí dvou lícovaných šroubů. Ty prochází zdvojeným překližkovým žebrem a dvěma ocelovými plechy s přesně vystruženými dírami, mezi které se konzole zasouvá.

Přístup ke šroubům je zajištěn montážními otvory ve spodním potahu křídla. Ve vztlakové klapce jsou konzoly napevno zalité zahuštěnou epoxidovou pryskyřicí. Výhodou tohoto řešení je menší aerodynamický odpor, vysoká tuhost a pevnost a zejména menší závislost na přesnosti výroby.

Mezi žebry "6" a "7" je uložen modelářský servomotor s kovými převody nastavující výchylku křidélka. V křídle je uchycen pomocí dvou ocelových kostek přišroubovaných k překližkové propojce výše zmíněných žeber. Křidélko je zavěšeno na celkem třech závěsech osazených miniaturními kuličkovými ložisky. Krajní vnější ložisko je zalepeno do koncového žebra "8". Krajní vnitřní a prostřední jsou zalepena v konzolách z 2 mm ocelového plechu. Koncová vřetena jsou přilepena na osazený potah křídla a k proudlouženým stojinám křídla.



Obrázek 2: Konstrukční schéma pevné částí křídla (spodní pohled na levé křídlo v půdorysu



Obrázek 3: Vztlaková klapka v zasunuté poloze

VZTLAKOVÁ KLAPKA

Vnitřní konstrukce vztlakové klapky (Obr. 3) byla přizpůsobena zvolenému způsobu uchycení ke křídlu. V místě závěsů byly vytvořeny kapsy pro zalepení konzol, tak aby vyhovovaly zasunuté i maximálně vysunuté poloze. Každá kapsa je ohraničena vždy dvojící žeber. Nosník je opět tvořen překližkovovou stojinou a jednosměrnou uhlíkovou výztuží (šedá barva v Obr. 3). Celkem byly vyrobeny tři páry klapek.

KŘIDÉLKO

Požadavek na měření závěsového momentu křidélka významně ovlivnil jeho vnitřní konstrukci. Aby byly zaručeny co nejmenší pasivní odpory, je křidélko ke křídlu otočně uchyceno přes tři závěsy opatřené valivými ložisky. Z toho jen dvě ložiska pasivními odpory ovlivňují měření. Třetí ložisko slouží pouze k zachycení sil z náhonu řízení. Přenos sil z křidélka na závěsy zajišťuje ocelový drát o průměru 3 mm, který se nasouvá skrz malou díru v koncovém vřetenu. V křidélku prochází pouzdry zalepenými v překližkových žebrech. Výchylka křidélka je nastavována torzně namáhanou tenkostěnnou mosaznou trubičkou o vnějším průměru 8 mm s nalepenými tenzometry (žlutá, Obr. 4). Do této přepážky jsou zavedeny podélné ocelové výztuhy tvořící spolu s potahem, překližkovými přepážkami a ocelovými víky hlavní nosnou skříň střední části trupu (Obr. 6). Spojení pásnic s hlavní přepážkou je zajištěno koutovými svary. Jádro bylo vlepeno dodatečně po svaření konstrukce. Přístup k hlavní přepážce je zajištěn snímatelným překrytem kabiny tvořeným tenkou skořepinou vyztuženou jednou vnitřní přepážkou a rámem po obvodu.



Obrázek 5: Číslování trupových přepážek







Obrázek 6: Nosná skříň střední části trupu

TRUP

Volba polohy pylonu, ke kterému je připevněna váha i celý model, byla velmi omezena vnitřním proudovodem a snahou co nejméně ovlivnit proudění na křídle. Byla zvolena krajní zadní poloha uvažující minimální možnou vzdálenost mezi pylonem a vnitřním proudovodem. Uchycení příruby váhy k trupové přepážce je provedeno pomocí 5 pevnostních šroubů se závitem M8. Přepážka "1" (Obr. 5) je tvořena sendvičovou konstrukcí ze dvou 4 mm ocelových plechů a jádra z 30 mm překližky.

Jelikož překryt kabiny a jeho uchycení jsou konstruovány jako nenosné, byla torzní dutina shora uzavřena horním ocelovým víkem. Spodní odnímatelné víko umožňuje nasunutí modelu na pylon váhy. Překližkové přepážky "3" až "6" mají z tohoto důvodu tvar obráceného U. Obě víka jsou k pásnicím přišroubována a významně zvýšují i ohybovou tuhost. Duralová kování závěsu křídla jsou přilepena a přišroubována k přepážkám "3" a "5".

11

Přední konce sacích kanálů jsou zasazeny v přepážce "6". Zde také končí horní ocelové pásníce. Jejich funkci nahrazuje kompozitní výztuž integrovaná v potahu ve formě jednosměrných uhlíkových pásků o šířce 20 mm. Horní výztuž začíná u přepážky "3" paraleně s ocelovými pásnicemi a pokračuje podél rámu kabiny do zadní části trupu až k vodorovné ocasní ploše. Spodní ocelové pásnice pokračují až k přepážce "7". Zde se sací kanály sbíhají a přechází do válcové části kruhového průřezu, jejíž součástí je vyjímatelný segment, který může být v budoucnu nahrazen dmychadlem. Za přepážkou "7" funkci spodního podélného nosného prv-ku přebírá jednosměrná výztuž.

Přepážka "8" je od svislé roviny odkloněna tak, aby plynule navazovala na stojinu nosníku svislé ocasní plochy, která je pevnou součásti trupu. Podélné nosné prvky jsou opět tvořeny jednosměrnou výztuží. Dutina svislé ocasní plochy je dále vyztužena třemi žebry. První ocelové slouží k uložení serva směrového kormidla. V následujících dvou překližkových žebrech jsou uložena ložiska pro zavěšení směrového kormidla. Náhon je proveden přes měřicí torzní člen zakončený čtyřhraným ocelovým kamenem, který je zasazen do protikusu přišroubovaného k servomotoru.

VODOROVNÁ OCASNÍ PLOCHA

Jelikož je vodorovná ocasní plocha plovoucí, nosník byl umístěn do osy otáčení (Obr. 7) Je tvořen průběžnou ocelovou tyčí kruhového průřezu o průměru 12 mm. Maximální průměr byl shora omezen rozměry valivých ložisek uložených v trupové části VOP. V každé polovině VOP se tyč nasouvá do trubkového pouzdra vlepeného do dvou překližkových žeber. Prostor mezi pouzdrem a paralelní překližkovou stojinou byl při lepení zaplněn zahuštěnou epoxidovou pryskyřicí, aby došlo ke spojitému propojení pouzdra s potahy. Výchylka serva umístěného v překližkovém domečku na levé straně trupové přepážky "7" je přenášena pomocí táhla s tenzometrickým členem tvaru "S" a svislého ramene dvouramenné páky na levý konec ocelové trubky, která je souosá s osou otáčení VOP. Poloha vodorovného ramene páky pak určuje výchylku VOP, neboť jí a pákou na pravé straně prochází průběžný ocelový drát, jenž se zasouvá do pouzder v obou polovínách VOP. Osa pouzder leží 25 mm za osou otáčení VOP.



Obrázek 7: Vodorovná ocasní plocha

VÝROBA MODELU

Výroba modelu probíhala v letech 2015 a 2016 v laboratoři Ústavu letadlové techniky, Fakulty strojní, ČVUT v Praze. Dvoudílné negativní formy pro výrobu potahů křídla, vztlakových klapek, křidélek a vodorovné ocasní plochy byly vyrobeny přímo obrobením polotovarů ze slepených MDF desek. V případě trupu a překrytu kabiny bylo díky jejich poměrně velké šířce vhodné nejprve vyfrézovat pozitivní modely, provést povrchovou úpravu a poté jejich tvar sejmout do laminátových forem. Forma trupu byla vyrobena jako čtyřdílná s přístupovými otvory v prostoru kabiny a ve střední části trupu nad křídlem. Pozitivní modely tvarově složitějších částí, jako jsou zkroucené kanály proudovodu, sací hrdla s řezači mezní vrstvy a koncová vřetena včetně přechodů, byly vytištěny na 3D tiskárně. U kanálů byly po povrchové úpravě použity jako pozitivní formy. U koncových vřeten a sacích hrdel bylo ještě nutné vyrobit negativní laminátové formy. Tvarově nejsložitější díl, přechod křídlo-trup, byl nejprve ručně vymodelován pomocí šablonek z modelovací hmoty přímo na modelu. Jeho tvar byl pak sejmut do laminátové formy. Převážná část forem a maket použitých pro stavbu modelu je vyfocena v Obr. 8.



Obrázek 8: Formy a modely použité pro stavbu modelu

Skladba vrstev byla navržena s ohledem na maximální torzní tuhost a zároveň jednoduchost výroby. V hojné míře byla využita výztuž z uhlíkových vláken, neboť v porovnání s výztuží ze skelných vláken je při stejném počtu vrstev výsledný díl tužší. První a poslední vrstva je však vždy tvořena jemnější skleněnou výztuží, která se lépe pokládá do malých rádiů a tvoří lepší povrch dílu. Základní skladba jednotlivých částí nosných dílů je uvedena v Tab. 1.

Dále jsou do skladby integrovány pásky jednosměrné uhlíkové výztuže (na Obr. 1 tmavě šedou barvou) pro zajištění ohybové tuhosti a v křídle a VOP i pěna Airex R82.80 (na Obr. 1 světle žlutou barvou).

Hladký povrch bez pórů byl u křídla a VOP zajištěn použitím epoxidového gelcoatu EG 100-T, u dalších částí byl použit osvědčený polyesterový gelcoat T35. K mokré laminaci byla využita epoxidová pryskyřice LG285 s tvrdidlem HG287. Vytvrzování probíhalo za pokojové teploty s vakuováním v plastovém pytli. Dotvrzení v peci při teplotě 66 °C bylo uskutečněno při vytvrzování lepidla.

oblast	skladba
vnitřní část křídla střední část křídla	1 x E sklo-plátno 80 g/m² 45° 6 x HS-uhlík-plátno 200 g/m² 45° 1 x E sklo-plátno 80 g/m² 45°
vnější část křídla	1 x E sklo-plátno 80 g/m ² 45°
přední a zadní část trupu SOP, VOP, křidélka, klapky	4 x HS-uhlík-plátno 200 g/m ² 45° 1 x E sklo-plátno 80 g/m ² 45°
konec křídla	1 x E sklo-plátno 80 g/m ² 45° 2 x HS-uhlík-plátno 200 g/m ² 45° 1 x E sklo-plátno 80 g/m ² 45°



Obrázek 9: Většina dílů vyrobených pro stavbu modelu

Překližkové díly vnitřní konstrukce byly vyfrezovány, ocelové vyřezány na laseru. Vzájemná poloha dílů tak mohla být řešena pomocí tvarových zámků, což výrazně usnadnilo rozměřování při lepení. Lepení podsestav a sestav bylo provedeno pomocí epoxidového lepidla Hysol 9394.

Výsledná celková hmotnost modelu činí pouhých 26 kg, což je v porovnání s plnostěnnými modely velmi nízká hodnota. Malá hmotnost se kladně projevila již při instalaci modelu na měřicí váhu, kdy nebylo nutné použít jeřáb.

MĚŘENÍ V AERODYNAMICKÉM TUNELU

První měření probíhalo v říjnu a listopadu 2015. Nejprve byla při rychlostech okolo 48 m/s (Re 1,0.106) odzkoušena integrita modelu v různých konfiguracích a funkčnost servopohonů. Relativní odchylka výchylky křidélka vztažená k maximální měřené výchylce -30° při maximálním naměřeném momentovém zatížení dosáhla 2% a u směrového kormidla 8% [1]. Vzniklé odchylky byly zapříčiněny především použitím slabých servomotorů, které při působení většího zatížení neudržely požadovanou výchylku. Tyto nedostatky by bylo možné odstranit použítím výkonějších servomotorů, případně speciálně navrženými servomechanismy. Inovace v podobě dálkově ovládaných ploch se však osvědčila a výrazně zkrátila prodlevy mezi měřeními.



Obrázek 10: Model letounu UL-39 v aerodynamickém tunelu

V další fázi probíhalo mnohem rozsáhlejší měření při rychlostech okolo 72 m/s (Re 1,5.106), tedy blízko návrhové rychlosti, s pevně aretovanými kormidly. Ukázalo se, že z hlediska pevnosti a tuhosti kompozitní model nijak nezaostává za plnostěnnými modely.

ZÁVĚR

Cílem bylo navrhnout a postavit kompozitní model letounu UL-39 pro měření v aerodynamickém tunelu. Návrh vnitřní konstrukce respektoval požadavek na dálkové řiditelná kormidla v plném rozsahu výchylek včetně měření závěsových momentů. Model dále umožňuje nastavení tří poloh vztlakových klapech a případnou instalaci dmychadla do proudovodu. Konstrukce musela být navržena s ohledem na zvolenou technologii výroby potahů a vnitřních 2D prvků a především možnosti ustavení při lepení. Snahou bylo vytvořit co nejtužší konstrukci s co nejpřesnějším vnějším tvarem při rozumných finančních nákladech.

Bylo ověřeno, že lze vyrobit lehký 26 kg vážící kompozitní model postačující pro měření do rychlosti proudu odpovídající Re 1,5.106. Byla vyzkoušena možnost dálkového ovládání kormidel pomocí digitálních modelářských servomotorů. U křidélek činila maximální odchylka výchylek 0,7°, u směrového kormidla 3°. Při použití zpětné vazby, snímače výchylky a samosvorného šnekového převodu lze očekávát výrazné zvýšení přesnosti a tuhosti mechanismu nezávisle na zatížení. Díky dálkovému řízení pomocí softwaru by u křidélek bylo možné simulovat diferencovaný převod. Nabízí se také možnost hledat vyvážené stavy v reálném čase. Druhá věc je složitost zapracování takového mechanismu do útrob modelu s větší štíhlostí křídla. Potenciál ve zvýšení efektivnosti tunelového času je však nezanedbatelný, neboť dálkové řízení může zkrátit čas mezi jednotlivými měřeními z minut na sekundy.

Model byl již použit pro celou řadu měření, při kterých byly zjištěny kompletní aerodynamické charakteristiky i určitá specifika, jejichž znalost významně pomohla při letových zkouškách. Model nadále slouží k vývojovým experimentům.

Literatura:

- Voslář J. Model letounu UL-39 pro tunelová měření. Praha: ČVUT, 2016. Diplomová práce. ČVUT, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky.
- [2] Holas O. Model letounu UL-39 pro tunelová měření. Praha: ČVUT, 2016. Diplomová práce. ČVUT, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky.

Možnosti monitorování kompozitní konstrukce s využitím Lambových vln

Ing. Lenka Michalcová, VZLÚ

Přístup monitorování stavu konstrukce (SHM) má potenciál významným způsobem zefektivnit provoz a zvýšit provozní životnost konstrukcí. Jde o velmi komplexní soubor technologií a algoritmů vyžadující nové a moderní přístupy. V současné době v podstatě neexistuje žádná letecká konstrukce, která by byla provozována výhradně na základě přístupu SHM. Proto je současný světový výzkum a vývoj zaměřen na vývoj a výzkum technologií a metod, které v budoucnu umožní spolehlivě využívat SHM ve vazbě na skutečné čerpání životnosti leteckých konstrukcí. Vývoj je směřován například na inovace systémů pro ukládání a sběr dat, senzoriku, zpracování dat, vývoj algoritmů pro digitální zobrazení poškození, simulace konečnými prvky a další. Vedoucí roli ve všech dostupných SHM systémech určených pro letecké konstrukce hraje v posledním desetiletí metoda na principu aktivních vysílačů generujících deskové vlny v ultrazvukovém spektru (UGW - ultrasonic guided waves).

SHM VERSUS NDT

SHM systémy se v budoucnu stanou spolehlivým alarmem pro odstavení letounu na NDT prohlídku, popřípadě postupně částečně pravidelné NDT kontroly nahradí. Za hlavní přínos SHM je považována zejména bezpečnost, ale také snížení provozních nákladů a větší dostupnost letounů v provozu. Tab. 1 uvádí základní rozdíl mezi NDT a SHM přístupem. Integrace SHM systémů na současná letadla je velmi obtížná, ale v rámci některých nových konceptů jsou podle filozofie Damage Tolerance již součástí konstrukčních návrhů.

NDT	SHM
Off-line hodnocení	On-line hodnocení
Údržba založená na časové periodě	Údržba založená na stavu konstrukce
Preventivní/reaktivní monitoring	Prediktivní/inteligentní monitoring

Tab. 1 Rozdíl přístupu SHM a NDT

Ultrazvukové vlny

Ultrazvukové vlny obecně mají velmi široký aplikační potenciál. Nejpoužívanější jsou v rámci NDT objemové metody zahrnující především podélné a příčné vlny generované přímými a úhlovými sondami. Tyto vlny vykazují bezdisperzní charakter; jejich rychlost je nezávislá na frekvenci a šíří se v pevných látkách jakékoliv geometrie. Naopak speciálně v tenkých konstrukcích, jakými jsou i letecké konstrukce, vznikají konverzí podélných a příčných vln takové vibrace tvořící při vhodné interferenci deskové vlny, které jsou vedeny právě rovnoběžnými povrchy. Generují se však pouze takové frekvence, jejichž vlnová délka je srovnatelná s tloušťkou materiálu. Deskové vlny vznikají například i ve vícevrstevných konstrukcích (Loveho vlny) a na rozhraních prostředí (Stoneleyho a Scholteho vlny) a jejich rychlost je závislá na tloušťce konstrukce a na použité frekvenci. Vždy vznikají nejméně 2 módy - symetrický a asymetrický. Speciálním případem využití ultrazvukových elastických vln je pasivní metoda akustické emise (AE). Vzniklé poškození vyvolá v materiálu náhlé uvolnění mechanické energie z místa zdroje v podobě šířících se elastických vln o frekvencích do cca 1 MHz. Senzory AE detekují zejména Rayleighovy povrchové vlny, které vznikají konverzí vlnového balíku z objemu materiálu při dosažení povrchu konstrukce.

Metoda UGW

Základy tohoto tzv. akusto-ultrazvukového přístupu položil v 80. letech 20 století A. Vary v americkém NASA. Tento termín označuje techniku, která kombinuje některé aspekty metodiky měření metodou AE s konvenční ultrazvukovou inspekcí ve frekvenčním pásmu cca 20 kHz - 500 kHz. Na počátku 90. let byly deskové vlny (zejména Lambovy vlny) představeny jako vhodné pro monitorování stavu velkých tenkých konstrukcí, např. leteckých konstrukcí, potrubí atd. Vyznačují se nízkým útlumem, velkým dosahem a generují se většinou piezoelektrickými aktuátory. Zpravidla existují dva měřící módy, a to buď "pulse-echo" nebo "pitch-catch.

Jedná se tedy o aktivní metodu, kdy buď jeden senzor vysílá a zároveň přijímá odrazy např. od defektu nebo jsou na konstrukce připevněny vysílače a snímače (na stejnou stranu povrchu nebo na protilehlé povrchy). Vysílání pulsů do konstrukce probíhá dle potřeby. Deskové vlny navíc umožňují měření tloušťky, která se může měnit například korozním úbytkem. Základním principem měření je srovnání 2 různých datových souborů. Základní měření, tzv. baseline měření konstrukce v neporušeném stavu s měřením během života, tedy s potenciálními poškozeními. Konfigurace senzorů, jejich počet a přístup k hodnocení signálů se mění od aplikace k aplikaci, zejména podle geometrie zkoušené konstrukce a očekávaného poškození. Nejobecnějším parametrem hodnocení je tzv. Damage Index



Obrázek 1: Schéma konfigurace senzorů

(DI), který v podstatě matematicky popisuje vztah 2 signálů, tj. vztah mezi baseline daty s aktuálně naměřenými signály. Hodnoceny mohou být charakteristiky signálů v časové či frekvenční doméně, jejich korelace, rozdíly, poměry, atd. Pokud tedy dojde k nějaké strukturní změně ve zkoušené konstrukci, signál bude vždy "jiný", než původní záznam bez defektu. Míra rozdílnosti následně kvantifikuje rozsah poškození. Nicméně DI obecně postrádá z fyzikálního hlediska vazbu na velikost poškození (např. délku trhliny, snížení zbytkové pevnosti apod.) a stává se tak nedostatečným parametrem hodnocení. V konkrétních případech (impaktová poškození) je možné různými matematickými pravděpodobnostními algoritmy (např. RAPID) poškození zrekonstruovat a zobrazit [3]. Míra přesnosti lokalizace i kvantifikace je tím vyšší, čím hustší síť senzorů je použita. V jiných případech lze přesně určovat např.délku rozlepení na základě přesného měření zpoždění signálu na senzor. Lambovy vlny jsou velmi citlivé nejen na jakékoliv strukturní změny, ale i na teplotu a vlhkost [4]. Na Obr. 2 je znázorněn vliv teploty na velikost impaktu. Obr. 2a) interpretuje naměřené signály bezprostředně před a po impaktu, tj. za stejné teploty, Obr. 2 b) před impaktem a po impaktu při zvýšení teploty a 2 c) srovnává dvě sady dat po impaktu při dvou různých teplotách. Je tedy zřejmé, že tyto enviromentální vlivy je nutné kompenzovat. Interpretace signálů je velmi komplikovaná a rozhodně vyžaduje pokročilé nástroje zpracování signálu. Úlohou měření je tedy najít konkrétní frekvenci pro daný typ konstrukce, která bude pro daný případ nejcitlivější.

FYZIKÁLNÍ POPIS LAMBOVÝCH VLN

Na základě disperzního charakteru deskových vln jsou z hlediska aplikačního využití důležité následující charakteristiky:

- Frekvence
- Fázová rychlost
- Grupová rychlost
- Cut-off frekvence
- Útlum
- Symetrické/asymetrické módy

Vysílací puls má ve frekvenční doméně vždy určitou šířku, tj. je generován celý vlnový balík blízkých frekvencí +/- ∆f s požadovanou centrální frekvencí. Následkem disperze je rozštěpení grupové a fázové rychlosti, která je v bezdisperzním prostředí totožná. Experimentálně lze z časů příchodů (ovšem i ten je náročné přesně určit) signálu na senzor určit grupovou rychlost vlnění [2], jehož maxima a minima vznikají interferencí všech frekvenčních složek signálu (které se šíří každá jinou rychlostí). Kromě celého spektra blízkých frekvencí jsou navíc do konstrukce vybuzeny vždy minimálně 2 módy, a to symetrický a asymetrický mód. Jejich počet je v podstatě nekonečný, ovšem každý má svojí cut-off frekvenci, tj. frekvenci, pod kterou jej již vybudit nelze. Jediné módy, které se objevují napříč celou frekvenční škálou jsou fundamentální módy S0 (symetrický) a A0 (asymetrický). Každý z nich se šíří jinou rychlostí, na základě které je lze při experimentu od sebe rozeznat.



Obrázek 3: Separace asymetrického módu A0 a symetrického S0 pomocí MKP

VYUŽITÍ V PRAXI

Monitorování pomocí Lambových vln nalezlo široké uplatnění během různých zkoušek od kompozitních vzorků po celé konstrukční celky. Nejběžnějším typem poškození kompozitních materiálů je delaminace, která vzniká mimo jiné i při impaktovém poškození. Například kompozitní trupy letounů, a to zejména kolem dveřních prostorů jsou vystaveny impaktům, které nelze detekovat běžnou vizuální kontrolou a jejichž výskyt a rozsah je třeba monitorovat. Ve spolupráci DLR, Airbusu a dalších byl například ověřen postup na monitorování impaktů použitý u letové verze letounu A350. Zde je použita patentovaná technologie Smart Layer® sítě PZT senzorů integrovaných do konstrukce s minimálním množstvím kabeláže, velikostí a vahou. Další letové testy probíhají například na kovových částech vrtulníku H-60 BlackHawk a na linkových letounech Embraer[1].

Kromě UGW SHM systémů se osvědčila i metoda akustické emise, ovšem spíše během únavových zkoušek a dále metoda CVM (comparative vacuum monitoring), která se stala součástí jak pozemních zkoušek, tak i letových testů letounů Embraer a linkových B 737 společnosti Delta Airlines [1]. Všechny tyto případy dokazují zvyšující se TRL a také význam a budoucnost SHM přístupu. SHM systémy však musí ještě překonat mnoho překážek, než bude možné tyto systémy plně integrovat do nových eventuelně již provozovaných leteckých konstrukcí.

Literatura:

- Composite World [online]. [cit. 2017-02-09]. Dostupné z: http://www.compositesworld.com/articles/structural-health-monitoring-ndt-integrated-aerostructures-enter-service
- [2] ROSE, Joseph L. Ultrasonic guided waves in solid media. New York, USA: Cambridge University Press, 2014. ISBN 11-070-4895-8.
- [3] HETTLER, Jan, Morteza TABATABATEIPOUR, Steven DELRUE a Koen VAN DEN ABEELE. Application of a Probabilistic Algorithm for Ultrasonic Guided Wave Imaging of Carbon Composites. Physics Procedia. 2015, 70, 664-667. DOI: 10.1016/j.phpro.2015.08.072. ISSN 18753892. Dostupné také z: http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1875389215008135
- [4] CROXFORD, A.J., P.D. WILCOX, B.W. DRINKWATER a G. KONSTAN-TINIDIS. Strategies for guided-wave structural health monitoring. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2007-11-8, 463(2087), 2961-2981. DOI: 10.1098/rspa.2007.0048. ISSN 1364-5021. Dostupné také z: http://rspa.royalsocietypublishing.org/ cgi/doi/10.1098/rspa.2007.0048



Obrázek 2: Vliv teploty na vyhodnocení velikosti impaktu

Měření specifické absorbované energie kompozitních materiálů

Ing. Michal Mališ, Ph.D., VUT

Článek popisuje experimentální studii vlivu typu materiálu výztuže, orientace vláken, tepelného zpracování a rychlosti zatěžování na absorpci energie kompozitními materiály. Parametrická studie byla provedena na vlnitých vzorcích při statickém i dynamické zatížení. Práce vznikla v rámci projektu TAČR TA 04010854 "Zvýšení pasivní bezpečnosti letounů společnosti TL-Ultralight" za cílem naměření postupné poruchy kompozitního materiálu pro následné kalibrace materiálových modelů v simulacích metodou konečných prvků a pro úvodní náhled k pochopení fenoménu absorpce energie kompozitními materiály.

ÚVOD

Při řešení pasivní bezpečnosti dopravních prostředků je uváděno pět klíčových faktorů, které musí být zabezpečeny [1]: vytvoření bezpečného prostoru kolem pasažéra, využití bezpečnostních pásů, "energy management" - zajištění pohlcení nárazové energie, vhodný design bezprostředního okolí pasažéra, zamezení vzniku požáru a snadné opuštění kabiny. Významnou kapitolou při vývoji dopravních prostředků, v těchto pěti zásadách, je zajištění pohlcení energie v konstrukci a utlumení nárazu působícího na pasažéra. Pohlcení nárazové energie závisí na mechanické odezvě celé konstrukce, nicméně pro účely utlumení nárazové energie bývají v konstrukcích využívány absorbéry speciálně navrhované dle specifických požadavků.

Absorbéry energie můžeme najít v přední i zadní části automobilu, ve dveřích automobilu, v podlaze letounů i vrtulníků [2, 3] atp. Tradičně bývají vyrobeny z ocelí nebo hliníkových slitin. Při požadavcích na snížení hmotnosti se začínají uplatňovat i absorbéry z kompozitních materiálů. Rozdíl mezi absorbérem z kovových materiálů a kompozitu je zejména v mechanismu pohlcení energie. Absorbéry z kovových materiálů, standardně uzavřené profily namáhané v tlaku, jsou navrženy tak, aby utlumily energii pomocí lokální ztráty stability stěny a plastické deformace materiálu [4]. Absorbéry z kompozitních materiálů pohlcují energii pomocí řízené postupné poruchy materiálu [5, 6]. Komplexnost poškození kompozitu a řada parametrů ovlivňujících výsledek způsobují, že absorbéry z kompozitních materiálů, ač disponují značným potenciálem, ještě nejsou v dopravním průmyslu široce uplatněny. Jako hlavní faktory bránící k širokému použití absorbérů z kompozitních materiálů jsou předkládány tyto [6]:

- Dostupná konstrukční směrnice
- Přesné a cenově dostupné nástroje pro analýzu
- Testovací metody pro charakterizaci schopnosti materiálu pohltit energii
- Dostupná databáze vlastností kompozitních materiálů

Snahy o standardizaci postupů návrhu deformačních členů a jejich numerických analýz vedly v minulých třech dekádách v řadu výzkumných projektů v Evropě i zámoří. V Evropě byly pod vedením DLR realizovány od roku 1990 projekty "KRASH", "CRASURV", "CRAHVI" [3] a řada dalších. Paralelně v zámoří probíhalo koncentrované úsilí mnoha výzkumných, vývojových i normalizačních institucí sloučených do pracovních skupin jako "AGATE - Integrated Design and Manufacturing Technical Council", nebo "Crashworhiness Working Group" jejímž výstupem je reprezentativní shrnutí problematiky z automobilového i leteckého průmyslu uvedené v CMH17 (Composite Material Handbook), dříve známý jako MIL-HDBK-17.

Při popisu možností konstrukcí z kompozitních materiálů absorbovat energii bývá uvedeno několik klíčových parametrů a definic pro [6]:

- Maximální špičková dosažená síla při zatěžování
- Průměrná síla při postupném drcení
- Poměr mezi špičkovou silou a průměrnou silou při drcení
- Posunutí, vydrcení, zdvih míra postupné poruchy materiálu
- Spouštěč "trigger" zařízení pro iniciaci řízené poruchy vzorku
- Celková absorbovaná energie (AE) plocha pod křivkou síla posunutí
- Specifická absorbovaná energie (SAE) celková energie na hmotnost materiálu, který se podílí na pohlcení energie (Rovnice 1).

$$SAE = \frac{AE}{\rho Al}$$

Při výpočtu SAE je AE dělená hustotou ρ, plochou průřezu vzorku A a aktuálním posunutím (vydrcením) vzorku.

Specifická absorbovaná energie SAE je měřena v jednotkách J/g a jedná se veličinu pro porovnání mezi různými materiály. Nutno zmínit, že SAE není považovaná za materiálovou charakteristiku, protože závisí na geometrii vzorku. Specifická energie SAE pro kovové materiály se pohybuje v rozmezí 15-25 J/g a pro kompozitní materiály 40-80 J/g. Z toho vyplývá značný potenciál, který nabízí kompozitní materiály pro absorpci nárazové energie, zejména u aplikací náročných na nízkou hmotnost.

Snahy o dosažení kontinuální rovnoměrné postupné poruchy vzorku z kompozitních laminátů při statickém i dynamické zatěžování vyústily ve vývoj několika typů vzorků, přípravků a metod pro měření SAE.

Pionýrské práce [7] vzešly ze spolupráce mezi NASA a ARL (Army Research Laboratory) v 90 -tých letech minulého století.

Měření SAE bylo prováděno v robustním přípravku na plochých vzorcích, které byly po stranách upnuty ve vodících lyžinách z důvodů zamezení ztráty stability stěny vzorku. Zkoumáno bylo několik typů geometrických zakončení vzorku, tzv. spouštěčů neboli "triggerů" s různými výsledky. Použití různých "triggerů" umožnilo vznik progresivní poruchy na vzorku, ale přítomnost bočních vodítek vzorku způsobovala problémy.

Evropský příspěvek v této problematice vzešel z Německého výzkumného leteckého ústavu DLR [8], kdy byly vyvinuty samo-stabilizující vzorky tvaru "omega", které nepotřebovaly boční vodítka. Spouštěč progresivní poruchy představovala sražená hrana čela vzorku. Pata vzorku musela být při statickém i dynamické zatížení upnuta v kleštině, nebo zalitá do stabilizační patky. S využitím těchto vzorků byly kalibrovány materiálové modely ve výpočtovém systému PAM-CRASH využívané pro Evropské výrobce letecké techniky Airbus, Onera [4,9]. Systematický vývoj geometrie vzorku pro měření SAE byl realizován v rámci projektu "Standardization of numerical and experimental methods for crashworthiness energy absorbtion of composite materials" v letech 2007-2009, který byl veden institucí "University of Washington" [4, 6, 10]. Zkoumány byly různé geometrie s cílem vyvinout takový vzorek, který by byl snadno vyrobitelný v jednoduché formě, odolný proti ztrátě stability, fungoval by bez podpůrných zařízení při zkoušce a byl opatřen spolehlivým "triggerem". Výzkum vedl k vlnitým vzorkům s různou křivostí a počtem vln (Obr. 1). Nejúspěšnějších a nejspolehlivějších výsledků dosahoval vlnitý vzorek s kružnicovými vlnami (Obr. 1 - třetí z leva v horní řadě). Vzorek byl doporučen jako nejvhodnější pro měření SAE a našel uplatnění v odborné komunitě při vypracovávání postupu numerických analýz metodami konečných prvků [2,11].



Obrázek 1: Zkoumané vhodné geometrie pro měření SAE [10]



Na základě výše uvedených výsledků byl pro měření SAE v rámci projektu "Zvýšení pasivní bezpečnosti letounů společnosti TL-Ultralight" vybrán vzorek s kruhovými oblouky (Obr. 2). Typická celková šířka vzorku byla zvolena 60 mm, výška vzorku přibližně 100 mm, tloušťka stěny vzorku 1,6 - 2 mm. Panely pro zkoušky absorbované energie byly vyrobeny ve dvoudílné formě z umělého dřeva technologií kontaktní ruční laminace. Používanou matricí pro všechny vzorky byl epoxid MGS – L285 s tvrdidlem MGS L-287. Po vytvrzení při pokojové teplotě byly některé vzorky temperovány při teplotě 57°C po dobu minimálně 8h. Při parametrické studii byly použity pro porovnání tři typy výztuže:

Označeni	Označeni dodavatel	Vazba	Gramáž [g/m²]	Popis
C200	43199/200	plátno	200	Uhlíková tkanina, vlákno Torayca
CA175	CA 175	kepr	175	Hybridní tkanina kevlar/uhlík výrobce Kordár- na a.s.
92125	Interglass 92125	kepr	285	Skleněná tkanina

Tab. 1: Seznam použitých výztuží

Po vytvrzení bylo jedno čelo vzorku broušeno pro zajištění rovinnosti, druhé čelo bylo opatřeno "triggerem" – ručně provedenou zkosenou hranou pod úhlem 45° na vzdálenosti 2mm.

Statické zkoušky proběhly na Zkušebně Leteckého ústavu VUT v Brně. Měřenými parametry byly síla a posunutí (vydrcení) vzorku. Celkem bylo provedeno sedm sérií statických zkoušek podle typu vrstvení, materiálu výztuže a tepelného zpracování (Tab. 2).

Série	Počet vrstev	Počet vzorků	Materiál výztuže	Vrstvení	Poznámka
1	9	6	92125	[0/90°] ₉	-
2	9	6	Uhlík C200	[0/90°] ₉	-
3	9	6	Uhlík C200	[0/90°,±45°] _{2S} , 0/90	Kvazi izotropní skladba
4	9	6	Uhlík C200	[+-45°] ₉	-
5	9	6	CA175	[0/90°] ₉	-
6	9	6	Uhlík C200	[0/90°] ₉	Temperováno
7	9	6	Uhlík C200	[0/90°] ₉	Temperováno + zkoušeno při T=70°C

Obrázek 2: Použitý vzorek

PRŮBĚH STATICKÝCH ZKOUŠEK + MECHANIZMUS POŠKOZENÍ

Při statické zkoušce byly vzorky prostě vloženy mezi dvě desky do zkušebního stroje a zatíženy tlakem. Nesymetrický tlak na zkosenou hranu triggeru inicioval typickou poruchu. Typická porucha (Obr. 3 a 4) se vyznačuje progresivním symetrickým rozlepováním vzorku ve středu tloušťky stěny a následným drcením rozlepených částí vzorku. Typická porucha se projevila u všech zkoušených sérií, kromě série 4 - vzorků z výztuží z uhlíkových vláken s diagonální skladbou.



Obrázek 3: Mechanismus iniciace poškození [4]



Obrázek 4: Statická zkouška

Porušením kompozitních konstrukcí při nárazech se zabýval Mamalis [5], který předpokládal pohlcení energie následujícími mechanismy (Obr. 5):

- Delaminací při rozdělení stěny vzorku
- Ohybovou pevností separovaných vrstev
- Delaminací při rozdělení stěny vzorku
- Delaminací mezi separovanými vrstvami
- Třením mezi zatěžovací deskou a vzorem
- Třením mezi drtí a vzorkem



Obrázek 5: Mechanismus poškození vzorku a vlivy pohlcení energie [4]

POSTUP VYHODNOCENÍ STATICKÝCH ZKOUŠEK

Měřen byl záznam síly, posunutí příčníku stroje, geometrie a hmotnost vzorku. Následně byly pro každý vzorek vyhodnoceny záznamy síly, AE a SAE na posunutí (vydrcení) vzorku. Pro vzájemné porovnání průběhu sérií, byly vytvořeny střední průměrné průběhy pro každou sérii vzorků. Příklad vyhodnocení pro sérii 2 (vzorek s uhlíkovou výztuží vrstvenou pod uhlem 0/90°) je na obrázcích 6-8.



Obrázek 6: Příklad vyhodnocení průběhů síla na posunutí



Obrázek 7: Příklad vyhodnocení průběhů AE na posunutí



VÝSLEDKY STATICKÝCH ZKOUŠEK

Výsledky statických zkoušek jsou porovnány na středních průbězích prezentovaných na obrázcích 9- 11. Pro následné vyhodnocení různých vlivů jsou vybrány a popsány různé křivky z uvedených obrázků.



Obrázek 9: Porovnání středních průběhů závislostí síla na posunutí jednotlivých zkoušených sérií



Obrázek 10: Porovnání středních průběhů závislostí AE na posunutí jednotlivých zkoušených sérií



Obrázek 11: Porovnání středních průběhů závislostí SAE na posunutí jednotlivých zkoušených sérií

Vliv materiálu výztuže

Pro porovnání vlivu materiálu výztuže byly vybrány střední průběhy v sérii 1, 2, 5 (Tab. 2). Tyto vzorky nebyly temperovány, jsou vrstveny pod úhlem 0°/90°. Rozdíly jsou pouze v materiálu výztuže. Z průběhu síly a AE na posunutí je patrno, že rozdíly jsou minimální. Rozdíly středních průběhů jsou menší než rozptyl průběhů v jednotlivých sériích. Nejnižší SAE vykazují vzorky ze skelných vláken, z důvodů přepočtu celkové energie dělené hustotou. Ze stejných důvodů mají vzorky z uhlíko- aramidovou výztuží specifickou absorbovanou energii v této sérii nejvyšší.

Vliv orientace vláken

Vliv orientace vláken na schopnost materiálu pohltit energii byl vyhodnocen při porovnání sérií 2,3,4 (Tab. 2). Porovnání je provedeno pro vzorky s uhlíkovou výztuží, vrstvené pod úhlem 0°/90°, s kvazi--izotropní skladbou a diagonální skladbou (vlákna orientována pod úhlem ±45°). První dva zmíněné typy vzorků opět vykazují minimální rozdíly v průbězích síla a AE na posunutí. Navíc kvazi- izotropní skladba představuje minimální úbytek síly při progresivním drcení vzorku a maximální SAE. Naproti tomu vzorek s diagonální skladbou, vlivem své malé tuhosti ve směru zatížení, začal po zatížení ztrácet stabilitu a nedocházelo k typickému drcení, které by pohltilo energii. Aby bylo možno tyto vzorky vyzkoušet, byly zkráceny na polovinu. Ke ztrátě stability pak již nedocházelo, přesto typická progresivní porucha vzorků také nenastala. Na obrázku 12 je zkrácený vzorek s diagonální skladbou při zatížení.



Obrázek 12: Zkrácený vzorek s diagonální skladbou při zatížení

Vliv tepelného zpracování a zvýšené teploty

Vliv tepelného zpracování je demonstrován na porovnání výsledků zkoušek série 2 a 6. Ze záznamů síly a celkové pohlcené energie na posutí jsou patrné jen minimální rozdíly. Záznam specifické energie na posunutí však ukazuje větší schopnost pohltit energii pro netemperovaný vzorek o cca 10%. Rozdílem není vliv tepelného zpracování, ale odchylky v tloušťce geometrie vzorku. Vzorky určené pro tepelné zpracování byly vyrobeny s větší tloušťkou. Proto při přepočtu SAE byla hmotnost materiálu, který se podílí na pohlcení energie, větší. Přesto můžeme říct, že tepelné zpracování vzorku po vytvrzení nemá na schopnost materiálu pohltit energii významný vliv.

Vliv zvýšené teploty při zkoušení

Tento vliv byl analyzován na sérii 6 a 7 (Tab. 2). Ze všech tří záznamů vyplývá, očekávaně, že vliv zvýšené teploty na pohlcení energie je významný. Vzorky zkoušené za zvýšené teploty vykazovaly cca o 1/3 nižší sílu při drcení i pohlcenou energii.

VÝSLEDKY STATICKÝCH ZKOUŠEK

Cílem nárazových zkoušek bylo porovnání mezi staticky a dynamicky rázově zatěžovaným vzorkem a vliv vrstvení na odezvu při dynamickém zatížení. Vzhledem k náročnosti měření nebyly dynamické nárazové testy provedeny v takové šíři jako statické zkoušky.

Dynamické zkoušky byly provedeny na pádové věži na Zkušebně Leteckého ústavu VUT v Brně. Pádová věž je sestavena ze dvou pojezdových tyčí, na kterých se pohybuje závaží, tzv. impaktor. Záměrem bylo provést dynamické zkoušky při maximální dopadové rychlosti, proto byla využita maximální výška padostroje 2,88 m. Hmotnost pohybujícího se závaží byla 28 kg.

Měřenými záznamy byla dopadová rychlost měřena optickou branou a síla na čase snímaná siloměrem Kistler 9107A se vzorkovací frekvencí 62000 fr/s umístěným pod dopadovou plochou se vzorkem (Obr. 13). Posunutí impaktoru při nárazu bylo následně dopočítáváno se záznamů ze siloměru. Nárazová zkouška byla dále snímaná vysokorychlostní kamerou.



Obrázek 13: Vzorek upnutý v padostroji

Oproti vzorkům určeným pro statické zkoušky, byly dynamické zkoušky opatřeny stabilizační patkou, podle vzoru na obrázku 1, pro pevnější uchycení vzorku k dopadové měřící desce.

Vzorky byly vyrobeny s využitím stejných materiálů a technologií jako pro statické zkoušky. Celkem byly zkoušeny dvě série vzorků s výztuží z uhlíkové tkaniny s různou orientací. Orientace vláken byla v první sérii pro všechny vrstvy stejná 0°/90° ve směru zatížení. Druhá série měla skladbu kvazi- izotropní. V obou sériích byly úspěšně naměřeny 4 vzorky. V průběhu nárazové zkoušky docházelo k typické poruše vzorku, reprezentované fragmentací a rozdělením vzorku po tloušťce stěny, jak bylo pozorováno při statické zkoušce. Délka dynamického děje trvala cca 0,007s a ve většině případů nedocházelo k odskočení impaktoru od vzorku.



Obrázek 14: Porovnání záznamu síly na posunutí pro staticky a dynamicky zatěžované vzorky



Obrázek 15: Porovnání záznamu AE na posunutí pro staticky a dynamicky zatěžované vzorky

Vyhodnocení bylo provedeno stejným postupem jako u statických zkoušek, jen v závěru nebyla vyhodnocována SAE, ale jen síla a AE na posunutí. Na obrázcích 14 a 15 jsou znázorněny výsledné střední křivky síly a celkové pohlcené energie na posunutí pro dynamické zkoušky a srovnatelné statické zkoušky.

Výsledné záznamy síla-posunutí jsou charakteristické vysokou úvodní špičkovou silou, která velmi rychle klesla na ustálenou hodnotu. Oproti statickým zkouškám síla při progresivní poruše vzorku neklesala ani u jednoho typu vrstvení.

Vzhledem k nízkému počtu zkoušených vzorků je obtížné vyvodit obecné závěry o absolutní velkosti síly nebo pohlcené energie a bude potřeba provést další experimenty.

ZÁVĚR

Na základě výše uvedených výsledků byly učiněny následující závěry:

- Schopnost materiálu pohltit tlakovou energii kompozitním materiálem nezávisí významně na materiálu výztuže ani orientaci vláken výztuže. Orientace vláken musí být však taková, aby vzorku dodala dostatečnou tuhost ve směru zatížení pro zamezení ztráty stability v tlaku. To potvrzují vzorky s čistě diagonální skladbou, které potřebnou tuhostí nedisponovaly.
- 2. Zvýšená teplota při zkoušce snižuje významně absorpci energie při zkoušce. Lze usuzovat, že zásadní vliv na absorpci energie má materiál matrice, který však v této studii nebyl zkoumán. Zejména materiály s vysokou interlaminární pevností (jako PEEK) naznačují slibné výsledky [11].
- 3. Nejvyšší specifickou absorbovanou energii SAE při statickém zatížení vykázal vzorek s kvazi-izotropní skladbou, kdy síla při postupném drcení neklesala, a tudíž plnost diagramu síla na posunutí byla nejvyšší. Podobné závěry publikoval již Jackson [8]. Podobné stabilizovaná je i síla při postupném drcení vzorku u dynamického zatížení [9].

Literatura:

- Hurley, T. R., Vanderburg J. M. (2000): Small Airplane Crashworthiness Design Guide, Simula Technologues, Inc.
- [2] Wade, B. (2014): Capturing the Energy Absorbing Mechanisms of Composite Structure under Crash Loading, Doctoral Thesis, University of Washington.
- [3] Wigenraad, J. F. M. (2003): Crashworthiness research at NLR (1990-2003), NLR-TP-2003-317, June 2003.
- [4] Feraboli, A. (2007): Standardization of numerical and experimental methods for crashworthiness energy absorption of composite materials. https://depts.washington.edu/amtas/events/amtas_07fall/Feraboli.pdf
- [5] Mamalis, A. G. (1998): Crashworthiness of Composite Thin-Walled Structural Components, Technomic Publishing Company, Lancaster, Pennsylvania 17604 U.S.A.
- [6] Feraboli, A. (2008): Development of a Corrugated Test Specimen for Composite Materials Energy Absorption, Journal of COMPOSITE MATERIALS, Vol. 42, No.3/2008.
- [7] Lavoie, J. A., Morton, J. (1993): Design and Application of a Quasistatic Crush Test Fixture for Investigating Scale Effect in Energy Absorbing Composite Plates, NASA CR 4526, July 1993.
- [8] Jackson, A., Dutton, S., Kelly, D. (2009): Effect of Manufacture and Laminate Design on Energy Absorbtion of Open Carbon-Fiber Epoxy Section, ICCM 17, 27-31 July 2009, Edimburgh, UK. http://www.iccm-central.org/ Proceedings/ICCM17proceedings/Themes/Behaviour/EnergyAbsorbtion-Crashworthiness.pdf.
- [9] David, M., Johnson, A. F. (2015): Effect of strain rate on failure mechanism and energy absorbing in polymer composite elements under axial loading, Composite Structure 112 (2015), 430-439, ISSN: 0263-8223.
- [10] Feraboli, A. (2008): Standardization of Numerical and Experimental Methods forCrashworthiness Energy Absorption of Composite Materials. https://depts.washington.edu/amtas/events/amtas_08fall/Feraboli_crash.pdf.
- [11] Tan, W., Falzon, B. G. (2016): Modelling the crush behaviour of thermoplastic composites, Composites Science and Technology, 134, 57-71.

Vývoj a zkoušky kompozitního vzduchovodu

Ing. Jan Václavík a kolektiv, Aero Vodochody

Kompozitní vzduchovod pro letoun L-39NG vzniká v rámci projektu TE02000032 vypsaného Technologickou agenturou ČR "Výzkumné centrum pokročilých leteckých konstrukcí" v úzké spolupráci řešitelského týmu vedeného společností AERO Vodochody AEROSPACE a.s., jehož členy jsou VZLÚ, ČVUT v Praze - Ústav letadlové techniky, Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky, VUT v Brně - Letecký ústav a Honeywell International s.r.o. Probíhající analýzy a zkoušky vytvořily ucelený soubor poznatků a dat, na základě kterých je navržen a zkoušen demonstrátor kompozitní konstrukce.

STAV PROJEKTU A PROVEDENÉ ZKOUŠKY

Shrnutí aktivit roku 2016

V uplynulém roce konscorcium řešitelů pod vedením společnosti AERO Vodochody AEROSPACE a.s. řešilo a uzavřelo níže uvedené vývojové a výzkumné úkoly, které jsou podrobněji popsány v dalších kapitolách tohoto článku. Demonstrátor je navržen, analyzován a zkoušen tak, aby maximum získaných poznatků bylo možné využít při konstrukci letounu L-39NG, kde se s použitím kompozitního vzduchovodu počítá. Plánovaným přínosem bude snížení hmotnosti, odstranění problémů s akustickou únavou způsobenou tlakovými fluktuacemi buzenými motorem a celkové zjednodušení konstrukce s možností vyměnitelnosti vzduchovodu při případném poškození konstrukce.

Návrh vhodných materiálů, specifikace konstrukčních požadavků a vymezení technických problémů

Pro ucelení poznatků o impaktní odolnosti materiálu byly provedeny ve spolupráci s VZLÚ doplňkové nízkoenergetické impaktní zkoušky na pádovém impaktoru SUPR. Jejich provedením byl získán ucelený přehled o chování materiálu při různých úrovních dopadové energie, což je nezbytný předpoklad pro dimenzování konstrukce. Po vyhodnocení srovnávacích testů odolnosti vybraných materiálů vůči umělému rázovému poškození pádovým impaktorem dle [1] a zvážení dalších požadavků, jako je například odolnost vůči akustickým vibracím, byly všechny požadavky vloženy do rozhodovací materiálu, kterým je Hexply 8552/40%/AGP 193PW

Pro tento materiál byla vyrobena kolekce materiálových vzorků a zahájen zkušební program materiálových zkoušek [2]. Cílem tohoto programu je získání uceleného souboru dat, který může sloužit jako podklad pro certifikaci konstrukce vyrobené z tohoto uhlíkového prepregu. Zkoušky budou probíhat na zařízení ČVUT jak za normálních teplot, tak i za podmínek Hot-Wet. Součástí této kampaně jsou zároveň také zkoušky jednotlivých konstrukčních uzlů pro získání fyzikálních vlastností vybraného spojovacího materiálu a zejména pak chování těchto spojů.

Finální návrh konstrukce vzduchovodu

Po koncepčním návrhu vzduchovodu bylo přistoupeno k tvorbě detailního modelu vzduchovodu. V něm je již vydefinován konkrétní materiál se zohledněnými fyzikálními parametry, spojovací materiál a jsou v něm navrženy jednotlivé konstrukční uzly.V modelu byly také zohledněny výsledky všech dosavadních analýz-[3]. Zároveň byla dokončena konstrukce střední části trupu, jenž je nedílnou součástí tohoto návrhu.

3D model vzduchovodu je tak plně integrován do okolní konstrukce draku letounu s tím, že v případě závaženého poškození konstrukce je možné celý vzduchovod z draku vyjmout a buď opravit mimo letoun anebo vyměnit za nový díl. Detailní model konstrukce je znázorněn na obrázku 1.



Obrázek 1: Detailní model konstrukce

Vzduchovod je navržen jako sestava dvou separátních ramen, která jsou spojena v oblasti přepážky 29 vnější kompozitní objímkou. V objímce jsou zakomponovány kovové čepy pro táhla, za která je vzduchovod připevněn k přepážce 29. Ramena vzduchovodu jsou navržena jako integrální díly z uhlíkového laminátu, který je v oblasti impaktu zesílen až na 24 vrstev. Tvořící plochy vzduchovodu byly aerodynamicky optimalizovány a následně prošly softwarovým vyhlazováním provedeným externí firmou tak, aby je bylo možné použít pro přímou výrobu přípravkového vybavení. Sestava vzduchovodu je znázorněna na obrázku 2.



Obrázek 2: Konstrukční model vzduchovodu

Technologické zkoušky a vývoj přípravkového vybavení

Návrh funkčního přípravkového vybavení je nutnou podmínkou pro úspěšné zvládnutí výrobního procesu kompozitní konstrukce. Pro návrh formy vzduchovodu bylo nutné nejprve odladit způsob výroby formy a její celkovou koncepci [4]. Proto byl nejprve navržen a vyroben zkušební segment formy vzduchovodu, viz. obrázek 3. S ohledem na komplikovanou konstrukci formy, která se skládá ze 4 dílů, které musí být přesně slícovány, byl ověřen způsob výroby formy a následně došlo také k ověření její geometrické přesnosti.



Obrázek 3: Zkušební segment vzduchovodu

Na základě výsledků výroby segmentu formy bylo následně přikročeno k detailnímu návrhu formy vzduchovodu, kde je použita identická koncepce.

Forma je vnitřní, typu trn, složená ze 4 dílů vzájemně dosedajících na lemech spojených šroubovým spojem. Forma musí být adekvátně tuhá, aby zaručila tvarovou stálost dílu a opakovatelnost výroby v požadovaných geometrických tolerancích [5]. 3D model konstrukce master modelu formy vzduchovodu včetně manipulačního systému je zobrazen na obrázku 4.





Obrázek 4: Konstrukční model master modelu formy vzduchovodu

ZATÍŽENÍ A ANALÝZY VZDUCHOVODU PRO TVORBU METODIKY DAMAGE TOLERANCE

Aktivity pro tvorbu metodiky Damage tolerance byly vyvíjeny ve dvou základních směrech:

- kampaň bird strike na zkušebních panelech a následné porovnání dosažených výsledků s analytickým modelem
- FEM analýza akustického zatížení a návrh zkušebního zařízení pro verifikaci FEM výpočtu

Dále jsou prováděny rešeršní práce pro stanovení maximální přípustné výrobní vady, které budou sloužit jako podklad při dalším sledování růstu trhliny ve zkušebním vzorku.

Bird strike

Výpočetní práce byly vzhledem ke složitosti úkolu paralelně prováděny jak na pracovišti VUT v systému Dytran [6], tak ve VZLÚ v systému ABAQUS. Výsledky těchto analýz bylo následně nutné ověřit zkouškou. Při střetu s ptákem dochází k extrémnímu zatížení konstrukce. Tento děj je na základě požadavků předpisu EMACC definován při rychlosti letu letadla 593 km/h a hmotnosti ptáka 1 kg. Byla proto navržena poměrně rozsáhlá a unikátní zkušební kampaň do plochých zkušebních vzorků pro přesné naladění výpočetních modelů, kdy byly testovány různé rychlosti nárazu při dvou různých úhlech dopadu.

Podrobněji je tato kampaň a její vyhodnocení [7] popsána v samostatném článku.Na základě výsledků zkoušek byla optimalizována konstrukce vzduchovodu, zejména pak v zónách vystavených přímým účinkům nárazu. Následovala pak simulace nárazu ptáka do FEM modelu vzduchovodu v systému Abaqus na pracovišti VZLÚ s využitím dat získaných ze zkoušky. Model již obsahuje rovněž okolní kostrukci trupu pro detailní analýzu účinků nárazu do celé soustavy vzduchovod - trup. Příklad výsledků výpočtu je znázorněn na obrázku 5.



Obrázek 5: Příklad výsledků výpočtu nárazu ptáka do detailních FEM modelu vzduchovodu

Dalším důležitým mezníkem projektu bude full scale zkouška nárazu ptáka do vyrobené konstrukce. Za tímto účelem je navrhován zkušební stand, který svými mechanickými vlastnostmi v průběhu nárazu musí plně nahradit vlastnosti střední části trupu. 3D model tohoto standu je znázorněn na obrázku 6.



Obrázek 6: Model zkušebního standu pro full-scale test nárazu ptáka

Simulace akustického zatížení a návrh zkušebního zařízení

Akustické zatížení bude dominantním typem zatížení během provozu letounu po dobu celé jeho plánované životnosti. Vzhledem k povaze tohoto typu zatížení není možné provést full scale testy konstrukce a je proto nutná detailní analýza podpořená ověřovacími zkouškami. Na pracovišti ČVUT v Praze, Ústavu mechaniky, biomechaniky a mechatroniky proto probíhaly poměrně rozsáhlé verifikační práce MKP modelu pro řešení vibroakustických analýz namáhání materiálu kompozitních vzduchovodů letounu. V práci prací byly sledovány především následující cíle:

- Návrh vhodné metodiky výpočtu vibroakustických analýz vzduchovodů letounů pomocí MKP.
- Stanovení vhodných podmínek buzení akustického prostředí vzduchovodů, které aproximuje akustické buzení vznikající u proudových motorů.
- Vytvoření MKP modelu vzduchovodu s uvažováním jednoduchého modelu kompozitního materiálu (homogenní model materiálu) a okrajových podmínek, které odpovídají aktuálnímu konstrukčnímu uspořádání draku letounu.
- Provedení testování vytvořeného MKP modelu a provedení základní citlivostní studie vybraných parametrů vzhledem k dosaženým výsledkům.
- Podrobně jsou tyto aktivity rozvedeny ve zprávě [8]. Příklad analýzy vlastních tvarů kmitů pro vypočtené vlastní frekvence jsou zobrazeny na obrázku 7.



Obrázek 7: Vlastní tvary pro vlastní frekvence 3914 Hz a 3915Hz

Jak již bylo uvedeno, vzhledem k povaze tohoto zatížení je možné provést validační testy na zkušebním zařízení pouze s výrazně nižším akustickým výkonem, než má motor Williams FJ-44M, který bude použit pro reálnou aplikaci v letounu L-39NG. Na pracovišti VZLÚ byla navržena akustická zkušební trať pro zkoušky plochých panelů a provedena studie koncepce uspořádání zkoušky akustické únavy těchto panelů s výpočtovou podporou programu ABAQUS [9]. Příklad numerických výpočtů a 3D model zkušební trati viz obrázek 8.



Obrázek 8: Příklad numerických výpočtů a 3D model zkušební akustické trati

Na základě naměřených dat dojde k "naladění" matematického modelu, který bude následně použit pro výpočet provedený na detailním modelu vzduchovodu. Podobný postup bude použit dále pro simulaci poškození a šíření trhlin a stanovení únavové životnosti konstrukce.

INTEGRACE SYSTÉMŮ SHM

Ve spolupráci s ČVUT a firmou Honeywell byla během zkoušek bird strike rovněž ověřována funkčnost systémů SHM (structure health monitoring)[10], resp. optických vláken s FBG mřížkou pro sledování průběhu napětí při nárazu ptáka a sensorů UGW (ultrasonic guided wave) pro detekci poškození.

Pro integraci optických vláken do kompozitní konstrukce bylo také klíčové zajištění bezpečné ochrany vlákna v průběhu vytvrzovacího procesu a následného obrábění dílu. Optické vlákno bylo úspěšně integrováno do zkušebních impaktních panelů a následně také ověřena jeho funkčnost. Kritickou oblastí je vývod vlákna z konstrukce, kde je vlákno nechráněné a velice křehké, takže může dojít k jeho odlomení a zničení. Z tohoto důvodu bude předmětem dalšího vývoje ochrana vlákna v této oblasti. Během zkoušek nárazu ptáka pak došlo k ověření schopnosti snímat data i při takto extrémních jevech. Důležitým výstupem je graf závislosti průběhu poměrné deformace na čase viz. obrázek 9.

Druhým systémem instalovaným na zkušební panely byly UGW sensory pro detekci poškození uvnitř skladby laminátu. Výsledky testů slouží jednak k úpravě zkušební metodiky a zejména pak k návrhu rozmístění senzorů na povrchu konstrukce vzduchovodu v oblastech vystavených nárazu ptáka a cizích předmětů, jak je znázorněno na obrázku 10. Takto instalovaná síť bude součástí full scale zkoušky konstrukce.





Obrázek 10: Návrh rozmístění UGW (nahoře) a FBG (dole) sensorů na vzduchovodu



Obrázek 9: Graf získaný pomocí senzorů FBG v průběhu zkoušek bird strike

VÝVOJ NDT METOD

Vývoj NDT metod byl provázán s proběhlými zkouškami nárazu ptáka a nízkoenergetickými impakty popsanými v předchozích kapitolách. Byla provedena NDT kontrola amplitudovým C-scanem dodaných kompozitových zkušebních panelů před i po impaktu. (tělesa s nalepenými nebo integrovanými měřícími senzory nebyla kontrolována z důvodu možného poškození). Výsledky [7] poskytly důležité informace o vnitřní struktuře laminátu. Příklad měření panelu amplitudovým C-scanem je znázorněn na Obr. 11.





Obrázek 11: Příklad měření zkušebního panelu amplitudovým C-scanem

V aplikaci nekonvenčních ultrazvukových metod byly dále rozvíjeny tyto činnosti:

- Byla provedena rešerše vhodných technických prostředků pro realizaci ostřikové metody jak ve spojení s VZLÚ manipulátorem, tak pro případné spojení s robotickým ramenem (aplikace Aera Vodochody).
- Ve spolupráci s NDT pracovištěm Aera Vodochody byly navrženy univerzální trysky využívající běžné imerzní UT sondy, jejichž testy se předpokládají v roce 2017.
- Byl navržen systém pro NDT zkoušky pomocí infračervené termografie, který bude použit pro NDT zkoušky materiálových vzorků a vzorků spojů v tomto roce.

PRÁCE NA PROJEKTU V ROCE 2017

Aktivity všech partnerů projektu budou směřovat k finálnímu návrhu konstrukce s implementovanými poznatky jednotlivých analýz, provedení celkových zkoušek konstrukce-nízko a vysokoenergetických impaktů, testům akustické únavy a šíření poruch pro definici kritické velikosti trhliny a shrnutí všech poznatků do konstrukční a výpočtové příručky dle filosofie návrhu damage tolerance. Činnosti jednotlivých partnerů lez shrnout takto:

 AERO Vodochody AEROSPACE a.s. dokončí výrobu přípravkového vybavení a vyrobí demonstrátor vzduchovodu pro full scale testy, vyrobí a dodá materiálové vzorky pro potřeby probíhajících testů a vydá první verzi konstrukční příručky pro návrh kompozitních konstrukcí dle filosofie damage tolerance

- VZLÚ provede a vyhodnotí zkoušky akustické únavy na akustické zkušební trati a zkoušky nízko a vysokoenergetických impaktů (náraz ptáka a kroupy), vydá první verzi výpočetní příručky pro analýzu kompozitních konstrukcí dle filosofie damage tolerance a bude pokračovat ve spolupráci s ČVUT v návrhu a výzkumu pokročilých NDT metod.
- ČVUT Ústav letadlové techniky bude pokračovat ve zkouškách materiálových vzorků pro získání kompletní databáze fyzikálních hodnot vybraného materiálu a zkouškách vzorků konstrukčních uzlů, rovněž bude společně s VZLÚ spolupracovat na výzkumu pokročilých NDT metod.
- ČVUT Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky provede detailní výpočet akustického zatížení a navrhne optimalizaci skladby laminátu vzduchovodu s ohledem na toto zatížení, bude se podílet s VZLÚ na implementaci naměřených dat ze zkoušek na akustické zkušební trati do FEM modelu, na základě těchto dat provede upřesnění detailního FEM modelu vzduchovodu, společně s firmou Honeywell bude pokračovat ve vývoji SHM systémů a jejich instalaci do konstrukce demonstrátoru
- VUT bude pracovat na příručce pro modelování kompozitních konstrukcí metodou konečných prvků, vývoji postprocesoru a modelování šíření trhliny pomocí FEM metod
- Honeywell bude ve spolupráci s ČVUT pokračovat ve výzkumu a instalaci SHM senzorů na demonstrátor vzduchovodu a ověří a vyhodnotí jejich funkčnost během full scale testů, výsledky těchto zkoušek použije k další optimalizaci systému.

ZÁVĚR

Projekt je přínosný z hlediska propojení většího množství vědních oborů, přičemž získané poznatky se musí spojit v jednotný výstup v podobě funkční kompozitní konstrukce, která bude následně uplatněna při vývoji reálného letounu, což klade na výše popsané aktivity vysoké nároky. Výsledkem bude unikátní soubor poznatků a nových postupů v mnoha oborech, který si jistě najde uplatnění i při návrhu dalších podobně komplexních kompozitních konstrukcí.

Literatura:

- [1] Raška, J., Novotný, D.: Vyhodnocení srovnávacích testů odolnosti vybraných materiálů vůči umělému rázovému poškození pádovým impaktorem, zpráva R-6641, VZLÚ, Praha, 2016
- Shadford, P.: Material test plan, zpráva TZ-AV-9954-0005, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2016
- Řízek, J.: Základní konstrukční návrh kompozitního vzduchovodu letounu L-39NG, zpráva TZ-AV-9954-0004, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2016
- [4] Řehák, M.: Technologie výroby kompozitního vzduchovodu, zpráva TZ--AV-9954-0008, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2016
- [5] Hrouda, T.: Návrh a konstrukce přípravkového vybavení, zpráva TZ--AV-9954-0007, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2016
- [6] Mališ, M.: ST Simulace průrazů panelů z kompozitního materiálu v systému MSC.Dytran, zpráva LU08-2016-CoC.ST, VUT, 2016
- [7] Raška, J., Oberthor, M., Bělský J.: Vysokorychlostní impaktní zkoušky velkých plochých panelů, zpráva R-6594, VZLÚ, Praha, 2016
- [8] Jurenka J., Růžička M., Doubrava K., Bartošák M.: Methodology of analysis Vibroakustics and stress analysis, zpráva 12105/16/10, ČVUT, Praha 2016
- Běhal, J.: Návrh zařízení pro zkoušky akustické únavy kompozitových panelů, zpráva R-6591, VZLÚ, Praha, 2016
- [10] Dvořák, M., Rastogi, M.: SHM monitoring of Bird Strike test specimens, zpráva AARC.WP3.DV3-2-3.2016.006, Honeywell, Brno, 2016

Kompozitní balistická ochrana

Ing. Petr Průcha, Ph. D., LA composite, s. r. o.

V letech 2012 až 2016 byl realizován projekt s názvem "Vývoj hi-tech kompozitních sendvičů pro balistickou ochranu". Společnost LA composite byla příjemcem projektu, který byl řešen společně s dalšími účastníky: ČVUT v Praze, SVOS spol. s r. o. a SVÚM a. s. Projekt se zabýval vývojem balistické ochrany komplexně od úvodních zkoušek materiálů, přes zkoušky konstrukčních uzlů, numerické simulace až po vývoj a výrobu dvou prototypů. Jeden prototyp byl určen pro balistickou ochranu vozidla a druhý pro balistickou ochranu posádky vrtulníku. Tento příspěvek se věnuje právě vývoji balistické ochrany pro sedačku pilota vrtulníku řady Mil Mi-8/17/171 s balistickou odolností Level II dle STANAG 4569 (projektil ráže 7,62 mm x 39 API). Výchozím podkladem pro konstrukci balistické ochrany sedačky pilota byl 3D model stávajícího sedadla, který byl získán laserovým skenováním. Z naskenovaných dat byl vytvořen model tvořící plochy a následně model celé balistické ochrany. Ta byla navržena v konvenčním uspořádání z vrstvy tvrdého, ale křehkého materiálu na úderové straně a houževnatého vlákny vyztuženého kompozitního materiálu na rubové straně. Spojení obou vrstev bylo provedeno lepením. Celá balistická ochrana byla řešena jako samonosná tak, aby byla možná její snadná instalace a zároveň byla zachována nastavitelnost sedadla v plném rozsahu bez omezení pohyblivosti pilota.

ÚVOD

Cílem projektu byl mimo jiné návrh balistické ochrany pro vrtulník, proto nebyly uvažovány materiály používané například pro neprůstřelné vesty (Soft Armor). Problematika pancéřování z průhledných materiálů rovněž nebyla součástí projektu. Vzhledem k zaměření projektu, složení konsorcia a potenciálu kompozitních materiálů byla pozornost zaměřena na návrh samonosné balistické ochrany (Hard Armor). Proto byly vytipovány dvě základní skupiny materiálů, které měly být použity při řešení projektu. Tvrdé materiály pro úderovou stranu balistické ochrany (Strike Face) a materiály houževnaté pro zadní (podkladovou) část balistické ochrany (Backing Material). Vzhledem k požadované třídě balistické odolnosti Level II dle STANAG 4569 [1], přichází pro úderovou stranu v úvahu dva typy materiálů a to kalené oceli a keramické materiály, které jsou velmi často používány právě v kombinaci s kompozitními materiály jako podkladem. Pro podkladovou zadní stranu jsou uvažovány především materiály vyztužené vlákny s matricí na bázi termoplastů nebo termosetů, kterým se z velké části věnuje tento příspěvek. Dalším velmi významným materiálem balistické ochrany je

lepidlo sloužící ke spojení materiálu na úderové straně a podkladového materiálu. Běžně je vlastní balistická ochrana obalena krycím potahovým materiálem (Cover), který je vyráběn z tenkého plechu nebo opět vlákny vyztužených kompozitních materiálů.

Balistická ochrana pak funguje tak, že tvrdý materiál na úderové straně deformuje projektil a způsobuje jeho rozpad, navazující podkladový materiál má pak za úkol pohltit energii projektilu a to disipací energie tvořením nových povrchů (delaminace) nebo plastickou deformací. Lepidlo mezi oběma vrstvami materiálu zajišťuje jejich spojení, které musí být dostatečně pevné, ale přitom houževnaté.

Po zásahu projektilem houževnatost lepidla ve spoji významně napomáhá zastavení šíření trhlin tvrdého, ale křehkého materiálu na úderové straně.

Kompozitní krycí materiál pak slouží k zajištění celistvosti balistické ochrany, ale zachycuje i úlomky, které se šíří zpět proti pohybu projektilu v místě dopadu. Princip fungování balistické ochrany z výše pospaných složek je patrný na Obr. 1.



Obrázek 1: Princip funkce jednotlivých vrstev balistické ochrany

MATERIÁLOVÉ ZKOUŠKY

Při vysokorychlostním impaktu dochází k porušování vláken pouze tahem [2]. Proto běžně prováděné zkoušky v tlaku, ohybu a smyku nemají žádnou vypovídací hodnotu pro simulaci vysokorychlostních impaktů.

Druhým dominantním prvkem disipace energie při vysokorychlostním impaktu je delaminace. Pro její predikci, ale nelze využít výsledků zkoušek interlaminární smykové pevnosti. Proto bylo rozhodnuto využít pro odladění a ověření numerických simulací zkoušky nízkorychlostních impaktů.

Zkoušky nízkorychlostních impaktů

Při nízkorychlostních impaktech je rychlost dopadu řádově nižší než v případě dopadu projektilu, ale vhodnou volbou hmotnosti tlouku je možné dosáhnout kinetické energie srovnatelné s kinetickou energií projektilu. Hlavním důvodem pro realizaci zkoušek nízkorychlostním impaktem je skutečnost, že tyto zkoušky umožňují měřit řadu parametrů jejichž znalost je klíčová pro ověření numerických simulací. U externího dodavatele firmy COMTES bylo možné dosáhnout dopadové rychlosti tlouku 18 m/s a kinetické energie 1 924 J, což je již energie řádově srovnatelná s energii projektilu ráže 7,62 mm [3].

Použit byl tlouk s geometrií upravenou tak, aby simuloval zdeformovaný projektil ráže 7,62 mm poté, co projde keramikou na úderové straně. Na obrázku 2 je záznam z rychlokamery zachycující průběh



Obrázek 2: Záznam z rychlokamery při průrazu vzorku impaktorem. Vzorek s výztuží ve formě tkaniny z kevlarových vláken.



Obrázek 3: Záznam z rychlokamery při průrazu vzorku impaktorem. Vzorek s výztuží ve formě jednosměrných vláken (více vrstev s různou orientací) z materiálu UHMWPE.

průrazu vzorku z kompozitního materiálu tvořeného výztuží z kevlarových váken s fenolickým pojivem. Zkoušeny byly rovněž vzorky z kompozitního materiálu tvořeného výztuží z polyethylenových vláken s vysokou molekulární hmotností (UHMWPE) a pojiva z polyethylenu [4] (viz obrázek 3).

Zkoušky vysokorychlostních impaktů (balistické)

Pro výběr vhodného materiálu byly realizovány komparační zkoušky různých typů materiálů použitých na rubové straně sendviče. Na úderové straně byly použity vždy ocelové desky z materiálu ARMOX tloušťka 3,5 mm. Komparační zkoušky byly prováděny v akreditované zkušebně Prototypa-ZM, s.r.o. v Brně dle normy STANAG 4569 a její nejnižší úrovně odolnosti level 1, kterou tato norma definuje.

Střelba probíhala ze vzdálenosti 15 m z balistické zbraně upnuté v přípravku. Již na tuto vzdálenost je projektil po výletu z hlavně stabilizován a ustálen tak, že je zaručen přímý dopad kolmo na terč špičkou projektilu. Na každý vzorek upnutý v rámečku registru bylo vystřeleno několik projektilů ráže 5,56×45 NATO M193 o hmotnosti 3,6 g s olověným jádrem a mosazným potahem (tombak). Měřila se dopadová a výstupní rychlost projektilu pomocí vysokorychlostní kamery snímající 20 000 snímků/s. Schéma celého uspořádání balistické zkoušky znázorňuje obrázek 4.

Vzorky byly vždy složeny z jedné desky ocelové (Strike Face) a několika desek kompozitních ze stejného kompozitního materiálu. Při vyhodnocování tak bylo možné snadno posoudit, kolika deskami (vrstvami) projektil pronikl. Porovnávány byly čtyři typy kompozitních materiálů s vlákny typu: Kevlar, Dyneema (polyethylen s ultravysokou molekulární hmotností - UHMWPE) od dvou různých výrobců, Innegra (polypropylen s vysokou molekulární hmotností), Tegris (polypropylen s vysokou molekulární hmotností).

Kromě porovnání materiálů s různou výztuží byl rovněž sledován vliv orientace jednotlivých vrstev na balistickou odolnost a vliv parametrů výrobního procesu na balistickou odolnost. Výsledky zkoušek jsou uvedeny v grafu na obrázku 5.

Pro správnou a exaktnější komparaci jednotlivých materiálů byl zaveden parametr relativní balistické odolnosti Br (m3.kg-1.s-1), který vyjadřuje rozdílovou rychlost (vrozdíl) vztaženou na hmotnost 1 m2 zkoušené podkladové kompozitní části sendviče. Balistická odolnost materiálu bude tím vyšší, čím bude vyšší hodnota parametru Br. Popis balistických zkoušek i chemických zkoušek realizovaných nad rámec projektu je uveden v diplomové práci [5].



Obrázek 4: Uspořádání balistických zkoušek



29

Výsledný sendvič pro balistickou ochranu byl tvořen z keramických destiček (Strike Face) a kompozitního materiálu (Backing), proto bylo nutné řešit problematiku lepení keramických destiček ke kompozitnímu materiálu. Vlastnosti tohoto lepeného spoje jsou klíčové pro dosažení požadované balistické odolnosti [6]. Pro výběr vhodného lepidla a tloušťky lepené spáry mezi keramickými destičkami a kompozitním materiálem byla realizována řada balistických zkoušek. Výsledky vlivu typu lepidla a tloušťky lepené spáry na balistickou odolnost sendviče jsou uvedeny v tabulce 1. V tabulce 1 je zohledněna pouze tloušťka lepené spáry mezi keramickými destičkami (Al2O3) a backingem z kompozitního materiálu (Innegra - PP). Tabulka udává hmotnosti sendviče na m2 a počet vrstev penetrovaných první až čtvrtou střelou (červené číslo 40 znamená penetraci všech vrstev). Materiály lepidel jsou označeny pouze typem materiálu nikoliv obchodním názvem. Jako nejvhodnější lepidlo pro další použití bylo vybráno pastovité lepidlo na bázi PUR a epoxidové foliové lepidlo, které je vhodné především z technologického hlediska. Obrázky vzorků s keramickými destičkami jsou na obrázku 6. Sledován byl rovněž vliv tvaru destiček na balistickou odolnost především z pohledu rozšíření trhlin po zásahu projektilem viz další kapitola.

Zkoušky konstrukčních uzlů

Tyto zkoušky už probíhaly výhradně jako zkoušky vysokorychlostních impaktů (balistické) s upořádáním dle obrázku 4. Tyto zkoušky byly považovány za zkoušky konstrukčních uzlů, protože už nebyly řešeny vlastnosti konkrétních materiálů, ale jejich kombinací včetně vlivu parametrů výrobního procesu. Rovněž už nebyla používána munice 5,56 mm x 45, ale munice předepsaná pro zkoušky dle STANAG Level II a to průbojně zápalná ráže 7,62 mm x 39 API BZ (API - Armor Piercing Incendiary).

Výsledný sendvič pro balistickou ochranu měl být tvořen z keramických destiček (Strike Face) a kompozitního podkladového materiálu (Backing), bylo proto nutné řešit problematiku lepení keramických destiček ke kompozitnímu materiálu. Pro výběr vhodného lepidla a rozměrů lepené spáry, mezi keramickými destičkami a kompozitním materiálem, byla realizována řada balistických zkoušek viz předchozí kapitola. Pro další sérii zkoušek už konstrukčních uzlů byly připraveny vzorky s různou tloušťkou lepené spáry mezi destičkami a byl sledován vliv velikosti této spáry na šíření poškození ze zasažené destičky na další a zároveň vliv velikosti spáry na balistickou odolnost při zasažení rozhraní dvou a třech destiček. Dále byl sledován vliv tvaru keramické destičky na šíření poškození z nastřelené destičky na další. Bylo rovněž provedeno porovnání vlastností keramických destiček typu Al2O3, SiC a B4C. Protože dochází k penetraci podkladového materiálu nejen deformovaným projektilem, ale rovněž úlomky keramiky, byly provedeny zkoušky balistických sendvičů s různým typem mezivrstev pro zachycení ostrých úlomků keramiky. Na základě výsledků výše uvedených zkoušek bylo možné stanovit:

- Nejvhodnější materiál pro kompozitní podkladový materiál (největší balistická odolnost a odolnost proti vícenásobnému zásahu), nejvhodnější skladba vrstev kompozitního podkladu a parametry jeho vytvrzovacího cyklu.
- Doporučený typ lepidla pro lepení keramických destiček, rozměry lepené spáry mezi destičkami a podkladovým materiálem a mezi destičkami navzájem. Z těchto výsledků pak bylo možné stanovit doporučený technologický postup pro lepení keramických destiček.
- Některé ze zkoušených mezivrstev pro zachycení úlomků keramiky se osvědčily, ale bylo konstatováno, že efektivnější je přidání vrstev podkladového materiálu (Kevlar nebo UHMWPE) místo zkoušených mezivrstev.

Lepidlo	vzorek	t	m _{sand 1m2} (g)	1. <u>střela</u>	2. <u>střela</u>	3. střela	4. střela
		(mm)					
MMA	MP28_1_1020/000	0,5	50 553	5	12	40	-
	MP28_1_1021/000	3,5	54 423	1	3	6	-
	MP28_1_1030/000	0,5	50 524	3	40	12	36
PUR	MP28_1_1029/000	0,5	51 156	10	10	32	11
	MP28_1_1028/000	4	55 893	8	10	40	-
MMA	MP28_1_1026/000	0,5	50 448	14	15	40	-
	MP28_1_1027/000	3,5	53 797	2	5	23	-
Epoxid	MP28_1_1024/000	0,5	50 460	8	8	40	-
	MP28_1_1025/000	3,5	54 064	1	5	27	-
MMA	MP28_1_1022/000	1	51 234	8	9	33	-
	MP28_1_1023/000	3	53 804	1	5	40	-

Tab. 1: Vliv typu lepidla a tloušťky lepené spáry na balistickou odolnost

HP28-4,4442/009

Obrázek 6: Vzorky s keramickými destičkami. Vlevo vzorky pro sledování vlivu typu lepidla, vpravo vzorek pro sledování vlivu tloušťky spáry mezi destičkami a vliv tvaru destiček na šíření poškození. Na panelech není použita krycí vrstva (Cover).

- Při použití čtvercových destiček z Al2O3 nedocházelo k šíření porušení na další destičky, když byla zasažena jen jedna. U šestiúhelníkových destiček docházelo vždy k šíření i na ostatní destičky.
- Největší balistickou odolnost dle provedených zkoušek měla keramika SiC, ale v případě vícenásobných zásahů se nejlépe osvědčily destičky z Al2O3 tvaru šestiúhelníku a destičky z materiálu SiC rovněž tvaru šestiúhelníku.
- Byla zvolena nejvhodnější konstrukce balistického sendviče tvořená z keramických destiček Al2O3, tvar šestiúhelníku, tloušťka 7 mm nebo destička ve tvaru pelety o tloušťce 10,5 mm, průměr 19,6 mm s válečky v dutinách mezi peletami (pro zakřivené panely). Materiál Al2O3 byl vybrán pro prototyp balistické ochrany sedačky pilota vrtulníku vzhledem ke své ceně. Materiál SiC umožňuje snížit hmotnost úderové strany až o 10% proti Al2O3, ale jeho cena je výrazně vyšší (cca 5 krát) proti Al2O3. Cena B4C je 2,5 krát vyšší než SiC. Na základě výsledků komparačních zkoušek materiálů byl jako nejvhodnější materiál pro podkladovou stranu kompozitního sendviče vybrán materiál s kevlarovými vlákny a fenolickým pojivem. Kromě výsledků zkoušek hovoří pro tento materiál rovněž jeho cena a velmi dobré samozhášivé vlastnosti, které jsou nutné především pro aplikaci na vrtulníku. Další výhodou tohoto materiálu je velmi dobrá zpracovatelnost bez nutnosti významných změn výrobních procesů používaných v LA composite, s. r. o. Pro lepení keramiky na podkladový materiál a pro lepení jednotlivých destiček mezi sebou bylo vybráno lepidlo na bázi PUR. Celý sendvič byl zakrytý z obou stran potahem tvořeným dvěma vrstvami kompozitního materiálu s Kevlarovou výztuží a epoxidovou matricí (Cover). V případě použití podkladového materiálu s vlákny z kevlaru a fenolickým pojivem bylo dosaženo balistické odolnosti dle Level II (při jednom zásahu) s hmotností sendviče 34,5 kg/m2. Při požadavku na odolnost proti vícenásobnému zásahu dle STANAG 4569 byla hmotnost sendviče 35,5 kg/m2. V případě, že byl Backing z Kevlaru nahrazen materiálem UHMWPE, pak bylo možné i pro odolnost vícenásobnému zásahu dle STANAG dosáhnout hmotnosti kompozitního sendviče 32 kg/m2.
- Významné hmotnostní úspory bylo možné dosáhnout jedině použitím jiného materiálu pro keramické destičky, protože keramika Al2O3 má plošnou hmotnost 27,5 kg/m2 při tloušťce 7 mm. Při použití neoxidové keramiky SiC o tloušťce 7 mm bylo možné dosáhnout plošné hmotnosti sendviče 29 kg/m2 s kevlarovým podkladovým materiálem a 27 kg/m2 s podkladovým materiálem z UHMWPE. Při použití keramiky B4C o tloušťce 7 mm bylo možné dosáhnout plošné hmotnosti balistického sendviče 25 kg/m2 pro Level II dle STANAG 4569 při použití podkladového materiálu z kevlaru. Teoreticky by bylo možné dosáhnout úspory hmotnosti o další 2 kg/m2 při podkladovém materiálu z UHMWPE vláken [7] a [8].

VÝVOJ PROTOTYPU BALISTICKÉ OCHRANY

Konstrukce balistické ochrany

Balistická ochrana pro sedačku pilota byla řešena jako samonosná skořepina, která bude vložena do sedačky, která je součástí vrtulníku. Sedačka je na obrázku 7 nahoře. Konstrukční práce byly zahájeny naskenováním tvaru stávající sedačky. Následně bylo nutné provést zpracování naskenovaných dat, protože data z laserového skenování jsou pouze body a navíc obsahují hlavy nýtů, šroubů, vyztužujících plechů atd viz obrázek 7 dole. Tato data je nutné odfiltrovat a vytvořit z nich hladkou nezdeformovanou tvořící plochu sedačky. Tato tvořící plocha byla z naskenovaných dat vytvořena na ČVUT Ústav letadlové techniky.





Obrázek 7: Na obrázku nahoře je sedačka pilota na obrázku dole naskenovaná data

Z této tvořící plochy byla následně navržena balistická vložka. Vzniklo postupně několik tvarů této vložky, protože bylo nutné dodržet nejen vnitřní tvar sedadla, ale rovněž tvar optimalizovat pro použití keramických destiček. Nejprve byl vytvořen model tvořící plochy jako prostý offset tvaru sedačky originální, ale bez hlav nýtů, překladů plechů, lokálních deformací apod. Nicméně tento tvar je prakticky nemožné vyskládat z keramických destiček viz obrázek 8 vlevo. Proto byl navržen tvar složený z lomených rovinných ploch, které by mohlo být snazší vyskládat z keramických destiček viz obrázek 8 uprostřed. Bohužel destičky by bylo nutné každou zvlášť obrobit, tak aby na sebe přesně dosedly a to by bylo ekonomicky neúnosné. Proto byla nakonec vytvořena finální varianta, kde maximum ploch bylo vytvořeno, jako přímkové plochy viz obrázek 8 vpravo.



Obrázek 8: Varianty tvořící plochy balistické ochrany pro sedačku pilota

Z takto vytvořené tvořící plochy bylo možné konstruovat vlastní balistickou ochranu. Balistická ochrana pro sedačku pilota je řešena jako samonosná skořepina, která bude vložena do sedačky, která je součástí vrtulníku. Sedačka je na obrázku 7 vlevo. Konstrukce balistické ochrany je tvořena z keramických destiček z materiálu Al2O3. Destičky jsou ve tvaru pelet o průměru válcové části 19,6 mm. Pelety mají tvar válce, jehož podstavy nejsou rovinné, ale jsou tvořeny kulovými vrchlíky. Pelety jsou použity na celé ploše balistické vložky, ale v rozích a na okrajích sedačky jsou pelety zaříznuty dle potřeby. Do prostor mezi peletami jsou vloženy válečky o průměru 3 mm a délce 8 mm. Destičky jsou ke kompozitnímu backingu nalepeny s použitím foliového epoxidového lepidla. Backing je tvořen z vrstev prepregu s výztuží ve formě tkaniny z kevlarových vláken a fenolickým pojivem (pojivo 12% hmotnosti prepregu). Pro ochranu ostatních členů posádky před odlétajícími kousky keramiky je ještě na vrstvu keramických destiček z lícové strany použita krycí vrstva (Cover) z kompozitního materiálu s Kevlarovou výztuží a samozhášivým epoxidovým pojivem. Více vrstev stejného materiálu je použito i na hranách balistické vložky, aby nedocházelo k vysunutí pelet při zásahu projektilu do krajní destičky. Balistická vložka je do sedačky pilota uchycena pomocí 4 šroubů. Plánováno bylo případně použití suchých zipů, ale jejich únosnost je nedostatečná. Protože z numerických simulací vyplynulo, že vlastní sedačka není dost pevná v okolí uchycení balistické vložky pro zachycení energie impaktu, bylo nutné v místě uchycení vložky použít na sedačce doublery z Al plechu. Vlastní vložka je tak připevněna rozebíratelným spojem a je možné ji umístit bez velkých úprav do jakéhokoliv sériově vyrobeného vrtulníku řady Mi-8/17/171.

Technologická příprava výroby a výroba prototypu

V rámci této podetapy byl nejprve z tvořící plochy balistické ochrany vytvořen 3D model makety. Následně byla tato maketa vyrobena frézováním na 5-ti osém CNC stroji z materiálu MDF. Z této makety byla ruční kontaktní laminací vyrobena forma pro výrobu balistické ochrany sedačky pilota. Forma byla vyrobena ze skelné výztuže a epoxidového pojiva. Forma je na obrázku 9 vlevo. Následně byly z 3D modelu sedačky vytvořeny tvary nástřihů prepregového materiálu pro skladbu kompozitního backingu. Z tvarů nástřihů byl vytvořen program pro CNC řezací stroj, který byl používán pro řezání prepregu, tak aby byla zajištěna kvalita a opakovatelnost výroby. Podle tvaru nástřihů z 3D modelu byly rovněž vytvořeny obrysy jednotlivých nástřihů, které byly použity pro vytvoření programu na ovládání laserových projektorů. Tato technologie je v letectví často používána, protože umožňuje na jakýkoliv tvar formy promítnout obrys nástřihů s přesností +/- 0,1 mm. Je tak zajištěna opakovatelnost výroby. Následně byla z 3D modelu a výkresové dokumentace vytvořena v informačním systému (IS) výrobní dokumentace - technologický postup a kusovník pro plánování výroby a objednání materiálu. Byl vyroben první prototyp sedačky pro ověření technologie. Sedačka je vyráběna následovně:

- Do formy balistické vložky je položena vrstva prepregu s kevlarovou výztuží a epoxidovým pojivem, která je následně vytvrzena (Cover).
- Na již vytvrzenou skořepinu jsou nalepeny keramické pelety a válečky jednosložkovým PUR lepidlem a lepidlo je vytvrzeno při normální teplotě. Keramické destičky (pelety) jsou na obrázku 9 uprostřed.
- Následně je na keramiku položena separační fólie a na tu jsou složeny vrstvy materiálu backingu (Kevlarový prepreg s fenolickým pojivem nebo UHMWPE) a backing je vytvrzen.
- Backing je demontován ze sedačky díky folii a ta je nahrazena foliovým epoxidovým lepidlem, poté je backing opět vložen do sedačky a lepidlo vytvrzeno. Balistická ochrana bez potahové krycí vrstvy je na obrázku 9 vpravo.
- Celá sedačka je zabalena do vrstvy kevlarového prepregu (cover) s epoxidovou matricí a prepreg je opět vytvrzen v autoklávu. Na hranách je aplikováno více vrstev pro jejich zesílení.



BALISTICKÉ ZKOUŠKY

Samotné panely byly podrobeny blistickým zkouškám pro ověření výsledné skladby sendviče pro balistickou ochranu. Na základě pozitivního výsledku těchto zkoušek bylo přistoupeno k výrobě prototypu vlastní balistické ochrany sedačky pilota vrtulníku. Balistické zkoušky byly provedeny dle požadavků předpisu AEP-55 STANAG 4569 [1] pro Level II, včetně prokázání odolnosti proti vícenásobnému zásahu. Pro splnění tohoto požadavku musí balistická ochrana odolat čtyřem za sebou jdoucím výstřelů s definovanou maximální vzájemnou vzdáleností míst dopadu.

Balistické zkoušky samotných panelů

Finální skladba balistické ochrany s použitím korundové keramiky (Al2O3) na úderové straně a podkladovým materiálem z kompozitního materiálu s výztuží ve formě tkaniny z kevlarových vláken a fenolického pojiva byla zkoušena pro ověření balistické odolnosti. Jako krycí potahová vrstva byl opět použit kompozitní materiál s výztuží ve formě tkaniny z kevlarových vláken. Panely po provedené zkoušce jsou na obrázku 10 [8].



Obrázek 10: Panely po provedení balistické zkoušky dle STANAG 4569, Level II

Balistické zkoušky prototypu

Prototyp balistické ochrany pro sedačku pilota vrtulníku byl podroben balistickým zkouškám pro ověření požadované balistické odolnosti Level II dle STANAG 4569. Zkouška byla uspořádána dle obrázku 4. Na zkušebním stendu byl umístěn přípravek, který sloužil k upnutí balistické ochrany stejným způsobem jako je balistická ochrana uchycena v sedačce pilota, tedy pomocí 4 šroubů.

Měřena byla pouze dopadová rychlost projektilu pomocí hradel. Rychlokamera pro měření výstupní rychlosti opět nebyla použita, protože průbojně zápalná munice způsobuje přesvícení a na záznamu není nic vidět. Balistická ochrana upnutá v přípravku před zkouškou a po zkoušce je na obrázku 11.

Na balistickou ochranu bylo celkem vystřeleno 14 projektilů. Bohužel u 5 výstřelů došlo k proniknutí fragmentů projektilu skrz balistickou ochranu, takže nebyly splněny požadavky balistické odolnosti Level II dle STANAG 4569 pro vícenásobný zásah. Na základě analýzy balistické ochrany bylo konstatováno, že k proniknutí fragmentů projektilů došlo v důsledku nedodržení maximálních povolených mezer mezi peletami a válečky. Při skladbě keramiky do tvarově složitých ploch je výrazně složitější než u rovných panelů dodržet požadavky na maximální velikost spár mezi díly keramiky.

ZÁVĚR

Byly provedeny komparační a materiálové zkoušky, na jejichž základě bylo možné vybrat nejvhodnější materiály použitelné pro balistickou ochranu sendvičové konstrukce použitelné na vrtulníku pro požadovanou odolnost. Tyto zkoušky byly prováděny formou nízkorychlostních impaktů na padostroji i jako zkoušky balistické. Nízkorychlostní zkoušky sloužili rovněž k získání podkladů pro odladění a ověření numerických simulací nízkorychlostních a vysokorychlostních impaktů. Tyto numerické simulace nejsou v příspěvku popisovány, více viz [9] a [10].

Dále byla provedena rozsáhlá kampaň balistických zkoušek konstrukčních uzlů. Tyto konstrukční uzly už byly vyrobeny s použitím stejných materiálů a výrobních procesů, které byly plánovány pro prototyp balistické ochrany.

Bylo tak možné ověřit nejvhodnější parametry výrobních procesů, materiály lepidel, tloušťky lepených spár mezi keramickými destičkami i mezi keramikou a podkladovým materiálem.



Obrázek 11: Balistická ochrana sedačky pilota, na levém obrázku před zkouškou a na pravém po zkoušce

Sledován byl i vliv tvaru a materiálu keramických destiček na balistickou odolnost. Bylo nalezeno několik možných řešení balistické ochrany s použitím různých druhů keramických materiálů a materiálů pro zadní podkladovou stranu sendviče. Finální skladba balistické ochrany pro sedačku pilota vrtulníku byla tvořena z korundové keramiky (Al2O3) na úderové straně (Strike Face) a z kompozitního podkladového materiálu (Backing) s výztuží ve formě tkaniny z kevlarových vláken a fenolického pojiva. Jako krycí potahová vrstva (Cover) byl navržen kompozitní materiál s výztuží ve formě tkaniny z kevlarových vláken a epoxidového pojiva.

Navržená skladba sendviče pro balistickou ochranu sedačky pilota vrtulníku byla úspěšně ověřena při balistických zkouškách rovinných panelů dle požadavků STANAG 4569 pro odolnost třídy II včetně vícenásobného zásahu, munice ráže 7,62 mm x 39 API BZ. Byla provedena i zkouška balistické odolnosti prototypu balistické ochrany sedačky pilota vrtulníku, ale ta bohužel nevyhověla požadavkům normy STANAG 4569 pro vícenásobný zásah. Ze 14 výstřelů došlo při 5 výstřelech k proniknutí fragmentů projektilu balistickou ochranou. Na základě analýzy balistické ochrany bylo konstatováno, že k proniknutí fragmentů projektilů došlo v důsledku nedodržení maximálních povolených mezer mezi peletami a válečky. Na vyřešení této problematiky se dále pracuje. Projekt byl podpořen Ministerstvem průmyslu a obchodu v rámci programu TIP.

Literatura:

- NATO AEP-55 STANAG 4569. Protection Levels for Occupants of Logistic and Light Armoured Vehicles. Brussel: NATO, 2004.
- [2] Buchar, J. Voldřich. J.: Terminální balistika. Vyd. 1. Praha: Academia, 2003, 340 p., ISBN 80-200-1222-2.
- [3] Rund M., Konopík, P.: Balistické zkoušky kevlarového laminátu, zpráva COMTES FHT, č. zprávy PZP 141109
- [4] Mareš P., Konopník P.: Balistické zkoušky UHMWPE laminátu, zpráva COMTES FHT, č. zprávy ZP151121, 2015
- [5] Nováček V: Vývoj hi-tech kompozitních sendvičů pro balistickou ochranu: Diplomová práce. Praha: ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav výrobního a materiálové inženýrství, 2013, 94 s. Vedoucí práce: Průcha, P.
- [6] Grujicic, Pandurangan a D'entremont. The role of adhesive in the ballistic/structural performance of ceramic/polymer–matrix composite hybrid armor. United States: Elsevier, 05/2012.
- [7] Nováček V., Černý J., Průcha P.: Vyhodnocení balistických zkoušek vzorků a konstrukčních uzlů, zpráva č. LA071/MPO/14, 2014
- [8] Veber P., Černý J.: Balistické zkoušky panelů, zpráva č. SV071/ MPO/15, 2015
- [9] Sháněl, V. Španiel, M.: Ballistic impact experiments and modelling of sandwich armor for numerical simulations, 37th National Conference on Theoretical and Applied Mechanics & The 1st International Conference on Mechanics, Hsinchu Taiwan, 2013.
- [10] Sháněl, V. Španiel, M.: Průstřel kompozitního sendviče projektilem – přístup k modelování a experiment, seminář Výpočty konstrukcí metodou konečných prvků, Praha, 2013.

Prepregy pro vytvrzování bez autoklávu

Ing. Bohuslav Cabrnoch, Ph.D. - VZLÚ

Článek se věnuje prepregům určeným k vytvrzování mimo autokláv. Jsou zde uvedeny důvody vedoucí k jejich vývoji a aplikacím, stejně jako výrobní postupy nezbytné k dosažení obdobné kvality kompozitních konstrukcí jako při použití autoklávu. Na závěr je uveden přehled komerčně dostupných bez autoklávových prepregů a jejich aplikací.

ÚVOD

Co je prepreg znají všichni, kteří se pohybují kolem kompozitních konstrukcí. Jedná se o polotovar určený k výrobě vláknových kompozitů, jehož hlavní složkou je výztuž předimpregnovaná částečně vytvrzenou pryskyřicí (v tzv. B-stavu). Slovo prepreg vzniklo zkrácením anglického termínu "preimpregnated". Vytvrzování kompozitní konstrukce vyrobené z prepregů obvykle probíhá za zvýšené teploty a tlaku. K vytvrzování prepregů se primárně používají autoklávy, ale k vyvození potřebného tlaku lze použít i tlakové přípravky nebo vytápěné lisy.

Autokláv je asi nejchválenější i nejpomlouvanější technologické zařízení používané k výrobě kompozitních leteckých konstrukcí. Autoklávy jsou vyzdvihovány pro jejich schopnost vyrobit laminát o nízké porozitě s vysokou robustností výrobního procesu. Především je to dáno možností aplikace vysokého lisovacího tlaku (obvykle kolem 6 atm), který dokáže vzduch uzavřený při skladbě dílu a těkavé podíly rozpouštědel rozpustit v termosetické matrici. Nicméně autoklávy jsou také pomlouvány pro svoje vysoké investiční a energetické náklady a dlouhé výrobní časy. Vysoké provozní náklady autoklávů vznikají především při jejich přetlakování dusíkem, které je nezbytné při vyšších vytvrzovacích teplotách obvyklých u prepregů určených pro primární letecké konstrukce (obvykle okolo 180°C).

Proto výrobci kompozitních konstrukcí v letectví a dalších průmyslových odvětvích, jako je automobilový průmysl a větrné elektrárny, hledají efektivnější výrobní procesy bez použití autoklávu (out-of-autoclave = OOA), kterými by bylo možné vyrobit lamináty s porozitou nepřesahující 1%.

Jednou z cest je použití bez autoklávových prepregů (OOA prepregs). Tento typ prepregů se také označuje jako VBO (vacuum bag only) prepreg. OOA prepregy vyvolaly v posledních letech značný rozruch v kompozitním průmyslu. Nižší náklady na vytvrzovací přípravky, větší výrobní kapacity pro rozměrné, vysoce integrované kompozitní díly a možnost odstranit úzké místo výrobního toku – autokláv, činí bez autoklávovou výrobu zajímavou pro mnoho výrobců kompozitních konstrukcí.

První generace OOA termosetických prepregů, prvně použita v 90tých letech minulého století, umožnila použít nízkonákladové vytvrzovací přípravky a jejich vytvrzování při nízkých teplotách (obvykle od 80°C). Avšak kompozitní konstrukce vyrobené z těchto prepregů měly vysokou porozitu, byla použita matrice bez zvýšené houževnatosti a měly krátkou zpracovatelnost při normální teplotě.

Průkopníkem při vývoji OOA prepregů pro primární letecké konstrukce byla firma ACG (Advanced Composite Group) s prepregy MTM45-1, jejichž vývoj byl zahájen na počátku tohoto století. Vývoj a komercializace prepregu byly dokončeny po několika změnách vlastníka firmy. Prepregy MTM45-1 nyní vyrábí a prodává firma Solvay (dříve Cytec).

Po rozpoznání technického a komerčního potenciálu OOA prepregů spolufinancovaly firma Boeing a DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) výzkumné a vývojové programy se snahou zlepšit technologii výroby kompozitních konstrukcí z OOA prepregů v období od roku 2007 do 2012. Cílem bylo vyvinout epoxidový OOA prepreg pro primární letecké konstrukce vytvrzovaný pouze pod vakuem s ekvivalentními vlastnostmi ke standardním autoklávovým. Výsledkem této snahy bylo vyvinutí prepregů Cycom®5320-1.

POROZITA OOA PREPREGŮ

Jak již bylo řečeno výše, hlavním problémem při zpracování OOA prepregů pouze pod vakuem je jejich porozita. OOA prepregy by měly být navrženy tak, aby je bylo možné vytvrdit v peci pouze pod vakuem. Hlavní rozdíl mezi OOA a autoklávovými prepregy je ve způsobu odstranění / snížení porozity ve výsledném kompozitu. Autoklávové prepregy spoléhají na kombinaci vakua a vysokého přetlaku, který dokáže vzduch uzavřený při skladbě dílu a těkavé podíly rozpouštědel rozpustit v termosetické matrici. Během vytvrzování prepregů pouze pod vakuem k tomuto jevu nemůže dojít, a proto je nutné použít jiné postupy. Hlavním principem je vytvoření cest pro odstranění uzavřeného vzduchu a těkavých podílů rozpouštědel z celého objemu kompozitu před a během vytvrzovacího cyklu. Druhým zásadním faktorem je minimalizace vytváření plynných produktů chemické reakce při zesíťování termosetické matrice (tzv. out-gassing nebo off-gassing).

Vytvoření cest pro odstranění uzavřeného vzduchu a rozpouštědel před a během vytvrzovacího cyklu lze zajistit několika způsoby. Nejčastěji se aplikují následující řešení:

- Prepregy s částečně impregnovanými pramenci výztuže
- Semi-pregy
- Technologie RFI (resin film infusion)

Obsah dutin v netvrzeném prepregu před vakuováním a vytvrzením se obvykle pohybuje mezi (10 až 20)% v závislosti na parametrech skladby. Ukázka rozložení dutin ve skladbě kompozitu z prepregu MTM45-1/ CF2426A je znázorněn na Obr. 1. Po vytvrzení by se měla porozita pohybovat mezi (0 až 2)% dle charakteru konstrukce.

Procesu vytváření dutin v kompozitech se věnovala řada výzkumných prací. Vytváření dutin v kompozitu nastává během složitého procesu zahrnujícího vícefázové materiály s časově závislými vlastnostmi. Modelování fenoménu vytváření dutin od jejich prvopočátku je velice obtížně proveditelné a tudíž tato problematika stále postrádá hlubší vědecký základ.



Obrázek 1: Ukázka morfologie laminátu MTM45-1/CF2426A před vakuováním. [1]

Jak je znázorněno na Obr. 1, morfologie dutin je relativně složitá s rozdílnými tvary, rozměry a umístěním. Dutiny mohou být rozděleny do tří skupin dle jejich morfologie a umístění. První skupina jsou interlaminámí dutiny, které se vyskytují mezi jednotlivými vrstvami a mají protáhlý tvar. Umístění i tvar těchto dutin naznačují, že jejich původ je v uzavřeném vzduchu mezi vrstvami během jejich skladby. Druhá skupina jsou dutiny v matrici, které jsou obklopeny matricí a mají kruhový tvar. Tyto dutiny vznikají v důsledku odpařování vlhkosti nebo těkavých podílů při vytvrzování matrice. Poslední skupina jsou dutiny v pramencích vláken. Mezivláknové dutiny jsou propojené kontinuální prázdné prostory uvnitř neimpregnovaných pramenců vláken. Celková porozita kompozitu je pak dána jako součet jednotlivých typů dutin.

Hlavními parametry výrobní procesu ovlivňujícími vytváření dutin jsou vlhkost prepregu, velikost vakua, rozměry dílu a doba vakuování.

Na Obr. 2 je znázorněn průběh poklesu podílu dutin při vytvrzování vzorku z prepregu MTM45-1/CF2426A. Vytvrzovací cyklus měl následující parametry: rychlost ohřevu na vytvrzovací teplotu 0,5 °C/min, výdrž 22 hod na vytvrzovací teplotě 80 °C, dotvrzení 2 hod při 180°C. Relativní vlhkost prepregu před vytvrzením se pohybovala mezi (35 – 50)%RV a bylo aplikováno vakuum 100 kPa.



Obrázek 2: Změna podílu dutin během vytvrzování osmi vrstvého vzorku, o rozměrech 127 x 127 mm z prepregu MTM45-1/CF2426A [1].

Vzorek měl skladbu [0]8 a rozměry 127 x 127 mm. V grafu jsou uvedeny podíly jednotlivých typů dutin a celková porozita laminátu a průběh teploty během vytvrzování. Významy jednotlivých veličin jsou následující:

- XT ... celková porozita
- XI ... interlaminární dutiny
- XF ... mezivláknové dutiny
- XR ... dutiny v matrici

Průběhy znázorněné na Obr. 2 ukazují, že podíl dutin se během vytvrzovacího cyklu plynule snižuje. Celkový podíl dutin začíná na 11,8%, za dvě hodiny se sníží na 2,81% a po čtyřech hodinách dosáhne svého minima 0,065%, které se již dále nemění. Ačkoliv pryskyřice začíná síťovat po cca 18,5 hodinách při 80°C, morfologie dutin se již po čtyřech hodinách dále nemění.

Graf také znázorňuje průběh poklesu dutin během vytvrzování dle jejich typu. Největší podíl vykazují interlaminární dutiny XI, zatímco podíly mezivláknových dutin XF a dutin v matrici XR jsou výrazně nižší. Jak podíl interlaminárních dutin, tak i podíl mezivláknových dutin klesá s časem, zatímco podíl dutin v matrici zůstává přibližně konstantní během celého vytvrzovacího procesu.

Podíl interlaminárních dutin začíná na 9,25%, po dvou hodinách klesá na 2,5% a po čtyřech hodinách dosahuje svého minima. Podíl mezivláknových dutin začíná na 2,5%, po dvou hodinách poklesne na 0,26% a po čtyřech hodinách je přibližně nulový. Podíl dutin v matrici je velice malý vzhledem k celkové porozitě a zůstává více méně konstantní (okolo 0,03%) během celého vytvrzovacího cyklu.

Další výzkumná práce se zabývala vlivem vlhkosti prepregu, velikosti vakua a doby vakuování na porozitu kompozitu vyrobeného z prepregu MTM45-1/CF2426A. Vzorky měly rozměr 64 x 64 mm a byly složeny ze čtyř vrstev prepregu. Vzorky byly vyrobeny pro čtyři úrovně vlhkosti v matrici (0% RV, 40% RV, 75% RV a 100% RV), při třech úrovních vakua (60 kPa, 80 kPa a 100 kPa) a při dvou délkách vakuování (0,5 hod a 24 hod). Výsledky zkoušek jsou znázorněny v grafech na Obr. 3 a 4. Z uvedených výsledků plynou následující obecné závěry:

- čím vyšší vlhkost prepregu, tím vyšší porozita kompozitu
- čím vyšší vakuum, tím nižší porozita kompozitu
- čím delší vakuování, tím nižší porozita kompozitu
- čím větší díl, tím vyšší porozita kompozitu



Obrázek 3: Vliv vlhkosti prepregu a velikosti vakua na porozitu kompozitu. [2]



Obrázek 4: Vliv doby vakuování na celkovou porozitu [2]

Na Obr. 5 jsou pro ilustraci znázorněny metalografické řezy kompozitů vytvrzených za různých podmínek s diametrálně odlišným obsahem dutin.



Obrázek 5: Struktura kompozitů. Nahoře: 0,1% RV a vakuum 100 kPa; Dole: 100% RV & vakuum 60 kPa. [1]

Semi-pregy jsou částečně impregnované prepregy. Impregnace je nejčastěji provedena pouze z jedné strany výztuže tak, že druhá strana výztuže je zcela bez pryskyřice. Semi-pregy jsou nejčastěji vyráběny nanesením pryskyřice ve formě folie na výztuž. Při nanášení pryskyřice může dojít k částečnému prosycení výztuže nebo je vrstva pryskyřice k výztuži pouze přilepena. Použití semi-pregů je již na úrovní technologie RFI (resin film infusion), která ovšem může pracovat s vrstvami pryskyřice o různých gramážích a různými výztužemi samostatně, takže nabízí větší variabilitu objemových podílů výztuže a vlastních výztuží v konstrukci dílu. Ovšem princip prosycování výztuže a minimalizace porozity je pro obě technologie identický.

Díky částečné impregnaci semi-pregy nabízí oproti OOA prepregům více cest pro odvod vzduchu a těkavých podílů z kompozitu při jeho vytvrzování. Navíc při správné skladbě odpadá poměrně významný podíl uzavřeného vzduchu mezi vrstvami, protože mezi jednotlivými vrstvami je vždy vrstva neprosycené výztuže.

Na Delawarské univerzitě zpracovali studii na téma vlivu stupně impregnace výztuže na porozitu kompozitu a analýzu mechanismu odvodu vzduchových bublinek při vytvrzování kompozitu [3]. Studie ukázala, že OOA semi-preg by neměl být prosycen více než z 30%. Pokud je procento impregnace vyšší zvyšuje se čas potřebný pro jeho vakuování a neposkytuje dostatek místa pro tok pryskyřice v prostorech mezi pramenci, kterými unikají i bublinky uzavřených plynů.

SENDVIČOVÉ KONSTRUKCE Z OOA PREPREGŮ

Při výrobě sendvičových konstrukcí z OOA prepregů je nutné zohlednit některé technologické aspekty. Skladba, technologické vrstvy a aplikace vakuové plachetky jsou v zásadě identické jako při vytvrzování v autoklávu, ale důležitým parametrem se stává umožnění odsátí vzduchu z voštiny. Přetlak aplikovaný v autoklávu (obvykle 2 atm) nedovolí vzduchu v buňkách voštiny dostat se do kompozitních potahů. Ovšem v případě vytvrzování pouze pod vakuem tomu tak není. Tudíž vzduch z voštiny musí být odstraněn, než dojde ke zkapalnění matrice, jinak může dojít k proniknutí vzduchu do kompozitních potahů vedoucí k jejich zvýšené porozitě. Výzkum ukázal, že pokud se tlak ve voštině sníží na méně než 0,5 atm před zahájením ohřevu, vzduch z voštiny do potahů nepronikne, ale zůstane uzavřen ve voštině během vytvrzovacího cyklu.

K odvedení vzduchu z voštiny lze použít skleněnou tkaninu o nízké gramáži (cca 50 g/m²). Tato metoda byla vyvinuta British Airways pro kompozitní opravy před více než 25 lety a je stále platná.

Vzduch se do potahů také může dostat vypěněním fóliového lepidla. Mnoho běžně používaných fóliových lepidel při vysokých podtlacích používaných při OOA výrobě pění při jejich vytvrzování.

Pěnění lepidel ovlivňuje typ nosiče, velikost buněk voštiny a vytvrzovací teplota. Například firma ACG (nyní Solvay) proto vyvinula fóliové lepidlo MTA241, které během standardního OOA vytvrzování nepění. Obdobné problémy mohou vznikat i při použití pastovitých plničů voštinových buněk a hran.

Dalším aspektem výroby sendvičových konstrukcí z OOA prepregů je zabránit vzniku povrchové porozity (tzv. pitting) při jednocyklovém vytvrzování. Tento problém lze spolehlivě řešit použitím "Surfacing film". V případě vnějších dílů je tato vrstva obvykle doplněna měděnou mřížkou nebo jinou formou ochrany před účinky blesků a neznamená tak výrazné zvýšení hmotnosti kompozitního dílu. Např. ACG (nyní Solvay) vyvinulo produkt MTM246, zatímco Solvay doporučuje svůj SurfaceMaster SM 905.

KOMERČNĚ DOSTUPNÉ OOA PREPREGY

V současné době již existuje poměrně velké množství OOA prepregů určených k vytvrzování pouze pod vakuem. Pro letecké aplikace se jedná především o výrobky od firem Solvay, TenCate a Hexcel. Stručný přehled epoxidových OOA prepregů určených pro letecké aplikace je uveden v následujících tabulkách.

Matrice	Vytvrzení	Maximální Tg _{dry}
Cycom 5320-1	93°C / 10h + 177°C / 2 h	190°C
MTM45-1	130°C / 2h + 180°C / 2 h	182°C
MTM44-1	130°C / 2h + 180°C / 2 h	190°C

Matrice	Vytvrzení	Maximální Tg _{dry}
Hexply M20	125°C / 2h	155°C
Hexply M26T	125°C / 1,5h	105°C
Hexply M56	180°C / 2h	194°C
Hexply M92	125°C / 1,5h	166°C

Tab. 2: Přehled OOA prepregů od firmy Hexcel [5]

Matrice	Vytvrzení	Maximální Tg _{dry}
BT250E-1	121°C / 2 h	125°C
BT250E-6	121°C / 2 h	131°C
TC250	130°C / 2h	140°C
TC264-1	127°C / 1,5h	123°C
RS-36	177°C / 1,5h	181°C
TC275-1	177°C / 2h	164°C
TC350-1	177°C / 2h	191°C
TC380	107°C / 1h + 180°C / 2h	208°C

Tab. 3: Přehled OOA prepregů od firmy TenCate [6]

APLIKACE OOA PREPREGŮ

V tomto odstavci pro ilustraci uvádím několik aplikací OOA prepregů v primárních konstrukcích letadel.

První je aplikace prepregu BT250E-1 s výztuží ze skelné tkaniny od firmy TenCate. Prepreg je použit v konstrukci trupu a křídla celokompozitního letounu Cirrus SR-22 (viz Obr. 6). Díly jsou vytvrzovány v peci pod vakuem. Jedná se jak o čistě laminátové díly, tak i sendviče (viz Obr. 7).



Obrázek 6: Cirrus SR22. [7]



Obrázek 7: Vytvrzené polovina trupu letounu Cirrus SR22. [7]

Další aplikací OOA prepregů u firmy Cirrus je použití prepregu TC275 s výztuží z uhlíkové tkaniny opět od firmy TenCate na letounu Cirrus Vision SF50 (viz Obr. 8). Prepreg je použit v konstrukci trupu a křídla. Díly jsou vytvrzovány v peci pod vakuem (viz Obr. 9).



Obrázek 8: Cirrus Vision SF50. [7]



Obrázek 9: Vytvrzené části letounu Cirrus Vision SF50. [7]

Zřejmě nejúspěšnější ukázkou velké bez autoklávově vytvrzené primární konstrukce byla zadní část trupu vyrobená v rámci programu ACCA (Advanced Composite Cargo Aircraft). V rámci programu byl přestavěn původně kovový trup letounu Dornier 328 na kompozitní. Z původního trupu byla zachována pouze přední část trupu s pilotní kabinou.

K ní byla připojena celokompozitní část trupu v délce 18 m. Kompozitní část byla vyrobena z prepregu MTM45-1 od firmy ACG (nyní Solvay) vytvrzením pouze pod vakuem.



Obrázek 10: Trup Dornieru 328 vyrobeny v rámci programu ACCA. [8]

Poslední ukázkou aplikace OOA prepregů v primární konstrukci letadel je aplikace prepregu Cycom 5320-1 vyztuženého uhlíkovou tkaninou v konstrukci přetlakovaného trupu letounu Bombardier Learjet 85. Trup je vyroben ve třech sekcích: přední, střední a zadní část. Střední část trupu je dlouhá 9,1 m.



Obrázek 11: Bombardier Learjet 85. [8]



Obrázek 12: Vytvrzená střední část trupu letounu Learjet 85. [8]

ZÁVĚR

OOA prepregy již prokázaly svoji použitelnost ve velkých primárních leteckých. Ovšem to, že je něco technicky možné ještě neznamená, že se jedná o optimální řešení. Pokud již má výrobce kompozitních konstrukcí k dispozici autokláv a pro něj již kvalifikované materiály a výrobní procesy, těžko bude zavádět bez autoklávové vytvrzování pro sériovou výrobu. V tomto případě by mělo význam použít OOA výrobu pro výrobu prototypů, která by mohla být levnější nebo by se mohlo použít levnější přípravkové vybavení, zvláště v případě velkých a složitých kompozitních struktur.

Zajímavou a zřejmě i perspektivní oblastí pro aplikaci OOA prepregů jsou překvapivě kosmické aplikace. Zde se totiž vyskytují velké kompozitní konstrukce, pro jejichž vytvrzování jsou nutné také příslušně velké autoklávy. V tomto případě je rozdíl v investičních i provozních nákladech mezi pecí a autoklávem skutečně obrovský. Pro tuto oblast firma TenCate vyvinula kyano-esterový prepreg TC420, který byl použit v konstrukci tepelného štítu modulu Orion. Další vývojové projekty, hlavně nových nosičů, jsou v běhu a téměř v každém je některý z dílů vyráběn z OOA prepregů. OOA prepregy tedy plně nehradí autoklávové, ale nejsou ani slepou vývojovou uličkou a svoje místo si v leteckých a kosmických konstrukcích jistě najdou.

Literatura:

- J. Kay, L. Fahrang, K. Hsiao, G. Fernlund: "Effect pf Process Conditions pn Porosity in Out-Of-Autoclave Prepreg Laminates". In: Proceedings of ICCM-18, Jeju Korea, August 21-26, 2011.
- [2] J. Kay, G. Fernlund: "Processing Conditions and Voids In Out of Autoclave Prepregs". In: Proceedings of the SAMPE 2012 conference of the society for the advancement of materials and process engineering, Baltimore, MD, United States, 21–24 May 2012, paper no. 2306, pp.1–12.
- [3] http://www.compositesworld.com/articles/out-of-autoclave-processing-1-void-content
- [4] https://www.cytec.com/
- [5] http://www.hexcel.com/
- [6] http://www.tencate.com/
- [7] https://cirrusaircraft.com/
- [8] http://www.compositesworld.com/