

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č 32 / 2019



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 14. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém a kosmickém průmyslu, jehož téma bylo „Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém a kosmickém 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 A KOSMICKÉM PRŮMYSLU"

**„Nové poznatky a výsledky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek
a aplikací kompozitů v leteckém a kosmickém průmyslu ČR“**

18.4. 2019

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Elektronický sborník VZLÚ

číslo 32, duben 2019, 14. 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)

Vydavatel:

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.
© 2019 VZLÚ

Vychází nepravidelně na webových stránkách **www.vzlu.cz**.
Veškerá práva vyhrazena.

VÝZKUM, VÝVOJ A INOVACE V ČESKÉM LETECKÉM A KOSMICKÉM PRŮMYSLU: „Nové poznatky a výsledy v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém a kosmickém 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 výrobcí a provozovateli letecké techniky. Předložený program je již **čtrnáctým ročníkem semináře VZLÚ na téma - Kompozity v leteckém a kosmickém 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 a mezinárodní úrovni. I k této nové situaci je nutno v tématech semináře přihlídnout. 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 a kosmického průmyslu, akademických pracovišť, státních úřadů, armády ČR a LAA ČR.

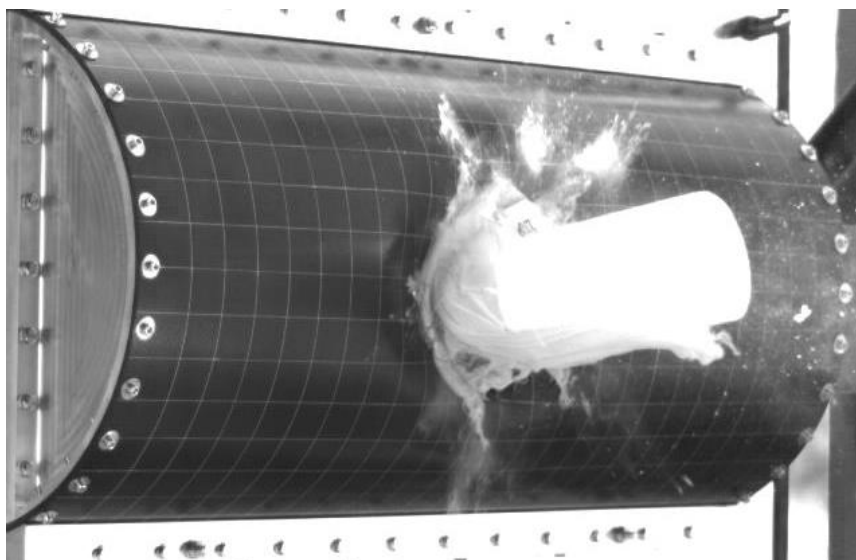
Organizační výbor semináře, pod garancí generálního ředitele VZLÚ

ČASOVÝ PRŮBĚH SEMINÁŘE:

8.30 - 9:00	Registrace účastníků
9:00 - 9:15	Úvodní slovo
9:15 - 10:45	I. blok přednášek
10:45 - 11:00	Přestávka
11:00 - 12:30	II. blok přednášek
12:30 - 13:30	Polední přestávka s občerstvením
13:30 - 15:00	III. blok přednášek
15:00 - 15:15	Přestávka
15:15 - 16:00	Panelová diskuze
16:00	Zakončení semináře

Obsah sborníku

- 6 **Odstranění námrazy z kompozitních vrtulových listů integrovanými topnými tělesy**
Ing. Vilém Pompe, Ph.D. - Woodcomp Propellers s.r.o., Ing. Vladimír Andryšek - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha
- 12 **Zkoušky akustické únavy kompozitních konstrukčních dílů s výpočtovou podporou v programu ABAQUS**
Ing. Jiří Běhal, CSc., - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha
- 16 **Vývoj a zkoušky kompozitního vzduchovodu**
Ing. Jan Václavík - AERO Vodochody AEROSPACE a.s.
- 21 **Rozdíly v přístupech při kvalifikaci materiálů a konstrukcí v letectví a kosmonautice**
Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha
- 25 **Development of composite fairings for high-speed helicopter RACER**
Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha
- 30 **Mechanické spoje kompozitů s termoplastovou maticí**
Ing. Josef Křena (Latecoere Czech Republic, Praha), Dr. Ing. Roman Růžek (VZLÚ Praha), Ing. Pavel Zděnek (VZLÚ Praha)
- 34 **Konstrukčně pevnostní uspořádání trupu UL-39 Albi II**
Ing. Karel Barák, ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, Praha
- 38 **Nové metody nedestruktivní kontroly sendvičových struktur ve VZLÚ**
Ing. Petr Bělský, Ing. Martin Kadlec, Ph.D. - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha



Zkouška zakřiveného sendvičového panelu nárazem ptáka

Odstranění námrazy z kompozitních vrtulových listů integrovanými topnými tělesy

Ing. Vilém Pompe, Ph.D. - Woodcomp Propellers s.r.o., Ing. Vladimír Andryšek - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha

Odstranění námrazy z vrtulových listů je komplikováno potřebou přivedení energie nebo vhodného chemického média k jejímu rozpuštění z prostředí mimo rotující vrtuli. Dnes běžné využívání elektro-termálních těles, která jsou lepena na povrch vrtulového listu, sice řeší relativně bezproblémový přenos elektrické energie do vrtule prostřednictvím kontaktních kroužků, ale tělesa samotná významným způsobem narušují ideální aerodynamický tvar listu. V případě kompozitních vrtulí, nebo dřevo-kompozitních vrtulí navíc vznikají problémy s opravami topných těles, pokud je nutná jejich výměna. Pro některé kategorie výkonů motorů se jeví jako výhodné integrovat topná tělesa přímo do konstrukce vrtulového listu tak, aby nebyl narušen ideální tvar listu a zároveň byly sníženy náklady na jejich výrobu a opravy.

PROJEKT DEICER

Námraza, která se při vhodných klimatických a atmosférických podmínkách usazuje na vrtulových listech, může vést ke ztrátě tahu pohonné jednotky a v konečném důsledku k havárii letadla. Tato skutečnost inspirovala například vznik práce FAA v [1] a je samozřejmě vždy diskutována v závislosti na určení konkrétního typu letadla, respektive v souvislosti s plněním požadavků odpovídajících stavebních předpisů.

Je-li konstrukce listu provedena z kompozitních materiálů, nebo jde o konstrukci s dřevěným jádrem a kompozitním potahem, lepení elektro-termálních těles na jejich povrch může způsobovat řadu problémů při údržbě a opravách. Například v případě, že je třeba opravit lak listu, musí být tělesa odstraněna a po opravě laku jsou lepena zpět tělesa nová. Jejich cena není zanedbatelná a v některých případech může být i v řádu desítek procent ceny nového listu bez topných těles.

Stržení topného tělesa z povrchu listu v průběhu opravy může vést k porušení povrchových vrstev kompozitu a tedy i k neopravitelnému poškození konstrukce listu. Navíc tělesa umístěná na vnějším povrchu vrtulového listu významným způsobem narušují jeho ideální aerodynamický tvar. Důsledkem je pak snížení propulsní účinnosti vrtule a tím i negativní ovlivnění výkonů letadla a spotřeby paliva.

V případě použití kompozitních materiálů se tedy nabízí myšlenka vložení elektrických topných těles přímo do konstrukce vrtulového listu, mezi jeho nosné vrstvy výztuže. Tím lze dosáhnout jednak zachování téměř ideálního aerodynamického tvaru, ale i snížení hmotnosti topných těles zjednodušením jejich konstrukce. Z pohledu provozních nákladů se zásadním způsobem zjednodušuje běžná údržba a povrchové opravy listu, kterým již přítomnost topného tělesa nebrání.

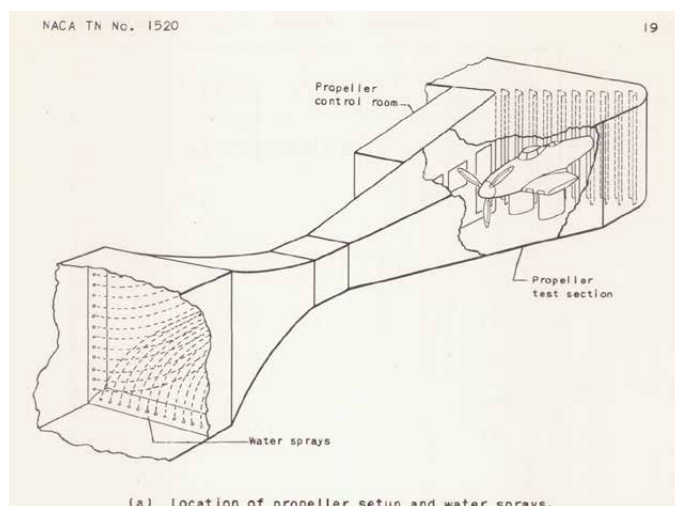
Projekt DEICER je zaměřen na aplikaci elektro-termálních topných těles do konstrukce kompozitních vrtulových listů určených pro pohonné jednotky letadel všeobecného letectví. Pod registračním číslem FV10556 s názvem „Integrovaný protinámrazový systém kompozitních listů leteckých vrtulí“ byl vybrán k podpoře v programu FV-TRIO, 1. veřejná soutěž ve výzkumu, vývoji a inovacích programu TRIO vyhlášeném Ministerstvem průmyslu a obchodu.

Koordinátorem projektu je Woodcomp Propellers s.r.o. a dalším účastníkem Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.

TECHNICKÉ PODMÍNKY

V podmínkách České republiky není dostupný aerodynamický tunel, ve kterém by se daly simulovat podmínky pro vznik námrazy na vrtulových listech v reálném měřítku. Nicméně existuje celá řada aplikací odmrazovacích těles v klasickém provedení, tj. na vnějším povrchu listů a jsou známy jejich technické parametry. Zároveň je možno čerpat z řady výzkumných zpráv NASA/NACA, které se věnovaly jak simulacím podmínek vzniku námrazy, tak i účinnosti a různým konstrukčním provedením, viz [1] až [8].

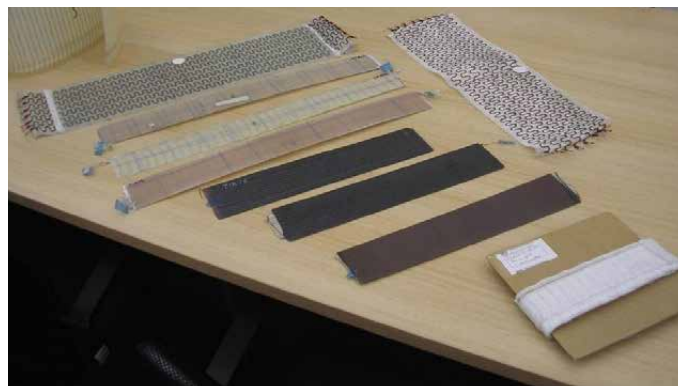
Na základě rozboru jak uvedené literatury, tak i známých stávajících řešení, byly zvoleny potřebné výkonové parametry topných těles a byla vybrána první aplikace na vrtuli WOODCOMP KW-3x. Tato vrtule je určena pro pístové motory do výkonu 104 kW s reduktorem (v zásadě odpovídá řadě motorů Rotax 912 až 915), která poskytuje nejlepší předpoklady pro rychlé uplatnění výsledků v sériové výrobě.



Obrázek 1 - Konfigurace zkoušek prováděných v NACA v roce 1948, viz [4]. Zkoušky probíhaly prakticky na celém trupu letadla, k tvorbě námrazy byla do proudu vzduchu vstříkována voda

Vzhledem k tomu, že řešitelský tým nemá k dispozici dostupné zázemí v podobě speciálně vybavených aerodynamických tunelů, do kterých by bylo možno umístit celý letoun, nebo alespoň celou pohonnou jednotku a zároveň by se zde daly navodit podmínky příznivé pro vznik a usazování námrazy na vrtulových listech za letových úpodmínek, bylo rozhodnuto o krocích, které tuto nevýhodu do značné míry eliminují.

Rozplánování projektu bylo provedeno tak, aby byl k dispozici prototyp vrtule v období zimních měsíců, kdy lze předpokládat dostatečně nízké teploty s přiměřenou vlhkostí vzduchu. Dále byl naplánován vývoj speciálního regulátoru výkonu topných těles, který zabezpečí měření teplot za rotace ve vybraných místech listů vrtule s bezkontaktním přenosem dat pro zpětnou vazbu. Regulátor zároveň umožní úpravy topných cyklů pro stanovení podmínek optimální funkce systému odmrazování.



Obrázek 4 - Výchozí vzorky materiálů pro úvodní zkoušky elektro-termálních a technologických vlastností



Obrázek 2 - Zkoušky tvorby námrazy na turbovrtulové jednotce, převzato z [1], McKinley Climatic Laboratory at Eglin Air Force Base, Florida



Obrázek 5 - První zkoušky materiálů probíhaly po aplikaci na povrch vzorků vyrobených ze sériových vrtulových listů. Zde se již začaly projevovat výhody a nevýhody z pohledu budoucí sériové výroby



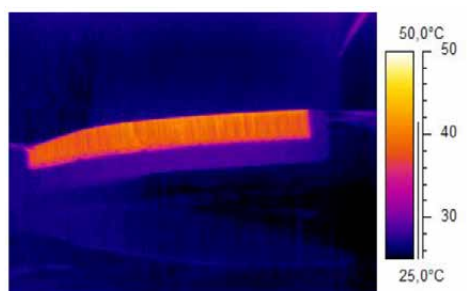
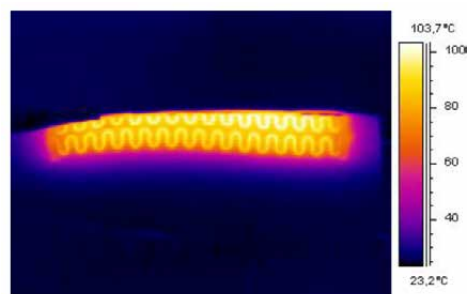
Obrázek 3 - Příklady tvorby námrazy na duralovém listu, převzato z [1]

REALIZACE

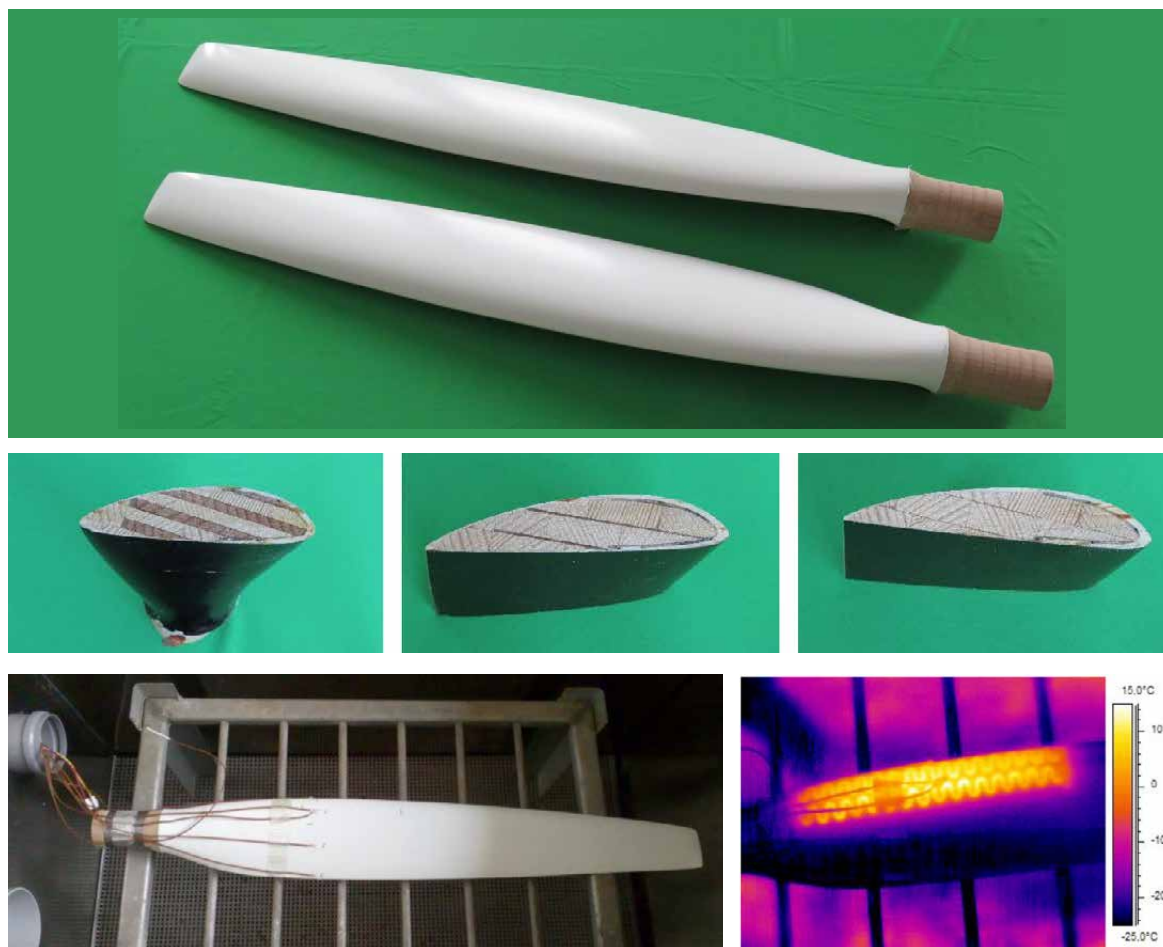
Výběr materiálů

V úvodní etapě projektu byly hledány vhodné materiály pro výrobu topných těles, které by splnily požadavky na tepelný výkon a zároveň by odpovídaly parametrům palubní sítě letounu s napětím 12 V nebo 24 V. Za klíčový parametr pro konečné rozhodnutí o vhodnosti materiálu pak byly brány jeho technologické vlastnosti. Komerčně dostupný materiál s vyhovujícími technickými parametry, ale obtížně aplikovatelný na obecnou plochu mezi vrstvami výztuže, je pro realizaci nevhodný.

Postupně byly vytipovány topné laky a tkaniny s uhlíkovým vláknem, jejichž vlastnosti byly testovány na upravených sériových listech. Nejprve byly tyto materiály nanášeny na vnější povrch, poté následovaly první vzorky listů s tělesy umístěnými mezi vrstvami výztuže.



Obrázek 6 - Porovnání termografických snímků zkušebních vzorků s topnými tělesy tvořenými topnou tkaninou (nahore) a topným lakem (dole)



Obrázek 7 - Technologický demonstrátor listu WOODCOMP, typ "C", s integrovaným topným tělesem a jeho řezy. Demonstrátor byl použit pro měření charakteristik konstrukce s použitím mrazicího boxu VZLÚ

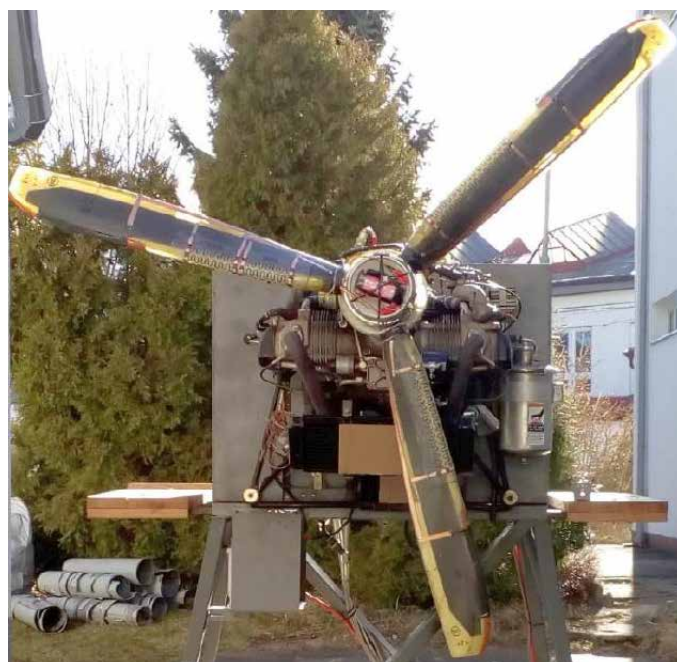
ZKOUŠKY NA DEMONSTRÁTORU

V další fázi vývoje systému byly realizovány zkoušky s pomocí řady technologických a funkčních demonstrátorů. S použitím mírně upravených výrobních nástrojů pro stávající sériové vrtulové listy WOODCOMP byly vyrobeny technologické demonstrátory, na kterých byl prověřován výrobní postup topných těles a jejich umístění mezi nosné vrstvy kompozitu.

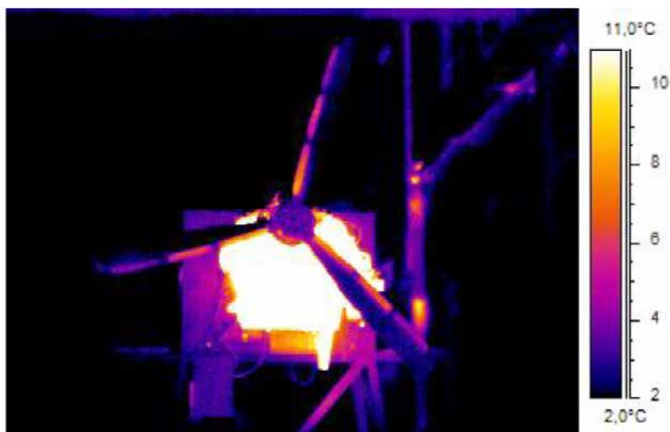
Z postupného sbírání zkušeností se začaly jevit jako nejvhodnější materiál topné tkaniny, které lze snadno tvarovat do obecných ploch a tudíž i vložit mezi ostatní vrstvy výztuže. Oproti tomu topné laky je třeba nanášet v přesně stanoveném počtu vrstev o přesných tloušťkách. Opakované dosažení potřebných parametrů při ruční sériové výrobě by bylo obtížné, s velkou zmetkovitostí.

Samozřejmě lze podobné materiály zajistit ve formě továrně nanesených vrstev na podkladovém materiálu, ale ten zase není možno tvarovat do podoby obecné plochy na náběžně hraně listu, v přechodu mezi sací a tlakovou stranou v kořenové sekci listu.

Různá provedení topných těles byla testována na demonstrátoru vrtule VZLÚ V44, který byl vybaven regulátorem výkonu vyvinutým ve VZLÚ s možností sběru teplot ve vybraných místech vrtulového listu. Data byla přenášena za rotace bezkontaktním systémem do počítače a průběžně vyhodnocována.



Obrázek 8 - Demonstrátor vrtule VZLÚ V44 s topnými tělesy kombinovanými z laků a tkanin. Demonstrátor je vybaven regulátorem výkonu s telemetrií



Obrázek 9 - Termogram ze statické zkoušky demonstrátoru. Termografické snímkování za rotace není možné vzhledem k tomu, že teploty částí motoru řádově převyšují výkon topných těles. Měření za rotace tedy muselo být realizováno pomocí řady lokálních snímačů teploty a telemetrie přenášející údaje do počítače.

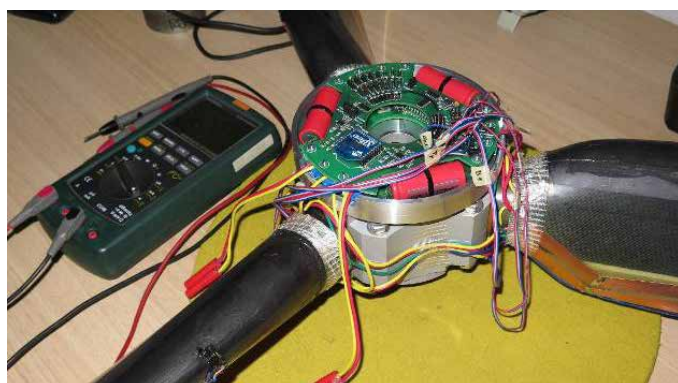
Regulátor výkonu, který v rámci projektu vyvinul VZLÚ, poskytl řadu důležitých údajů o rychlosti ohřevu vytápěných částí vrtulových listů a také o jejich zchlazení v důsledku rotace vrtule s vlivem teploty okolí. Jeden ze závažných problémů, který musel řešitelský tým osvětlit, bylo potvrzení dovolené doby funkce systému na vrtuli, která nerotuje a tudíž hrozí nebezpečí poškození nosné kompozitní konstrukce přehřátím topných těles. V průběhu jednotlivých zkoušek byl zjištěn rovněž zajímavý jev, spočívající v samovolném ohřevu okolí špiček vrtulových listů s rostoucím výkonem motoru. Vzhledem k tomu, že jde o oblast listu velmi vzdálenou od míst s topnými tělesy, neměl tento ohřev nic společného s jejich funkcí. Příčinou je zřejmě teplo generované vibracemi listu. Tento jev byl potvrzen i při zkouškách prototypu vrtule WOODCOMP KW-3x.



Obrázek 11 - Vrtulový list WOODCOMP, typ "C" před vložením do formy a injektáží pojiva. Výrobní technologie VARTM



Obrázek 12 - Hotový list po vyjmutí z formy. Topná tělesa je možno zapojovat samostatně i současně



Obrázek 10 - Regulátor výkonu s měřením teplot a telemetrií instalovaný na demonstrátoru vrtule VZLÚ V44



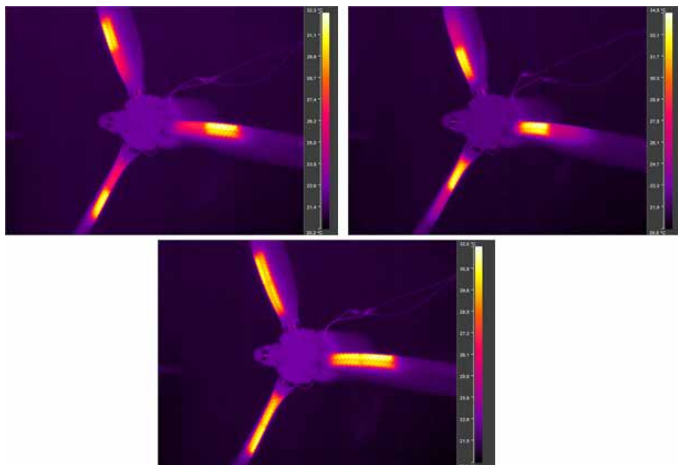
Obrázek 13 - Prototyp WOODCOMP KW-3x připravený k statickým zkouškám funkce systému odmrazování

PROTOTYP

Skutečné výsledky projektu jsou demonstrovány na prototypu vrtule WOODCOMP KW-3x. Vrtule je vybavena přenosovými kroužky, jejichž konstrukce a správná funkce byla rovněž podrobena řadě samostatných zkoušek a měření. Vrtulové listy typu "C" byly přestavovány do celokompozitní podoby při zachování původní geometrie, tedy i aerodynamických vlastností. Topná tělesa byla vyrobena jako tkaninová a vložena po dvojicích do jejich kořenové sekce.

Prototyp vrtule byl dokončen v prosinci 2018 a záměrem řešitelského týmu bylo využít očekávaných, pro potřeby projektu příznivých, podmínek zimních měsíců k ověření funkce systému za rotace na motoru. Je třeba vzít v úvahu, že skutečné letové zkoušky by znamenaly lety v podmínkách příznivých pro vznik námrazy a tedy za nepřiměřeného rizika možnosti vzniku nehody. Rovněž náročnost administrativy související s jednáním s příslušnými leteckými úřady

pro získání povolení k letu jde za rámec finančního a časového plánu projektu. Průběh zkoušek přibližuje následující série snímků. Teplota okolí se pohybovala v jednotlivých zkušebních dnech od -6°C do -4°C při relativní vlhkosti v rozpětí 70% až 85%.



Obrázek 14 - Termogramy všech tří možných zapojení topných těles



Obrázek 15 - Motorový stend s prototypem vrtule WOODCOMP KW-3x připravený ke zkouškám vzniku a odstranění námrazy



Obrázek 16 - Přenos energie do vrtule probíhá pomocí kontaktních kroužků



Obrázek 17 - Námraza byla vyvolána vpouštěním vodní mlhy do proudu nabíhajícího vzduchu pomocí ručního rozprašovače

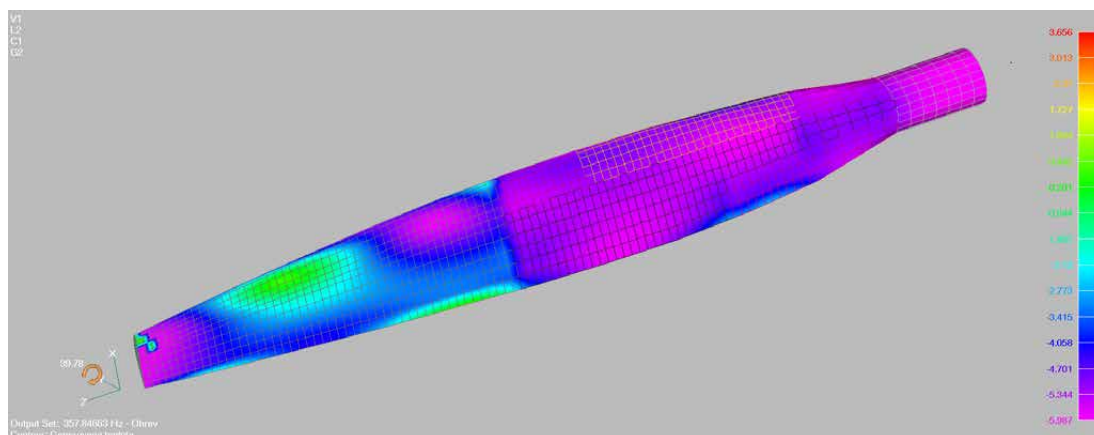


Obrázek 18 - K odstranění námrazy docházelo opakovaně a spolehlivě jak pro samostatně zapojená tělesa, tak pro tělesa pracující v režimu pravidelného přepínání vnitřní/vnější. Tento režim je důležitý pro snížení nároků na výkon zdroje palubní elektrické sítě

Při ohledání stavu vrtule vždy po vyvolání námrazy bylo zjištěno, že v řadě případů jsou na vrtulových listech místa, kde se námraza neudrží. S využitím existujícího MKP modelu a výpočtu modálních vlastností listu byl proveden dodatečný výpočet teplotních polí listu kmitajícího na jednotlivých rezonančních frekvencích metodou popsanou v [9]. Vzhledem k nedostatku některých vstupních dat mají výsledky výpočtu pouze informativní charakter, nicméně naznačují, že za odstraněním námrazy skutečně může být vynucené kmitání listu od práce pístového motoru.



Obrázek 19 - I při zkouškách prototypu WOODCOMP KW-3x bylo zjištěno, že dochází k samovolnému odstranění námrazy na vnější části listu, pod jeho špičkou. Příčinou je zřejmě buzení listu ke kmitání prací pístového motoru a s tím souvisejícím ohřevem částí konstrukce



Obrázek 20 - MKP výpočet teplotních polí kmitajícího listu metodou popsanou v [9] naznačuje, že by ve vyznačené oblasti skutečně mohlo docházet ke zvýšení teploty vlivem vibrací. Jde ovšem jen o okrajový vliv

ZÁVĚR

Projekt DEICER se nachází ve své závěrečné fázi, ale již nyní je možno konstatovat, že lze realizovat bezpečnou konstrukci kompozitního vrtulového listu (ale také lopatky větrné turbíny, axiálního ventilátoru a jiného materiálově, konstrukčně a technologicky podobného dílu) s integrovanými topnými tělesy, která nenarušují vnější tvar konstrukce.

Samozřejmě, že součástí projektu byla celá řada dalších zkoušek funkčnosti částí systému, proběhly výpočty, statické a únavové zkoušky konstrukce, jejichž přiblížení by vedlo daleko za rámec stručného seznámení s obsahem projektu a jeho hlavními průběžnými výsledky.

Jako u každého vývoje, přinesly tyto výsledky řadu nových otázek, které se týkají možnosti aplikace dalších materiálů a technologií. Nabízí se například možnost uvažovat o daleko větším rozsahu vytápěné plochy listu či lopatky rotoru, atd. V každém případě projekt přinesl základní odpovědi na výchozí konstrukční a technologické otázky a jeho výsledky mohou mít uplatnění v široké řadě aplikací.

Literatura:

- [1] Pellicano P. at al.: Propeller Icing Tunnel Test on a Full-Scale Turboprop Engine. Federal Aviation Administration (FAA), Práce FAA DOT/FAA/AR-06/60, 2010.
- [2] Scherrer R., Rodert L.A.: Tests of thermal-electric de-icing equipment for propellers. NACA ARR No. 4A20, 1944.
- [3] Lewis J.P., Bowden D.T.: Preliminary investigation of cyclic de-icing of an airfoil using an external electric heater. NACA RM E51J30, 1952.
- [4] Lewis J.P.: De-icing effectiveness of external electric heaters for propeller blades. NACA Technical Note No. 1520, 1948.
- [5] Lewis J.P., Stevens H.C., Jr.: Icing and de-icing of a propeller with internal electric blade heaters. NACA Technical Note No. 1691, 1948.
- [6] Neel C.B., Jr., Bright L.G.: The effect of ice formations on propeller performance. NACA Technical Note No. 2212, 1950.
- [7] Neel C.B., Jr.: An investigation utilizing an electrical analogue of cyclic de-icing of a hollow steel propeller with an external blade shoe. NACA Technical Note No. 2852, 1952.
- [8] Neel C.B., Jr.: An investigation utilizing an electrical analogue of cyclic de-icing of hollow steel propellers with internal electric heaters. NACA Technical Note No. 3025, 1953.
- [9] Pompe, V.: Calculation of Temperature Fields of Vibrating Composite Parts. In Czech Aerospace Proceedings, Letecký zpravodaj, pp. 2 - 4. Praha: Czech Aerospace Manufacturers Association, No. 2, 2009. ISSN 1211-877X.

Zkoušky akustické únavy kompozitních konstrukčních dílů s výpočtovou podporou v programu ABAQUS

Ing. Jiří Běhal, CSc., - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha

Mezi provozní zatížení vzduchovodu patří, v kategorii zatížení vyvolaných prostředím, i zatížení akustickým tlakem. Simulace vysokých hladin akustické zátěže od současných proudových motorů je náročná jak energeticky, tak z hlediska materiálního vybavení. Předpisy letové způsobilosti umožňují ověřit výpočtové modely chování konstrukce pomocí experimentů na dosažitelných úrovních zatížení a extrapolovat tato modelová chování na úroveň provozní. Zkušební zařízení, navržená v rámci řešeného projektu, využívají zatížení zkušebních těles postupující rovinnou akustickou vlnou a umožňují tak snadnou stavbu simulačních FE modelů. V příspěvku jsou ukázány přístupy k řešení problematiky akustické únavy na úrovni modelových vzorků a na úrovni demonstrátoru na základě experimentu a FE simulací v programu ABAQUS. V návaznosti na koncepci „no growth“, doporučenou v dodatku AMC 20-29 k předpisu letové způsobilosti CS-23, provedené zkoušky ukázaly, že výrobní vady předpokládané mezní velikosti se v rámci limitovaných zkušebních podmínek nešířily.

ÚVODNÍ POZNÁMKY

Problematika akustické únavy letadlových konstrukcí je poměrně složitý obor a lze konstatovat, že svým rozsahem přesahuje klasický přístup k únavovým analýzám konstrukčních prvků draku letounu. Zatížení konstrukce proměnlivých tlakem od působení akustických vln vyžaduje výkonné zdroje akustické zátěže, v případě výpočtových simulací musí být vedle vlastní zátěže konstrukce uvažována nezanedbatelná dynamická zatížení od setrvačných sil a proti nim působící jak vnitřní tlumení v materiálu, tak tlumící účinky okolního prostředí.

Požadavek projektu TE02000032 Výzkumné centrum pokročilých leteckých konstrukcí na zajištění únavového průkazu demonstrátoru kompozitního vzduchovodu letounu na základě konstrukční filosofie Damage Tolerance potřebu řešení akustické únavy letadlových konstrukcí zdůraznil.

Skutečnost, že činnost akustické zkušebny byla ve VZLÚ po více než desetiletí přerušena, si vyžádala rozsáhlejší práce v oblasti návrhu zkušebních zařízení aby byly respektovány současné návrhové postupy.

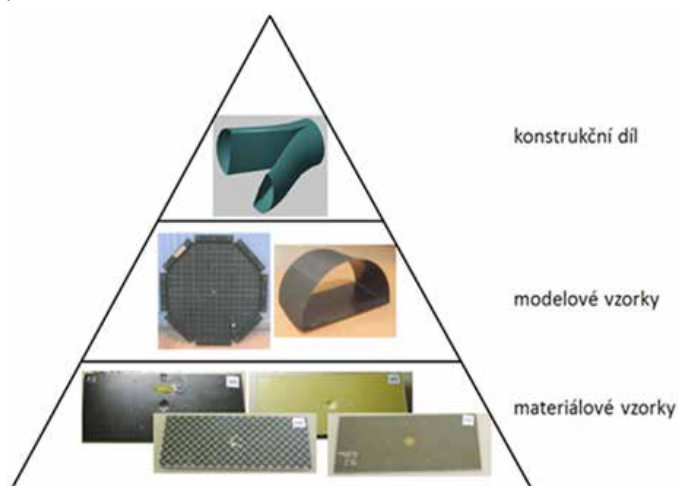
POŽADAVKY PŘEDPISŮ

Konstrukční návrhy dílů letounů musí vyhovět přísným požadavkům na spolehlivost v průběhu jejich provozu. Tyto požadavky shrnují předpisy letové způsobilosti. Každý předpis je stavěn konzistentně k určité kategorii letounu a pouze jako celek zaručuje odpovídající úroveň spolehlivosti.

Pro řešení dané vývojové úlohy byl zadavatelem úlohy zvolen předpis EMACC (European Military Airworthiness Certification Criteria), jehož požadavky na výběr PCC (Primary Certification Code) pak vedly k aplikaci předpisu CS-23. V návaznosti na předpis CS-23 (Certification Specifications) jsou specifiky návrhu kompozitních konstrukcí shrnuta v návazném dokumentu AMC 20-29 (Acceptable Means of Compliance).

Průkaz letové způsobilosti konstrukčních dílů či celých konstrukcí je v dokumentu AMC 20-29 schematizován tzv. blokovou pyramidou, charakteristickou pro každý konstrukční díl. Pro řešený vzduchovod je naznačena v obr.1, [1].

S požadavkem na aplikaci konstrukční filosofie Damage Tolerance souvisí volba přístupu k jeho splnění. Ta je závislá na definování přípustného poškození, které je v dokumentu AMC-29 definováno v 5 kategoriích. Byl zvolen návrh konstrukce Damage tolerance typu "no growth", který předpokládá, že případné vady konstrukce budou kategorie 1, resp. 2, a v provozu se nebudou šířit. Jedná se o vady, které mohou vzniknout v provozu, převážně od impaktů, nebo mohou pocházet již z výroby a jsou rozměru, kdy nemohou ohrozit bezpečnost provozu letounu.



Obrázek 1 - Úrovně průkazu letové způsobilosti kompozitního vzduchovodu letounu

KONCEPCE EXPERIMENTÁLNÍHO PRŮKAZU

Prvotní únavové zkoušky akustickým zatížením byly prováděny přímo v hlukovém poli skutečného motoru, [2]. Postupně se uspořádání zkoušek ustálilo na principech, využívajících umělé zdroje hluku a:

- kolmý dopad akustické vlny
- podélný průchod akustické vlny podél povrchu panelu
- zkoušky v odrazových komorách

Výběr uspořádání zkušebního zařízení pro řešení daného projektu vycházel z potřeby doprovázet experimentální průkazy i výpočtovými simulacemi. Z tohoto pohledu nebyla využita původní koncepce akustické zkušebny VZLÚ, kterou bylo možno řadit mezi odrazové komory. Pro výpočet akustického pole v okolí zkušebního tělesa v odrazové komoře musí být modelována celá komora včetně její velikosti, zdroje akustické zátěže a odrazových charakteristik. V důsledku interakcí zvukových vln ze zdroje a vln odražených je akustické tlakové pole velmi složité.

Princip kolmého dopadu akustické vlny je energeticky poměrně účinný, nicméně, zejména u rovinných panelů, při určitých kombinacích frekvence a vzdálenosti zdroje od zkušebního tělesa dochází k tzv. stojatému vlnění a zkušební kus nemusí být vůbec zatížen.

Pro realizaci zkušebního zařízení byla zvolena koncepce podélného průchodu akustické vlny podél povrchu panelu (PWT - Progressive Wave Tube), která se také na základě literární rešerše ukázala jako nejčastěji využívaná, [3]. Zařízení sestává z několika modulů, jejichž návrh je popsán v [4], [5]. Sestava zařízení pro zkoušky panelů je na obr.2, pro zkoušku demonstrátoru na obr.6.

Základním návrhovým parametrem byl požadavek na rovinnost postupující akustické vlny z hlediska jejího snadného modelování v simulačních výpočtech a zachování její rovinnosti do co nejvyšší frekvence akustické zátěže.

Zdrojem akustické zátěže jsou elektrodynamické reproduktory, jejich frekvenční charakteristika je vyrovnána do cca 5 kHz. Jsou buzeny zesilovači s maximálním výkonem 460 W v jednom kanále. Řízení programem Audacity umožňuje buzení jak libovolným kmitočtem v rozsahu 20 Hz - 20 kHz, tak různými standardizovanými šumy (bílý aj.), včetně specificky navržených sekvencí pro simulaci provozních podmínek.

Řízení zkoušek probíhalo v otevřené regulační smyčce, pouze na základě stability řetězce, který tvoří zvuková karta PC - zesilovač - reproduktor.

DYNAMICKÉ CHOVÁNÍ KOMPOZITNÍ KONSTRUKCE PŘI AKUSTICKÉM ZATÍŽENÍ

Předpis letové způsobilosti v části CS 23.571(a) vyžaduje ověření únavové pevnosti konstrukce provedením únavové zkoušky nebo pomocí početní analýzy doložené zkouškou.

Akustická zatížení, dosažitelná elektrodynamickými reproduktory, jsou na dolní úrovni naměřených provozních spekter letounu. Je proto třeba počítat s experimentálně ověřeným výpočtovým modelem chování konstrukce na dosažitelných úrovních zatížení a extrapolovat tato modelová chování na úroveň provozní.

Kompozitní panel

Pro řešení únavové životnosti kompozitního konstrukčního dílu na úrovni modelových vzorků, viz již zmíněný obr.1, byly navrženy a vyrobeny rovinné kompozitní panely, [6]. Pro únavové zkoušky byly použity panely se simulací výrobní vady typu delaminace kruhového tvaru uprostřed tloušťky stěny panelu. Zkoušený panel tvoří část boční stěny zkušebního zařízení a je tak vystaven působení akustických tlakových vln z vnitřní strany akustického kanálu. Intenzita akustické zátěže byla omezena charakteristikami reproduktorů a dosahovala úrovně 127 dB.



Obrázek 2 - Celkový pohled na zkušební zařízení pro zkoušky akustické únavy kompozitních panelů

Počáteční měření dynamických charakteristik byla prováděna pomocí dvou akcelerometrů, umístěných ve středu panelu a na okraji delaminované oblasti. Průběhy průhybů pak byly získány dvojnásobnou integrací naměřených dat. V průběhu zkoušek byl tento poměrně pracný postup nahrazen přímým měřením průhybů pomocí laserového snímače přemístění.

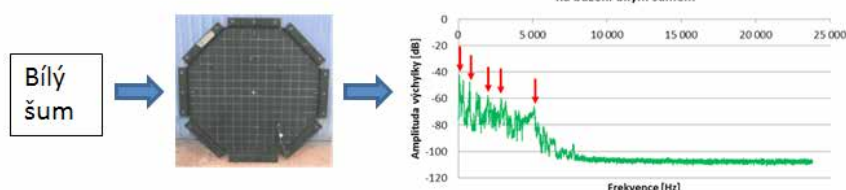
Dynamické chování panelu bylo analyzováno pomocí numerických simulací v programu ABAQUS Explicit. FE modely jednotlivých dílů byly sestaveny následovně:

- panel z prvků SHELL (S4R), vetknutý po obvodu, materiál COMPOSITE
- akustické prostředí pomocí LINEÁRNÍCH HEXAHEDRAL AKUSTICKÝCH PRVKŮ (AC3D8)
- vazba panelu k prostředí typu TIE
- dynamické zatížení jako ACOUSTIC PRESSURE na ploše velikosti efektivní plochy membrány reproduktoru
- na volném povrchu prostředí je jako okrajová podmínka uplatněna NONREFLECTING ACOUSTIC IMPEDANCE
- stěny akustického kanálu jsou uvažovány tuhé, tj. je zadán volný povrch akustického prostředí

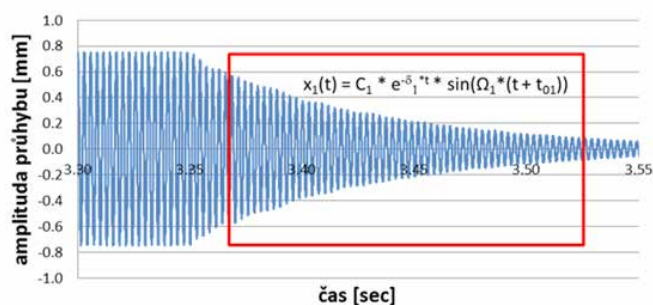
Charakteristiky tlumení

Reálnost výpočtů dynamického chování konstrukce při zatěžování akustickými vlnami významně závisí na správném odhadu vnitřního tlumení materiálu. S ohledem na výpočetní prostředky, implementované v programu ABAQUS, byl použit Rayleighův model tlumení ve tvaru $B = \beta \cdot M + \alpha \cdot K$.

Matice M je matice jednotková, matice K obsahuje hodnoty vlastních frekvencí Ω , zjištěných experimentálně, obr.3, a lze tudíž sestavit matici tlumení B, která bude obsahovat parametry RAYLEIGHova modelu α a β . Matici tlumení B lze sestavit rovněž ze sady experimentálně měřených parametrů volného tlumeného kmitání δ při různých hodnotách Ω , obr.4. Parametry RAYLEIGHova modelu α a β pak vypočteme z porovnání obou matic.



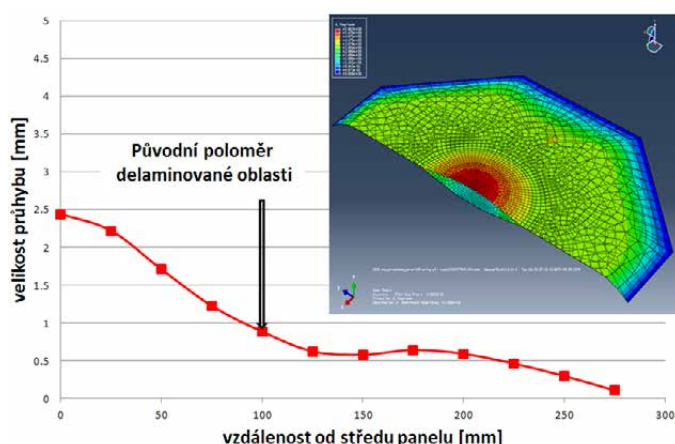
Obrázek 3 - Měření frekvencí vlastních módů kmitání panelu



Obrázek 4 - Měření parametrů útlumu při volném kmitání panelu

Dynamické chování panelu

Jeden z analyzovaných módů kmitání panelu je uveden na obr.5. Výpočtový tvar kmitání při harmonickém buzení frekvencí 136 Hz je porovnán s naměřeným průhybem panelu při akustickém zatížení v PWT. Animace pak ukázaly chování panelu v čase, kdy delaminované části panelu kmitají, v důsledku setrvačných sil, na vlastních frekvencích jiných než kmitá panel jako celek. V určitých fázích zatěžovacího cyklu dochází k otevírání vady, což přispívá k šíření delaminace, bude-li rozevírání vady dostatečné.



Obrázek 5 - Porovnání výpočtového tvaru průhybu panelu s měřením při zatěžování akustickým zatížením s frekvencí 136 Hz

Demonstrátor zvukovodu

Sestava zkoušky, obr.6, byla navržena stejným modulárním způsobem jako pro zkoušku panelů, [7]. Akustický výkon byl navýšen použitím 4 reproduktorů, což umožnilo dosáhnout intenzity akustické zátěže 134 dB. Demonstrátor byl uchycen v přípravku navrženém pro předchozí zkoušky impakty a doplněn přechodovými úseky mezi soustavou reproduktorů a výstupním průřezem vzduchovodu.

Stav zkušebního kusu byl monitorován řadou snímačů, jako tenzometry, optickými vlákny či UGW (Ultrasonic Guided Waves) snímači, jejichž data zpracovávají další partneři projektu. Pro průběžné sledování chodu zkoušky a stavu zkušebního kusu byl použit laserový snímač polohy a periodicky byly prováděny NDT kontroly.

Vzhledem k výkonovým omezením zkušebního zařízení bylo zvoleno zatěžování v rezonančním režimu dávajícím maximální rozkmit deformací konstrukce. Frekvence akustického zatížení byla zvolena na základě úvodního měření FFT odezvy na širokopásmový (bílý) šum na hodnotě 84 Hz.

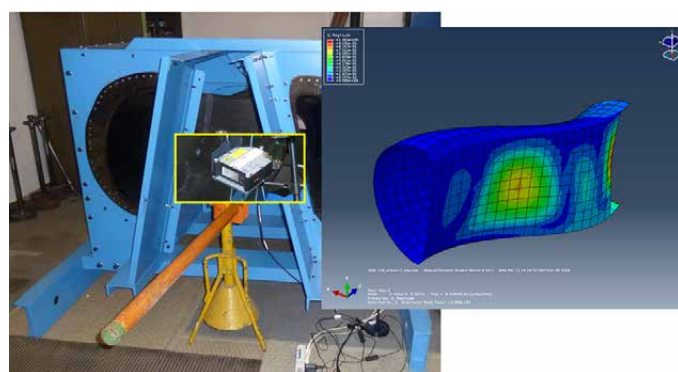
FE model demonstrátoru s aplikovanými zjednodušenými okrajovými podmínkami - vetknutí hrany vstupního otvoru - ukázal na největší průhybové deformace uprostřed poměrně rovinné vnitřní stěny vzduchovodu a na její hraně v místě výstupu, obr.7.

Hrana stěny však byla na demonstrátoru v důsledku zakřivení obou kanálů pro vizuální sledování i měření prakticky nepřístupná, takže chování zkušebního kusu bylo v průběhu zkoušky odvozováno z měření průhybů laserovým snímačem polohy v referenčním bodě, vyznačeném ve středu vnitřní stěny, viz detail v obr.7.



Obrázek 6 - Celkový pohled na zkušební zařízení pro zkoušku akustické únavy demonstrátoru vzduchovodu

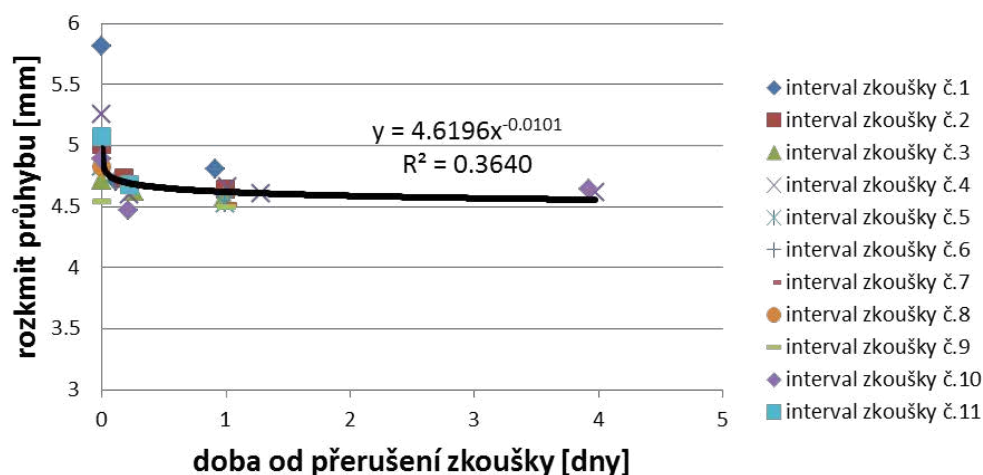
Měření poskytovala informaci o velikosti rozkmitu deformací v referenčním místě a při krátkodobém přepnutí do módu buzení bílým šumem byla naměřená data využita k vyhodnocení případných změn ve frekvenční charakteristice výkonové spektrální hustoty těchto deformací.



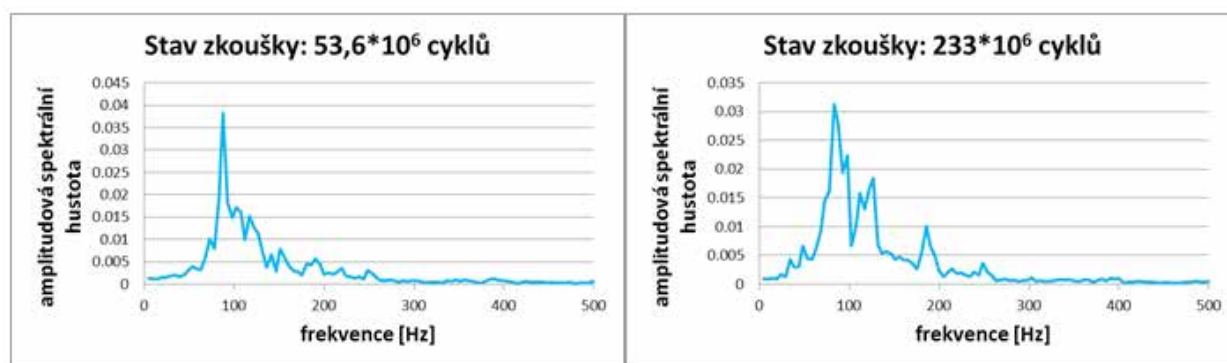
Obrázek 7 - Výpočtové deformace kanálu vzduchovodu a odvození referenčního bodu na konstrukci demonstrátoru pro měření deformací laserovým snímačem polohy (v detailu uprostřed)

Průhybové charakteristiky

Při maximální dosažitelné hladině akustické zátěže dosahoval rozkmit průhybu stěny v referenčním bodě 8 mm. S ohledem na přijatelné oteplení magnetického systému reproduktorů v dlouhodobém provozu byla zkušební hladina akustického zatížení snížena tak, že vyvolávala při harmonickém zatěžování frekvencí 84 Hz a ustáleném chodu zkoušky průhyb cca 4.7 mm.



Obrázek 8 - Průběh rozkmítu průhybu stěny vzduchovodu v referenčním místě konstrukce po každém přerušení chodu zkoušky



Obrázek 8 - Amplitudová spektrální hustota v referenčním bodě demonstrátoru v počátečním období únavové zkoušky a před jejím ukončením

Analýza měřených dat ukázala na systematickou závislost rozkmítu deformací, uvedenou na obr.8. Po každém přerušení zkoušky zkouška začala s větším rozkmítem, který poměrně rychle poklesl k dále již stabilizované velikosti.

Pravděpodobnou příčinou popsaného jevu je růst vnitřního útlumu materiálu s růstem teploty zkušebního kusu v důsledku přeměny mechanické energie na vnitřní teplo vlivem tření v materiálu. Průkaz uvedené hypotézy však zatím není dokončen.

Frekvenční charakteristiky

Zkouška byla vedena při zatěžovací frekvenci 84 Hz, což odpovídá první špičce v amplitudové spektrální odezvě na buzení bílým šumem na obr.9 vlevo, pocházejícím z počátečních měření po zahájení zkoušky. Graf na obr.9 vpravo pak pochází z doby před ukončením zkoušky po náběhu 233 700 000 kmitů. Je patrný vznik dalších módů kmitání při frekvencích cca 120 Hz a cca 190 Hz.

Prohlídka zkušebního kusu a především celého přípravku po ukončení zkoušky ukázala řadu uvolněných spojů, což mohlo vést ke vzniku dalších stupňů volnosti konstrukce a tím k projevu nových rezonančních módů.

ZÁVĚR

V příspěvku je ukázán přístup k řešení akustické únavy kompozitního vzduchovodu přístupem "no growth" v rámci návrhové filosofie Damage Tolerance. V mezích dosažitelných intenzit akustického zatížení NDT prohlídky neprokázaly žádný vznik nových ani růst uměle vytvo-

řených delaminací. Na druhé straně provedené experimenty poskytují potřebné charakteristiky pro sestavení FE modelu demonstrátoru, aby bylo možno připravit věrohodné simulace jeho dynamického chování při akustické zátěži vyšších intenzit.

Literatura:

- [1] Běhal J.: Proposal of damage tolerant design philosophy, Report R-6711, VZLÚ, Praha, 2017
- [2] Forney D.M.: Acoustical fatigue test procedures used in aircraft industry and their limitations, Material Laboratory Wright Air Development Center, Report No. WADC TR 59-676, p. 339-378
- [3] Bianchi R.A., Bradshaw R.T., Farrell J.H., Reed F.E.: Survey And Evaluation Of Sonic Fatigue Testing Facilities, Wright-Patterson Air Force Base, Technical Report No. ASD-TR-61-185
- [4] Běhal J.: Návrh zařízení pro zkoušky akustické únavy kompozitových panelů, zpráva R-6591, VZLÚ, Praha, 2016
- [5] Běhal J.: Funkční vzorek zařízení pro zkoušky akustické únavy panelů, zpráva R-6931, VZLÚ, Praha, 2018
- [6] Doubrava R., Raška J., Oberthor M.: Bird strike zkoušky plochých kompozitních panelů pro ověření numerických analýz při vývoji vzduchovodu L-39NG, VZLÚ, Transfer č.29/2017
- [7] Běhal J.: Report of fatigue full-scale test, Report R-6990, VZLÚ, Praha, 2018

Vývoj a zkoušky kompozitního vzduchovodu

Ing. Jan Václavík - AERO Vodochody AEROSPACE a.s.

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. Vyrobený demonstrátor byl podroben funkčním zkouškám, na kterých spolupracovali všichni partneři projektu. Na základě výsledků těchto zkoušek byla konstrukce optimalizována a prototyp vzduchového kanálu instalován do trupu letounu L-39NG, kde bude dále testován. Cílem tohoto článku je především shrnutí probíhajících aktivit projektu

STAV PROJEKTU A PROVEDENÉ ZKOUŠKY

Shrnutí aktivit v letech 2017 a 2018

V uplynulých letech konsorcium řešitelů pod vedením společnosti AERO Vodochody AEROSPACE a.s. řešilo vývojové a výzkumné úkoly vedoucí k výrobě a instalaci kompozitního vzduchového kanálu pro letoun L-39NG. Kanál je vystaven spektru zatížení zahrnující zejména zatížení akustické od proudového motoru s vysokou frekvencí a celou řadou harmonických složek, dále pak musí být odolný vůči nárazu cizích předmětů, zahrnující celou škálu nárazových energií. Nejextrémnějším případem jsou pak nárazy ptáka a krup ve vysokých rychlostech letu. Vybrané etapy projektu jsou popsány v dalších kapitolách tohoto článku.

Po fázi testů kuponů, konstrukčních uzlů a zkušebních panelů byly odladěny FEM modely demonstrátoru a přistoupilo se k jeho výrobě dle konstrukční dokumentace se zapracovanými poznatky z této fáze projektu. Dalším krokem byly full-scale testy zahrnující technologické

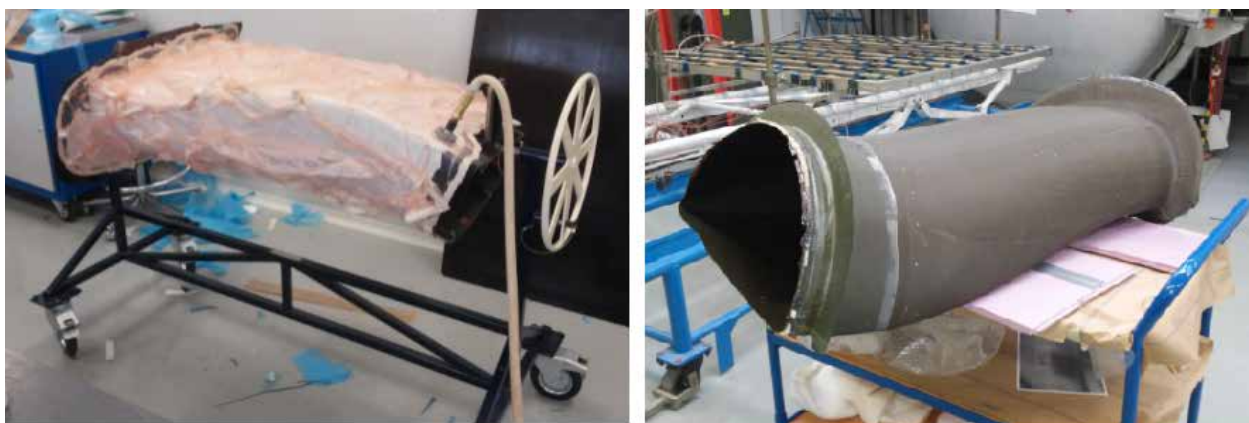
zkoušky, zkoušky nárazu ptáka a zkoušky odolnosti vůči akustické únavě. Na základě poznatků z této etapy pak následovala výroba odladěného kusu, který byl instalován do prototypu letounu L-39NG, ve kterém bude probíhat další část testů již jako součást zkušebního programu celého letadla.

Výroba demonstrátoru kompozitního vzduchovodu

Na zkušebním segmentu formy vyrobeném v předchozí fázi projektu [1] byly ověřeny výrobní technologie nezbytné k výrobě přípravkového vybavení. Dle konstrukčního návrhu byly nejprve vyrobeny master modely a sestaveny tak, aby bylo možné následně zahájit výrobu forem, viz. obrázek 1. Master modely byly vyrobeny přesným obráběním na CNC stroji z pěnového materiálu Raku Tool s vlastnostmi ověřenými v předchozích fázích projektu [2]. Jedná se o geometricky vysoce přesné díly, které musí precizně lícovat v sestavě tak, aby byla zaručena přesnost výsledné formy.



Obrázek 1 - Výroba kompozitní formy demonstrátoru



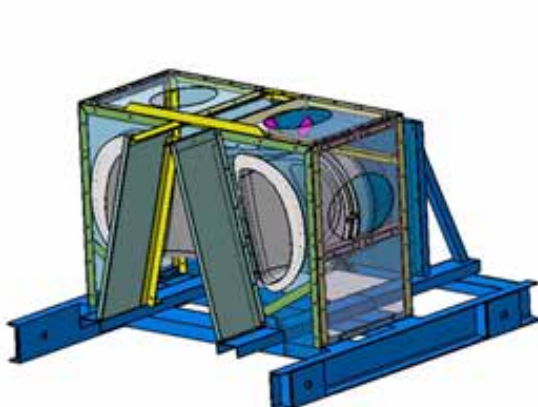
Obrázek 2 - Výroba levého ramene demonstrátoru

Po funkčních zkouškách formy, kdy byla postupně vystavována teplotní a tlakové zátěži, při které byla měřena deformace formy vzhledem k matematickému modelu a další parametry [3] následovala výroba prototypu demonstrátoru. Skladba dílu probíhala v řízeném prostředí čisté místnosti a díl byl následně vytvrzen v autoklávu při teplotě 177°C a tlaku 670 kPa. Vzhledem k tvarové složitosti dílu bylo nutné použít metodu co-curingu a následně druhou vytvrzovací operaci dolaminovat lem v zadní oblasti. Následně byl díl obroben na CNC stroji a připraven pro instalaci do sestavy. Výroba provedla funkčnost celé koncepce a poznatky získané jak při samotné skladbě dílu, tak i při následném vytvrzovacím procesu budou využity při optimalizační fázi projektu. Výroba levého ramene vzduchovodu a díl po vytvrzení je znázorněn na obrázku 2.

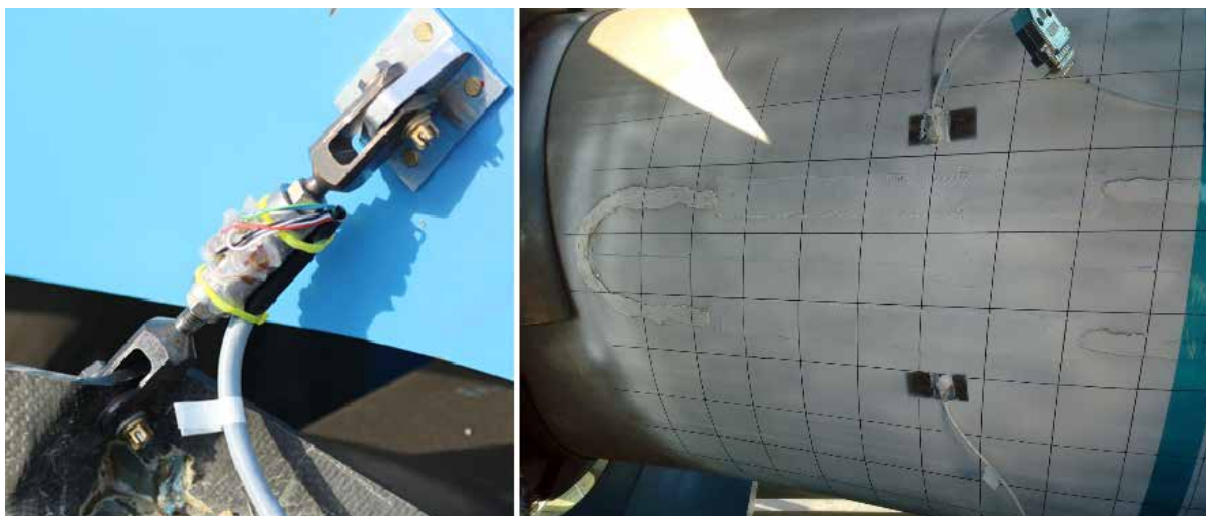
Zkoušky nárazu ptáka a krup

Po zkušební kampani realizované na plochých kompozitních panelech [4,5] bylo nutné prokázat odolnost celé kompozitní konstrukce vůči tomuto typu zatížení. S ohledem na vazbu mezi vzduchovodem a trupem letounu v průběhu celého děje bylo nutné navrhnout zkušební stand tak, aby se funkčně tomuto celku co nejvíce podobal. Konstrukce standu byla rovněž navržena s ohledem na manipulaci v průběhu zkoušek, kdy je potřeba v průběhu zkušební výstřelu simulovat náraz zkušebních těles ve vybraných letových režimech. 3D model zkušebního standu s instalovaným vzduchovodem a stand instalovaný v přípravku VZLÚ je znázorněn na obrázku 1.

Návrh zkušebního programu je takový, aby byl v souladu s požadavky předpisu EMACC [6] s tím, že vzduchovod musí odolat nárazu ptáka o hmotnosti 1kg při rychlosti 165 m/s a kroupy o průměru 5cm při rychlosti 214m/s bez ztráty integrity konstrukce. Testy byly realizovány na pracovišti VZLÚ vybaveným pneumatickým dělem. Do levého ramene byl vystřelen projektil splňující výše uvedené požadavky na náraz ptáka a do pravého pak série projektilů odpovídající požadavkům pro náraz kroupy. Dopadové plochy v průběhu nárazů snímaly rychloběžné kamery pro pozdější vyhodnocení deformací. Rovněž byly monitorovány síly v táhlech prstence upínající vzduchovod a díl samotný byl vybaven zkušebními senzory Structure Health Monitoring - optická vlákna s FBG senzory a senzory akustické emise. Obě ramena vzduchovodu vydržela celou zkušební kampaň bez viditelného poškození a poškození struktury laminátu neindikovalo ani při následné NDT inspekci [5]. Vzduchovod vyhověl zadaným požadavkům. Získaná data byla použita pro zpřesnění impaktního FEM modelu a následně pak další kolo optimalizace konstrukční dokumentace. Na obrázku 4 je pohled na dopadovou plochu vzduchovodu osazenou měřícími senzory.



Obrázek 3 - 3D model zkušebního standu a celková sestava připravená ke zkoušce



Obrázek 4 - Dopadová plocha vzduchovodu osazená měřicími senzory a táhlo s tenzometry

Zkoušky odolnosti vůči akustickému zatížení

Vzduchovod je primárně namáhán akustickým zatížením od proudového motoru Williams FJ-44M s vysokou frekvencí a s celou řadou harmonických složek, kde spektrum vlastních frekvencí buzených motorem se pohybuje řádově mezi několika stovkami až k téměř 9000 Hz při akustickém tlaku dosahujícím až 140 dB v závislosti na hodnotách otáček kompresoru motoru. Vytvořit takovéto zatížení pro potřeby zkoušek dílu je velmi obtížné a nad rámec projektu. Vystála tedy nutnost provést důkladnou FEM analýzu ve všech složkách výše uvedeného spektra s tím, že model bude verifikován na základě dat ze zkoušek provedených na nižších hladinách akustické zátěže dostupnými prostředky. S tímto přístupem se také ukázala nezbytnost monitorování chování konstrukce letounu při provozu a porovnání získaných údajů s analytickými daty, což bude popsáno v dalších kapitolách tohoto článku.

Výzkumnými pracemi se souběžně zabývají pracoviště VZLÚ a ČVUT - Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky, které sdílejí své poznatky, kdy pracoviště VZLÚ se zaměřuje na zkoušky demonstrátoru, analýzu akustické únavy a popis vzniku a šíření poruch a pracoviště ČVUT na detailní analytické zmapování zatížení FEM modelu akustické trati a přesné definici napětí celého kanálu při vybraných kritických frekvencích [7].

Prvním krokem zkušební části byl návrh a vybudování akustické zkušební trati [8], která prověřila chování samotného kompozitního materiálu ve formě plochých panelů při zvolené skladbě. Na ní pak tenzometrickými snímači a akcelerometry byly měřeny a vyhodnocovány útlumové vlastnosti těchto panelů pro získání potřebných dat při tvorbě FEM modelu. Následně po vyhodnocení výsledků začaly full scale testy na demonstrátoru vzduchovodu s využitím standu pro náraz ptáka, který se celkovými dispozicemi nejvíce blíží reálnému letounu, kde pro vybudování akustického zatížení slouží soustava 4 reproduktorů, jak je popsáno v [9]. Realizované zkušební zařízení je znázorněno na obrázku 5.

V průběhu měření byla měřena hladina akustického tlaku směrovými mikrofony uvnitř vzduchovodu a na jeho stěnách pak byla umístěna síť snímačů (tenzometry, laserový snímač vzdálenosti a optická vlákna s FBG mřížkou) pro měření napětí a deformací konstrukce. Doposud v rámci probíhající zkoušky bylo dosaženo 2,337*10.8 kmí-tů během 32,75 dnů provozu zařízení, během kterých zatím nedošlo k žádným výrazným změnám ve vlastnostech sledovaného dílu.



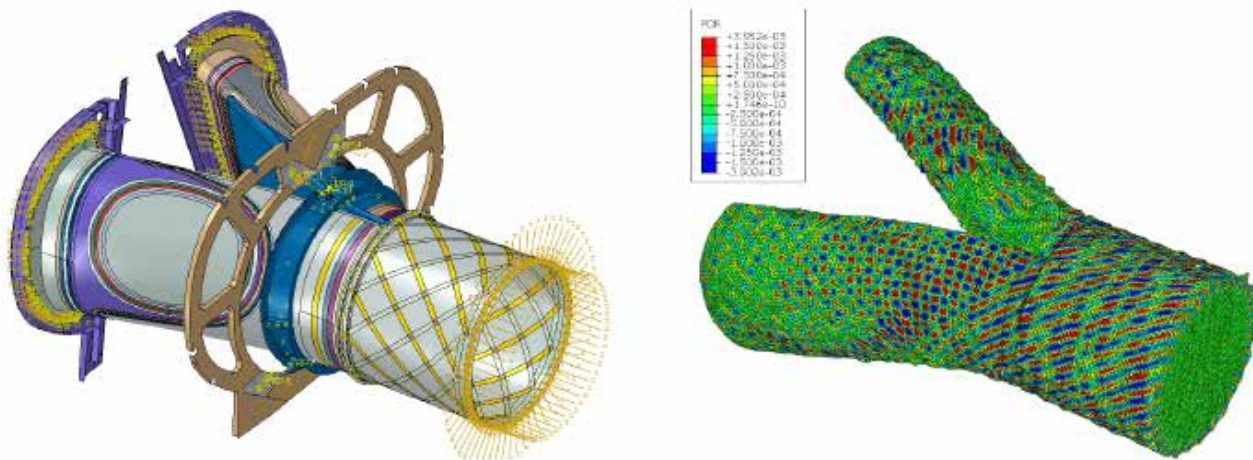
Obrázek 5 - Zkušební zařízení pro simulaci akustické zátěže

Paralelně se zkušební částí probíhají vibro-akustické simulace na detailním FEM modelu vzduchovodu [10], do kterého je rovněž zahrnuta okolní konstrukce letounu zahrnující harmonické a transientní analýzy na vybraných frekvencích spektra s použitím naměřeného akustického spektra dodaného výrobcem motoru. Simulacemi byla prověřena konstrukce kanálu zastavěné do prototypu letounu L-39NG, přičemž bude nezbytné provést validaci při měřeních přímo na letounu, jak bude popsáno dále. Příklad výstupu vibro-akustické simulace je na obrázku 6

VZDUCHOVOD PRO PROTOTYP L-39NG A JEHO ZKOUŠKY

Doposud získaná data ze zkoušek a analýz byla využita pro jednak pro optimalizaci výrobní dokumentace a také jako další podklad při tvorbě certifikační báze letounu L-39NG. Následně byla zahájena výroba kanálu pro prototyp tohoto letounu, na kterém je rovněž plánována série měření během provozu.

Instalace do letounu vyžaduje již přesné ustavení dílu do trupu, s čímž souvisí i vysoké nároky na přesnost ustavovacích přípravků [11], které musí svou tuhostí rovněž zaručit přesné vymezení polohy vůči dalším dílům vzduchové trati. Vzduchovod je navržený jako v případě strukturální poruchy vyměnitelná konstrukce, což rovněž musí zohlednit konstrukce přípravků. Klíčové pro instalaci se ukázalo zejména dodržení předepsané tloušťky dílu v místech napojení na okolní konstrukci, resp. na trupovou přepážku 26.



Obrázek 6 - FEM modelu vzduchovodu pro vibro-akustické simulace

Tento požadavek si vyžádal další technologické zkoušky sloužící k vyladění této oblasti pomocí úpravy jednotlivých nástřihů vrstev a také změny skladby a výroby speciálních intezifikátorů které zabezpečí dotlačení vrstev v místech změn křivosti. Výsledkem je čistá oblast bez překladů o konstantní tloušťce, která splňuje předepsané geometrické tolerance. Rovněž se ukázala potřeba změny tvaru konce vzduchovodu, kterou tvoří lem pro napojení dalších dílů vzduchové trati.

Lem je vyráběn metodou co-curing během dodatečného vytvrzovacího cyklu, což se ukázalo jako vysoce technologicky problematické (vytvřování doprovázely silné úniky vakua) a proces nezaručuje pevnost spoje srovnatelnou se zbytkem konstrukce. Z tohoto důvodu bude oblast pro sériovou podobu dílu přepracována do podoby omega výztuhy se sendvičovým jádrem z pěnového materiálu. Průběh instalace do trupu letounu je na obrázku 7.

Instalace snímačů pro pozemní a letová měření

Během výrobní fáze již bylo nutné s ohledem na následnou zástavbou do struktury letounu naplánovat osazení obou ramen vzduchovodu snímači. Byla navržena síť snímačů [10] pro měření napětí a deformací skládající se z celkem 64 tenzometrických růžic a 4 svazků optických kabelů s FBG senzory. S ohledem na zachování funkčnosti dílu jsou všechny snímače nainstalovány na vnějším povrchu, tak, aby nedocházelo k interakci s dalšími prvky konstrukce.

Vzhledem k tomu, že se v předchozích etapách osvědčilo dodatečné přilaminování vláken na povrch vytvrzeného dílu pomocí vrstvy skelné tkaniny, byl tento postup zachován i v tomto případě. Vrstva laminátu jednak zajišťuje dostatečný kontakt se zkušebním kusem a zároveň dostatečně ochraňuje vlákno před mechanickým poškozením. Protože kanál bude vystaven vlivům prostředí a vysoké úrovni akustické zátěže, byla veškerá kabeláž mezi tenzometry a sběrnými body přilepena k povrchu kompozitu a následně kompletně zalita do vrstvy silikonu, což by mělo zabránit jejímu poškození. Celá instalace je navržena tak, aby bylo možné provádět měření kdykoliv v průběhu provozu letounu. Vzhledem k velikosti měřicí ústředny pro snímání signálu tenzometrů je uvažováno měření během pozemních motorových zkoušek. Pro signál z optických senzorů je však používána malá kompaktní ústředna, která bude schopná provozu i během letu a předpokládá se tedy sběr dat i během letových zkoušek. Kanál v průběhu výroby s instalovanými senzory bez kabeláže tenzometrů je znázorněn na obrázku 8.

Příprava a realizace měření

Navržený zkušební program [12] počítá s měřením během pozemních motorových zkoušek, které jsou z hlediska akustického zatížení srovnatelné s letovými a je možné postupně procházet jednotlivé režimy motoru ve kterých nastávají kritické případy z hlediska zatížení v požadovaném pořadí.



Obrázek 7 - Ustavení vzduchovodu do trupu letounu L-39NG

Vzhledem k náročnosti zapojení všech tenzometrických snímačů bylo rozhodnuto rozdělit měření na několik etap. První etapa proběhla před záletem letounu, kdy z časových důvodů bylo přistoupeno pouze k měření optickými kabely během pozemní motorové zkoušky. Měření ověřilo zejména funkčnost senzorů během chodu motoru, kdy panovala obava, že dojde k jejich poškození vlivem akustických vibrací. Získaná data se v současné době vyhodnocují a budou součástí souboru dat pro verifikaci akustického FEM modelu.

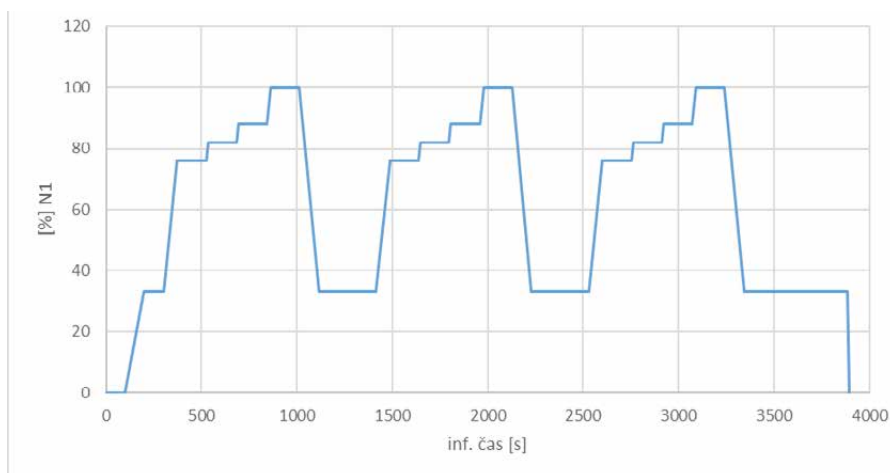
Celkové osazení kabeláží pro všechny tenzometry je časově náročná záležitost, bylo proto rozhodnuto o provedení těchto prací až po záletu letounu, kdy je naplánována zhruba 3 měsíce dlouhá odstávka, která je využita i k zapojení a oživení měřicího systému. Jak je patrné z obrázku 9, jedná se o masivní svazek, který při pozemním měření bude vyveden z trupu do ústředny přes montážní otvor a v průběhu nadcházejících měsíců dojde k realizaci motorové zkoušky, při které bude opakovaně měřeno zatížení kanálů při vybraných režimech motoru. Jak je patrné z grafu na obrázku 10, jedná se o sekvenci zatížení při volnoběhu, 76% a 81% otáček nízkotlakého kompresoru a při maximálním tahu. Celková délka zkoušky tak přesáhne hodinu a získaná data bude následně možné použít pro sestavení mapy zatížení a provedení doladění a celkové verifikace akustického FEM modelu. Následně dojde také k realizaci letových měření, jejichž rozsah a provedení bude upřesněno ze získaných dat motorové zkoušky. Rovněž se počítá s realizací dalších pozemních měření v průběhu provozu letounu, které budou sledovat zejména stav a případnou změnu mechanických vlastností v závislosti na počtu nalétaných cyklů.



Obrázek 8 - Kanál s měřicími senzory před instalací do letounu



Obrázek 9 - Vyvedení kabeláže tenzometrů na vzduchovodu z trupu letounu



Obrázek 10 - Časový průběh změny režimů motoru při motorové zkoušce

ZÁVĚR

Díky společnému úsilí všech organizací zapojených do projektu bylo získáno mnoho cenných poznatků a dat, která našla své využití při stavbě prototypu vzduchového kanálu a postupně jsou vyhodnocována v závěrečných zprávách a metodikách. Zastavěný kanál do prototypu letounu L-39NG bude velmi cenným zdrojem dalších informací zejména pro sledování a vyhodnocování únavových vlastností konstrukce a materiálu, neboť experimentálních údajů z oblasti vysokocyklové únavy je k dispozici velmi omezené množství a o to důležitější je podepřít všechny analýzy experimentálními daty. Výsledky projektu budou jistě použitelné i pro další projekty v oblasti leteckých konstrukcí, zejména pak pro součásti vystavené podobným typům zatížení.

Literatura:

- [1] Řehák, M.: Technologie výroby segmentu kompozitního vzduchovodu, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2016
- [2] Hrouda, T.: Návrh a konstrukce přípravkového vybavení, AERO Vodochody AEROSPACE, Odolena Voda, 2017
- [3] Polanský, M., Hrabánek, I.: Technologie výroby kompozitního vzduchovodu, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2018
- [4] Oberthor, M., Doubrava, R., Raška, J., Bělský P.: Vysokorychlostní impaktní zkoušky nárazem ptáka do velkých plochých panelů, zpráva R-6751, VZLÚ, Praha, 2017
- [5] Doubrava, R.: Ověření numerického modelu zkoušky nárazu ptáka na kompozitové panely, zpráva R-6771, VZLÚ, Praha, 2017
- [6] Běhal, J.: Definice vnějších částí pro analýzu impaktů vzduchovodu letounu L-39NG, zpráva R-6279, VZLÚ, Praha, 2016
- [7] Bartošák, M., Jurenka, J., Růžička, M., Doubrava, K.: Methodology of vibroacoustics and stress analysis, zpráva 12105/16/11, VZLÚ, Praha, 2016
- [8] Běhal, J.: Návrh zařízení pro zkoušky akustické únavy kompozitových panelů, zpráva R-6591, ČVUT, Praha, 2016
- [9] Běhal, J.: Report of fatigue full-scale test, zpráva R-6990, VZLÚ, Praha, 2018
- [10] Bartošák, M., Jurenka, J., Růžička, M., Doubrava, K.: Soubor výsledku výzkumu tuhostních charakteristik, zpráva 12105/18/20, ČVUT, Praha, 2018
- [11] Sloboda, O.: Technologie výroby spojů kompozitního vzduchovodu s okolní konstrukcí, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2018
- [12] Václavík, J.: Zadání pozemní motorové zkoušky pro měření deformace kompozitního vzduchovodu, AERO Vodochody AEROSPACE, Praha, 2019

Rozdíly v přístupech při kvalifikaci materiálů a konstrukcí v letectví a kosmonautice

Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha

Článek uvádí základní rozdíly v přístupech ke kvalifikaci kompozitních materiálů a kvalifikaci/certifikaci nosných konstrukcí v letectví a kosmonautice. Hlavní rozdíly jsou především v jiných typech testů, které jsou důsledkem odlišných provozních podmínek leteckých a kosmických konstrukcí.

ÚVOD

V posledních deseti letech se české organizace začínají výrazněji zapojovat do spolupráce s ESA (European Space Agency), a to nejen v rámci spolupráce na náplni a přístrojovém vybavení vědeckých misí, ale i při návrhu a výrobě nosných částí kosmické techniky. Není překvapující, že v nosných konstrukcích kosmické techniky převládají kompozitní a sendvičové konstrukce. Přestože materiály a konstrukční řešení používané v letectví a kosmonautice jsou velice podobné, přístupy k jejich návrhu, certifikaci (leteckví) a kvalifikaci (kosmonautika) jsou v některých aspektech odlišné. Cílem článku je hlavní rozdíly uvést a zdůvodnit.

V obou oborech jsou všechny fáze vzniku výsledného produktu řízeny systémem předpisů. V letectví se jedná o známé předpisy vydávané FAA (Federal Aviation Administration) nazývané FAR (Federal Aviation Regulations) nebo EASA (European Union Aviation Safety Agency) označené CS (Certification Specifications). Oba úřady zajišťují letovou způsobilost všech civilních letadel vyvíjených a provozovaných v dané jurisdikci. V kosmonautice dominují tři organizace, které se zabývají vývojem, výrobou a provozováním kosmické techniky. Především se jedná o NASA (National Aeronautics and Space Administration), dále o ESA (European Space Agency) a JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency). Existuje ještě řada dalších organizací v zemích disponujících vlastním kosmickým programem, jako je Rusko, Čína, Indie apod. Každá z řídicích organizací má vlastní systém předpisů.

Z pohledu návrhu nosných struktur letadel jsou stěžejními dokumenty stavební předpisy rozdělené dle kategorií letadel (např. FAR-23/CS-23). Obdobné dokumenty existují i pro kosmické prostředky, ovšem vydávané samostatně každou z výše uvedených organizací. Například NASA má pro nosné struktury předpis NASA-STD-5000 „Structures/Mechanical Systems, Fluid Dynamics, Thermal, Propulsion, Aerodynamics“ a ESA má předpis ECSS-E-ST-32 „Space engineering – Structural general requirements“. Uvedené dokumenty definují požadavky na nosné konstrukce kosmické techniky. Jsou zde specifikovány požadavky, které mají být vzaty v úvahu ve všech technických aspektech konstrukcí, jako jsou specifikace požadavků, návrh, vývoj, ověření, výroba, provoz i případná likvidace kosmické techniky. Předpisy se vztahují na všechny oblasti konstrukčních subsystémů kosmických prostředků, včetně nosných raket, kosmických lodí, přistávacích sond a roverů, užitečného zatížení a vědeckého vybavení a nosných částí všech subsystémů. Dokumenty vztahující

se ke kosmické technice jsou tedy psány obecně pro všechny typy prostředků, ovšem vždy s uvedením relevance požadavků na konkrétní kategorii kosmických prostředků a její část. Základní členění kosmických prostředků je následující:

- Nosiče
- Družice
 - S posádkou
 - Bez posádky



Obrázek 1 - Vibrační zkouška sestavy pěti satelitů THEMIS (Zdroj: NASA)

Požadavky, návrhové postupy a kvalifikace nosných kompozitních struktur vyplývají z výše uvedeného členění, a především z provozních podmínek prostředku dle konkrétní mise. Hlavní rozdíly v přístupech ke kvalifikaci materiálů a nosných kompozitních konstrukcí tedy plynou především z odlišných provozních podmínek a také z malé sériovosti kosmických prostředků, kdy se převážně jedná o kusovou výrobu. Odlišnosti v požadavcích na konstrukční materiály a v kvalifikačních zkouškách jsou uvedeny v následujících kapitolách.

MATERIÁLOVÉ POŽADAVKY

Rozhodující požadavky na materiálové vlastnosti závisí na řadě faktorů, například:

- Typu vesmírného prostředí (s posádkou nebo bez posádky)
- Trajektorii mise / Oběžné dráze (nízká, geostacionární nebo polární oběžná dráha, meziplanetární mise atd.)
- Trvání mise

Obecné provozní podmínky kosmického prostředí lze definovat následujícími parametry:

- Teplota
- Vakuum
- Tepelné cyklování
- Koroze
- Galvanická kompatibilita
- Atomární kyslík
- Absorpce / desorpce vlhkosti
- Kompatibilita s kapalinami
- Radiace
- Mikrometeority a úlomky

Jak je z přehledu zřejmé, oproti letecké technice je zde řada parametrů navíc. Níže jsou jednotlivé parametry rozebrány detailněji.

Teplota

Stejně jako v letectví rozsah provozních teplot hraje při výběru materiálů velkou roli. Extrémní teploty dosahované v kosmické technice ilustrují příklady kryogenních nádrží a systémů tepelné ochrany pro návrat na Zemi. Provozní teploty nosných částí na nízké oběžné dráze Země (LEO - Low Earth Orbit) se u družic obvykle pohybují v rozmezí (+70 až -40)°C, teploty u meziplanetárních misí se obvykle pohybují v rozmezí (+150 až -175)°C. Extrémně vysokých teplot se dosahuje v blízkosti Slunce a naopak extrémně nízkých v misích na okraj sluneční soustavy (-240°C). Naproti tomu rozsah provozních teplot letecké techniky nepřesahuje interval (+80 až -55)°C. Při návrhu a zkouškách kosmické techniky se klade daleko větší důraz na teplotní roztažnost použitých materiálů, stejně jako na jejich teplotní vodivost.

Vakuum

Odplynění (Outgassing - vakuum / offgassing – vnitřní prostory posádky) je uvolňování plynů obsažených v materiálu. Odplynění může zahrnovat sublimaci a odpařování. Var není považován za odplynění, protože to je změna skupenství z kapalné na plynnou stejné substance. Uvolněné plyny jsou problém především pro kosmické lodě, protože mohou kondenzovat na optických prvcích, tepelných výměnících nebo solárních článcích a tím snižovat nebo zcela eliminovat jejich funkci. Dalším problémem je desorpce vlhkosti, která může způsobit další problémy, viz odstavec níže. NASA a ESA udržuje seznam materiálů s nízkým odplyněním, které mohou být použity pro kosmické lodě. Polymery jsou nejčastějšími zdroji uvolněných plynů, ale i kovy a skla mohou uvolňovat plyny z trhlin nebo vměstků. Rychlost odplynění se zvyšuje při vyšších teplotách, protože se zvyšuje tlak par a rychlost chemické reakce. U většiny pevných materiálů může způsob výroby a přípravy významně snížit úroveň odplynění.

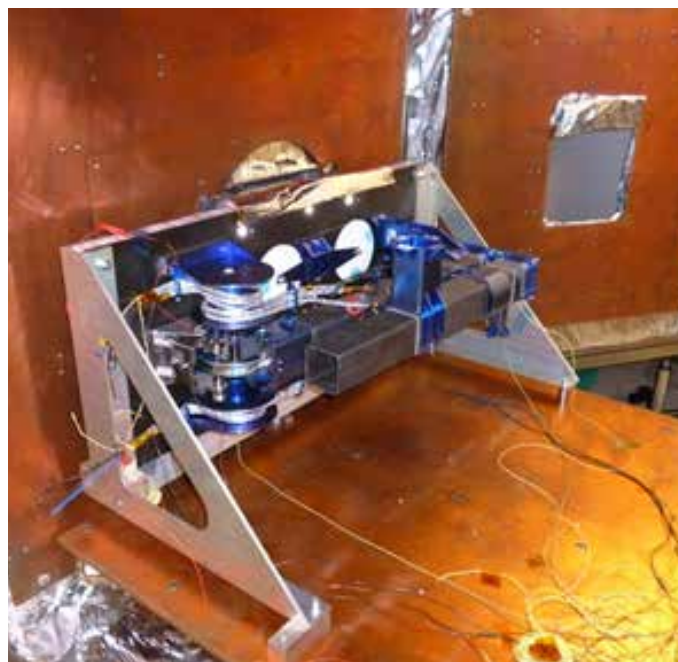
K posouzení velikosti odplynění materiálů ve vakuu byly vyvinuty dva postupy. Jeden používá NASA a je zachycen v normě ASTM E595. Druhý postup používá ESA a provádí se dle ECSS-Q-ST-70-02. V obou postupech se používají stejné hodnotící parametry, a to

- TML (Total Mass Loss): Celkový hmotnostní úbytek
- RML (Recovered Mass Loss): Hmotnostní úbytek po absorpci vody během následného kondicionování

- WVR (Water Vapor Regained): $WVR = TML - RML$
- CVC (Collected Volatile Condensable Material): hmotnost kondenzátu zachyceného ve sběračích

Základní požadavky NASA a ESA na hodnoty odplynění jsou stejné:

- TML < 1.0%
- RML < 1.0%
- CVC < 0.1%



Obrázek 2 - Termovakuová komora VZLÚ (Zdroj: VZLÚ)

Tepelné cyklování

Tepelné cyklování ve výše uvedených rozmezích vyvolává v kompozitech, v důsledku rozdílných součinitelů tepelné roztažnosti mezi vlákny a matricí, poměrně velká vnitřní pnutí, která mohou vytvořit mikrotrhliny v matrici se všemi důsledky pro jejich dlouhodobé vlastnosti. Při kvalifikaci kompozitních materiálů jsou zkušební tělesa podrobena tepelnému cyklování ve vakuu pro simulaci provozních podmínek ve vesmíru. Cyklování se provádí v tzv. termovakuových komorách, viz obr. 2.

Galvanická koroze

Galvanická koroze se ve vakuu prakticky nevyskytuje díky nepřítomnosti elektrolytu. Nicméně je třeba ji uvažovat při dlouhodobém skladování na Zemi. Při některých misích jsou součásti satelitů skladovány i po dobu 7 let.

Atomární kyslík

Kosmická loď na nízké oběžné dráze (LEO) v nadmořských výškách mezi 200 km a 700 km je vystavena toku atomárního kyslíku. Úroveň toku se mění s výškou, vektorem rychlosti a sluneční aktivitou. Nebezpečí se týká především polymerů, kdy dochází k jejich poměrně výrazné abrazi. Abrází dochází nejen k odebrání materiálu, ale i ke změně tepelně-optických vlastností povrchu (emisivita), které mohou ovlivnit tepelné hospodářství družice.

Absorpce / desorpce vlhkosti

Vlastnosti kompozitních materiálů se mění s obsahem vody. Absorpce vlhkosti nastává během výroby komponentů a vypouštění kosmické lodi, k desorpci vlhkosti dochází ve vakuu. Změna obsahu vody v kompozitu má poměrně velký vliv na velikosti vnitřních prnutí v kompozitu (mikrotrhliny) a rozměrovou stabilitu kompozitní konstrukce, kdy dochází k řádově stejným rozměrovým změnám jako u teplotních změn. Proto se u stabilních konstrukcí používají kyanooesterové pojivové systémy místo epoxidových a jedním z důležitých materiálových parametrů je součinitel vlhkoštní roztažnosti (CME - Coefficient of Moisture Expansion), který se v letectví prakticky nepoužívá.

Radiace

Kromě UV záření jsou kosmické prostředky během mise vystaveny různým druhům energetického záření. Toto záření pochází z různých zdrojů a radiální prostředí je specifické pro každou misi v závislosti na trajektorii a čase. Důležitým zdrojem záření ve sluneční soustavě je Slunce. Slunce vyzařuje fotony různých energií a nabitých částic. Existují také částice s původem mimo Sluneční soustavu - galaktické kosmické paprsky (GCR). Tvrdé radiální prostředí lze nalézt v radiálních pásích - pásích energeticky nabitých částic (elektrony, protony, ionty) zachycených v magnetických polích planet. Dalším zdrojem je i sekundární záření (Bremsstrahlungovo záření, neutrony) způsobené interakcí materiálů kosmických lodí s primárním zářením z vesmíru. Řada polymerních materiálů je na energetické záření citlivá, což vede k degradaci jejich mechanických vlastností.

Mechanické vlastnosti

Při určování mechanických vlastností materiálů se postupuje obdobně jako v leteckém průmyslu, tj. používají se stejné normy a postupy pro určení tahových, tlakových a smykových vlastností laminy a laminátu, sendvičů a lepených spojů. Rozdíly jsou však v jejich zkušebních teplotách a kondicionování. Použití návrhových hodnot je obdobné s leteckým průmyslem, tj. A-hodnoty pro primární konstrukce, B-hodnoty pro nepřetlakované, damage tolerant sekundární konstrukce.

Kondicionování zkušebních těles při zjišťování mechanických vlastností se zaměřuje na dvě oblasti: první je citlivost materiálu na TVC (tepelné cyklování ve vakuu) a druhá je citlivost na absorbovanou vlhkost. Mechanické zkoušky se následně provádí za pokojové teploty, kdy se porovnávají naměřené hodnoty pro různě kondicionovaná tělesa.

Výrobní procesy

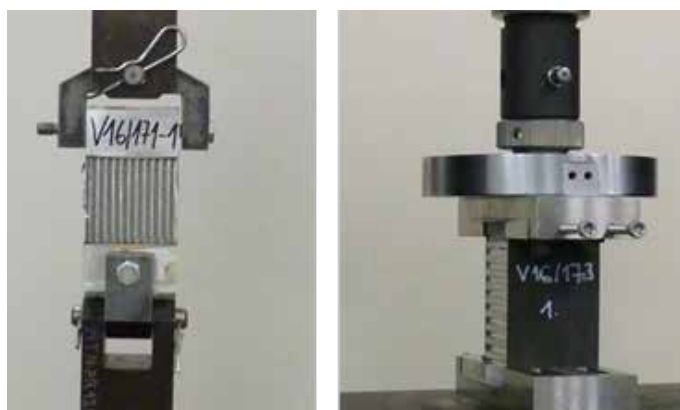
Stejně jako v letectví kvalifikační proces je úzce svázán s výrobní technologií a současně s kvalifikací materiálu probíhá i kvalifikace výrobního procesu. V letectví jsou tyto technologie zařazeny mezi tzv. zvláštní procesy. V kosmickém průmyslu se tak explicitně nenazývají, nicméně se k nim přistupuje stejně. Oproti leteckému průmyslu se v kosmickém průmyslu používá lepení i v primární konstrukci. To je umožněno malou sériovostí výroby a obecným přístupem k prokazování únosnosti a spolehlivosti kosmické techniky. Takže běžnou součástí výrobního procesu je výroba souběžných vzorků pro všechny kritické výrobní operace. Součástí mezioperační kontroly jsou i zkoušky únosnosti konstrukčních uzlů do 1,1 násobku provozního zatížení.

KVALIFIKACE NOSNÝCH KOMPOZITNÍCH KONSTRUKCÍ

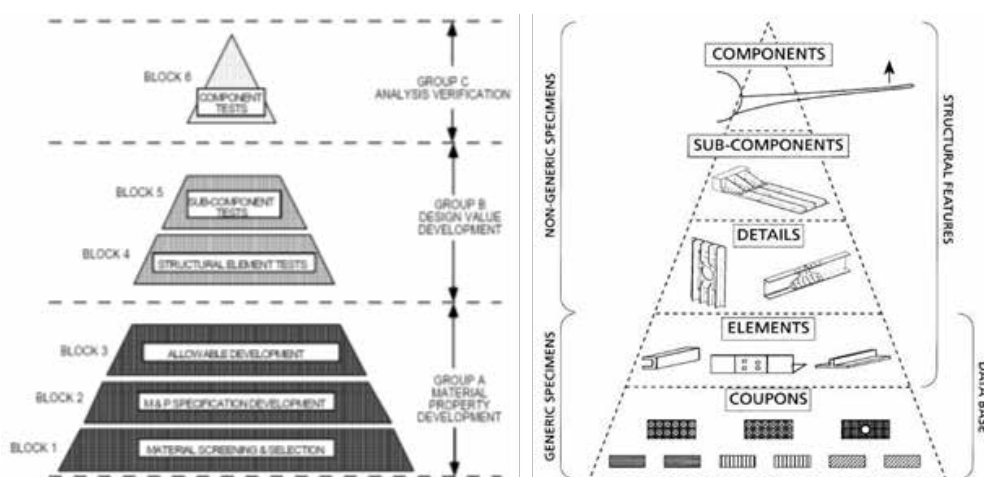
Návrhové postupy jako takové se v letectví a kosmonautice příliš neliší. V obou případech se vychází z osvědčeného pyramidálního postupu zvaného „Building Block Approach“ (BBA), který by poprvé použít pro certifikaci letadel v 50. letech. Princip BBA je schematicky znázorněn na obr. 4. Hlavním účelem BBA je snížit certifikační / kvalifikační náklady a rizika při plnění provozních požadavků. Nákladová efektivita je dosažena pomocí vhodné kombinace zkoušek a analýz.

Rozdíly jsou především v jiných typech testů, které jsou důsledkem rozdílných provozních podmínek. Dalším faktorem je velmi malá sériovost kosmické techniky. V kontextu kosmické techniky je nosná konstrukce chápána jako jeden z mnoha subsystémů tvořící element (satelit, nosič apod). Kvalifikace subsystému je pak součástí verifikace dosažení všech definovaných požadavků elementu. Kvalifikační nosné konstrukce se tedy rozumí prokázání splnění všech definovaných požadavků se zahrnutím požadovaných záloh.

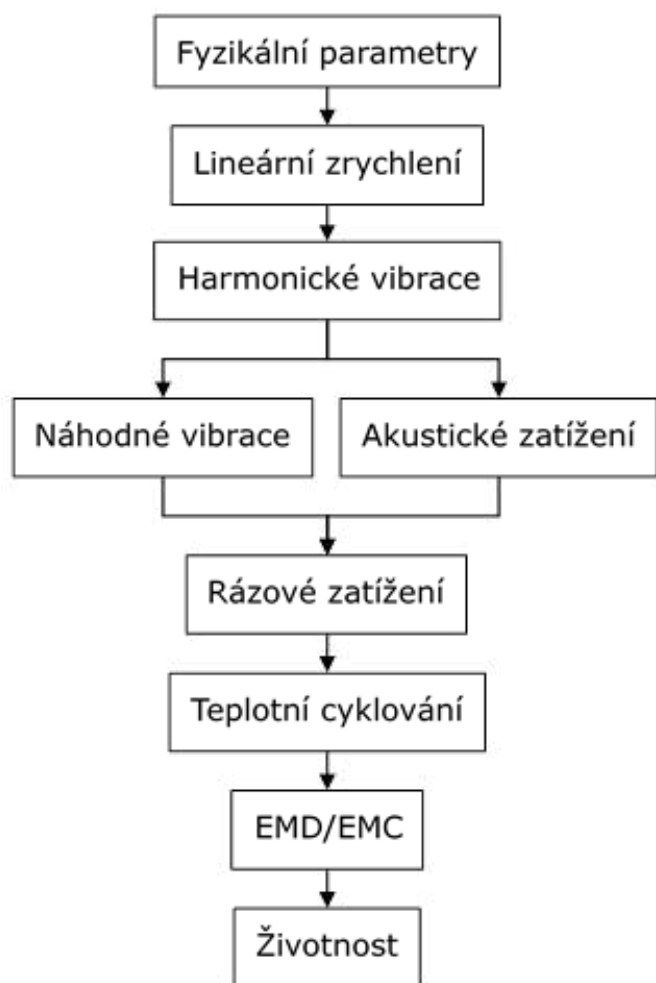
Nezbytnou součástí kvalifikační kampaně jsou simulace chování konstrukce za různých podmínek (statické a dynamické zatížení, modální analýza, přenos tepla apod.). Typická sekvence kvalifikačních zkoušek pro kosmické prostředky bez lidské posádky je znázorněna na Obr. 5.



Obrázek 3 - Zkoušky sendvičové konstrukce (Zdroj: VZLÚ)



Obrázek 4 - Schéma přístupu Building Block Approach [1]



Obrázek 5 - Typická sekvence kvalifikačních zkoušek pro prostředky bez lidské posádky

Mechanické namáhání

Mechanické namáhání je definováno statickým, tepelným a dynamickým zatížením. Statická a dynamická zatížení jsou určena z hlediska konstantního zrychlení, harmonického (sine) a náhodného (random) vibračního spektra, akustického a rázového spektra (shock). Velikost těchto zatížení závisí na nosiči (Sojuz, Ariane V atd.). Zatížení musí být aplikována v nejhorších kombinacích, ve kterých se mohou vyskytnout. Nejvýznamnější zatížení jsou obvykle při startu, výstupu a oddělení od nosiče, případně během návratu, sestupu a přistání.

Dynamické chování

Vlastní frekvence struktury musí být ve specifikovaných frekvenčních pásmech, které zabráňují rezonanci konstrukce.

Damage tolerance

V konstrukci kosmického prostředku musí být aplikovány zásady damage tolerance. Konstrukční principy mohou zahrnovat fail-safe design (redundance) upevňovacích bodů a damage tolerance materiálů. V návrhu musí být zohledněna odolnost konstrukce vůči výrobním vadám a následkům náhodného poškození (např. nízko rychlostní ráz). Konstrukce je považována za damage tolerance, pokud úroveň degradace nebo velikost a distribuce lokálních vad očekávaných během provozu nevedou ke snížení požadované únosnosti.

ZÁVĚR

Ačkoliv mezi přístupy ke kvalifikaci kompozitních materiálů a konstrukcí v letectví a kosmonautice nejsou velké rozdíly, je zde několik důležitých aspektů, kterým je nutné v kosmické technice věnovat zvýšenou pozornost.



Obrázek 6 - Ukázka vibrační zkoušky sendvičového panelu (Zdroj: VZLÚ)

Literatura:

- [1] Department of Defense Handbook: Composite Materials Handbook - Volume 3. Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis, 17 June 2002. MIL-HDBK-17-3F
- [2] ESA European Space Agency: Space Engineering – Structural general requirements, ESA Requirements and Standards Division, November 2008. ECSS-E-ST-32C
- [3] ESA European Space Agency: Space Engineering – Verification, ESA Requirements and Standards Division, November 1998. ECSS-E-10-02A
- [4] ESA European Space Agency: Space Engineering – Verification, ESA Requirements and Standards Division, February 2018. ECSS-E-ST-10-02C
- [5] ESA European Space Agency: Space Engineering – Testing, ESA Requirements and Standards Division, February 2002. ECSS-E-10-03A
- [6] ESA European Space Agency: Space Engineering – Testing, ESA Requirements and Standards Division, June 2012. ECSS-E-ST-10-03C

Development of composite fairings for high-speed helicopter RACER

Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha

The article describes development of composite fairings for high-speed helicopter RACER developed by Airbus Helicopters under European Union's H2020 framework through the Clean Sky 2 program. The composite fairings development is split to two projects. DREAM project deals with engine compartment including upper cowlings, air intakes and ventilation ducts and LATTE project concentrates on main rotor head fairings. Both projects are being solved by a consortium consisting of ILOT, VZLU and LA composite.

INTRODUCTION

In the 3rd and 4th Clean Sky 2 call of proposals VZLU managed to obtain funding for research projects DREAM and LATTE. Projects DREAM (Design and Realization of equipped engine compartments Including Cowling for a fast Compound rotorcraft) and LATTE (Full Fairing for Main Rotor Head of the LifeRCraft demonstrator) are focused on the development and production of composite fairings for high-speed helicopter Airbus Helicopters. The projects will result in flight composite parts designed to ground and flight tests of the demonstrator. DREAM and LATTE projects are coordinated by the Polish Instytut Lotnictwa (ILOT) and besides VZLU the other partner in both projects is Czech manufacturer of aircraft composite parts LA composite.

HIGH-SPEED HELICOPTER RACER

RACER (Rapid And Cost-Effective Rotorcraft) is a high-speed helicopter demonstrator currently being developed by Airbus Helicopters as part of the Clean Sky 2 research programme (see Fig. 1). Building upon the achievements of the company's X3 technology demonstrator, RACER helps refine the aircraft's aerodynamic configuration and brings it closer to an operational design with the objective of meeting future requirements for increase speed.

The patented concept combines fixed wings for energy efficient lift, propellers (so called lateral rotors) for energy-efficient propulsion and a main rotor that provides energy-efficient VTOL (vertical take-off and landing) flight capabilities.

The demonstrator's design is optimized for a cruise speed higher than 200 kts (370 km/h) and aims at validating the best trade-off between cost efficiency, sustainability and mission performance. Development of the demonstrator relies on a wide European network of almost 40 industrial partners. Among key partners can be included, Italy's Avio Aero, GE Aviation Business (lateral gear boxes housing), GE Aviation Integrated Systems (wing's titanium cradle parts), Romania's INCAS/Romaero (fuselage), Spain's Aernnova (tail parts) and other.

RACER flight demonstration in Clean Sky 2 will begin in 2020. The first part will focus on the progressive opening of the flight envelope and on assessing key performance objectives as well as speed, handling qualities, stability and aerodynamics. The second phase will aim at demonstrating the aircraft's suitability to carry out potential missions where increased speed and efficiency would bring significant added value, such as emergency medical services (EMS), search & rescue (SAR) and private transport.

Low weight hybrid metallic / composite airframe of the helicopter consists of metallic fuselage completed by composite panels and all composite tail boom and full composite double-wing ("boxwing") developed for lift efficiency, high rigidity for drive shaft integration and safe physical protection with lateral rotors.



Figure 1 - High-speed helicopter RACER (Source: Airbus)

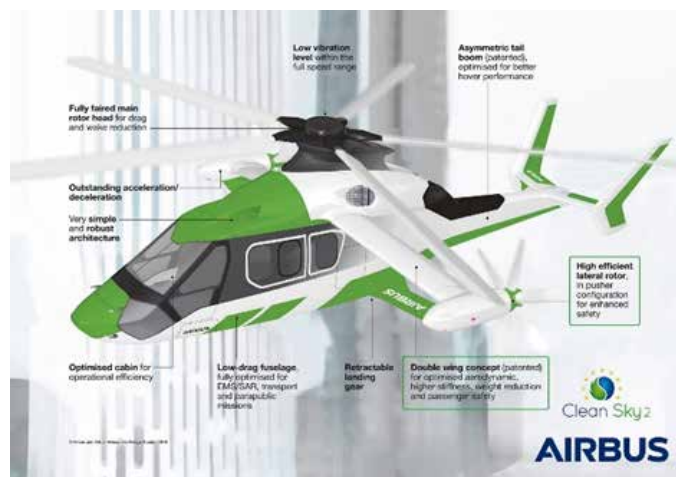


Figure 2 - High-speed helicopter RACER (Source: Airbus)

DREAM PROJECT

DREAM is an acronym of the full project title: "Design and Realization of equipped engine compartments for a fast compound rotorcraft". The aim of the project is to develop and manufacture the engine compartment including upper cowlings, air intakes and ventilation ducts of the High-Speed Rotorcraft. The project also includes support of assembly and flight test campaign of the helicopter. The upper cowlings are shown in the Fig. 3.

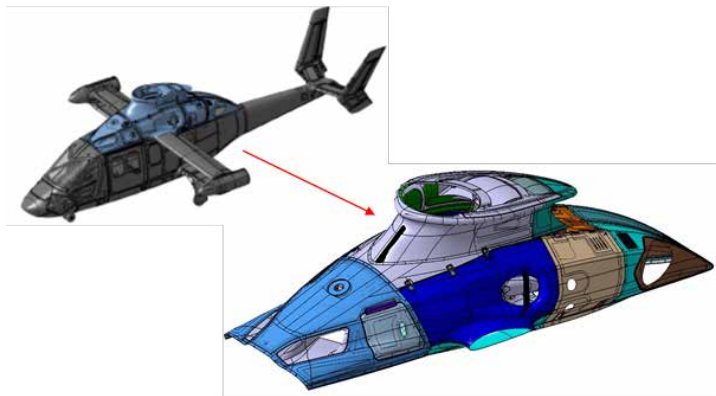


Figure 3 - Upper cowlings of RACER

The cowlings protect the main gear box, engines, oil cooling system and equipment components from environmental impact including bird strikes at all operational conditions. The cowlings also guarantee sufficient ventilation of the main gear box- and engine compartment, reliability, maintainability and low mass.

The upper cowlings consist of several cowlings and ducts. Splitting of the cowlings is shown in Fig. 4. Most cowlings are fixed. Only main gear box and engine cowlings are mobile to enable easy maintenance of the important systems. All cowlings are connected by mechanical joints.



Figure 4 - Splitting of upper cowlings

Consortium

DREAM project is coordinated by the Polish Instytut Lotnictwa (ILOT) and besides VZLU the other partner is Czech manufacturer of aircraft composite parts LA composite. The project is supervised by Airbus Helicopters (AH) that provides all input data such as external and internal lofts, splitting of the parts, operational conditions and loads. AH opposes all technical solutions, approves used materials and manufacturing processes and all approaches related to airworthiness.

ILOT coordinates all communication with AH and is responsible for preliminary and detail design of all the cowlings and intakes/ducts including creation of 3D models and 2D drawings. ILOT activities also include airworthiness and compliance substantiation activities, preparation of the compliance report and report about contribution to flight test.

VZLU scope of work are structural analyses (static and bird strike) of the cowlings and ducts, co-operation on airworthiness and compliance substantiation by test preparation and execution of tests (material, sub-element, bird strike and fire tests), manufacturing process study and selection of the optimal solution, co-operation in design of the manufacturing equipment (tooling, moulds etc.).

LA composite is responsible for design and manufacturing of the moulds and fixtures, maturation of the manufacturing processes, manufacturing of test samples and cowlings and intakes/ducts for helicopter demonstrator.

Design

ILOT is responsible for all design aspects. The cowlings are based on sandwich structure with CFRP skins and Nomex honeycomb. The CFRP skins are manufactured from epoxy resin reinforced by carbon fabric. Engine air intakes and other ventilations ducts are monolithic CFRP laminates. Preliminary design review of the engine compartment was held in April 2018. Now detailed design phase underway including final definition of the geometry and technical documentation as well as preparation of the data needed for tooling design. In parallel selection of metallic parts manufacturers and negotiations with suppliers are ongoing. Critical design review is planned on July 2019 and delivery of flight parts in the beginning of next year.

Structural analyses

Structural analyses consist of static and bird strike analyses and are performed by VZLU with support of ILOT. Static analysis of the cowlings is performed for 16 aerodynamic load cases and static substantiation of the structure consider also gust loads and failure cases. Bird strike analysis concentrates on Front and Chimney cowling. The cowlings must be designed to avoid any bird penetration.

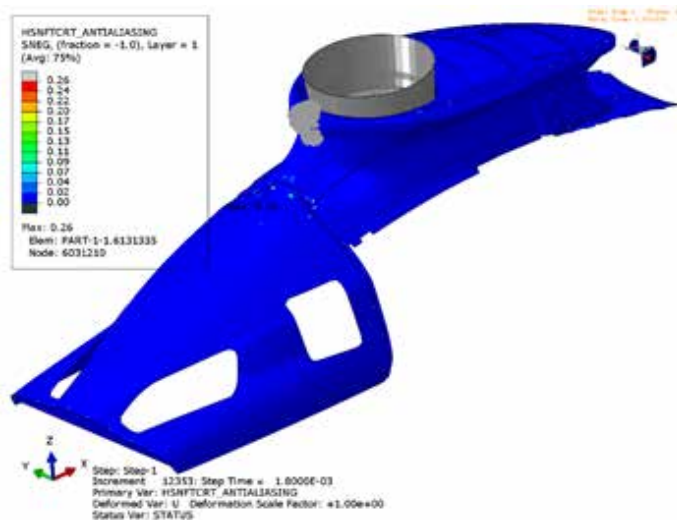


Figure 5 - Sample preliminary bird strike analysis

Testing

Test campaign contents material, sub-element, bird strike and fire tests. All test plans were prepared by VZLU cooperation with AH and other partners. All tests are performed by VZLU.

Material tests were split to screening and qualification (equivalency) tests. The aim of the screening tests was to select of optimal prepreg and manufacturing process applied on flight parts. In frame of screening tests three preregs from three different suppliers were compared each manufactured by autoclave and out-of-autoclave curing cycle. As the best prepreg / process combination was selected AH standard prepreg manufactured by autoclave process. The autoclave process offers the best mechanical properties enabling to design lighter structure by application of lower amount of material, especially for RACER application where mass is a critical factor. The selected prepreg is already qualified by AH thus material equivalency test campaign is intended for use in determining the effect of follow-on applicant (LA composite) to material properties. Qualification of the materials was done for given manufacturing processes for monolithic and sandwich structures. The same manufacturing processes are used by LA composite for manufacturing of test samples and flying parts.

Sub-element tests comprise tests of sandwich structure and mechanical joints.

A relatively extensive bird strike test campaign was performed in August 2018. The test campaign includes bird strikes on flat monolithic laminate and flat and curved sandwich panels. There were tested 12 panels in total. The purpose of the bird strike tests was to obtain input data for correlation of simulation models.

Manufacturing

Up to now hundreds of test samples was necessary to manufacture for all above mentioned test campaigns. All test samples were manufactured by LA composite. LA composite also opposes design of the parts for their manufacturability. The most complex part of the engine compartment is engine air intake with very complex shape. LA composite designed and manufactured a special multipiece mould to cure it. A trial part was successfully manufactured.

LATTE PROJECT

LATTE is an acronym of the full project title: "Full Fairing for Main Rotor Head of the LifeRCraft demonstrator". The aim of the project is to make the detailed design and manufacture the full fairing for a main rotor head on Racer helicopter. The aim of the newly developed main rotor fairings is to minimize the rotor head drag. The main rotor head has been identified as one of the first contributors to the overall aircraft drag, therefore research centres, universities and industry representatives took actions focused on aerodynamic improvement of the rotor heads. Within several EU projects, like ADHeRo (Aerodynamic Design Optimisation of a Helicopter Fuselage including a Rotating Rotor Head) or FURADO (Full Fairing Rotor Head Aerodynamic Design Optimization) attention was paid to studies on the rotor head drag optimization, while within the Industry, still one of the most popular way to reduce the rotor head drag is the installation of typical hub fairings, as shown on the Fig. 8. A new solution based on the recent studies will be incorporated into the full rotor head fairings with sealing system will lead to the significant lift increase (advancing blade) and drag reduction (retreating blade).



Figure 8 - Hub fairing on Airbus Helicopters H155 (Source: Airbus)



Figure 6 - Example of bird strike test

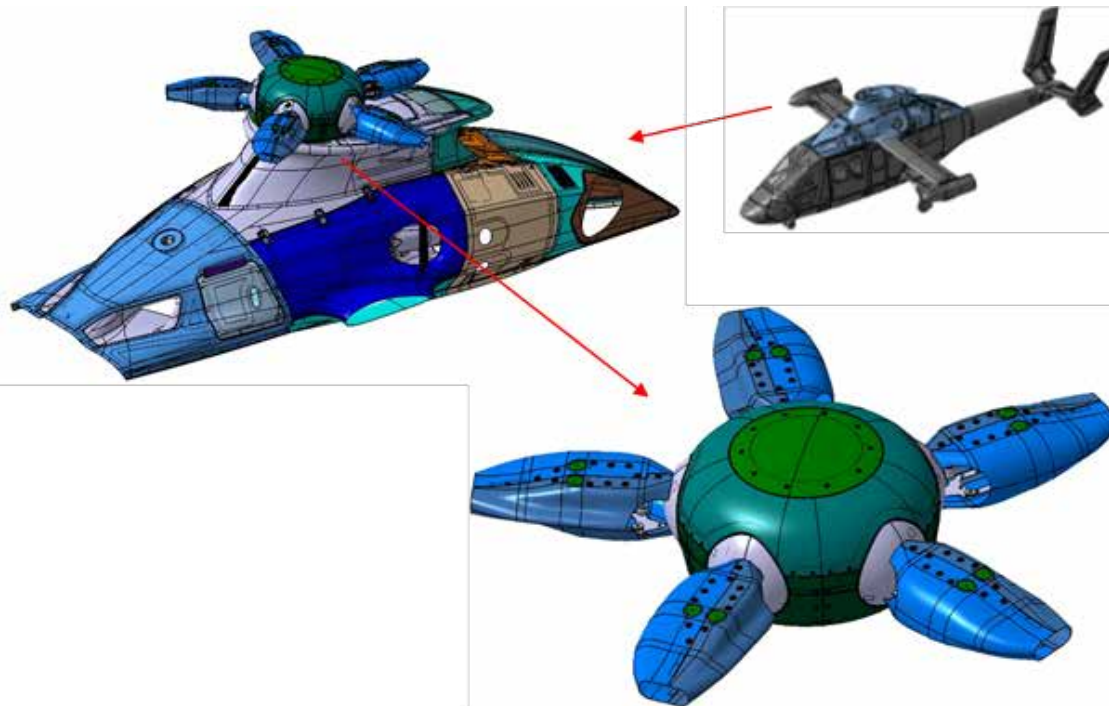


Figure 9 - Main rotor head fairing of RACER

Consortium

The consortium has the same composition as the DREAM project, i.e. project coordination ILOT, partners VZLU and LA composite. The project is also supervised by Airbus Helicopters (AH) that provides all input data such as external and internal lofts, splitting of the parts, operational conditions and loads. AH opposes all technical solutions, approves used materials and manufacturing processes and all approaches related to airworthiness.

ILOT coordinates all communication with AH and is responsible for preliminary and detail design of all main rotor fairing parts including creation of 3D models and 2D drawings. ILOT activities also include airworthiness and compliance substantiation of the main rotor fairing, preparation of the compliance report and report about contribution to flight test.

VZLU scope of work are structural analyses of the main rotor fairings, co-operation on airworthiness and compliance substantiation by test preparation and execution of tests (material, sub-element, functional), co-operation in design of the manufacturing equipment (tooling, moulds etc.).

LA composite is responsible for design and manufacturing of the moulds and fixtures, maturation of the manufacturing processes, manufacturing of test samples and main rotor fairing parts for helicopter demonstrator.

Design

ILOT is responsible for all design aspects. The main focus of design is concentrated on air sealing between hub fairings and moveable spherical fairing fastened to rotor blade. The reduction of air that enters inside the hub fairing has also significant contribution to the drag reduction. The hub fairings are based on sandwich structure with CFRP skins and Nomex honeycomb. The CFRP skins are manufactured from epoxy resin reinforced by carbon fabric. Sleeve and spherical fairings are monolithic CFRP laminates. Preliminary design review of the main rotor head fairing was passed in October 2018. Now detailed design phase underway. Critical design review is planned on September 2019 and delivery of flight parts next year.

Structural analyses

Structural analyses consist of static analyses and are performed by VZLU with support of ILOT. Static analysis of the fairings is performed for 2 aerodynamic load cases combined with inertia loads from rotor rotation and static substantiation of the structure consider also failure cases.

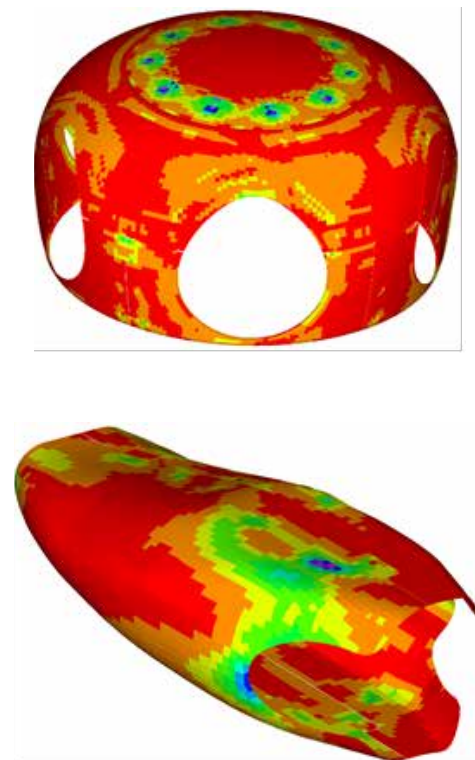


Figure 10 - Sample preliminary static analysis of hub and sleeve fairings

Testing

Main rotor head fairings test campaign contents material, sub-element and functional tests. All test plans were prepared by VZLU co-operation with AH and other partners. All tests are performed by VZLU.

Material and sub-element tests are shared with DREAM project because of usage the same materials and manufacturing processes.

The aim of functional tests is to prove designed concept of air sealing between mobile parts of the main rotor head fairing especially from viewpoint of its life time and sealing capacity.

CONCLUSIONS

The DREAM and LATTE projects are significant contribution to the revolutionary high-speed helicopter RACER development. The results of the projects will be used to verify the real operational performance parameters of the high-speed helicopter RACER. Successful flight tests of the demonstrator will increase air traffic efficiency in the partial segment and increase Airbus Helicopters' competitiveness among high-speed helicopters.

Established during the project knowledge base and gained experience will allow for further research and improvement of the lightweight structures answering the market needs and speeding-up the commercial operations and can be exploited in the future projects increasing consortium members competitiveness.

Acknowledgment

DREAM and LATTE projects have received funding from the Clean Sky 2 Joint Undertaking under the European Union's Horizon 2020 research and innovation programme. DREAM project under grant agreement No. 737955 and LATTE project under grant agreement No. 755483.



References:

- [1] Airbus Helicopters: Clean Sky 2, June 1, 2016
<https://www.airbus.com/newsroom/news/en/2016/06/clean-sky-2.html>
- [2] Airbus Helicopters: Racer high-speed demonstrator passes preliminary design review milestone, October 16, 2018
<https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2018/10/racer-high-speed-demonstrator-passes-preliminary-design-review-m0.html>
- [3] Sampson B.: In depth: Airbus' Racer fast helicopter set for 2020 test flight, December 11, 2018
<https://www.aerospacetestinginternational.com/features/in-depth-airbus-racer-fast-helicopter-set-for-2020-test-flight.html>
- [4] Pölzlbauer P., Desvigne D., Breitsamter: Performance improvement of a compound helicopter rotor head by aerodynamic shape optimization, 31st Congress of ICAS, September, 2018
https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0070_paper.pdf

Mechanické spoje kompozitů s termoplastovou matricí

Ing. Josef Křena - Latecoere Czech Republic, Praha, **Dr. Ing. Roman Růžek** - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha, **Ing. Pavel Zděnek** - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha

Abstrakt. Mechanické spoje kompozitních materiálů mají oproti spojům kovových materiálů své odlišnosti, kterým se věnuje tato přednáška. Těmi mohou být nýty i šrouby, ale zaměření tohoto článku je pouze na šrouby, kterých je zde uvedeno několika různých typů. Stručná analýza napjatosti v okolí šroubu hodnotí možné způsoby porušení kompozitu ve spoji. Popsána je metoda měření pevnosti mechanických spojů v kompozitu a způsob vyhodnocení mezního napětí v otláčení. Je popsán průběh deformace a destrukce mechanických spojů kompozitů včetně popisu dějů, které se přitom v kompozitu odehrávají. V praktické části jsou uvedeny informace o provedených experimentech včetně výsledků. Byla také provedena simulace chování a porušení mechanického spoje shodného s experimentem a provedena verifikace získaných výsledků.

CHARAKTERISTIKY MECHANICKÝCH SPOJŮ

Hlavní hnací silou pro využití kompozitních materiálů jsou jejich vysoké mechanické vlastnosti a i odolnost proti rázovému zatěžování. Významný problém současných kompozitních konstrukcí je však možné spatřovat v jejich spojování. V současné době je možné spojovat kompozitní díly na bázi uhlík / matrice (termoset, termoplast) různými metodami. Nejvhodnější metodou spojování z hlediska jejich struktury by mělo být lepení. Bohužel žádná metoda lepení není plně certifikována pro použití v primárních leteckých konstrukcích. Z tohoto důvodu je stále jednou z nejčastěji používaných metod spojování kompozitních dílů použití mechanických prvků, jako jsou různé typy šroubů a nýtů. Hlavními výhodami mechanických spojů oproti lepení jsou snadná kontrola, zaručená pevnost ve směru kolmém na rovinu spoje, možnost demontáže apod.

Existuje řada parametrů, které musí být konstruktérem zvoleny a významným způsobem ovlivňují mechanické vlastnosti a pevnost mechanického spoje. Jsou to zejména typ spojovacího prvku, způsob montáže, interakce spojovacího prvku s okolní konstrukcí (otlačení, ohyb), sevření spojovaných dílů, omezení v možnosti použití více řad spojovacích prvků, konfigurace jednotlivých vrstev v kompozitu a způsob zatěžování (vyosení působících sil).

TYPY MECHANICKÝCH SPOJOVACÍCH PRVKŮ

Mechanické spojovací prvky musí zajistit definovanou hodnotu výše uvedených parametrů. Aby vhodná interakce spojovacího prvku s kompozitem byla zajištěna, tak musí být ve shodě průměr otvoru a dířku šroubu. To většinou definuje norma pro daný spojovací prvek. Svěrná síla je dána typem spojovacího prvku a způsobem jeho montáže. Obecně jsou dvě možnosti. Pro menší průměry se více používají prvky, kde je svěrná síla zajištěna přetržením nebo ukroucením části elementu v průběhu jeho montáže. Za tím účelem je na elementu záměrně vytvořen oslabený průřez, jehož pevnost určuje svěrnou sílu. Pro větší průměry dířků spojovacích prvků se používá spíše klasická

matice se závitem, kde svěrnou sílu určuje utahovací moment. Svěrný tlak je určen jednak svěrnou silou a jednak plochou, kterou je kompozit v okolí otvoru v kontaktu s hlavou nebo podložkou šroubu.

Spojovací prvky nesmí s teplotou, časem a vlivem okolního prostředí měnit vlastnosti. Z důvodu elektrochemické koroze je pro kompozity s uhlíkovým vláknem volen pro šrouby titan, který má oproti uhlíkovému vlákně malý rozdíl potenciálů. Vhodným způsobem se utěsňují spáry, kudy by mohla pronikat do spoje vlhkost nebo se překrývá celá matice i hlava.



Obrázek 1 - Typy šroubů pro utahování momentem (vlevo) a destruktivní maticí nebo dířkem (vpravo)

ÚNOSNOST MECHANICKÝCH SPOJOVACÍCH PRVKŮ

Nejčastější namáhání šroubových spojů je ve smyku, kdy je směr zatěžující síly kolmý na osu šroubu. V tom případě je šroub namáhán především na smyk ve svém příčném řezu a podle tuhosti kompozitu také na ohyb. Ten je také významně ovlivněn tím, zda je spoj jednostřížný nebo dvoustřížný.

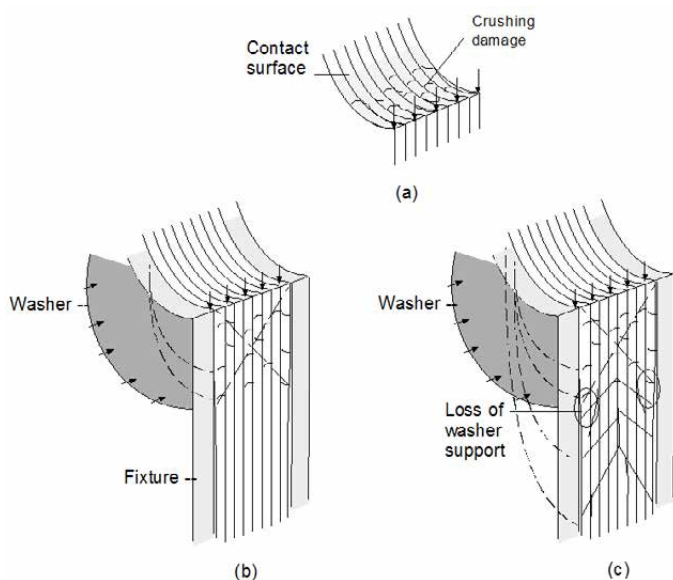
Spoj však přenáší zatížení také třením vznikajícím v rozhraní mezi spojovanými díly. Jeho velikost závisí na součiniteli tření daného rozhraní a svěrné síle.

Konstrukce spoje musí být vyvážená, což znamená, že počet a průměr spojovacích prvků musí být vhodně rozmístěn v přepřátované ploše spojovaných dílů. Obvykle se spoj navrhuje tak, aby k porušení nedocházelo ve vlastním šroubu.

MECHANIKA PORUŠOVÁNÍ KOMPOZITU VE SPOJI

Pokud uvážíme zatížení, které je popsáno v předchozí kapitole, tak kompozit je na kontaktní ploše s dřívkem šroubu namáhán tlakem ve směru rovnoběžném s vrstvami. Vyšší napětí v tlaku vzniká ve vrstvách, které mají vlákna orientována ve směru zatížení. Obecně se rozlišují tři stadia porušení.

- poškození v kontaktní ploše
- poškození mezi hlavou a maticí
- poškození mimo sevřenou oblast ve směru zatížení



Obrázek 2 - Postup porušení kompozitu ve spoji [1]

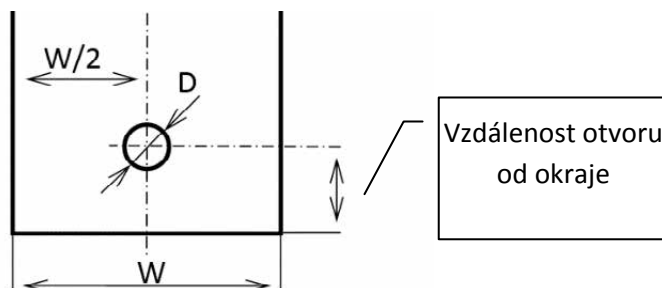
DEFINICE PEVNOSTNÍCH PARAMETRŮ SPOJE

Obvykle se vyhodnocuje (například v [2]) hodnota "Ultimate Bearing Strength" (UBS), což lze přeložit jako pevnost v otláčení. Další hodnota nazvaná "Offset Bearing Strength" (OBS) je určena jako napětí, při němž se již zatěžovací křivka (síla/deformace) odklání o definovanou diferenci od lineárního průhybu. Diference je určena hodnotou od 0,2% až do 0,4% smluvně. Deformace je zde definována jako poměr posuvu čepu vzhledem k okolnímu kompozitu vůči průměru díry. Hodnotu OBS lze použít jako dovolené namáhání spoje.

EXPERIMENTÁLNÍ OVĚŘENÍ VLIVU SEVŘENÍ NA PEVNOST SPOJE

Nejběžnějším typem ověření pevnosti v bearingu u spoje, resp. otvoru je jeho zkouška v tahu dle metodiky definované v normě ASTM D5961 [3]. Charakteristicky je ověřována pevnost v otláčení ve volném stavu. Nicméně ve spojích reálných konstrukcí není takový způsob namáhání v některých případech reálný. Většina přenosu zatížení prostřednictvím spojovacích prvků je realizována prostřednictvím jednostřížných, nebo dvojstřížných spojů, kde reálně existuje vlivem použité technologie svěrná síla ve spoji.

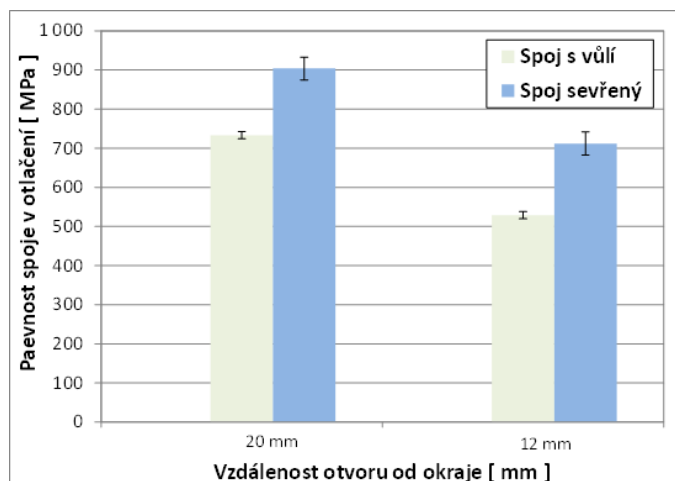
Z tohoto důvodu byl navržen a realizován experiment s kompozitním materiálem na bázi uhlíku s termoplastovou maticí s cílem stanovit vliv sevření spoje na pevnostní charakteristiky. Pro ověření byl použit materiál dle AIMS05-09-002 s PPS maticí [4]. Byl vyšetřován vliv vzdálenosti otvoru od okraje (viz obr. 3) a vliv sevření spoje – spoj s vůlí a sevřený spoj s utahovacím momentem 20 Nm. Na obr. 4 je zobrazena sestava experimentu.



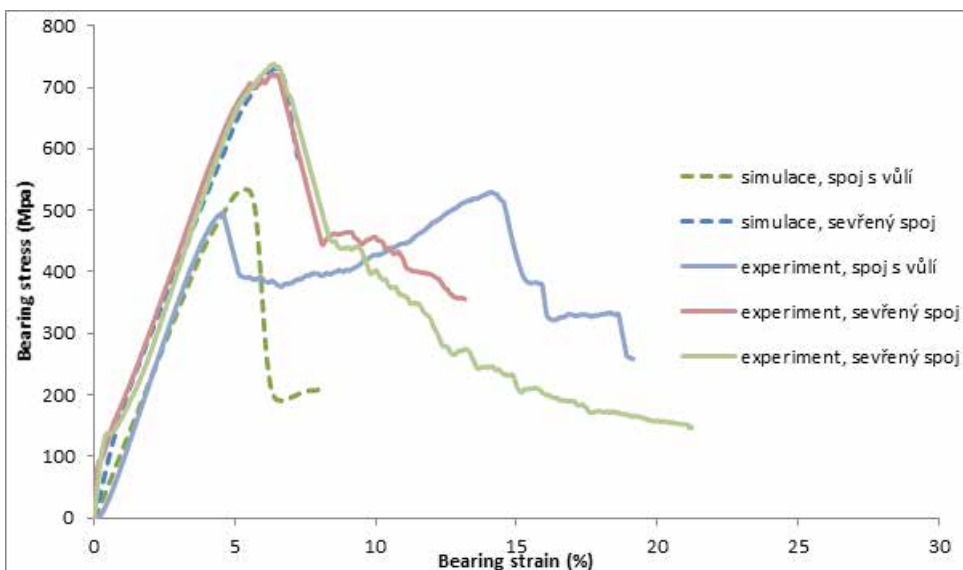
Obrázek 3 - Schematické zobrazení tělesa s pozicí otvoru



Obrázek 4 - Sestava zkoušky pro bearing test



Obrázek 5 - Vliv okrajových podmínek na pevnost spoje v otláčení



Obrázek 6 - Srovnání průběhu křivek bearing stress - bearing strain určených numericky a experimentálně. (případ - 13 vrstev, tl. 4mm, otvor spoje 12mm od okraje).

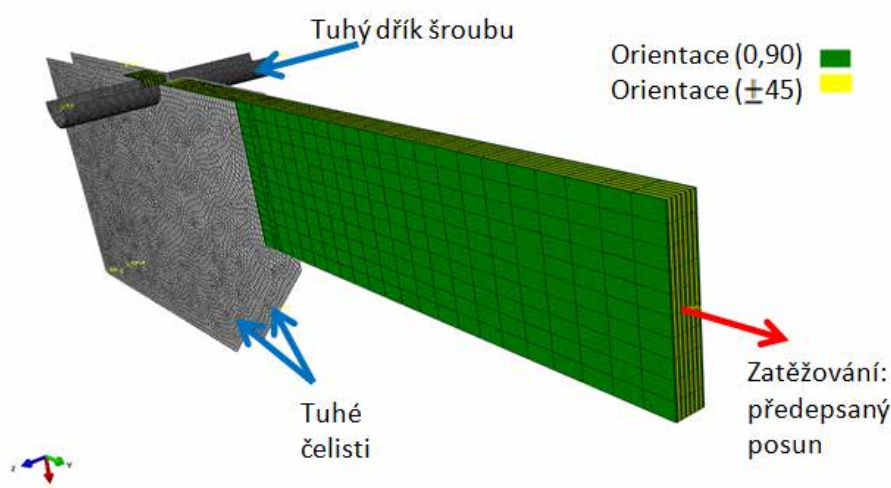
Na obr. 5 je uvedeno porovnání pevnosti v otlacení v závislosti na vyšetřovaných parametrech. Pevnost v otlacení je definována maximální dosaženou silou. Na obr. 6 jsou pak uvedeny průběhy deformací ve spojích v závislosti na napětí pro variantu s otvorem vzdáleným 12mm od okraje materiálu. Sevržení spoje kroutícím momentem 20 kN zvyšuje pevnost spoje v otlacení o 25%, resp. 35%, přičemž vyšší relativní zvýšení pevnosti bylo dosaženo u otvoru umístěného blíže k okraji desky. Vzdálenost otvoru od kraje má významný vliv na pevnost v otlacení. Vzdálenost 2,5D od okraje v důsledku zvyšuje pevnost v otlacení o cca 30% v porovnání s umístěním otvoru 1,5D od okraje desky.

MKP SIMULACE MECHANICKÉHO SPOJE

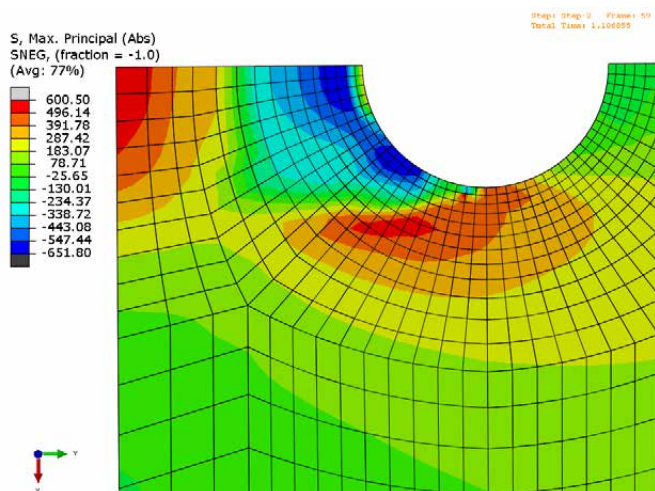
Simulace bearing chování kompozitního spoje diskutovaného v předchozím odstavci byla provedena v programu ABAQUS [5]. Model mechanického spoje byl vytvořen ze 4 dílů: páru svěrných čelistí, dřívku šroubu a plochého kompozitního tělesa s otvorem. Díky symetrii byla modelována jen polovina sestavy spoje. Čelisti a dřív šroubu byly modelovány jako tuhé. Vzorek byl sevřen v čelistech a spoj byl utažen šroubem. Na druhém konci pak byl vzorek zatížen předepsaným posunem. MKP model zjednodušené zkušební sestavy je zobrazen na obr. 7.

Bylo uvažováno delaminační poškození, porušení vláken v tahu či tlaku a porušení matrice v tahu či tlaku. Pro simulaci delaminačního poškození byl použit model kohezní zóny. Každá lamina skladby kompozitu byla modelována jako samostatná vrstva elementů typu continuum shell. Laminy byly navzájem spojeny pomocí kohezního kontaktu, jenž modeluje intralaminární tuhost. Inicie delaminačního poškození byla řízena kritériem Quadratic traction [6], následný rozvoj byl řízen Benzeggagh-Kenanovým zákonem [7]. Inicie a rozvoj poškození vláken a matrice bylo simulováno pomocí Hashinových kritérií [8] pro vlákna vyztužené polymery. Na obr. 8 a obr. 9 jsou zobrazeny mapy hlavních napětí v okolí otvoru pro vrstvy tkaniny (0,90) a (+/-45) odpovídající dosažení stavu pevnosti v otlacení při simulaci.

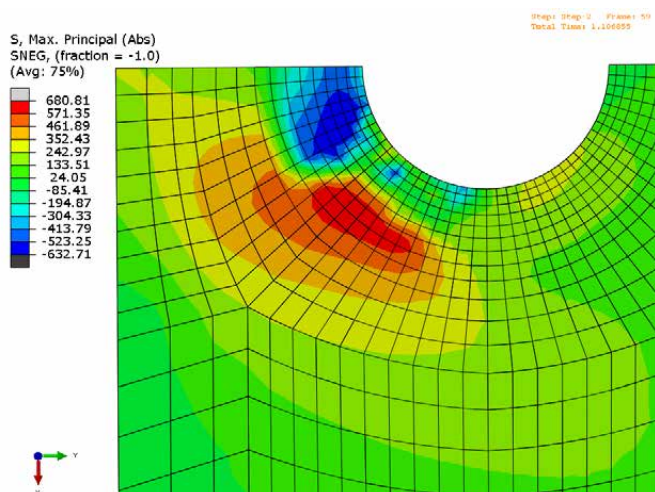
Výsledky simulací byly porovnány s experimenty z pohledu bearing stress-bearing strain křivek. Porovnání experimentu a simulace spoje s vůlí a spoje utaženého kroutícím momentem 20 Nm je zobrazena na obr. 6.



Obrázek 7 - Idealizace zkušební sestavy v MKP modelu



Obrázek 8 - Grafické zobrazení hlavních napětí v okolí otvoru pro vrstvu ve směru (0,90)



Obrázek 9 - Grafické zobrazení hlavních napětí v okolí otvoru pro vrstvu ve směru (+/-45)

Literatura:

- [1] Y. Xiao, T. Ishikawa, An Experimental Investigation of Bearing Failure Mechanisms in Bolted Composites Joints, National Aerospace Laboratory, Osawa, Mitaka, Tokyo, 181-0015, Japan
- [2] A. Yeole, Experimental Investigation and Analysis for Bearing Strength Behavior of Composite Laminates, B.E., R.I.T Shivaji University, 2006
- [3] ASTM D5961 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States
- [4] AIMS Airbus Material Specification, AIMS05-09-002, 2007
- [5] Dassault Systèmes, Abaqus 6.13 Online Documentation, 2013
- [6] S. Aicher, W. Klöck, Linear Versus Quadratic Failure Criterion for Inplane Loaded Wood Based Panels, Otto-Graf-Journal Vol. 12, 2001
- [7] P. P. Camanho a C. G. Davila, Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials, NASA/TM-2002-211737, 2002
- [8] F. Paris, A study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials, NASA/CR-2001-210661, 2001

Konstrukčně pevnostní uspořádání trupu UL-39 Albi II

Ing. Karel Barák, ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, Praha

Letoun UL-39 Albi II navazuje na předchozí verzi UL-39 Abli I se snahou zvýšit efektivitu pohonné jednotky. Projekt je realizován s podporou MPO ČR v rámci programu TRIO. Na realizaci se podílí České vysoké učení technické v Praze, LA composite, s.r.o. a Zall JIHLAVAN airplanes s.r.o. Nový letoun má modifikované křídlo, inovovanou pohonnou jednotku a přepracovaný trup. Rekonstrukce trupu spočívá v adaptaci na inovovanou pohonnou jednotku, která umožnila návrh výrazně štíhlejšího trupu a použití nové technologie sestavování. Vývoj letounu přinesl řadu konstrukčních změn, které se výrazně promítly do pevnostního uspořádání. Zcela byla přepracována koncepce uchycení motoru do skořepiny trupu a s tím související přenos zatížení. Článek volně navazuje na dřívější příspěvky o UL letounu s ventilátorovou pohonnou jednotkou.

VÝVOJ LETOUNU UL-39

Letoun UL-39 kategorie UL se na ČVUT v Praze, ústavu letadlové techniky vyvíjí zhruba od roku 2000, kdy byl řešen zejména v rámci studentských prací. V roce 2005 se v rámci CLKV začal realizovat demonstrátor pohonné jednotky. Demonstrátor ventilátorového pohonu značně urychlil další vývojové práce a umožnil ověření prvotních návrhů uspořádání ventilátorového stupně, adaptaci motoru, technologií výroby komponentů pohonu a mnoha dalšího. První spuštění demonstrátoru pohonné jednotky proběhlo v roce 2009 s motocyklovým motorem YZ F R1. Provozní zkoušky a zejména měření tahu v závislosti na rychlosti letu ukázaly na potřebu reálného modelu trupu s pohonnou jednotkou pro tato měření. Koncem roku 2011 byl realizován model trupu a v aerodynamickém tunelu VZLU realizováno první měření, tentokrát ještě bez pohonné jednotky. Na jaře roku 2013 se model trupu opět vrátil na měření do aerodynamického tunelu, tentokrát již s nově navrženou pohonnou jednotkou poháněnou motorem BMW z motocyklu S 1000RR. V roce 2011 taktéž započala realizace letového prototypu s označením UL-39 Albi. Toto umožnil projekt podpořený Ministerstvem průmyslu a obchodu, v rámci kterého se společně s partnery L.A. composites, s.r.o. a JIHLAVAN airplanes, s.r.o., vyrobily dva prototypy letounu. Jeden pro pevnostní zkoušky a druhý, určený pro letové zkoušky. Zálet letounu UL-39 Albi proběhl 24 března 2016 na letišti v Českých Budějovicích. Poznatky z letových zkoušek vedly k dalším úpravám prototypu, které vyústily ve vývoj nového prototypu s označením UL-39 Albi II. Projekt inovace letounu je realizován s podporou MPO ČR v rámci programu TRIO. Na realizaci se podílí České vysoké učení technické v Praze, LA composite, s.r.o. a Zall JIHLAVAN airplanes s.r.o.

Inovace pohonné jednotky UL-39 Albi II

Laboratorní i letové zkoušky poukázaly na potřebu zvýšení účinnosti ventilátorového pohonu. V roce 2014 začaly práce na nové verzi pohonné jednotky. Na základě dosavadních zkušeností z laboratorního

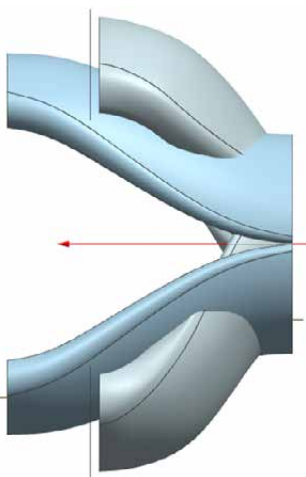
provozu prototypu, zpřesnění hmotových rozborů draku, jeho systémů i použitelných hnacích agregátů a technologických možností byla sestavena matice vstupních parametrů pro následnou vícekritériální optimalizaci.

S ohledem na možnost zvýšení hmotnosti pohonného agregátu plynoucí z hmotových rozborů, byl pro pohon zvolen motor Rotax 1503 4-TEC - obr. 1. Oproti dříve použitému motoru z motocyklu BMW S 1000RR představuje nárůst o zhruba 15 Kg, ale umožňuje snadnější zástavbu, zmenšení minimálního průřezu trupu a možnost přímého náhonu bez použití převodů. Motor navíc disponuje větším výkonem a to 194 kW při 7800 ot/min.

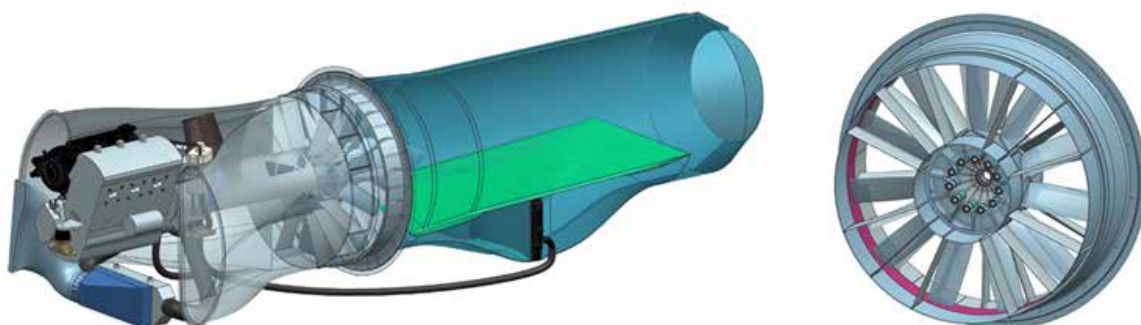


Obrázek 1 - Rotax 1503 4-TEC

Vstupní ústrojí pro ventilátorový stupeň bylo možno díky nově použitému motoru navrhnout s menším zakřivením, přímější a s menší šířkou. Srovnání původního vstupního kanálu a jednoho z nově navržených je na obr. 2.



Obrázek 2 - Srovnání tvaru původního (šedý) a nového vstupního kanálu



Obrázek 3 - uspořádání pohonné jednotky

V rámci inovace pohonné jednotky proběhla celá řada optimalizací, která vyústila kromě nového aerodynamického návrhu i ve změně konstrukčně pevnostního uspořádání, které se výrazně promítlo do konstrukce trupu. Uspořádání pohonné jednotky je na obr. 3. Motor již není pevnou součástí trupu podílející se na přenosu zatížení, ale je uchycen pružně. Tato dramatická změna vyvolala potřebu rekonstrukce celého trupu a nejen vnitřního uspořádání spojeného s pohonnou jednotkou.

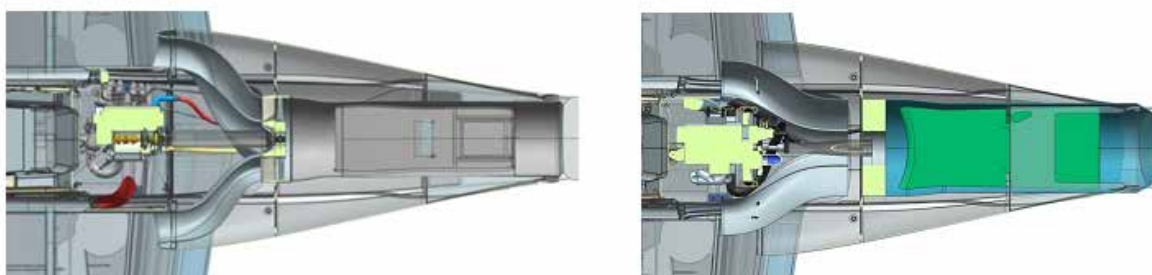
KONSTRUKČNĚ PEVNOSTNÍ USPOŘÁDÁNÍ TRUPU

Požadavek na změnu trupu vyvstal z nového řešení pohonné jednotky. Motor použitý v předchozí verzi v podstatě definoval šířku trupu i vnitřní šířku vstupního kanálu, který jej obepíná. Totéž platí i u nové verze, ale motor je konstruován pro vzpřímenější osazení. Srovnání variant je na obr. 4.

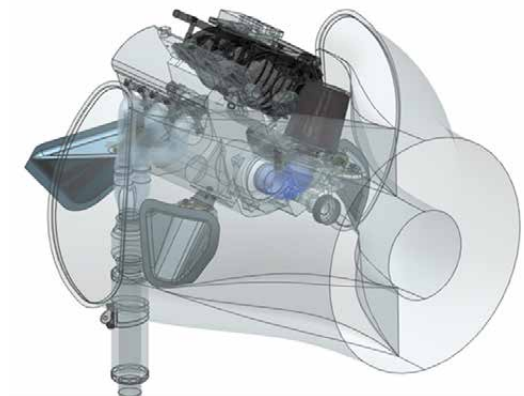
Zástavba pohonné jednotky

Změna geometrie trupu a vstupních kanálů si vynutila i změnu uchycení pohonné jednotky. Původní, osvědčené řešení spočívalo v integraci motoru do nosné skořepiny trupu pomocí soustavy prutoviny, která tvořila motorové lože. Motor se tak stejně jako ve svém původním určení, v motocyklu, podílel na přenosu zatížení. Toto řešení bylo vhodné i z důvodu značných montážních otvorů po straně trupu, které umožňovaly instalaci motoru a jeho systémů.

Se štíhlejším trupem a zvětšeným vstupním kanálem již toto řešení bylo z prostorových důvodů značně obtížné. Nové řešení bylo po analýze nalezeno v uchycení motoru k vnitřním stěnám vstupních kanálů a motorové přepážce - obr. 5. Motor je uchycen na třech bodech pomocí silentbloků. Z technologických důvodů bylo zvoleno řešení, které v tvarově složitém trupě vytváří pomyslnou rovinu pro ustavení motoru s ventilátorovým stupněm. Případné korekce ustavení motoru jsou umožněny úchytem silentbloků.



Obrázek 4 - původní pohonná jednotka-vlevo, inovovaná pohonná jednotka - vpravo



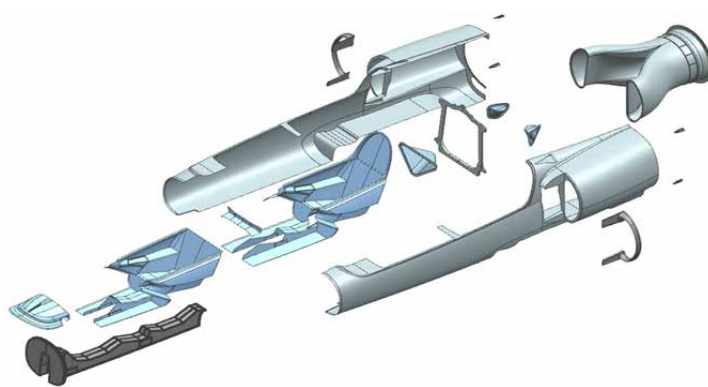
Obrázek 5 - Uchycení motoru

Další změnou pohonné jednotky, která se výrazně promítla do pevnostního uspořádání je změna lopatkování ventilátorového stupně. Oproti původní koncepci, kde je před rotorem předřazen stator, přes který se přenášelo zatížení přímo do středu kanálu, je stator nyní až za rotorem. Uspořádání je patrné z obr. 3 a 5. Ložisko rotoru je uchyceno ve statoru a tím je nutné přenést veškeré zatížení od rotoru ventilátoru přes lopatky statoru, které nebyly původně navrženy jako nosné. Nové uspořádání sebou nese větší nároky na tuhost statoru zejména v axiálním směru, kde jeho deformace ovlivňují vzájemnou polohu rotoru a výstupní části vstupních kanálů. Pohyb listů také zhoršuje jejich záběh s bandáží rotoru, která je v rámci prototypu z polyuretanové pěny a nově je zkoušena i z nomexové voštiny.

jedním kompozitním dílem. V přední části trupu jsou v podstatě pouze dvě přepážky. Jedna v místě uchycení příďového podvozku a druhá v místě sání pro pohon, kde je trup značně zeslaben montážními otvory. Na trupu jsou sundavací řezače mezní vrstvy, které umožňují přístup k instalaci motorových systémů. Tyto otvory jsou však malé pro instalaci samotného motoru. Ta se provádí dělenou motorovou přepážkou z pilotního prostoru. V tomto místě jsou na horní straně trupu otvory pro vzduchové chlazení motorového prostoru. V místě uchycení motoru tak trupu zbývá pouze jedna neporušená plocha a to spodní strana přiléhající ke křídlu. Tyto otvory výrazně zeslabují konstrukci trupu v místě, kde se dá očekávat jeho maximální zatížení. Pro snazší instalaci příďového podvozku je trup vybaven sundavací špičkou trupu. Přehledové uspořádání konstrukce přední části trupu je na obr. 6.



Obrázek 5 - uspořádání ventilátorového stupně



Obrázek 6 - uspořádání ventilátorového stupně

Konstrukční uspořádání trupu

Konstrukční a s ním spojené pevnostní uspořádání trupu vychází z předchozí varianty letounu UL-39. Hlavní změny jsou v přední části trupu v místě pohonné jednotky, které jsou dány výše uvedenými důvody. Základní koncepce trupu tedy zůstala nezměněná. Trup je dělený v místě rotoru ventilátoru. Zadní část trupu, od ventilátoru dále, je principiálně nezměněná. Drobné odlišnosti jsou dány změnou velikosti vnitřního proudovodu.

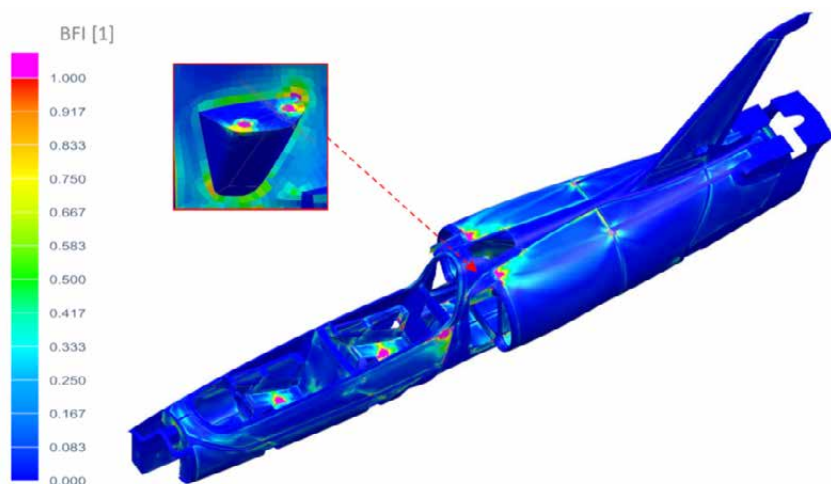
Konstrukce přední části trupu

S novou verzí trupu byla prohlubována snaha o minimalizaci počtu dílů a usnadnění montáže systémů. Toto se promítlo hlavně v interiérové části letadla, kde je vnitřní pilotní prostor vždy tvořen v podstatě

Pevnostní uspořádání trupu

Konstrukce je stejně jako u předchozí varianty z uhlíkové sendviče s převážně pěnovým jádrem. Vnitřní tvarově složité části jsou vyrobeny s jádrem z nomexové voštiny. V potahu trupu jsou integrovány čtyři podélníky z jednosměrné uhlíkové tkaniny, zajišťující přenos ohybového zatížení. Trup si zachovává dělení v místě rotoru a je opět realizován pomocí čtyř šroubových spojů, které jsou pod potahem v kompozitních kapsách navazujících na trupové podélníky.

Inovovaná pohonná jednotka zásadně ovlivnila konstrukčně pevnostní uspořádání přední části trupu. Provedené MKP analýzy, obr. 7, vedly k celé řadě úprav trupu v oblasti uchycení motoru. Rám kabiny v místě motorové přepážky musel být zesílen a zvětšeny poloměry zaoblení na jeho spodní straně.



Obrázek 7 - Pevnostní analýza trupu

Taktéž byla přepracována přepážka v místě vstupu vzduchu do pohonu, jež zajišťuje stabilitu potahu trupu v jeho horní části. Zcela nové je motorové lože, které je tvořeno kompozitními úchyty které se u zkušebního demonstrátoru lepily na potah kanálů. U letového kusu však jsou již integrovány do konstrukce kanálu. K tomuto vedly zejména požadavky na zvýšení životnosti, spolehlivosti a přesnosti motorového lože. U kompozitních dílů s větším počtem vrstev, jako je například závěs VOP, byla v programu Siemens NX provedena optimalizace orientace skladby, která vedla ke zvýšení tuhosti zhruba o 6%.

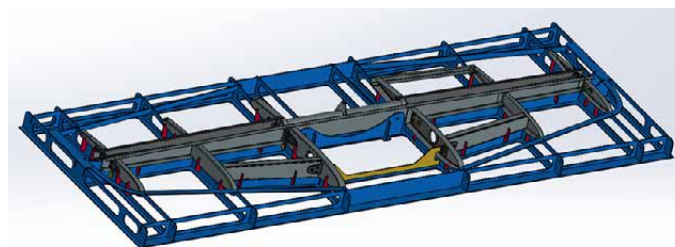
Technologie výroby trupu

Pro výrobu byla i nadále zvolena autoklávová technologie s využitím prepregů. Hlavní konstrukční materiál tvoří uhlíkové tkaniny. Záměrem u nového prototypu je zpřesnění výroby sestav. U předchozích prototypů byly komplikace s nepřesnostmi ve formě, které následně vedly ke značným komplikacím při sestavování. Proto byly u nového prototypu použity frézované kompozitní formy - obr. 8., které by měly zajistit větší přesnost a tvarovou stálost. Konstrukci a výrobu forem provedla firma LA composite, s.r.o.



Obrázek 8 - Výroba kompozitní formy

Další snahou o zpřesnění sestav je jejich lepení v přípravcích namísto používání forem. Přípravky byly již částečně použity na předchozím prototypu, zejména pro lepení vnitřní konstrukce. Základem přípravků je ocelový svařenec z CNC řezaných plechů. Přípravky jsou taktéž navrženy firmou LA composite, s.r.o.



Obrázek 9 - Sestavovací přípravek

ZÁVĚR

V současné době je realizován demonstrátor trupu s inovovanou pohonnou jednotkou sloužící pro ověření funkčních parametrů pohonu a ověření základní koncepce nového trupu letounu UL-39 Albi II. Demonstrátor již úspěšně prošel řadou zkoušek včetně měření v aerodynamickém tunelu VZLU. Současně probíhají práce na prvním kusu nového letounu UL-39 Albi II určeného pro statické pevnostní zkoušky. V průběhu roku by měly být dokončeny tyto zkoušky a následně se bude pokračovat s druhým prototypem určeným pro letové zkoušky.

Nové metody nedestruktivní kontroly sendvičových struktur ve VZLÚ

Ing. Petr Bělský, Ing. Martin Kadlec, Ph.D. - Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha

Na přelomu let 2017/2018 byly ve VZLÚ zavedeny nové NDT metody vhodné pro automatizovanou C-sken kontrolu sendvičových struktur. Jednalo se o ostřikovou, Pitch-Catch a nízkofrekvenční Air-coupled ultrazvukovou metodu. Společně s laserovou shearografií byly detekční schopnosti těchto metod podrobeny porovnávacím zkouškám při kontrole rovných sendvičových panelů s voštinovým a pěnovým jádrem. Výsledky realizovaných zkoušek mohou být využity při výběru vhodné NDT metody pro kontrolu daného typu sendvičových struktur.

ÚVOD

Jedním ze základních principů, se kterým se setkáváme v přírodě v uspořádání nosných částí těl rostlin a živočichů je efektivní využití hmoty a energie vedoucí k minimální hmotnosti. Dlouho před tím, než lidstvo začalo vytvářet složité struktury budov a strojů, byla přírodou vyvinuta sendvičová koncepce a voštinová struktura. Mnoho příkladů lze nalézt v kostrách živočichů, v listech rostlin i v křídlech ptáků. Výhody tohoto typu struktur si postupně osvojil rovněž člověk a našel jejich nezastupitelné uplatnění i v oblasti lehkých leteckých konstrukcí.

Sendvičové konstrukce používané v letectví jsou druhem vrstevnatých struktur složených z různých materiálů odlišného charakteru, které jsou vzájemně pevně spojeny [1]. Obvykle jsou tvořeny dvěma tuhými a pevnými potahy (CFRP, GFRP, Al plech, překližka, ... atd.) a jádrem o relativně nízké hustotě (Nomexová nebo Al voština, PVC nebo PU pěna, balza, ... atd.). Zatímco potahy přenášejí především tahová a tlaková zatížení, hlavní úloha lehkého jádra spočívá v udržení velikosti průřezu a přenosu smykových sil. Mezi hlavní výhody takového uspořádání patří vysoká ohybová pevnost a tuhost, nízká hmotnost, vysoká odolnost proti šíření únavových trhlin, odolnosti vůči rázům, ohnivzdornost a schopnost fungovat jako tepelná a akustická izolace.

Sendvičové konstrukce jsou z pohledu NDT kontroly výrazně komplikovanější než například monolitické kompozitní lamináty [2, 3]. Je to dáno jejich větší složitostí, strukturou složenou z více druhů materiálů a tím i větším počtem možných typů vnitřních vad a poškození. Proto pro detailní kontrolu sendvičových struktur obvykle nevystačíme s jednou jedinou univerzální metodou.

V současné době je pro kontrolu sendvičů stále ještě často používán tap test nebo některá z manuálních akusto-ultrazvukových metod (Pitch-Catch, MIA) [4]. Výsledky dosažené pomocí tohoto typu manuálních metod však mohou být významně ovlivněny lidským faktorem. Rovněž možnosti jejich výstupů z pohledu detekce i dokumentace nálezů jsou značně omezené. Proto je již řadu let obecným trendem snaha o maximální využívání automatizace a zavádění C-sken metod s cílem zvýšit pravděpodobnost detekce hledaných defektů a celkově zlepšit kvalitu NDT procesu.

Ve VZLÚ byly pro kontrolu sendvičových konstrukcí do roku 2017 používány především výše zmíněné akusto-ultrazvukové manuální metody

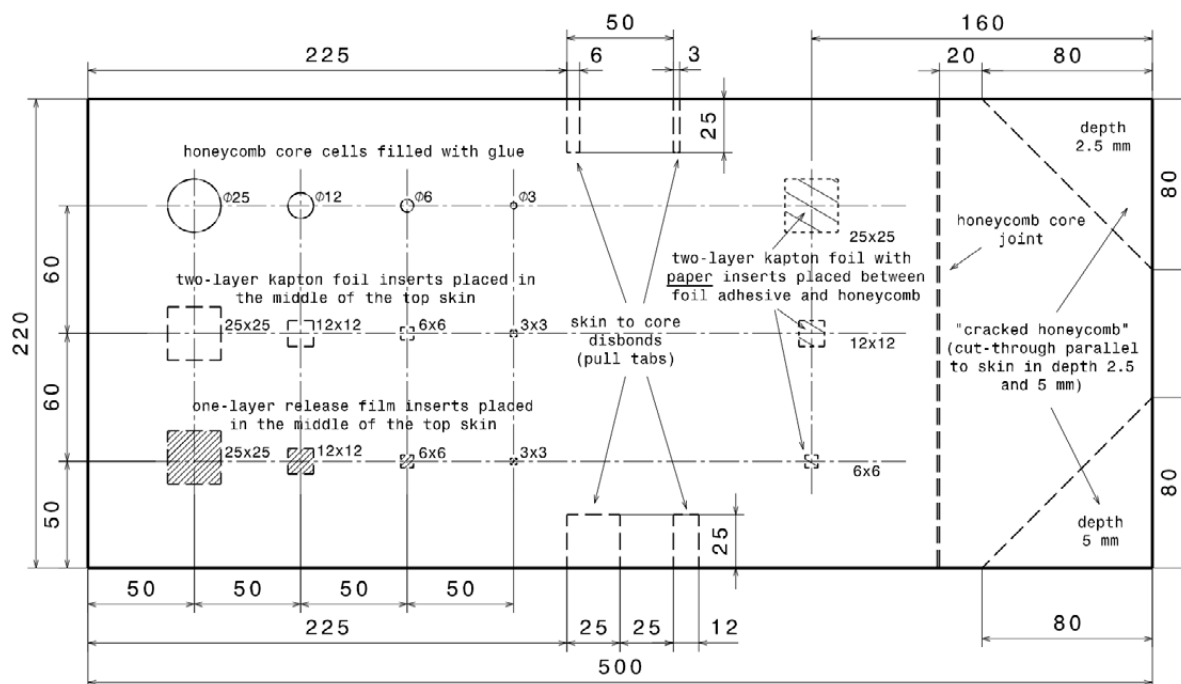
(Pitch-Catch, MIA, rezonanční metoda) bez možností provádění C-skenů. První C-skeny kompozitních materiálů byly ve VZLÚ realizovány pomocí kontaktní Phased Array odrazové metody v roce 2012. Přístrojové vybavení však umožňovalo C-sken kontrolu pouze potahových částí. Zbytek částí sendvičů (jádro a lepené spoje) musely být kontrolovány výše uvedenými manuálními "A-sken" metodami. Proto byla tato oblast NDT aktivit v posledních letech významně posílena o možnost automatizované C-sken kontroly celých sendvičů pomocí ostřikové, Pitch-Catch (PC) a nízkofrekvenční ultrazvukové metody se vzduchovou vazbou (Air-coupled). Pro získání dostatečných zkušeností s těmito novými metodami a zjištění limitů použitého vybavení byly v roce 2018 provedeny porovnávací testy zaměřené na NDT kontrolu 4 druhů sendvičových referenčních panelů. Bližší informace o těchto testech a jejich výsledcích jsou prezentovány dále.

REFERENČNÍ SENDVIČOVÉ PANELE

Pro experimenty byly navrženy a vyrobeny 4 referenční sendvičové panely o rozměrech 500x220 mm. Potahy panelů o tloušťce 1.3 mm byly vyrobeny z uhlíkového tkaninového prepregu EHKF420-C20-45, Gurit. Panely měly buď Nomexové voštinové jádro o tloušťce 15 mm nebo pěnové jádro z materiálu Airex R82.60 o tloušťce 10 mm. Výroba sendvičů byla realizována ve dvou krocích. V prvním kroku byly vyrobeny potahy pomocí autoklávové technologie a zkontrolovány pomocí imerzní C-sken metody. Následně byly vyrobeny finální panely pomocí lepení (foliové lepidlo Scotch-Weld AF163) ve vyhřívaném lisu.

Dva referenční panely obsahovaly umělé vady. Uspořádání panelu IRP1 s voštinovým jádrem je znázorněno na Obr.1. Řešení panelu IRP2 s pěnovým jádrem bylo velice obdobné, ale s tím rozdílem, že buňky zaplněné lepidlem byly nahrazeny otvory definovaného průměru s plochým dnem a hloubkou 3 mm.

Umělé defekty simulující cizí materiál (zapomenutou separační folii a delaminaci v potahu) byly realizovány pomocí jedno a dvouvrstvých inzertů z Kaptonové fólie umístěnými v polovině tloušťky potahů. Velikost těchto inzertů se pohybovala v rozmezí od 3x3 mm do 25x25 mm. Defekt typu neslepení potahu s jádrem byl realizován dvěma způsoby. V prvním z nich byly použity dvouvrstvé inzerty z Kaptonové fólie vložené mezi



Obrázek 1 - Referenční panel IRP1 s umělými vadami

foliové lepidlo a jádro sendviče. U druhého způsobu řešení se osvědčily vytahovací separační planžety z tenkého plechu o délce 25 mm a šířce 3, 6, 12 a 25 mm, které byly po vytvrzení vytaženy. Další defekty a výrobní odchylky, jako např. buňky vóstinového jádra zaplněné lepidlem, trhlina v jádře a lepený spoj dvou jader byly rovněž simulovány. Trhlina v jádře sendviče byla simulována jeho přerušením ve dvou rozích referenčních panelů, paralelně s kontrolovaným povrchem.

U dalších dvou referenčních panelů H1 a F1 s vóstinovým a pěnovým jádrem byla vytvořena reálná VID a BVID poškození pro různé energie impaktu (2.5-15 J) a průměry impaktoru (12.7 a 25.4 mm). Ukázka impaktovaného panelu H1 je uvedena na Obr.2. Hranice BVID poškození byla definována jako impaktová poškození s hloubkou dentu menším než 1.0 mm. Impaktování panelů proběhlo na padostroji SUPR v souladu s požadavky normy ASTM D7136M. Na každém panelu bylo provedeno celkem 10 impaktů ve dvou řadách vzdálených od sebe 80 mm.

POROVNÁVÁNÍ NDT METODY

Ostřiková UT metoda

Pro ultrazvukové NDT metody je zcela zásadní otázkou způsob zajištění kvalitní akustické vazby pro přenos ultrazvukového vlnění ze sondy do zkoušeného předmětu. Kontaktní metody obvykle využívají vazební prostředky v podobě vazebního gelu na vodní bázi. Tento způsob zajištění akustické vazby není vždy dostatečně spolehlivý, a především pak vhodný z pohledu automatizace a kontroly větších dílů. Snahy o zlepšení kvality akustické vazby obvykle vedou k použití imerzních metod, u kterých je ultrazvuk přenášen ze sondy do zkoušeného předmětu pomocí vodního sloupce nebo vodního paprsku [5]. Vlastnosti akustické vazby jsou díky tomu výrazně stabilnější, což se projevuje vyšší kvalitou NDT výstupů. Z pohledu kontroly sendvičových struktur může být použití klasické imerzní metody ve vodní nádrži problematické vzhledem k možným velkým vztahovým silám, a především pak reálné možnosti vniknutí vody do vnitřních částí sendviče.



Obrázek 2 - Zkušební panel H1 s BVID a VID poškozeními

Vhodným a již dlouholetou praxí osvědčeným kompromisem je využití ostříkových metod. Ty umožňují zajištění kvalitní akustické vazby, snadnou automatizaci NDT procesu a možnost výrazného snížení expozice povrchu kontrolované sendvičové konstrukce vodnímu prostředí. Princip přenosu ultrazvukového vlnění pomocí vodního paprsku umožňuje realizaci jak průchodové, tak odrazové metody. V případě průchodové metody se využívá dvou ostříkových trysek s UT sondami umístěných na dvou protilehlých stranách kontrolovaného dílu. Jedna sonda je vysílací a druhá přijímací. Detekce vady spočívá ve vyhodnocení poklesu akustického tlaku. Tato metoda je vhodná zvláště pro větší tloušťky materiálu a větší úrovně útlumu. I proto je vhodná rovněž pro kontrolu sendvičových struktur s pěnovým nebo voštinovým jádrem.

Ve VZLÚ je ostříková metoda realizována pomocí univerzálních ostříkových trysek vyrobených technologií 3D tisku, do kterých je možné vložit jednoměničové sondy od firmy Olympus s různou jmenovitou frekvencí. C-skeny zkušebních referenčních panelů IRP1, IRP2 a impaktovaných panelů H1 a F1 byly provedeny odrazovou i průchodovou ostříkovou metodou. K tomuto účelu byly použity imerzní jednoměničové nefokusované UT sondy tužkového typu Olympus V323-N-SU 2.25 MHz (pro TT metodu) a V310-N-SU 5 MHz (pro PE metodu). Amplitudové TT C-skeny panelů s pěnovým jádrem vyznačující se vysokým útlumem nemohly být realizovány, protože nebyly k dispozici vhodné UT sondy s frekvencí menší než 1 MHz.

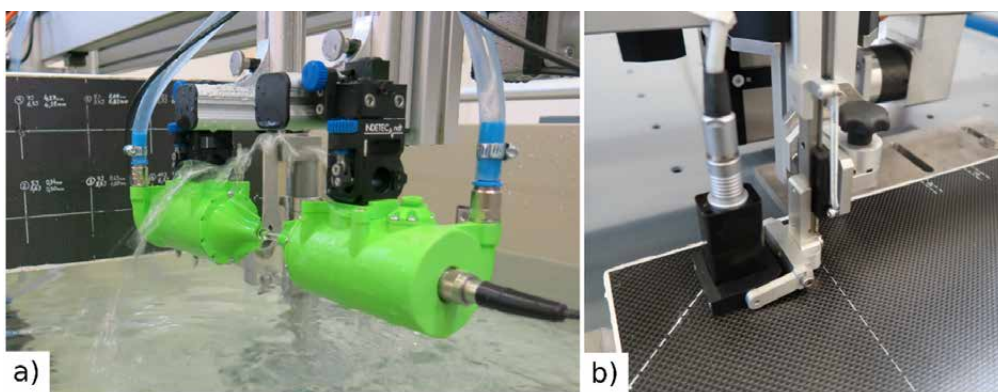
Pitch-Catch (PC)

PC metoda využívá dvouměničovou sondu pracující obvykle v rozmezí frekvencí 8-42 kHz, která má budicí a přijímací část oddělenou. Měniče jsou se zkoušeným předmětem v kontaktu prostřednictvím plastových hrotů. Budicí část vysílá do předmětu mechanické vlnění, které se jím šíří v závislosti na jeho lokálních vlastnostech.

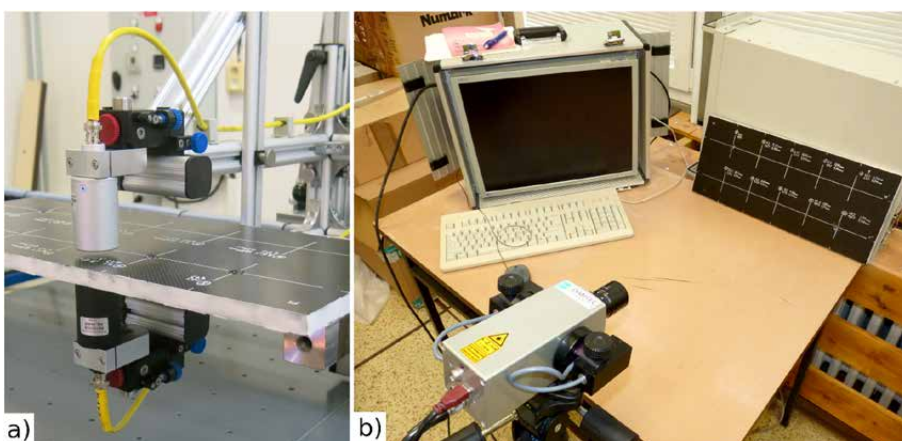
Přijímací měnič, který má od budicího konstantní vzdálenost, tyto kmity snímá. Na základě porovnání amplitud a fází vysílaného a přijímaného signálu je možné detekovat defekty a různé nehomogenity v kontrolované struktuře [6]. Sonda může pracovat v rozmiřtaném (vysílá frekvence ve stanoveném rozsahu) nebo impulsním režimu. Zátlmco první uvedený režim slouží k přehledovému zkoušení, druhý je vhodný pro lokalizaci konkrétních typů defektů. Ve VZLÚ je tato metoda používána pro kontrolu sendvičových struktur již od roku 1962 nejprve za pomoci přístroje Fokker BondTester a později pomocí defektoskopu BondMaster 1000. Tyto přístroje byly určeny pro manuální kontrolu a měřené změny byly indikovány pomocí ručičkového ukazatele nebo monochromatického LCD displeje. Protože v současné době je již obecným trendem využívání zobrazení typu C, byl ve VZLÚ v roce 2018 zaveden C-sken také pro Pitch-Catch metodu. K tomuto účelu je používáno inovativní řešení založené na vířivoproudém ECA modulu jinak sloužící především pro provádění C-sken inspekcí kovových konstrukcí metodou vířivých proudů. Toto řešení je umožněno díky řadě koncepčních podobností.

Obě metody pracují v podobném frekvenčním rozsahu a používají obdobné elektrické zapojení. Hlavní rozdíl spočívá především v úrovni budicího napětí. PC sondy vyžadují významně vyšší napětí. Z tohoto důvodu je pro připojení PC sond používán speciální napěťový zesilovač (BT probe adaptor). Tento adaptér společně se speciálním MXB software promění ECA defektoskop na zařízení schopné provádět PC C-skeny při osmi různých frekvencích současně. Tyto C-skeny mohou být zobrazeny buď jako amplitudové nebo fázové.

Pro porovnávací testy uskutečněné v roce 2018 byly realizovány C-skeny pomocí širokopásmové PC sondy SPO-5629-PHV se vzdáleností měřících hrotů 12,7 mm. Během optimalizační fáze byly prováděny C-skeny v rozsahu 8-42 kHz. Nejlepších detekčních schopností bylo dosaženo pro frekvence cca 11-13 kHz a řídicí napětí 4V.



Obrázek 3 - Ultrazvukové metody:
a) ostříková TT metoda b) Pitch-Catch



Obrázek 4 - Bezkontaktní NDT metody:
a) NF UT metoda se vzduchovou vazbou b) LS

Air-coupled metoda

Přenos ultrazvukového vlnění do zkoušeného předmětu přes vzduchové rozhraní je prakticky možný pouze za použití frekvencí pod 1 MHz. Obvykle se využívají frekvence v rozsahu 50 - 600 kHz [7]. Ultrazvuková metoda se vzduchovou vazbou používá speciální měniče v oddělených pouzdrech, zvláště pro vysílací a přijímací část. Realizace klasické odrazové techniky (PE) pomocí jediného měniče není u této metody prakticky možná.

Pro porovnávací testy byl ve VZLU použit nízkofrekvenční systém STARMAN DIO 2000 LF, analytický software "C-scan" a nefokusované sondy PLN-19-012 120kHz s nominálním průměrem keramických měničů 19mm.

Laserová shearografie

Laserová shearografie je bezkontaktní optická metoda, která umožňuje rychlou plošnou nedestruktivní kontrolu i rozměrnějších a tvarově složitějších dílů [8, 9]. Využití nachází především při kontrole tenkých monolitických laminátů nebo sendvičových struktur. LS technologie je založena na interferometrickém měření pomocí monochromatického laserového světla použitého pro detekci velmi malých povrchových deformací, které vznikají v důsledku podpovrchových nespojitostí. Jedná se o tzv. "aktivní" NDT metodu, která měří reakci zkoušeného předmětu na zatížení. Porovnáván je stav předmětu v neutrálním stavu (bez zatížení) a zatíženém stavu. Toto zatížení může být realizováno za využití tepla, vakua nebo vibrací.

V případě měření na referenčních panelech bylo použito tepelné zatížení pomocí halogenových lamp (500 W ze vzdálenosti 20 cm po dobu 5 s). Měření horizontálního posunu a „wrapped phase image“ byly použity pro vyhodnocení naměřených dat.

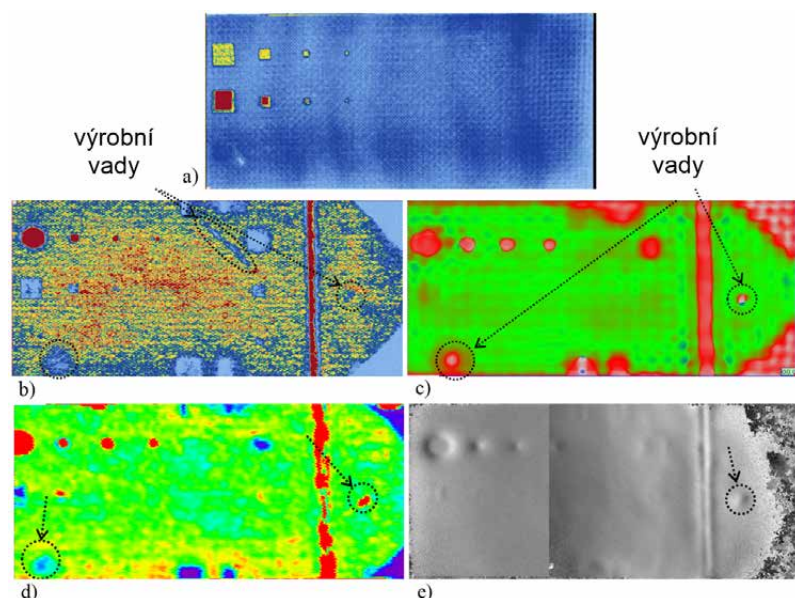
VÝSTUPY NDT AKTIVIT

C-skeny referenčních panelů s umělými vadami

Na obrázku Obr.5 jsou znázorněny C-skeny referenčního panelu IRP1. Na skenech realizovaných ostříkovou metodou je patrné, že kombinací odrazové a průchodové metody bylo možné detekovat prakticky všechny umělé defekty. Průchodová varianta se ukázala jako necitlivá pro detekci jednovrstvých inzertů.

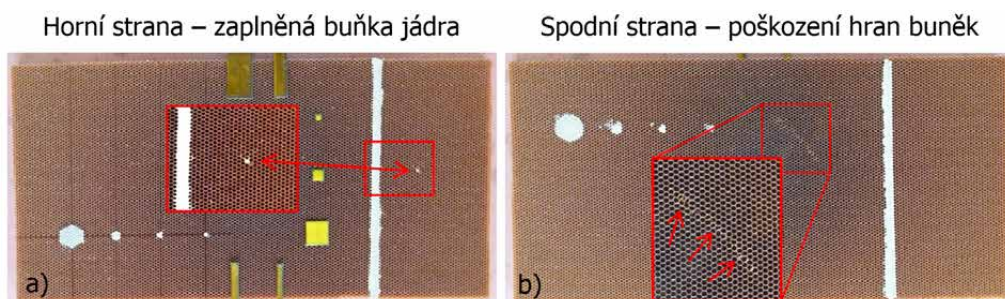
V případě PC metody byly používány dva typy C-skenů. Prvním typem to byly amplitudové C-skeny, které se ukazují jako obecně vhodnější pro detekci defektů typu rozlepení a zaplnění buněk voštiny. Druhým typem to byly fázové C-skeny, které se často ukazují jako vhodnější v případě detekce delaminací a cizorodých objektů v potahu sendviče. PC metoda byla v případě panelu IRP1 schopna pomocí amplitudového C-skeny pro optimalizovanou frekvenci 13 kHz detekovat prakticky všechny defekty v lepeném spoji, zaplnění a porušení buněk voštinového jádra. Naproti tomu tato metoda nebyla prakticky vůbec schopna detekovat jednovrstvé inzerty a v případě dvouvrstvých pouze o velikosti větší než 12x12 mm.

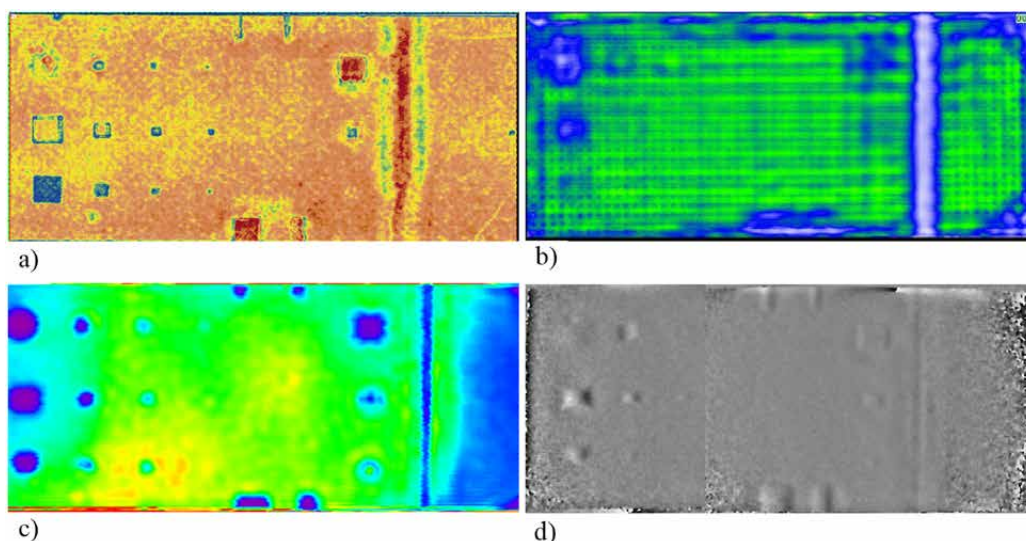
Air-coupled a LS metoda nebyla schopna spolehlivě detekovat dvouvrstvé inzerty o velikosti menší než 25x25 mm. Jednovrstvé nebyly detekovány prakticky vůbec. Na C-skenech tohoto panelu byly rovněž nalezeny neplánované výrobní vady (viz Obr.5 a Obr.6). Při bližší zpětné analýze fotodokumentace výroby panelu byly nalezeny příčiny indikace defektů. V jednom případě se jednalo o zaplnění jedné buňky voštiny lepidlem a v ostatních případech o poškození vnějšího povrchu voštinového jádra. C-skeny dokládají dostatečnou citlivost všech porovnávaných metod pro detekci defektů typu zaplnění voštinového jádra (bylo detekováno zaplnění jediné buňky!). Ostříková TT metoda prokázala extrémní citlivost na drobná poškození voštinového jádra. Naproti tomu PC a LS nebyly schopny tento typ defektu detekovat prakticky vůbec.



Obrázek 5 - C-skeny referenčního panelu IRP1 s voštinovým jádrem realizované těmito metodami: a) ostříková PE metoda (sken horního potahu), b) ostříková TT metoda, c) Pitch-Catch, d) průchodová Air-coupled UT metoda, e) LS

Obrázek 6 - Výrobní vady nalezené v referenčním panelu IRP1





Obrázek 7 - C-skeny panelu IRP2 s pěnovým jádrem realizované následujícími metodami: a) ostříková PE metoda (horní strana panelu) b) Pitch-Catch, c) průchodová Air-coupled UT metoda, d) LS

Na Obr.7 jsou znázorněny C-skeny referenčního panelu IRP2 s pěnovým jádrem. Sken průchodovou ostříkovou metodou nemohl být proveden, protože nebyla k dispozici vhodná sonda s frekvencí menší než 1 MHz. Proto byl proveden sken pouze odrazovou metodou. Překvapivě takto provedený C-sken odhalil téměř všechny umělé defekty, samozřejmě kromě poruchy uvnitř pěnového jádra.

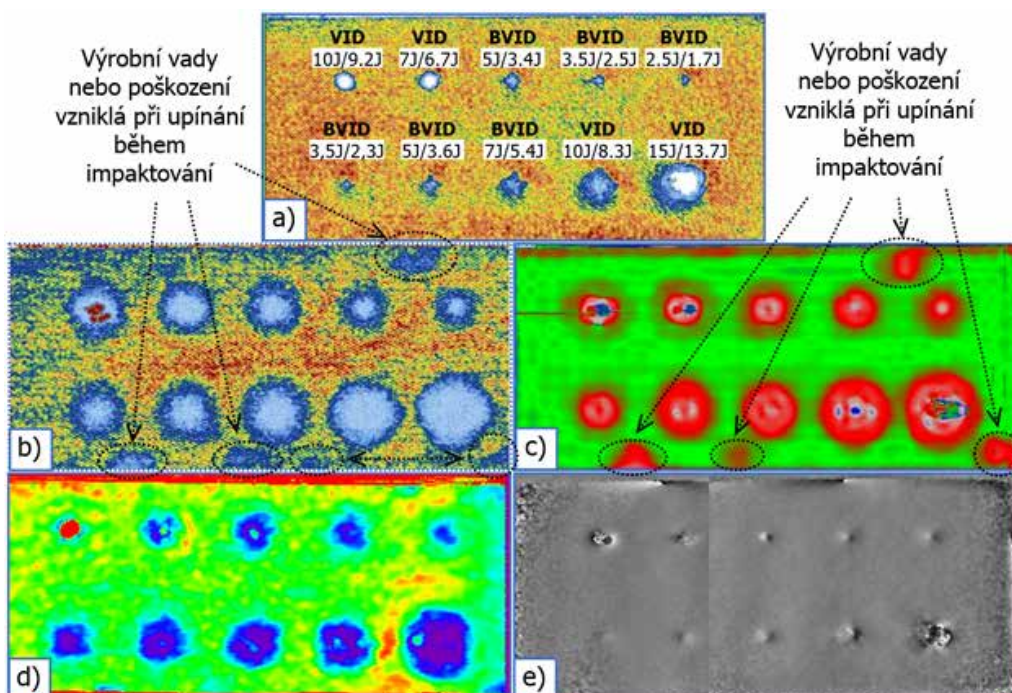
Air-coupled a LS metody byly schopny spolehlivě detekovat všechny umělé defekty do velikosti 6x6 mm. Detekční schopnosti PC metody byly naproti tomu horší. Tato metoda nebyla schopna spolehlivě detekovat defekty menší než 25x25 mm.

C-skeny panelů s impaktivním poškozením

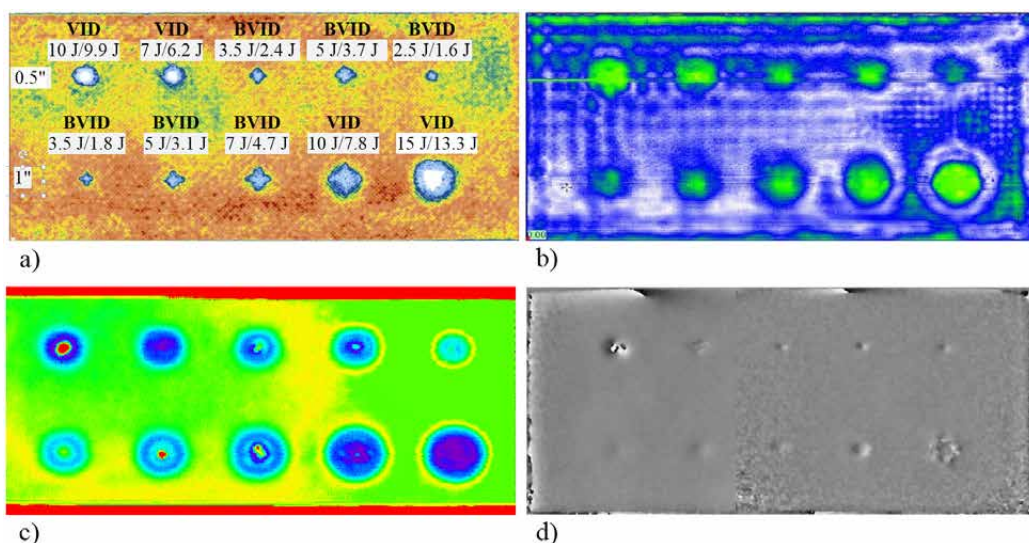
Další část realizované studie byla zaměřena na kvantitativní porovnání indikované velikosti impaktivních poškození získané jednotlivými NDT metodami. K tomuto účelu byly použity sendvičové panely H1

a F1 s Nomexovým a pěnovým jádrem. Na obou panelech bylo provedeno po 10 impaktech pomocí impaktovacího padostroje SUPR. Hranice BVID poškození bylo dosaženo pro impakty s energií menší jak 5J v případě 0.5" impaktoru a 7J pro 1" impaktor.

Finální C-skeny těchto panelů jsou znázorněny na obrázcích Obr.8 a Obr.9. Všechny porovnávané NDT metody byly schopny detekovat všechna impaktivní poškození, ale jejich indikované velikosti se pro každou z metod lišily. To je dáno rozdílnou citlivostí porovnávaných metod a použitého vybavení pro detekci poškození jednotlivých částí sendvičů. Na okrajích panelu H1 s voštinovým jádrem bylo pomocí ostříkové TT metody detekováno rovněž několik neplánovaných poškození. Tyto nálezy byly potvrzeny rovněž PC metodou. Poškození vznikla buď během vytvrzování panelů ve vyhřívaném lisu nebo pravděpodobněji během impaktování v důsledku nadměrné upínací síle upínacích svěrek.



Obrázek 8 - skeny impaktovaného zkušební panelu H1 realizované těmito metodami: a) ostříková PE metoda (sken horního potahu), b) ostříková TT metoda, c) Pitch-Catch, d) průchodová Air-coupled UT metoda e) LS



Obrázek 9 - C-skeny impaktovaného zkušebního panelu F1 realizované těmito metodami: a) ostřížková PE metoda, b) PC, c) průchodová Air-coupled UT metoda d) LS

V důsledku tohoto účinku došlo k lokálnímu tlakovému poškození voštinového jádra. Viditelnost ani detekovatelnost impaktových poškození tímto nebyla ovlivněna.

Skeny získané ostřížkovou metodou prokázaly vysokou citlivost metody na jakékoliv poškození voštinového jádra. Tyto výsledky plně potvrzují obdobná zjištění získaná ze skenování panelu IRP1. Velmi zajímavé je porovnání skenů získané PE a TT metodou. Zatímco PE C-skeny ukazují poškození pouze v potahové části sendviče, skeny získané TT metodou ukazují celkové poškození v celém sendviči. Rozdíly v indikované velikosti poškození jsou značné.

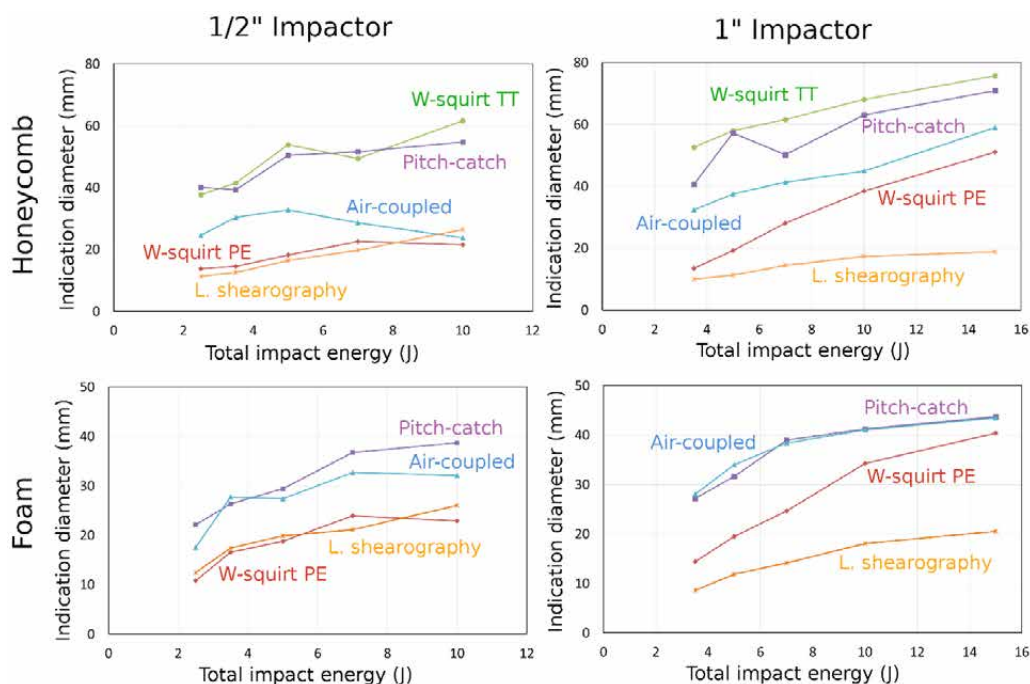
To dokazuje, že voštinové jádro je značně citlivé na impaktová poškození a ostřížková průchodová metoda je schopna detekovat i velmi malá poškození jádra.

Obdobné porovnání schopností jednotlivých metod bylo provedeno i pro impaktovaný panel F1 s pěnovým jádrem (viz Obr.9).

Všechny indikace impaktových poškození patrné na C-skenech byly změřeny v horizontálním a vertikálním směru pro všechny porovnávané metody. Průměrné hodnoty velikostí těchto indikací jsou znázorněny na Obr.10. Jak je z těchto grafů patrné, největší citlivost prokázala ostřížková TT a PC metoda. LS a ostřížková PE metoda byla schopna detekovat pouze impaktová poškození potahu.

VYHODNOCENÍ A ZÁVĚR

V prezentované studii bylo provedeno porovnání detekčních schopností čtyř NDT metod vhodných pro kontrolu sendvičových struktur. V tabulce Tab.1 jsou stručnou formou shrnuty výsledky tohoto porovnání.



Obrázek 10 - Indikovaná velikost impaktových poškození v závislosti na energii impaktu pro různé NDT metody

Defekt/metoda	Ostřiková PE/TT		Pitch-Catch		TT Air-coupled UT (nefokusovaná sonda)		L Shearografie	
	voština	PU pěna	voština	PU pěna	voština	PU pěna	voština	PU pěna
Dvouvrstvý inzert	++	++	+ >12 mm	+ >25 mm	+	++	+	++
Jednovrstvý inzert	++	++	-	+ >25 mm	0	++	-	+
Rozlepení potah/jádro	++	++	+ >12 mm	++	++	++	0/-	-
Porušené jádro	++	++	++	++	++	+	0	-
Zaplnění buněk	++		++		++		++	

Tabulka 1 - Výsledný přehled účinnosti detekce jednotlivých porovnávaných NDT metod

Nejllepších výsledků z hlediska schopnosti detekce defektů v sendvičových panelech bylo dosaženo pomocí kombinace TT a PE ostřikové metody. Tato metoda má však i svá omezení. Problémy se mohou objevit v případě použití některých typů jader s velmi vysokým útlumem ultrazvukového vlnění nebo v případech, kdy použité materiály nemohou přijít do styku s vodou a hrozí průnik vody do jádra.

Průchodová nízkofrekvenční metoda se vzduchovou vazbou je také velice vhodná pro zkoušení sendvičových struktur. Její zásadní výhoda spočívá v tom, že se jedná o "suchou" bezkontaktní metodu s velmi vysokou penetrací i do materiálů s velmi vysokým útlumem. Během realizovaných zkoušek se tato metoda v dané konfiguraci (nefokusované sondy 120 kHz) ukázala jako téměř necitlivá pro detekci delaminací menších než 12x12 mm a jednovrstvých inzertů v potahu sendvičových panelů s voštinovým jádrem.

Pitch-Catch byla další alternativní porovnávaná "suchá" metoda. Její velkou výhodou je možnost detekce defektů i na druhé straně panelu. Provedené testy odhalily necitlivost PC metody pro detekci jednovrstvých inzertů. Rovněž její rozlišovací schopnosti jsou značně limitovány. Během testů nebylo možné spolehlivě detekovat defekty o velikosti menší než 12x12 mm. To bylo způsobeno v důsledku definované vzdálenosti měřících hrotů sondy 12,7 mm.

Laserová shearografie prokázala oproti ostatním metodám několik výrazných výhod. Mezi ně patří její bezkontaktní charakter, mobilnost a především schopnost rychlé kontroly velkých ploch. Realizované skeny prokázaly, že LS je schopna detekovat výrobní defekty a poškození potahu větší než 6x6 mm, ale je prakticky necitlivá pro detekci některých jemných poškození jádra sendviče. Problémy s detekcí vad typu rozlepení a cizí předmět v potahu (jednovrstvý inzert) se objevily především u panelu s voštinovým jádrem. Rovněž určení velikosti reálných impaktových poškození bylo poměrně nespolehlivé.

Výrazně lepších výsledků detekce defektů bylo obecně dosahováno v případě sendvičů s pěnovým jádrem než u panelů s Nomexovou voštinou. Tento závěr platí pro všechny porovnávané metody. Příčinou této skutečnosti je rozdílný způsob přenosu ultrazvukového vlnění (ostřik, Air-coupled, PC) a odezvy na teplotní zatížení (LS).

Impaktová poškození testovaných sendvičových panelů měla velice komplexní charakter. Skládala se z různých typů poškození potahu a jádra jako například delaminace, popraskaná matrice, přerušení vláken, rozlepení spoje potah-voština, trhliny a kompresní poškození v jádře, atd. Každá NDT metoda a použitá konfigurace zkušebního zařízení je jinak citlivá na jednotlivé typy poškození. Tato skutečnost měla významný vliv i při určování velikosti výsledného impaktového poškození.

Poděkování

Aktivita popsané v tomto příspěvku byly realizovány za významné podpory Ministerstva průmyslu a obchodu v rámci institucionální podpory projektu DKRVO 2018-2022.

Literatura:

- [1] Herrmann, A.S., Zahren, P.C., Zuardy, I. (2005), "Sandwich structures technology in commercial aviation", Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials, Vol. 7, pp. 13-26.
- [2] Heida, J.H. and Platenkamp, D.J. (2013), "In-service Inspection Guidelines for Composite Aerospace Structures", in 18th World Conference on Nondestructive Testing, Durban, South Africa, 16-20 April 2012.
- [3] Takeda, N., Minakuchi, S. and Okabe, Y. (2007), "Smart Composite Sandwich Structures for Future Aerospace Application -Damage Detection and Suppression-: a Review", Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering, Vol. 1 No. 1, pp. 3-17.
- [4] Prior, S. (2016), "Characterization of sandwich panels subject to low-velocity impact", Thesis, Royal Military College of Canada, available at: <http://hdl.handle.net/11264/961> (accessed 26 Sep 2018).
- [5] Roye, W., Schieke, S. (2006), "Ultrasonic Probes for Special Applications", ECNDT (European Conference on Non-Destructive Testing) – Mo.2.7.4, Berlin, 25th -29th September 2006.
- [6] Dickinson, L.P., Fletcher, N.H. (2009), "Acoustic detection of invisible damage in aircraft composite panels", Applied Acoustics, Volume 70, pp. 110–119.
- [7] Peters, J., Kommareddy, V., Liu, Z, Fei, D. and Hsu, D. (2003), "Non-Contact Inspection of Composites Using Air-Coupled Ultrasound", AIP Conference Proceedings, Vol. 657 No. 1, pp. 973-980.
- [8] Kadlec, M. and Růžek, R. (2012), "A comparison of laser shearography and C-scan for assessing a glass/epoxy laminate impact damage", Applied Composite Materials, Vol. 19 No. 3–4, pp. 393–407.
- [9] Růžek, R., Lohonka, R. and Jironč, J. (2006), "Ultrasonic C-Scan and shearography NDI techniques evaluation of impact defects identification", NDT & E International, Vol. 39 No. 2, pp. 132–142.

