

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č 24 / 2015



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 10. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo „Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR”

ISSN 1801 - 9315

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

"VÝZKUM, VÝVOJ A INOVACE V ČESKÉM LETECKÉM PRŮMYSLU"

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

9. 4. 2015

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl
Elektronický sborník VZLÚ, a.s.
číslo 24, duben 2015, 10. ročník

Adresa redakce:

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

Šéfredaktor:

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

Odborní garanti semináře:

Bohuslav Cabrnach, VZLÚ • 225 115 480 • cabrnach@vzlu.cz
Josef Jironč, VZLÚ • 225 115 122 • jironc@vzlu.cz

Vydavatel:

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.
© 2010 VZLÚ

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

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

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

V posledních letech jsou v ČR realizovány významné výrobní programy tuzemských a zahraničních společností v oboru kompozitních konstrukcí a řešeny výzkumně-vývojové projekty na národní úrovni i v rámci RP EU. I k této nové situaci je nutno v tématech semináře přihlídnout. Je nutno reagovat rovněž i na úspěšné kompozitní konstrukce v kategorii UL letounů a větroňů. Jednodenní setkání ve VZLÚ je významnou příležitostí pro setkání odborníků z různých podniků českého leteckého průmyslu, akademických pracovišť, státních úřadů, armády ČR a LAA ČR.

Organizační výbor semináře, pod garancí generálního ředitele VZLÚ

ČASOVÝ PRŮBĚH SEMINÁŘE:

8:30 - 9:00	Registrace účastníků
9:00 - 9:15	Zahájení, úvodní slovo generálního ředitele VZLÚ
9:15 - 10:45	I. blok přednášek <ul style="list-style-type: none">- Termická analýza kompozitních materiálů s polymerní maticí Podzimek Jakub - VZLÚ- Využití optických FBG snímačů pro analýzu kompozitových konstrukcí Dvořák M. - ČVUT- Porovnání ASTM norem pro stanovení návrhových hodnot v tlaku a ve smyku Urík Tomáš - VUT
10:45 - 11:00	Přestávka
11:00 - 12:30	II. blok přednášek <ul style="list-style-type: none">- Vývoj kompozitních motorových gondol pro L-410NG Cabrnok Bohuslav - VZLÚ- Vývoj interiéru cestujících pro L-410NG Straka Radek - 5M- Vývoj kompozitních dveří pro L-410NG Průcha Petr - LA composite
12:30 - 13:30	Polední přestávka s občerstvením
13:30 - 15:30	III. blok přednášek <ul style="list-style-type: none">- Vývoj nástrojů pro obrábění vláknových kompozitů s termoplastickou maticí Kolář Petr - ČVUT- Podíl experimentu na vývoji nových přístupů k realizaci moderních kompozitových motorových gondol pro malé letouny v rámci projektu ESPOSA Kafka Václav - VZLÚ- Charakteristiky vyztuženého termoplastu C/PPS z pelet Křena Josef - Latecoere CZ- Pozemní pevnostní a funkční zkoušky morfujících kompozitních částí křídla v projektu SARISTU Snop Vladimír - VZLÚ
15:30 - 15:45	Přestávka
15:45 - 16:30	Panelová diskuze - k tématům přednášek všech předchozích bloků a k vybraným aktuálním tématům kompozitních konstrukcí
16:30	Ukončení semináře

Obsah sborníku

- 6** **Vývoj nástrojů pro obrábění vláknových kompozitů s termoplastickou maticí**
Kolář Petr - ČVUT

- 10** **Charakteristiky vyztuženého termoplastu C/PPS z pelet**
Křena Josef - Latecoere CZ

- 14** **Termická analýza kompozitních materiálů s polymerní maticí**
Podzimek Jakub - VZLÚ

- 17** **Vývoj kompozitních dveří pro L-410NG**
Průcha Petr - LA composite

- 22** **Vývoj interiéru cestujících pro L-410NG**
Straka Radek - 5M

- 26** **Porovnání ASTM norem pro stanovení návrhových hodnot v tlaku a ve smyku**
Urík Tomáš - VUT

- 31** **Pozemní pevnostní a funkční zkoušky morfujících kompozitních částí křídla v projektu SARISTU**
Snop Vladimír - VZLÚ

- 38** **Vývoj kompozitních motorových gondol pro L-410NG**
Cabrnoch Bohuslav - VZLÚ



Statická zkouška celokompozitního křídla bezpilotního letounu

Vývoj nástrojů pro obrábění vláknových kompozitů s termoplastickou matricí

Ing. Petr Kolář, Ph.D., Ing. Petr Mašek, Ing. Pavel Zeman, Ph.D., doc. Ing. Martin Vrabec, CSc.

Článek popisuje vývoj nástrojů pro obrábění vláknových kompozitů s termoplastickou matricí. Na základě znalostí z literatury a úvodních testů byly navrženy nové typy nástrojů, které byly vyrobeny s ohledem na omezení konkrétní výrobní technologie. Experimentálně byla porovnána velikost ořepů a životnost nástrojů při ořezu C/PPS a C/PEEK. V závěru článku jsou vyvinuté nástroje porovnány z hlediska celkových nákladů technologie.

ÚVOD

Kompozity s termoplastovou matricí (Fibre Reinforced Thermoplastics – FRTC) jsou velkou skupinou kompozitových materiálů, jejichž struktura je tvořena termoplastovou matricí a vláknovou výztuží. Mezi nejčastěji používané materiály matric patří PEEK, PEKK, PPS a PA12. Matrice může být vyztužena jednosměrnými vlákny nebo tkaninou nejčastěji z uhlíkových nebo skelných vláken. Tyto kompozity jsou dostupné v různých typech polotovarů, např. v tenkých páskách s jednosměrnými vlákny nebo deskách o různých tloušťkách vyztužených tkaninami. Velkou výhodou termoplastových kompozitů je možnost skladování prepregů v běžných podmínkách a dále možnost opakovaného zpracování.

Kompozity s termoplastovou matricí FRTC lze principiálně zpracovávat následujícími technologiemi: technologie pro přidávání materiálu do dílce (additive manufacturing – kladení nebo navíjení), technologie pro tváření a modifikaci tvaru za tepla (termoforming, inserting), technologie odebrání a dělení materiálu (třískové obrábění, řezání laserem, vodním paprskem nebo vibračním nožem), technologie spojování (svařování laserem nebo ultrazvukem).

OBRÁBĚNÍ FRTC

Většina dostupných publikací se věnuje především obrábění kompozitů s termosetovou matricí [1-6]. Obrábění kompozitů s termoplastovou matricí je determinováno odlišným fyzikálním chováním materiálu matrice. Na rozdíl od termosetu je termoplastová matrice houževnatá. Při obrábění tedy vzniká celistvá tříška a nikoliv prach. Problémy s delaminací nejsou tudíž při obrábění FRTC tak výrazné. Pro oba typy kompozitů je shodné, že životnost nástroje a kvalitu řezu ovlivňuje typ a orientace vláken ve struktuře. Vysoká abrazivnost vláken v kombinaci s malým řezným odporem matrice vedou na požadavek diamantových řezných nástrojů s vysoce pozitivní geometrií na čele.

V tomto článku je stručně popsán vývoj nástrojů pro ořez kompozitů s termoplastovou matricí. Vyvinuté nástroje jsou porovnány s komerčně dostupnými nástroji. Parametry hodnocení jsou velikost ořepu, životnost nástroje a celkové náklady technologie.



Označení	DEMO1	DEMO2	DEMO3	DEMO4	komerční nástroj
Materiál	PCD	slinutý karbid	PCD	PCD	slinutý karbid
Typ povlaku	nepovlakovaný	CVD diamantový	nepovlakovaný	nepovlakovaný	na bázi titanu
Průměr	12 mm	12 mm	12 mm	8 mm	12 mm
Počet zubů	4	5	1	2	2
Úhel hřbetu	10.5/10.6	13.8/6.1	11/10.9	14.5/14.9	22.6/20.4
Úhel čela*	2.2/3.9	20.1/20.2	4.4/4.5	2.6/3.8	21.2/25.7
Úhel šroubovice*	16.6/15.9	20.1/27.9	10/9.9	4.9/5.7	17.9/17.9

* Změřené hodnoty pro horní/dolní skupinu nástrojů (v případě nástrojů s dvojtout šroubovicí)

Tab. 1: Přehled nástrojů použitých v testu

POPIS TESTOVANÝCH NÁSTROJŮ

Pro testy bylo použito pět typů nástrojů. Čtyři z nich byly prototypy nástrojů vyrobené s výše zmíněným požadavkem na pozitivní geometrii a otěruvzdornost. S ohledem na dostupnou technologii výroby nástrojů

z PCD (polykrystalický diamant) a slinutého karbidu se nástroje liší geometrií břitu, počtem zubů, materiálem břitu a typem použitého povlaku.

Dosažení pozitivní geometrie na PCD nástrojích není snadné. Protože PCD destičky mají geometrii obvykle s nulovým úhlem čela, je pozitivní geometrie na čele dosahováno natočením celé destičky v lůžku nástroje. Hodnota velikosti úhlu čela není konstantní podél ostří, protože destička je naklopená pro nastavení nenulového úhlu šroubovice.

Výsledky těchto nástrojů byly srovnávány s komerčně dostupným monolitickým nástrojem ze slinutého karbidu s povlakem na bázi titanu, který vyšel jako nejlepší při úvodních testech komerčních nástrojů [7]. Parametry všech nástrojů jsou shrnuty v tab. 1.

TEST TVORBY OTŘEPŮ

Čtyři experimentální nástroje (DEMO1 - DEMO4) byly testovány na velikost otřepu, který vzniká na obráběném dílci. Jak bylo uvedeno v úvodu, při obrábění FRTC není zásadní problém s delaminací (ta se u frézování prakticky nevyskytuje), ale právě s velikostí otřepů. Otřepy jsou tvořeny nedoříznutými vlákny a vytlačenu matricí.

Při testu byla obráběna deska (= ořez v plné tloušťce materiálu) z materiálu C/PEEK s jednosměrnými vlákny. Polotovarem pro výrobu desky byly UD prepregy z uhlíkových vláken AS4. Velikost otřepu byla vyhodnocována optickou metodou, kdy byla měřena plocha otřepu podél hrany o konstantní délce. Řezné podmínky jsou uvedeny v tab. 2. Výsledky testu jsou shrnuty v tab. 3.

Výsledky jednotlivých nástrojů jsou ovlivněny kombinací velikosti úhlu čela a šroubovice u konkrétních nástrojů. Nejmenší otřep vytvořil nástroj DEMO2. Tento nástroj má nejpozitivnější hodnotu úhlu čela a také největší nastavení úhlu šroubovice (20°). Nástroj DEMO1 má

proti tomu relativně malý úhel čela, ale poměrně velký úhel šroubovice 16° umožnil snížit velikost výsledného otřepu. Nástroje DEMO3 a DEMO4 dosáhly horších výsledků. Oba mají menší hodnotu úhlu čela i šroubovice než nástroje DEMO1 a DEMO2. V případě nástroje DEMO3 je na testovaném dílci vidět výrazně vysoký podíl nepřeráznutých vláken. Z tohoto důvodu byl nástroj vyřazen z dalších testů.

TEST ŽIVOTNOSTI NÁSTROJŮ

Životnost nástrojů byla testována při obrábění materiálů C/PPS a C/PEEK. Řezné podmínky použité při testech jsou uvedeny v tab. 3. Nástroj DEMO3 byl v testech nahrazen standardním komerčním nástrojem (viz tab. 1).

Životnost nástrojů při obrábění C/PPS

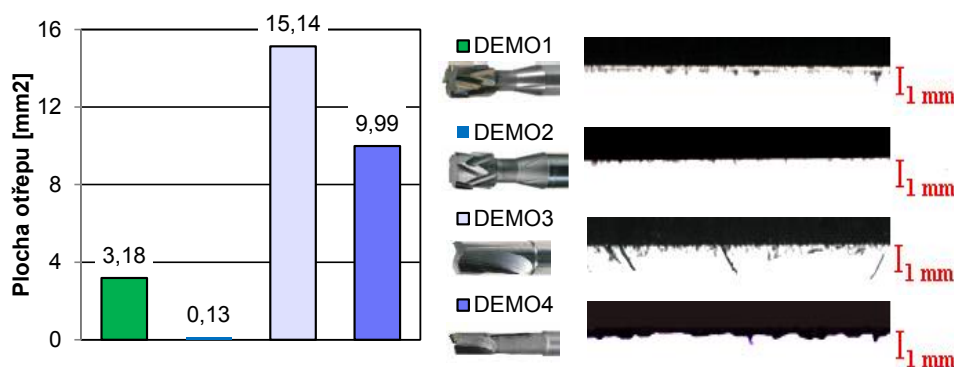
Pro testy životnosti byl použit materiál C/PPS s atlasovou vazbou a uhlíkovými vlákny T300. Opatření nástroje (otěr na hřbětě) bylo vyhodnocováno optickým mikroskopem dle ISO 3685, ČSN ISO 8688-1 a ČSN ISO 8688-2. Výsledky testu jsou zobrazeny na obr. 2. Zobrazené výsledky jsou ze tří opakovaní experimentu.

Jak je vidět z grafu, nástroje s diamantovým břittem (DEMO1 a DEMO4) dosáhly v průběhu testů přibližně šestkrát menší hodnoty opotřebení než karbidový nástroj s diamantovým povlakem (DEMO2) a přibližně dvanáctkrát menší hodnoty než karbidový nástroj s povlakem na bázi titanu (Standard Tool). Drsnost povrchu a velikost otřepů v průběhu testů narůstala u všech testovaných nástrojů. To ukazuje, jak je důležité používat pro dokončovací obrábění neopotřeбенé nástroje. Výsledky testů také celkově ukazují na výhodu PCD, který je více otěruvzdorný, než povlakované karbidy.

Z technologických důvodů je však možno na karbidových nástrojích vyrobit více zubů než u nástrojů s destičkami z PCD (5 zubů u DEMO2, 4 zuby u DEMO1). Tyto dva nástroje byly proto porovnány i při obrábění C/PEEK.

Axiální hloubka řezu a_p [mm]	Radiální šířka řezu a_e [mm]	Řezná rychlost v_c [m/min]	Posuv na zub f_t [mm]
5	3	400	0,05

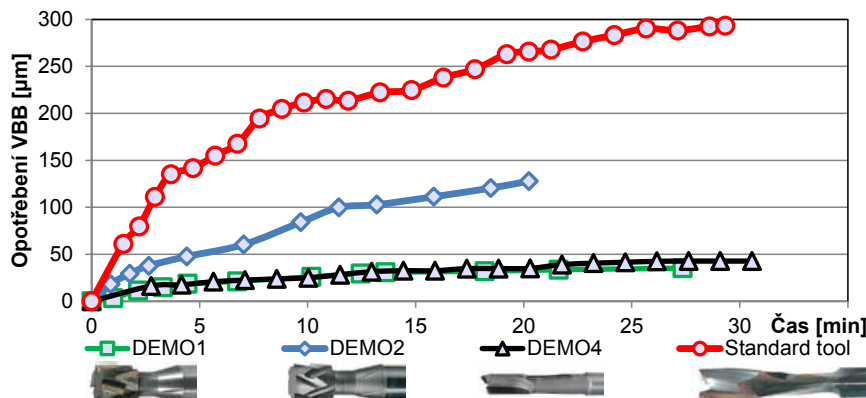
Tab. 2: Řezné podmínky použité při testu tvorby otřepů



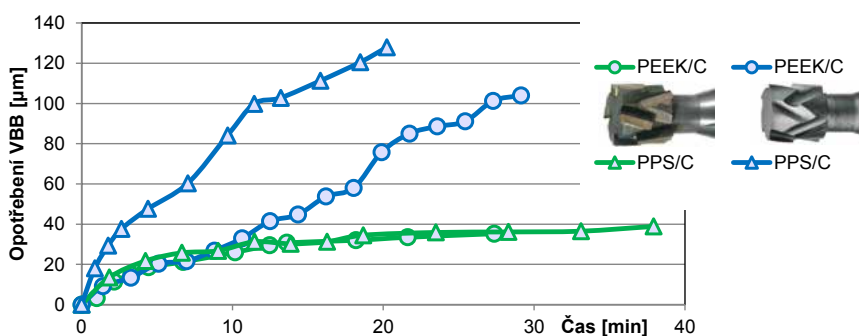
Obr. 1: Porovnání velikosti otřepu při obrábění C/PEEK různými nástroji

Axiální hloubka řezu a_p [mm]	Radiální šířka řezu a_e [mm]	Řezná rychlost v_c [m/min]	Posuv na zub f_t [mm]
5	3	300	0,05

Tab. 3: Řezné podmínky použité při testu životnosti nástrojů



Obr. 2: Průběh opotřebení na čele při frézování C/PPS



Obr. 3: Porovnání opotřebení nástrojů na hřeběte při obrábění C/PEEK a C/PPS.

Porovnání životnosti nástrojů při obrábění C/PEEK a C/PPS

Pro další testy životnosti byl použit materiál C/PEEK. Laminát o skladbě (0°/45°/-45°/90°) byl vytvořen z UD prepregu z uhlíkových vláken AS4. Výsledky jsou uvedeny na obr. 3. Testovány byly pouze nástroje DEMO1 a DEMO2 z důvodu nejvyššího potenciálu produktivity, protože mají z testovaných nástrojů největší počet zubů. Výsledky obrábění C/PEEK jsou v grafu porovnány s výsledky obrábění C/PPS uvedených na obr. 2.

Z grafů je vidět, že nástroj s diamantovým břitem (DEMO1) dosáhl v obou případech menšího opotřebení na hřeběte, než nástroje z povlakovaných karbidů. Z grafu je vidět, že opotřebení nástroje s diamantovým břitem bylo necitlivé na typ a strukturu vláken. Proti tomu v případě povlakovaného karbidového nástroje (DEMO2) je vidět rozdílná hodnota opotřebení v závislosti na typu obráběného kompozitu. Oba materiály měly stejný objem vláken. Vlákná T300 v C/PPS mají podobné materiálové vlastnosti jako vlákna AS4 v C/PEEK. Materiály se liší strukturou vláken (atlasová vazba vs. jednosměrná vlákna). Tyto výsledky ukazují, že typ struktury vláken a jejich orientace mají v případě karbidových nástrojů významný vliv, zatímco v případě nástrojů a diamantovými břity není tento vliv podstatný.

CELKOVÉ NÁKLADY OBRÁBĚNÍ

Pro posouzení každé technologie jsou důležité celkové náklady. Pro porovnání výsledků nástrojů DEMO1, DEMO2 a standardního komerčního nástroje byla proto provedena kalkulace celkových nákladů obrábění C/PPS, aby bylo možno nástroje objektivně porovnat. Nástroje se vzájemně liší počtem zubů (tedy i potenciálem produktivity), trvanlivostí i pořizovací cenou. Cena nástrojů a jejich životnost jsou shrnuty v tab. 4. Pro posouzení relativních celkových nákladů technologie byly uvažovány tři různé typy strojů lišící se vybavením a pořizovací cenou (viz tab. 5). Na základě dat uvedených v tab. 5 je možno spočítat celkové náklady strojního pracoviště CNSP [EUR/hod] včetně nákladů na obsluhu a spotřební materiál:

$$CNSP = \frac{CS}{OD} + MN + SN \quad (1)$$

kde CS je pořizovací cena stroje v [EUR], OD je odpisová doba v [hod] (daná počtem dnů v roce, kdy stroj pracuje, počtem osmihodinových směn a dobou odpisu investice), MN jsou mzdové náklady obsluhy stroje a SN jsou náklady na spotřební materiál (řezná média, tlakový vzduch apod.).

Objem odebraného materiálu během doby životnosti břitu MRT [cm³] lze vypočítat:

$$MRT = a_e \cdot a_p \cdot f_z \cdot Z \cdot T_{0,1} \cdot n \cdot 10^{-3} \quad (2)$$

kde a_e je radiální hloubka řezu [mm], a_p je axiální hloubka řezu [mm], f_z je posuv na zub [mm], Z je počet zubů [1], $T_{0,1}$ je životnost nástroje pro dosažení opotřebení VBB=0,1 mm a n jsou otáčky vřetena [1/min].

Relativní celkové náklady na odebraný 1 cm³ materiálu RCN [EUR/cm³] lze potom vypočítat:

$$RCN = \frac{CN}{MRT} + CNSP \cdot \frac{T_{0,1}}{60 \cdot MRT} \quad (3)$$

kde CN je cena nástroje [EUR].

Celkové relativní náklady jsou porovnány na obr. 4. Jak vyplývá z grafu, náklady na nástroje jsou dominantní položkou celkových relativních nákladů. To znamená, že cena stroje nehraje rozhodující roli v celkové ceně technologie. Nástroje s břity z PCD jsou neefektivnější pro dosažení nízkých relativních celkových nákladů technologie. Klíčovým faktorem je, že extrapolovaná životnost nástrojů s PCD břity je desetkrát větší než u karbidových nástrojů s diamantovým povlakem a čtyřicetkrát vyšší než u karbidových nástrojů s povlakem na bázi titanu. Právě dlouhá životnost je hlavním benefitem, který kompenzuje vysokou absolutní pořizovací cenu nástroje. Návratnost investice do dražších nástrojů je vidět na obr. 5, kde jsou porovnány absolutní celkové náklady ACN technologie v závislosti na objemu odebraného materiálu. Uvedené ceny nástrojů jsou platné pro kusovou výrobu prototypů; u sériově vyráběných nástrojů lze očekávat snížení ceny.

ZÁVĚR

Vývoj nástrojů pro frézování a ořez kompozitů s termoplastovou maticí je komplexní úloha. V úvahu je nutno vzít řezný materiál, geometrii bříty a jeho povlak, aby byla současně minimalizována velikost otřepu na obrobeném dílci a nástroj měl dostatečnou životnost. Vzhledem k rozdílným výrobním technologiím nástrojů existují rozdílné typy nástrojů jak z hlediska materiálu a povlaku, tak z hlediska geometrie a počtu zubů. Porovnání rozdílných nástrojů je možné pouze pomocí porovnání celkových nákladů na konečnou technologii.

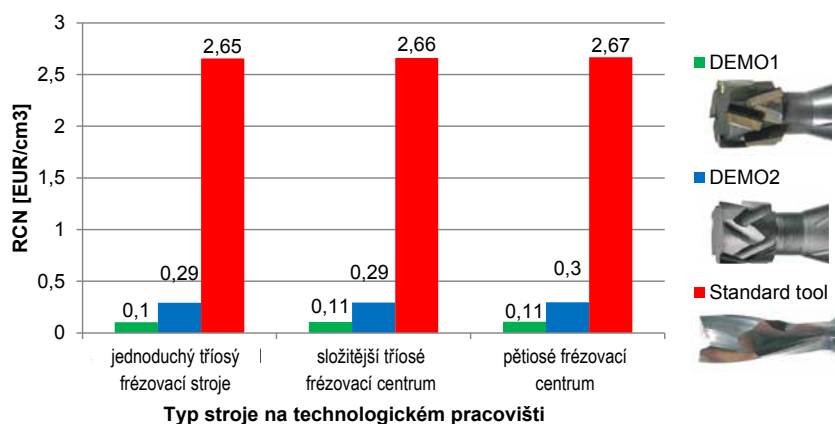
Článek prezentuje ukázky vyvinutých nástrojů pro ořez kompozitů s termoplastovou maticí. Experimenty byly provedeny při obrábění C/PPS a C/PEEK. Závěry experimentů lze shrnout takto:

- Nástroje pro ořez FRTC by měly mít pozitivní úhel čela a nulový úhel šroubovice. Tyto parametry společně s uspořádáním zubů do dvojité kompresní šroubovice pro zajištění kompresního směru řezné síly při ořezu materiálu minimalizují velikost otřepu na obráběném dílci.
- Z hlediska řezných podmínek je limitem dosažení teploty tavení matrice. Nejvyšší řezné rychlosti ověřené při experimentech byly 300 m/min. Nejvyšší posuv na zub byl 0,05 mm. Pro vyšší

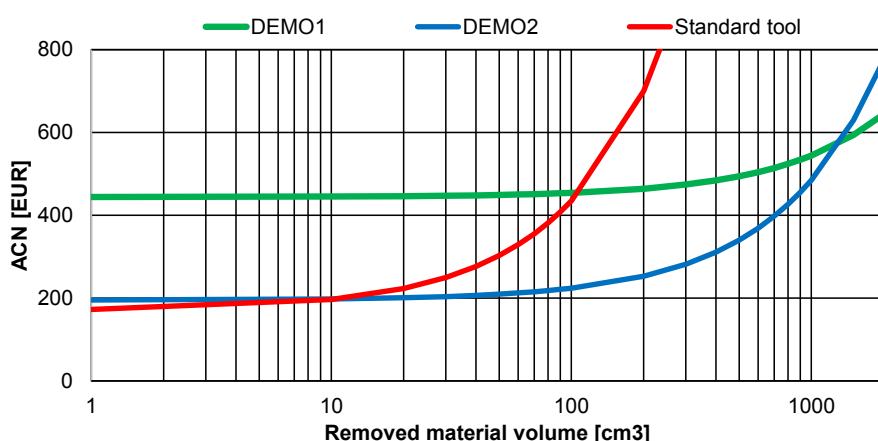
hodnoty posuvu vzniká neakceptovatelně velký otřep.

- Nástroje ze slinitých karbidů umožňují velmi přesně dosáhnout požadované geometrie bříty s úhly čela a šroubovice okolo 20°. Na druhou stranu, i při použití diamantových povlaků je životnost těchto nástrojů nižší, než v případě nástrojů s PCD bříty. Karbidové nástroje dosahují díky dobře vyrobené geometrii bříty nejlepší výsledky z hlediska jakosti povrchu.
- Nasazení nástrojů s PCD bříty je výhodné z hlediska životnosti. Nevýhodou jsou technologická omezení při dosažení požadované řezné geometrie natočení destičky v lůžku nástroje.
- Nástroje s PCD bříty jsou také v absolutní ceně nejdražší. Tato nebhoda je však výrazně vyvážena uvedenou dlouhou životností nástrojů a proto vykazují nejnižší relativní celkové náklady na obrábění. Nástroje s PCD bříty jsou tedy výhodné pro velkosériovou výrobu; pro kusovou a malosériovou výrobu jsou ekonomicky výhodnější povlakované karbidové nástroje.

Tyto výsledky byly získány v rámci projektu Fibrechain (grant č. 263385), který byl podpořen z prostředků Evropské unie v rámci 7. rámcového programu.



Obr. 4: Porovnání relativních celkových nákladů pro ořez C/PPS.



Obr. 5: Porovnání absolutních celkových nákladů pro technologii ořez C/PPS.

Literatura:

- [1] König W., Wulf P., Graß P., Willerscheid H.: Machining of fibre reinforced plastics. CIRP Annals - Manufacturing Technology, vol. 34, no. 2, pp. 537-548, 1985.
- [2] Astrom B.: Manufacturing of Polymer Composites. CRC Press, 1997. ISBN-13: 978-0748770762
- [3] Sheikh-Ahmad J. Y.: Machining of polymer composites. New York: Springer Science, 2009. e-ISBN 978-0-387-68619-6.
- [4] Abrate S., Walton D.: Machining of composite materials. Part 1: Traditional methods. Composites Manufacturing, vol. 3, no. 2, pp. 75-83, 1992.
- [5] Teti R.: Machining of composite materials. CIRP Annals - Manufacturing Technology, vol. 51, pp. 611-634, 2002.
- [6] Davim P. J.: Machining composite materials. London: ISTE Ltd, 2010, ISBN: 978-1-84821-170-4.
- [7] Masek P., Zeman P., Kolar P.: Development of cutting tool for composites with thermoplastic matrix. MM Science Journal, pp. 422-427, 2013.

Proces a vlastnosti kompozitu C/PPS vyrobeného z pelet

Ing. Josef Křena, Ing. Daniel Kytýř, PhD a kol.

Příspěvek popisuje strukturu, proces výroby a termomechanické vlastnosti termoplastu vyztuženého konečnými vlákny. Tento materiál je vhodný pro výrobu leteckých dílů, které mají složitý prostorový tvar na rozdíl od většiny kompozitních leteckých aplikací majících nejčastěji skořepinový charakter. To je umožněno tím, že polotovarem jsou pelety z jednosměrné výtzuže s termoplastovou maticí, které lze při vhodné teplotě a tlaku lisovat ve formě přímo do konečné podoby konstrukčního dílu. Protože tímto procesem vzniká náhodná orientace vyztužujících vláken, je nutné věnovat zvláštní pozornost vybraným vlastnostem. Z toho důvodu se experimentální program nesoustředil jen na statické zkoušky, ale také na únavovou životnost a kříp.

ÚVOD

Současné technologie

Kompozitní letecké díly pro strukturální aplikace letounů kategorie FAR 23 a 25 jsou nejčastěji zhotovené klasickým procesem z prepregů s termosetovou maticí s vytvrzením v autoklávu. Vedle toho se rozšiřuje také technologie RTM, popřípadě VARTM. Výhodou jsou již značné zkušenosti s dimenzováním i technologií a tím i důvěra. Na druhou stranu se však používá drahý polotovar a skladba vrstevové struktury je také velmi pracná. Vrstvová struktura je předurčena zejména pro díly skořepinového charakteru. RTM sice poskytuje možnost vyrobit v jedné operaci poměrně složitý díl, avšak tvorba preformy výztuže je poměrně složitá a vytvrzovací přípravky jsou také velmi drahé.

Nové technologie

Další příležitost pro vývoj nových procesů přinesla aplikace termoplastových matic, které umožňují výrazně zkrátit dobu výrobního cyklu. Ale i zde je zatím většina vyráběných leteckých dílů s vrstevovou strukturou. Technologií, která spojuje výhodu termoplastů s možností dosažení složitých tvarů je využití pelet.

STRUKTURA KOMPOZITU Z PELET

V technické literatuře se pro tento typ materiálu vyskytují různé názvy. Vedle zde používaného pojmu pelety se používá také pojmenování "chopped fibers", BMC (bulk moulding compounds) a "discountinous long fibers". Podstatné je, že výtzuží jsou dlouhá vlákna, tedy o délkovém rozměru významně větším než je kotevní délka.

Myšlenka pelet není nijak nová. Běžně se používá ve vstříkovacích technologiích s termoplastem nižší kategorie. V našem případě je peletou pásek jednosměrně uložených uhlíkových vláken s konečnou délkou v termoplastové matici PPS. Strukturou a použitým vláknem je tento materiál podobný typu HexMC od firmy Hexcel, kde je však použito pojivo termosetové. Výhoda pojiva termoplastového spočívá v neomezené době skladování za normální teploty a nulového rizika exotermní reakce při výrobě dílů.



Obrázek 1. Pelety C/PPS

Pelety C/PPS

Pro technologický vývoj a termomechanické zkoušky byl použit materiál firmy TenCate označený TenCate Cetex MC1100 PPS. Skládá se z uhlíkových vláken typu AS-4A se standardním modulem a pojiva PPS (polyfenylensulfid) typu Fortron od firmy Ticona. Vyzkoušeny byly dva rozměry pelet, které jsou blíže charakterizovány v tabulce 1.

Typ	délka	šířka	tloušťka
MC1100-4A	1"	1/4"	0,14 mm
MC1100-4A	1/2"	1/8"	0,14 mm

Tabulka 1. Rozměry použitých pelet

TECHNOLOGIE VÝROBY

Jak již bylo výše naznačeno, proces spočívá v konsolidaci ve formě pod tlakem při teplotě nad teplotou tavení matrice, jejíž vlastnosti jsou shrnuty v tabulce 2.

Charakteristika	Hodnota
Hustota [g/cm ³]	1,35
Teplota skelného přechodu [°C]	90
Teplota tavení [°C]	280
Doporučená teplota konsolidace [°C]	330

Tabulka 2. Vlastnosti matrice PPS

Je tedy zřejmé, že teplota konsolidace je podstatně vyšší než teplota vytvrzování běžných termosetových pojivových systémů. Podobné je to i s hodnotou tlaku pro konsolidaci. Viskozita roztaveného PPS je vyšší než viskozita, kterou při vytvrzovacím procesu dosahuje například epoxidové pojivo. Doporučený tlak je až 10 MPa, což je více než 10 krát vyšší.

Technologické zařízení

Základem zařízení jsou desky s řízením teploty, mezi něž se vkládá forma. Toto zařízení bylo vyvinuto vlastními silami včetně elektronické regulační jednotky. Vytápění je elektrické a chlazení je řízeno průtokem vzduchu labirintem v desce.

Sestava topných desek s formou je pro vlastní konsolidaci umístěna v lisu, který udržuje požadovaný tlak. To je dost důležité, protože v průběhu konsolidace se forma dosti výrazně dovírá.



Obrázek 2. Elektronická regulační jednotka

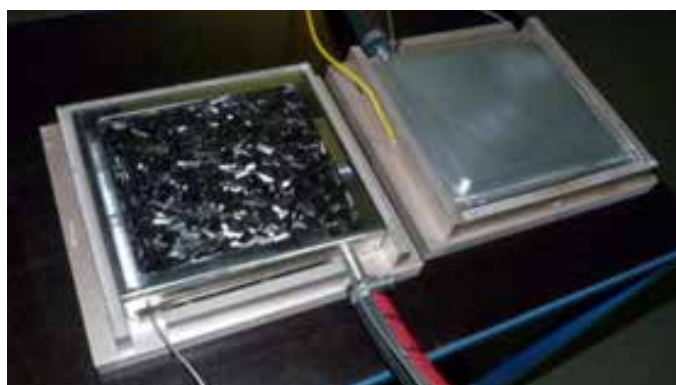


Obrázek 3. Sestava topných desek s formou v lise

Kroky technologického procesu

- Vložení navážené dávky pelet do formy
- Zavření formy a její vložení s topnými deskami do lisu
- Zatížení a ohřev na teplotu 330°C
- Výdrž 10 minut
- Ochlazení na teplotu 90°C
- Otevření formy a vyjmutí vylisku

Zvláštností konsolidace pelet je, že ve volně uloženém stavu zaujmají objem více než pětkrát větší. To kromě výše zmíněného dovírání lisu klade nároky také na vhodnou konstrukci formy.



Obrázek 4. Otevřená lisovací forma s peletami

Struktura kompozitu

Je zřejmé, že orientace výztuže ve vylisku je náhodná. Může však být ovlivněna tvarem formy, který určuje směr pohybu pelet při konsolidaci. Pohled na povrch vylisku a řez je znázorněn na obrázcích 5 a 6.



Obrázek 5. Pohled na povrch vylisku z pelet



Obrázek 6. Řez vyliskem z pelet

TERMOMECHANICKÉ VLASTNOSTI

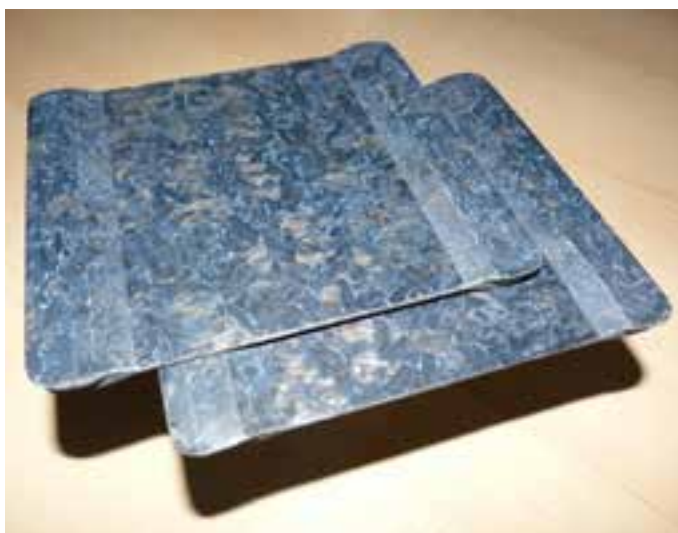
Cílem experimentálního programu, který ještě probíhá, je provést základní zmapování materiálových charakteristik. Záměrem tedy není přesně určit vybrané parametry, ale spíše objevit zvláštnosti a slabé stránky daného materiálu, a na ty se soustředit v dalším programu.

Zkušební vzorky

Byly navrženy a vyrobeny zkušební vzorky různých tvarů a geometrie. Pro statické zkoušky vyhověly tvary vzorků vyříznuté z plochých desek. Pro zkoušky v křípu byly testovány různé typy s rozšířením tloušťky v upínací části. Vzorky byly z desek vyřezány vodním paprskem.



Obrázek 7. Vzorky pro statické zkoušky a křípu



Obrázek 8. Desky pro vzorky se šikmým rozšířením

Provedení zkoušek

Statické zkoušky v tahu byly provedeny klasickým způsobem s upnutím v mechanických čelistech zatěžovacího stroje a snímáním deformace opticky nebo tenzometrem. Únavové zkoušky probíhaly v rezonátoru Mikrotron. Zvláštní pozornost byla věnována zkouškám v křípu, protože bylo nutné prověřit vliv konečných vláken na chování kompozitu při trvalém zatížení při zvýšené teplotě. Pro tuto zkoušku bylo zkonstruováno speciální zkušební zařízení.



Obrázek 8. Sestava zkoušky křípu

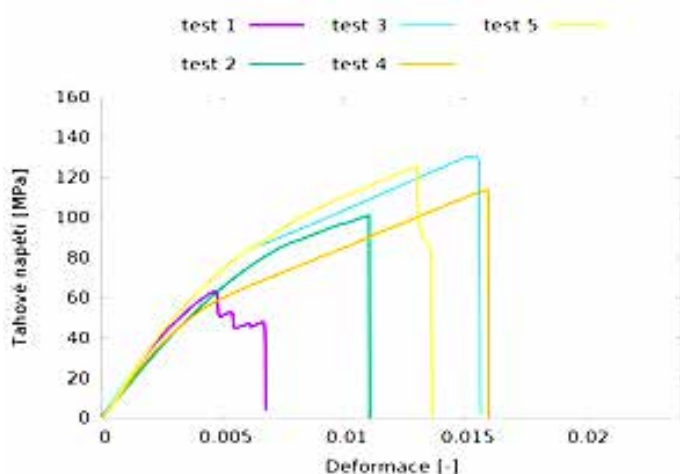
Výsledky zkoušek

Pro stanovení základních mechanických vlastností kompozitu z pelet byla provedena kvazistatická tahová zkouška. Na základě jejich výsledků, zejména tahové pevnosti byly stanoveny hodnoty zatížení pro únavové zkoušky a zkoušky tečení. Dalšími zjišťovanými materiálovými vlastnostmi byl Youngův modul pružnosti v tahu a příčná kontrakce. Tahové zkoušky byly provedeny na třech typech materiálů lišících se typem výztuže vždy z uhlíkových vláken. První typ měl výztuž tkaninovou s kvaziizotropní skladbou. Druhý typ byl vyztužen náhodně orientovanými peletami o rozměru 1" x 1/2" a třetí typ s peletami 1/2" x 1/8". Všechny vzorky byly ve tvaru "psí kosti" s testovanou částí o rozměrech 2,5x20x105mm. Zatěžování proběhlo rychlostí posunu příčnicku 10 μm/s. Síla byla zaznamenávána siloměrem o rozsahu 50 kN a deformace byla vyhodnocována metodou digitální korelace obrazu.

Typ výztuže	Mez pevnosti [MPa]
Tkaninová výztuž	497,07
Pelety 1" x 1/2"	128,51
Pelety 1/2" x 1/8"	106,90

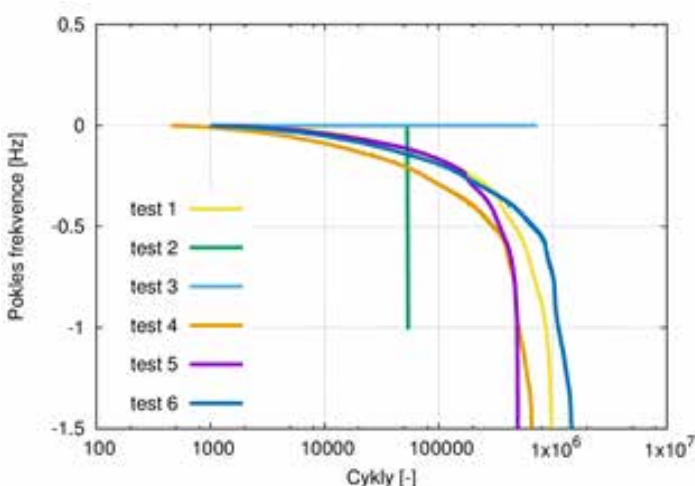
Tabulka 3. Pevnost kompozitu s různými výztužemi

Výsledky pevností vzorků s peletami měly významně větší rozptyl než v případě těch s tkaninovou výztuží. Jako příklad je níže uveden graf průběhů zatěžování.



Obrázek 10. Zatěžovací křivka vzorků s peletami 1/2" x 1/8"

Únavové zkoušky byly provedeny na sadě šesti vzorků tvaru "psi kosti" s testovanou částí o rozměrech 2,5×20×105mm vyrobených z pelet velikosti 1/2"×1/8"mm. Dynamické namáhání bylo zvoleno jako pulsující v tahu se střední hodnotou 2kN (primární předepnutí vzorku) a amplitudou 1,5kN. Maximální tahové napětí odpovídalo přibližně 50% tahové pevnosti. Po dobu zkoušky byla nejvyšší teplota vzorku 40°C. Většina vzorků vykazovala obdobnou závislost poklesu vlastní frekvence na počtu zatěžovacích cyklů. Průměrná životnost vzorků byla 1 000 000 cyklů. Informace o průbězích závislosti vlastní frekvence na počtu cyklů je zřejmá z obrázku 11.

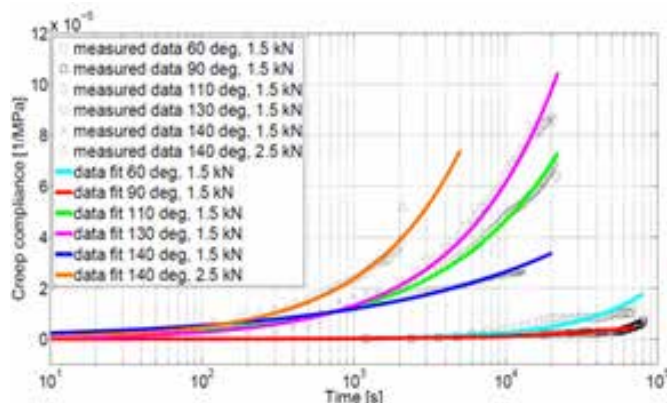


Obrázek 11. Závislost vlastní frekvence na počtu cyklů pro vzorky s peletami 1/2 x 1/8"

Závislost křípkové poddajnosti na čase byla aproximována funkcí podle Findleyho zákona pro kříp polymerů, který je reprezentován funkcí:

$$J_c(t) = b_0 t^{b_1}$$

kde $J_c(t)$ je predikovaná hodnota křípkové poddajnosti, t je čas, b_0 a b_1 jsou materiálové parametry stanovené regresní analýzou.



Obrázek 12. Závislost křípkové poddajnosti na čase

Experimentální zkoušky ještě nejsou dokončeny, a proto data nejsou zejména v únavě ještě statisticky dostatečně hodnověrná.

VYUŽITÍ KOMPOZITU Z PELET

Kompozit z pelet je další technologickou variantou v pestrém spektru kompozitních materiálů. Podobně jako ostatní technologie má aplikace pelet své výhody a nevýhody.

Výhody aplikace pelet

- Minimální dodatečné obrábění
- Dosažení složitého tvaru
- Možnost optimalizovat tloušťky včetně vhodné orientace vláken
- Možnost umístění kovových vložek
- Elektrochemická kompatibilita s kompozitní konstrukcí
- Minimální odpad ve výrobě
- Vhodná technologie pro recyklovaný materiál

Nevýhody aplikace pelet

- Nižší pevnost
- Nízká rázová odolnost
- Obtížná reprodukovatelnost vnitřní struktury
- Větší rozptyl mechanických vlastností
- Obtížná opakovatelnost geometrie

Z uvedeného přehledu je zřejmé, že oproti konkurenčním technologiím mají pelety šanci uplatnit se na méně namáhaných dílech složitějších tvarů při nízké ceně.

Vývojové práce byly provedeny s podporou TAČR v rámci projektu ALFA, na němž spolupracují ÚTAM AV ČR, ČVUT FSI a VZLÚ.



Obrázek 13. Implementace kovové vložky v kompozitu

Literatura:

- [1] Data Sheet MC 1100, firemní dokumentace firmy TenCate.

Termická analýza kompozitních materiálů s polymerní maticí

Mgr. Jakub Podzimek, útvar Kompozitní technologie, VZLÚ

Útvar Kompozitní technologie VZLU, a.s. disponuje sadou přístrojů pro termickou analýzu, které útvaru umožňují kvalitativní posun v možnostech výzkumu a vývoje. Úkolem tohoto příspěvku je ukázat na modelovém příkladu epoxidového systému část možností těchto metod.

PŘEHLED A DEFINICE VYBRANÝCH METOD TERMICKÉ ANALÝZY

Termická analýza je skupina metod zabývajících se studiem změn složení a vlastností látek a jejich směsí v závislosti na teplotě.

Byť existuje vícero metod termické analýzy, tento příspěvek se bude věnovat seznámení a popisu části možností použití Termogravimetrie (TGA), Diferenční skenovací kalorimetrie (DSC) a Dynamické mechanické analýzy (DMA). Tyto metody se z hlediska okruhů výzkumu, vývoje a služeb útvaru Kompozitní technologie, VZLÚ, a.s. vhodně doplňují.

Termogravimetrie (TGA)

Termogravimetrie je metoda studující změny hmotnosti vzorku v závislosti na teplotě. Při ohřívání vzorku dochází k jeho změnám a v případě, že jsou tyto změny spojeny se změnou hmotnosti, je tato změna zaznamenána v grafu. Metodu je možné použít například ke stanovení těžkých podílů (voda, rozpouštědlo apod.), rozkladné teploty nebo ke stanovení hmotnostního podílu pryskyřice nebo tkaniny v prepregu či kompozitu. Typický vzhled TGA křivky ukazuje obrázek 1.

Diferenční skenovací kalorimetrie (DSC)

Diferenční skenovací kalorimetrie je dělena na dvě metody s odlišnou konstrukcí. Základem konstrukce DSC s kompenzací příkonu jsou dvě nezávislé cely/pece. Do jedné je umístěn studovaný vzorek a do druhé reference. Oba jsou pak vystaveny stejnému teplotnímu režimu. V případě, že vzorek začne na změnu teploty reagovat, ať už exo- nebo endotermě, začne jeho pec méně nebo více topit tak, aby byl nárůst teploty u vzorku i reference stejný. Tato kompenzace příkonu je pak zaznamenána v grafu. Konstrukce DSC se sledováním tepelného toku je odlišná. V jedné celi/peci jsou umístěna dvě teplotní čidla spojená tepelným mostem. Jedno čidlo pro studovaný vzorek a druhé pro referenci. Oba vzorky jsou opět podrobeny stejnému teplotnímu režimu a v případě, že vzorek začne na změnu teploty reagovat, je rozdíl teplot mezi vzorkem a referencí zaznamenán jako tepelný tok mezi nimi a převeden na energetický ekvivalent. Obě uspořádání tak poskytují porovnatelný výstup. [1]

Pomocí DSC lze stanovit oblasti a druhy fázových přeměn (tání, krystalizace, teplota skelného přechodu T_g , dotvrzení, polymorfni přechody atd.), stejně jako zjistit entalpie jim příslušející. Je možno též sledovat kinetiku reakcí, tepelnou historii vzorku nebo zjistit stupeň dotvrzení reaktoplastu. Na obrázku 2 je pro ilustraci uvedena modelová křivka s popisem dějů.

Dynamická mechanická analýza (DMA)

Dynamická mechanická analýza umožňuje studium viskoelastických vlastností polymerních a kompozitních materiálů. Pomocí DMA lze charakterizovat polymerní materiál závislostí modulu pružnosti a útlumu (ztrátového úhlu) na teplotě, popřípadě na čase. Tím poskytuje základní údaje o mechanických vlastnostech materiálu, které mají přímý vztah ke zpracování a především k použitelnosti výrobku.

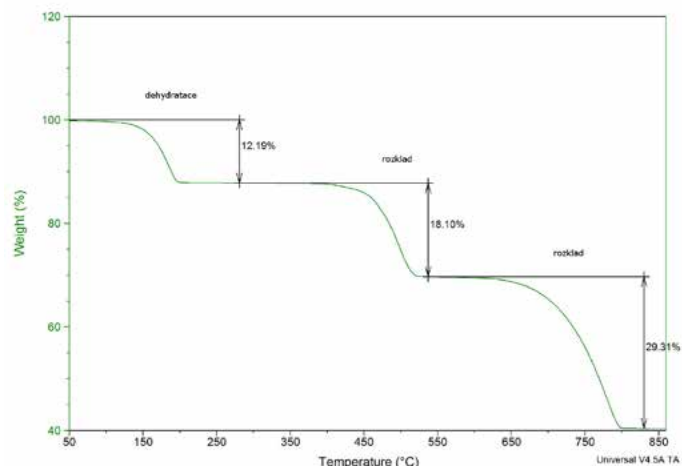
DMA lze použít k určení teploty skelného přechodu, bodu měknutí, orientace makromolekul (např. po extruzi), ke stanovení mechanických ztrát v materiálu (charakterizuje jeho tlumící schopnost), tečení materiálu - creep (postupná změna rozměrů materiálu při zatížení) apod. DMA graf obvykle obsahuje tři křivky, jak je na obrázku 3, kde je uvedena ukázková analýza epoxidu s uhlíkovými nanotubami analyzovaná pomocí přípravku na dvojitě vetknutý nosníku.

Simultánní metody

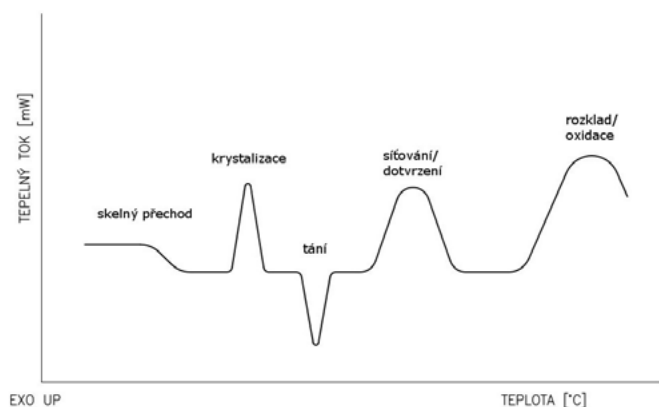
Některé metody termické analýzy bývají s výhodou kombinovány v jednom přístroji k poskytnutí celistvějších výsledků analýzy. Typickým příkladem je kombinace TGA/DSC metody.

MODELOVÝ PŘÍKLAD POUŽITÍ

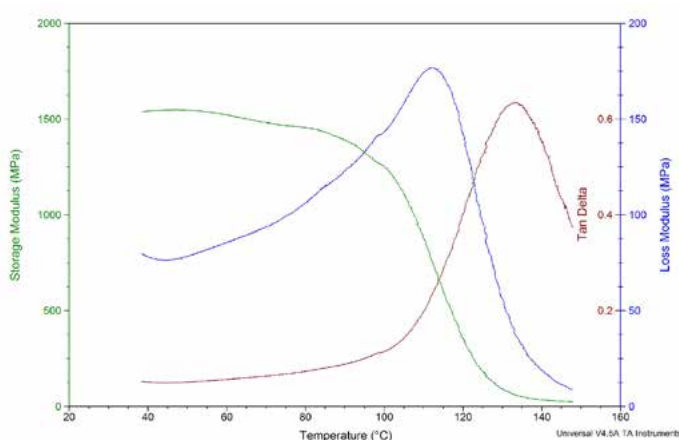
Útvar Kompozitní technologie disponuje přístroji SDT Q600, DSC Q2000 a DMA Q800 firmy TA Instruments. SDT je přístroj simultánní TGA/DSC analýzy.



Obr. 1 – TGA rozklad štávelanu vápenatého



Obr. 2 – Modelová křivka DSC



Obr. 3 - DMA analýza epoxidu s uhlíkovými nanotubami (dvojitě vetknutý nosník)

Jako modelový příklad byl zvolen epoxidový systém bez výztuže, ze kterého byla připravena deska, která byla vytvrzena při teplotě okolí a neprošla dodatečným dotvrzením. Z této desky byly připraveny vhodné vzorky a ty následně analyzovány. Systém byl zvolen tak, aby se na něm daly dobře ukázat jednotlivé jevy doprovázející analýzy epoxidových materiálů i logika posloupnosti použití přístrojů.

Mějme tedy hypotetický problém, při kterém nás zajímá, zda námi používaný epoxidový systém dosahuje potřebných parametrů při našem technologickém zpracování. Chceme vědět co nejvíce o námi uvažované matici kompozitu, než přikročíme k přípravě větších souborů kompozitních vzorků. Následující postup se dá aplikovat na ladění a ověřování dotvrzovacího cyklu.

Nastavení jednotlivých zkoušek

SDT: ohřev 20°C/min, od teploty okolí až 750°C, vzduch, váha vzorku 23,4mg.

DSC: MDSC ohřev 3°C/min \pm 1°C/60s, od 0°C do 225°C, dusík, váha vzorku 10,6mg.

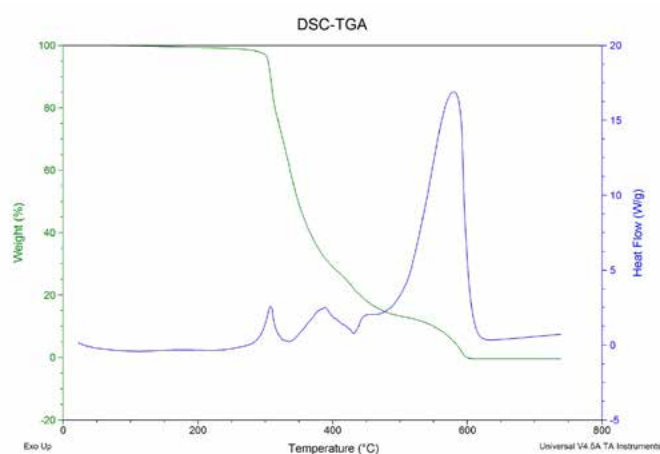
DMA: ohřev 3°C/min, 1Hz, od 0°C do 150°C, dvojitě vetknutý nosník, rozměry 35,00x10,10x3,34mm.

Analýza vzorku

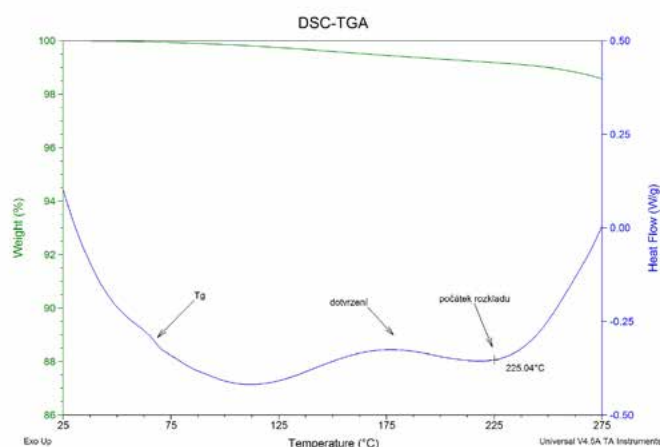
Není vždy nutné nejprve analyzovat vzorek na přístroji SDT. V některých případech je nám zákazník schopen zaručit nebo určit teplotní rozsah, ve kterém máme nebo můžeme měřit na přístroji DSC nebo DMA. V našem hypotetickém případě toho o pryskyřici moc nevíme, neboť jsme k ní nedostali materiálový list a neradi bychom si kontaminovali celý DSC nebo DMA spaliny nebo taveninou. Proto jako první

přistoupíme k analýze pomocí přístroje SDT, který slouží ke zjištění úbytku hmotnosti se zvyšující se teplotou a to až do rozkladu vzorku nebo do 1500°C. SDT je přístroj simultánní TGA/DSC analýzy a my zároveň můžeme při TGA analýze díky DSC modulu případně vysledovat místa dalších jevů, jako jsou v našem případě Tg nebo dotvrzení. Obrázek 4 ukazuje průběh daného experimentu. Zelená křivka znázorňuje úbytek hmotnosti od 100% k 0% v průběhu experimentu. Modrá křivka pak poskytuje informace o tepelném toku. V případě obrázku 4 jsou vidět různé „rozkladné“ píky, které svojí intenzitou převyšují jiné děje, ale které pro nás nejsou v tuto chvíli zajímavé. Podíváme-li se na záznam detailněji, pak ve výřezu (obrázek 5) uvidíme Tg (cca 70°C) a pik dotvrzení. Snáze si také určíme pro nás bezpečnou horní hranici 225°C za níž již může dojít ke znatelnému rozkladu vzorku.

S těmito informacemi můžeme přikročit k experimentu DSC. Běžná praxe pro analýzu termoplastů pomocí DSC zaznamenaná např. v normě ISO 11357 předpokládá zjednodušeně celkem tři kroky. Ohřev vzorku pro zbavení se tepelné historie, vlhkosti nebo relikvů ze zpracování, následné ochlazení a druhý ohřev. Tato praxe je pro reaktoplastické materiály, ke kterým epoxidy patří, nevhodná. Při prvním ohřevu může dojít k dotvrzení vzorku, tedy dodatečným reakcím mezi funkčními skupinami, a tak by při ohřevu druhém byly zjištěny jiné hodnoty, které vzorek v původním stavu neměl. Použití jen jednoho ohřevu ovšem daný problém neřeší, neboť se v průběhu prvního měření mohou objevovat již zmíněné další efekty, jako je odpar vlhkosti nebo pohyb makromolekulárních řetězců typický právě pro neúplně dotvrzené epoxidy. Tento problém pomáhá řešit metoda teplotně modulované DSC (MDSC).



Obr. 4 – SDT analýza epoxidového vzorku



Obr. 5 – Detail křivky z obrázku 4

Její princip spočívá v sinusoidální modulaci rychlosti ohřevu, kdy se rychlost ohřevu snižuje nebo zvyšuje podle předem daného programu. Získaný celkový signál je poté matematicky zpracován a rozdělen na jeho reverzibilní a nereverzibilní část a tím je umožněno jednoduše od sebe oddělit a kvantifikovat jevy, které se jinak v celkovém signálu překrývají. Tento výklad je bohužel zjednodušující, nicméně pro omezení rozsahu článku nutný a pro přiblížení dostačující.

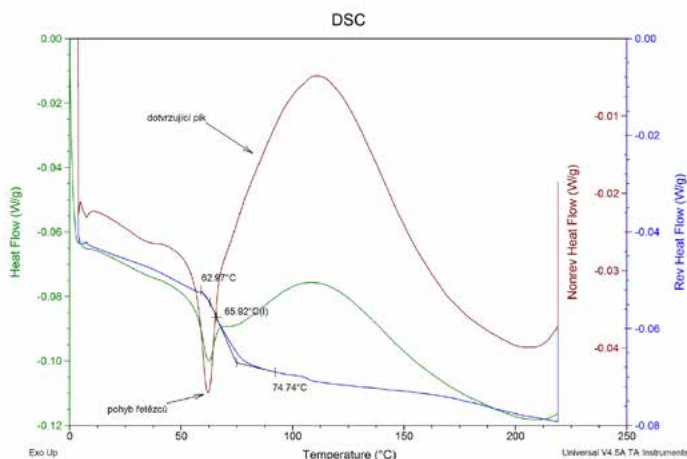
Pro lepší praktické pochopení se podívejme na obrázek 6, který uvádí výsledek MDSC analýzy našeho vzorku. V grafu jsou uvedeny celkem tři křivky. Křivka se zelenou barvou je celkový signál, který je ekvivalentní prvnímu ohřevu standardního DSC a který obsahuje souhrn všech při dané teplotě probíhajících jevů. Tento celkový signál je rozdělen na další dva a to modrý reverzibilní, ve kterém je zaznamenána oblast skelného přechodu (schod v průběhu křivky v důsledku změny tepelné kapacity vzorku) a hnědý nereverzibilní, který v našem případě zaznamenává pohyb řetězců a dotvrzující pík. Pouhým pohledem je tak poznat rozdíl mezi umístěním skelného přechodu u modré křivky oproti zelené křivce, kde je umístění skelného přechodu ovlivněno endotermním píkem pohybu řetězců nesesíťovaného polymeru, který je umožněn zvýšením teploty systému.

Námi připravený vzorek má teplotu skelného přechodu 65,92°C (I) stanovenou metodou inflexního bodu. Zároveň je možno integraci dotvrzovacího píku stanovit dotvrzovací entalpii. Ta je však pro názornost vynechána. Tento údaj nám ale nic nevypráví o mechanickém chování daného vzorku při daných teplotách. Z grafu se dozvíme, kde je místo, při kterém začne materiál měnit své mechanické vlastnosti, ale nevíme s jakou mírou. Tuto informaci nám pomůže získat DMA.

Pro DMA analýzu pomocí dvojitě vetknutého nosníku byl vybrán vzorek o vhodné geometrii a ten následně změřen v teplotním rozsahu 0-150°C. Výsledky DMA analýzy jsou uvedeny na obrázku 7. Zelená křivka Storage Modulus (E' Onset) odpovídá ztrátě mechanických vlastností s rostoucí teplotou. Hodnota nástupu děje 57,73°C odpovídá T_g zjištěné metodou DMA. Modrá křivka Loss Modulus (E'' peak) má význam fyzikální představy skelného přechodu jako oblasti, při níž dochází k uvolnění pohybů řetězců. Hodnota v maximu píku je pak středem této oblasti. Pík hnědé křivky Tan Delta ($\tan \delta$ peak) je spjat s oblastí, kdy materiál přechází ze skelného do kaučukovitého stavu.

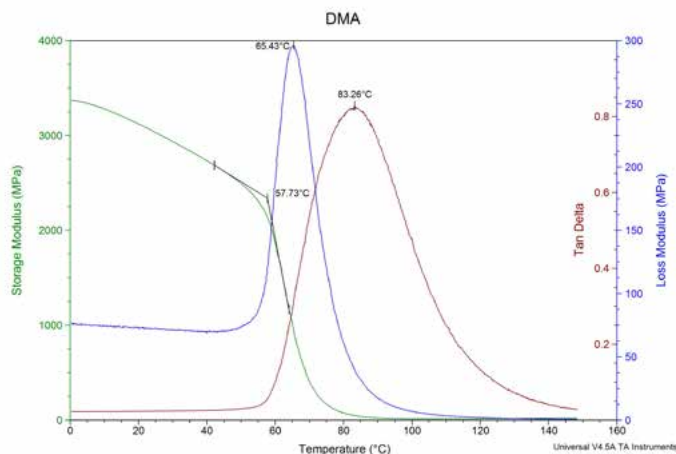
Diskuze

Provedli jsme celkem tři měření, při nichž jsme pomocí SDT zjistili teplotu, před níž s jistotou nedochází k významnému rozkladu námi zkoumaného materiálu. Tato teplota byla následně použita jako horní hranice pro stanovení MDSC, pomocí něhož jsme zjistili hodnotu T_g daného materiálu



Obr. 6 – MDSC analýza epoxidového vzorku

65,92°C (I). Při zjišťování vlivu teploty na mechanické vlastnosti jsme pak pomocí DMA stanovili T_g o hodnotě 57,73°C. Vzhledem k tomu, že jsou obě hodnoty T_g správné, je potřeba zamyslet se nad rozdílem mezi jednotlivými metodami stanovení a vyhodnocení a nad porovnatelností získaných hodnot.



Obr. 7 – Výsledky DMA analýzy epoxidového vzorku

Při stanovení metodou DSC můžeme vycházet ze svých zkušeností, norem (ISO 11357, ASTM D3418, ASTM E1952) nebo specifických požadavků zákazníka. V našem případě jsme při stanovení vycházeli z našich zkušeností, obecně uznávaného vyhodnocení a vyhodnocení uvedeného ve výše zmíněných normách. Vyhodnocení T_g můžeme provést buď jako nástup (onset) skoku (změny tepelné kapacity) nebo jako střed skoku a to buď v polovině jeho výšky, nebo v inflexním bodě. Inflexní bod resp. polovina výšky skoku lépe odpovídá fyzikální představě teploty skelného přechodu jako takového místa oblasti skelného přechodu, kde dochází k uvolnění dříve „zatuhlých“ pohybů u přibližně poloviny makromolekulárních řetězců z důvodu dodání dostatečné aktivační energie pro tyto pohyby.

Při analýze pomocí metody DMA můžeme též vycházet ze zkušeností, norem (ASTM D7028, ASTM D5418) nebo požadavků zákazníka nebo situace. Vzhledem k tomu, že metoda slouží k analýze vlivu změny teploty na změnu mechanických vlastností, pak je zcela jistě na místě stanovit T_g z počátku nástupu skokové změny, neboť to je právě to místo, kde se tyto vlastnosti začínají mnohdy výrazně měnit.

Proto není hodnota T_g získaná pomocí DSC (65,92°C (I)) a DMA (57,73°C) primárně porovnatelná. Blíže hodnotě T_g DSC (65,92°C (I)) je hodnota E'' peak (65,43°C) odečtená z křivky Loss Modulus metody DMA.

V neposlední řadě je nutno se zamyslet nad tvarem vzorku. Pro DSC je to odštěpek o váze v mg, kdežto pro DMA kvádr o rozměrech v jednotkách a desítkách mm.

Můžeme tedy říci, že hodnota T_g stanovená a analyzovaná metodou DSC má správnější odraz ve fyzikální představě jevu skelného přechodu jako takového, kdežto hodnota stanovená pomocí DMA má vhodnější odraz v reálném chování materiálu.

Shrnutí

Na jednoduchém příkladu „neznámého“ epoxidového systému bez vztuže bylo ukázáno zapojení tří metod termické analýzy do vzájemně navazujícího řetězce. Tímto způsobem si můžeme jednoduše odladit a ověřit námi navrhovaný cyklus dotvrzení a vyvarovat se tak problematickým místům, které se pak případně mohou přenést i na samotný kompozit.

Literatura:

- [1] Štarha P., Trávníček Z.: Termická analýza, Univerzita Palackého v Olomouci, Olomouc, 2011

Vývoj kompozitních dveří pro L-410NG

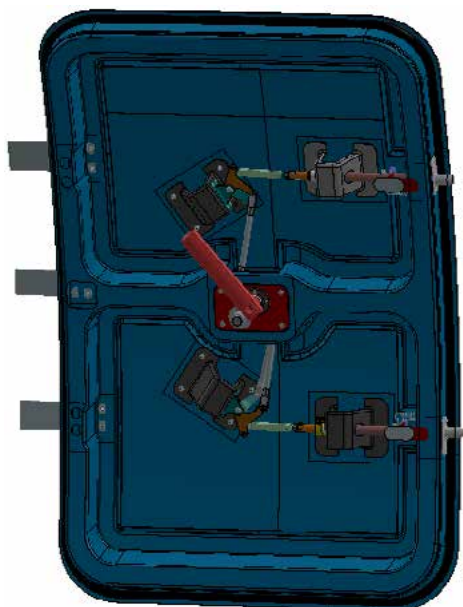
Ing. Petr Průcha, Ph. D.; LA composite, s. r. o.

V roce 2012 byl zahájen projekt s názvem „Integrace kompozitních materiálů do konstrukce malého dopravního letounu“. Cílem tohoto projektu je modernizace letounu L410. Společnost LA composite, s. r. o. je v tomto projektu pověřena vývojem: Nouzových pilotních dveří, Nouzových dveří cestujících a Hlavních dveří (rozdělených na dveře pro nástup cestujících a dveře nákladové). Vnější tvořící plocha dveří byla definována z 3D skenu stávajících dveří kovových a jejich rámu v trupu, protože primární konstrukce trupu letounu zůstává bez změn. Tvořící plocha dveří uvnitř letounu byla převzata z designové studie provedené spoluřešitelem projektu společností Evector, s. r. o. Z těchto tvořících ploch bylo možné následně nově navrhnout tvar dveří, mechanismy jejich ovládání, způsob zavěšení a zamykání dveří do trupu letounu. V rámci vývoje dveří z kompozitních materiálů byla implementována řada nových požadavků výrobce letounu. Nejmarkantnější změnou je rozdělení dveří pro cestující na horní a dolní část. V dolní části dveří jsou integrovány schody pro nástup cestujících. Kompozitní části dveří jsou sendvičové konstrukce s výztuží ve formě skelných a uhlíkových vláken s epoxidovou samozhášivou matricí a jádrem z konstrukční pěny. Technologie výroby je založena na preprezích ručně kladených do forem s vytvrzováním v autoklávu. Spoj kompozitních skořepin dveří je proveden s použitím dvousložkového epoxidového lepidla.

POPIS DVEŘÍ

Nouzové dveře pilotů

Jak je znázorněno na obrázku 1 jsou dveře tvořeny z vnější skořepiny a rámu, které jsou slepeny dvousložkovým lepidlem. Rám má zkosené všechny stěny pro snadné vyjmutí z formy. Pro stabilizaci a tuhost vnějšího potahu, v místech kde není rám je použita sendvičová struktura. Hlavní výhodou sendviče je poměr nízké hmotnosti vůči vysoké ohybové tuhosti, tudíž budou dveře lehké a odolné proti deformaci, která by mohla vzniknout při neopatrném opření člena posádky o dveře, nebo vyvinutí nadměrné síly do mechanismu zámku. Koncepte dveří umožňuje montáž mechanismu zámku i po slepení obou hlavních dílů. Koncepte mechanismu zámkování dveří zůstala zachována, ale jednotlivé díly mechanismu byly nově navrženy tak, aby byly využity možnosti moderních technologií a snížena hmotnost dveří. Vnitřní konstrukce dveří je z vnitřní strany zakryta pohledovým krytem [1].



Obr. 1 – Nouzové pilotní dveře (zobrazené bez pohledových krytů)

NOUZOVÉ DVEŘE CESTUJÍCÍCH

Konstrukce se skládá ze dvou skořepin (vnější a vnitřní), které tvoří hlavní skelet. Uvnitř tohoto skeletu je prostor pro mechanismus zamykání, který je přístupný víčkem u vnitřní kliky dveří. Zasklení je provedeno zvenčí skeletu vlepáním dvou skel do připraveného prolisu. Nad vnitřním sklem je prostor pro roletku. Celá interiérová plocha dveří je zakryta párem pohledových krytů. Mechanismus zůstává principiálně stejný, jako u původních dveří. Mechanismus s osou kliky v normále plochy dveří je neefektivnějším řešením pro zástavbu těchto dveří. Došlo pouze k přepracování klik, kdy vnitřní klika je schována pod zmíněným krycím víčkem a vnější klika bude zapuštěná do trupu, jak je u dnešních letounů zcela běžné [2].



Obr. 2 – Nouzové dveře cestujících levé (zobrazené bez pohledových krytů)

Dveře hlavní

Dveře hlavní jsou konstrukčně rozděleny na horní dveře cestujících odklopné vzhůru, dolní dveře cestujících odklopné dolů a dveře nákladové. Mechanismy zamykání dveří cestujících a jejich zavěšení bylo navrženo zcela nově. Na dveřích nákladových byly v mechanismech provedeny jen kosmetické změny [3].

Dveře nákladové

Základem konstrukce nákladových dveří je integrální rám s jedním žebrem. Žebro slouží jako výztuha konstrukce a zároveň je na žebro navržena konzola k uchycení sedadla pro cestující a hasicí přístroj. V místě průchodu mechanismu zamykání dveří byl navržen otvor pro montáž původních prvků mechanismu. Vnější skořepina nákladových dveří je slepena s integrálním rámem lepícím lemem a zahrnuje také uzavírací plošku v prostoru pro těsnící prvek mezi nákladovými a vstupními dveřmi. Vnitřní část nákladových dveří tvoří pohledový panel, který je na rám připevněn pomocí suchého zipu.

Dveře dolní

Konstrukce spodní části dveří je navržena jako sendvičová skořepina. Vnější i vnitřní části jsou vyztuženy pěnovým jádrem a vzájemně slepeny lepícím lemem. Vnitřní část skořepiny nese schůdky a je opatřena montážními otvory, stejně jako otvory pro osvětlení pomocí LED pásek. V horní části je otvor pro páku zamykacího mechanismu. Uvnitř konstrukce jsou vlepeny kompozitní výztuhy pro uchycení čepů mechanismu. Vnější část nese uzavírací plošku prostoru pro těsnící prvek mezi spodní a horní částí vstupních dveří.

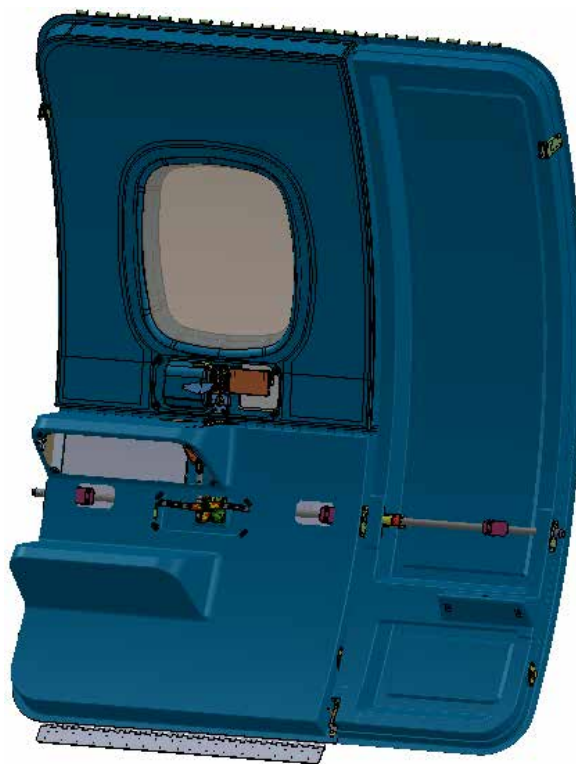
Dveře horní

Horní část dveří je opět navržena jako sendvičová skořepina. Vnější panel je opatřen lemem, do kterého se lepí vnější sklo okna a dále lemem, na který se lepí kompozitní prstenec. Prstenec určuje vzdálenost mezi vnitřním a vnějším sklem. Vnitřní panel je opatřen montážním otvorem pro instalaci bouchacího zámku. Montážní otvor je překryt madlem s otvorem pro ovládací tlačítko.

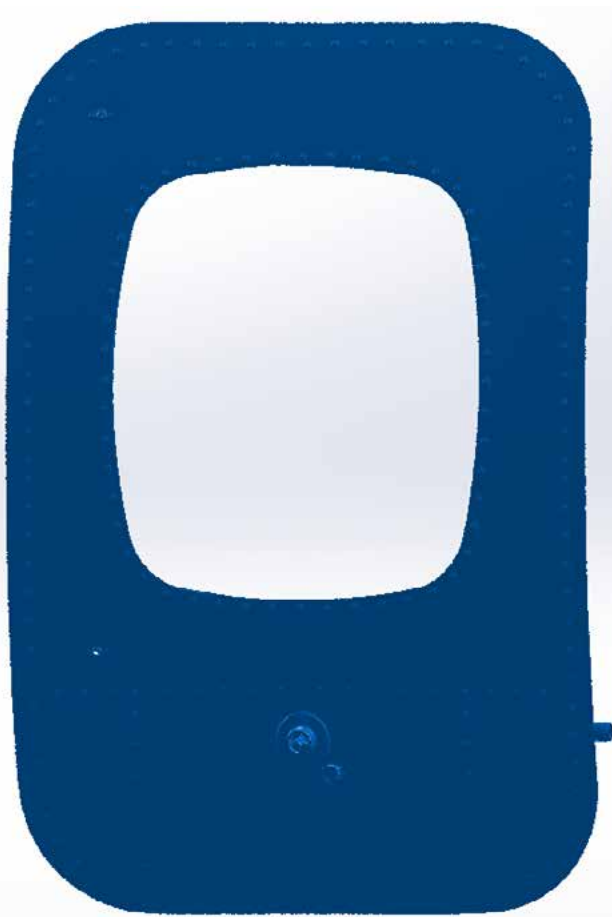
KONSTRUKČNÍ NÁVRH

V této podetapě bylo nejprve nutné provést 3D laserové skenování stávajících dveří letounu včetně jejich rámu na letounu. Vzhledem ke stáří letounu nebyly používány 3D CAD systémy, a tak existuje pouze papírová výkresová dokumentace, která se dle zkušeností může od skutečného stavu lišit. Z laserového skenování byl dvojitý výstup, a to ve formátu STL viz obr. 4 a také ve formě bodů. Pro tvorbu ploch byly vhodné body, ale jejich počet byl příliš vysoký (cca 400 000 bodů) pro bezproblémové použití. Dále je uveden popis zpracování dveří nouzových pilotů. U ostatních dveří byl postup zpracování naměřených dat shodný. Aktuální tvořící plochy jsou ze tří částí, z vnější plochy, z vnitřní a obvodové. Obdobně se na začátku rozdělily body tak, aby z každé skupiny bodů bylo možné vytvořit jednu plochu. Vzhledem k tomu, že by ruční práce s body (bod po bodu) byla velmi zdoluhavá a neefektivní, byly vytvořeny programy v jazyku GRIP, který podporuje Unigraphics. Pomocí těchto programů bylo možné vytáhnout pouze ty body, které jsou potřeba pro danou plochu. Dále se odmazaly výrazné nerovnosti, hlavy nýtů, přírub a podobně.

Z takto upravených bodů se vytvořila vnější plocha pomocí funkce „surface from point cloud“. Bylo třeba, aby výsledná plocha byla v toleranci ± 1 mm od skenovaných dveří (bodů) a okraj plochy byl od okraje rámu (rám byl také skenován) taktéž o max. ± 1 mm, aby vyrobené dveře co nejlépe pasovaly do rámu. Řešení tohoto požadavku vedlo na iterační postup, kdy se upravovala plocha pomocí pólů a kontrolovala se odchylka.



Obr. 3 – Dveře hlavní (bez pohledového krytu na nákladových dveřích a vík mechanismů)



Obr. 4 – Sken vnější skořepiny nouzových dveří levých

Zároveň se kontrolovala křivost plochy, aby nevznikla inflexe, a aby bylo dosaženo přiměřené odrazivosti plochy při promítnutí obrazu na její povrch. Plocha byla oříznuta křivkami, které v toleranci max. +/- 1 mm prokládají obvod lemu dveří (body vytaženy pomocí programu z naměřených dat).

Obdobným postupem se vytvořila vnitřní plocha dveří. Jelikož původní (skenované) dveře jsou od výroby na vnitřní straně silněji deformované a navíc je uprostřed přišroubovaná deska, povolila se tolerance vytvořené plochy od skenu (bodů) +/- 1,8 mm. Okraje plochy a místo pod klikou jsou v toleranci max. +/- 1 mm. Je to z důvodu co nejlepšího přechodu interiéru pilotní kabiny s dveřmi. Tolerance pod klikou je proto, aby se výrazněji neměnil prostor pro mechanismus (respektive pro osu, na které jsou umístěny kliky, atd.).

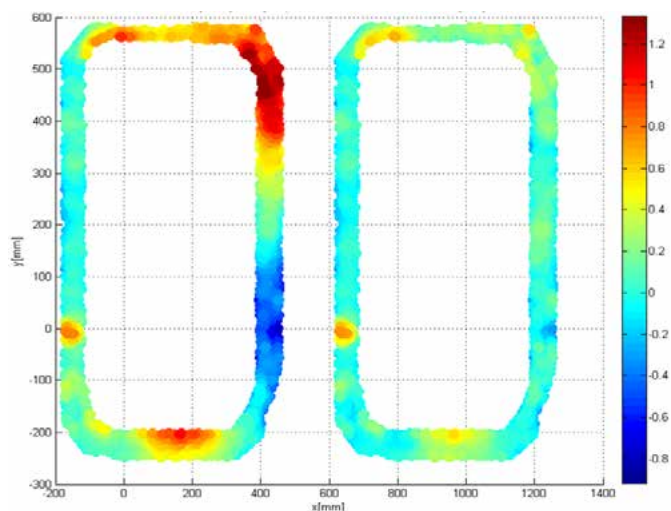
Postup pro tvorbu obvodové plochy byl odlišný. Zde se vytvořily dvě uzavřené křivky, jedna v blízkosti vnější plochy, druhá v blízkosti vnitřní plochy a ty se posléze proložily jednoduchou přímkovou plochou. Postup byl opět iterační, kdy se kontrolovala odchylka výsledné plochy od skenu (bodů), max. dovolená odchylka byla +/- 1 mm. Nakonec bylo nutné provést korekci plochy a to tak, aby dvě „vertikální“ strany byly zkosené alespoň o 1° z technologických důvodů (pro snazší vyjmutí dílu z formy).

Vnitřní tvořící plocha interiéru nouzových dveří byla dodána od spoluřešitele projektu Evector, s. r. o. (EVE). Bylo nutné dodělat designové víčko tak, aby bylo v souladu s designovou studií rovněž od EVE.

Pro vytvoření vnější tvořící plochy byly použity plochy modelu od Aircraft Industries a. s. (AI), které považujeme za teoretický obrys trupu. Tato plocha byla konfrontována s laserovým skenováním (reálným obrysem). Výsledkem jsou 2 varianty ploch. Jedna je čistě válcová (varianta 1), druhá je navržena tak, aby měla minimální odchylku od reality (varianta 2). Po konzultaci s AI jsme se nakonec u nouzových dveří přiklonili k válcové ploše, tedy k variantě 1. Je nutné si uvědomit, že dveře budou mít levou a pravou variantu a tato odchylka může být na druhé straně letounu jiná, v nejhorším případě přesně obráceně. Proto byla pro další práci použita plocha válcová.

Na grafu viz obrázek 5 je vidět srovnání odchylek proložených ploch (varianta 1 vlevo, varianta 2 vpravo) od dosedací plochy rámu dveří. Toto porovnání bylo provedeno pro všechny dveře.

Modelování tvořící plochy hlavních dveří. Množina krajních bodů byla pro další zpracování promítnuta do dělicí roviny trupu letadla. Krajními



Obr. 5 - Porovnání odchylek tvořící plochy dveří s rámem na letounu. Vlevo varianta 1 a vpravo varianta 2.

body průmětu množiny byly proloženy křivky určující přesný okraj nové plochy. Téměř ve všech rovných částech obrysu bylo možné s dostatečnou přesností (tolerance 1mm) okraje nahradit úsečkou. Tam kde lineární nahrazení nevyhovovalo toleranci, byla použita křivka 2. řádu. Stejný postup umožnil vytvořit okrajové křivky i pro otvor okna.

Množinou bodů vnější plochy bez viditelných nerovností byla proložena plocha. Analýza této plochy ukázala odchylky od tvořících bodů v některých místech až o velikosti 4mm. Postupným formováním plochy s důrazem na zachování maximální hladkosti, bylo dosaženo odchylky v toleranci +/-1mm. Takto vzniklá plocha byla oříznuta do požadovaného tvaru křivkami získanými v předchozím kroku.

Základní tvar vnější plochy vychází z laserového skenování jednotlivých dílů. Vnější plochu bylo proto nejprve nutné co nejlépe ustavit ve 3D skenovaném modelu rámu dveří a poté v místech kde plocha přesně na rám nedosadala (důsledek skenování jednotlivých dílů bez vazby na souřadný systém letounu), upravit tak, aby zůstala plocha hladká a plynule navazovala na trup v okolí rámu dveří. Původní plocha převzatá přímo z laserového skenování vykazovala odchylky od rámu až 7mm. Výsledná plocha leží na rámu v toleranci +/-1mm, pouze na cca. 200mm dlouhé části pravého kraje vstupních dveří, kde je na 3D skenovaném modelu patrné lokální zborcení dosedacího lemu, je odchylka do 1,7mm. Ustavení vnější tvořící plochy dveří na vnitřní plochu dodanou od EVE proběhlo stejným způsobem, sledovala se návaznost vnitřní plochy (EVE) na vnitřní část rámu dveří. Vnější plocha dveří tedy převzala souřadný systém modelu EVE.

Vnitřní plocha nákladových dveří musela být opatřena konzolou na zavěšení hasičího přístroje a uchycení přídatného sedadla pro cestující. Poloha této konzole vychází opět z dat laserového skenování a kontrolou bylo zjištěno, že přesně odpovídá poloze uchycení sedadel na modelu interiérových ploch od EVE. Další úpravou vnitřní plochy vznikl prostor pro vložení těsnícího prvku mezi nákladové a vstupní dveře.

Interiérová plocha vstupních dveří je dělená na horní a dolní díl, na spodní část přibýly schůdky, navržené s ohledem na designovou studii od EVE a taktéž prostor pro vložení těsnícího prvku, mezi horní a dolní část vstupních dveří.

Vnitřní plochy horní poloviny dveří byly opatřeny prosazením stěny v místě mechanismu bouchacího zámku a madlem s otvorem pro ovládnání mechanismu zámku. Plocha v prostoru pro umístění okna byla rozdělena na dvě části, a to s ohledem na umístění skel tak, aby bylo zachováno uspořádání stejné jako u stávajících dveří.

Koncová část podvozkové gondoly vznikla obdobným způsobem jako vnější plocha dveří, z bodů získaných laserovým skenováním byly odfiltrovány body (např. na povrchu nýtových hlav), které by způsobovaly deformaci tvořící plochy. V místech, kde koncová část gondoly navazuje na hlavní část gondoly, byla plocha vytvořena s ohledem na plynulou návaznost těchto dvou částí.

Pevnostní analýza a návrhové hodnoty

Všechny dveře byly podrobeny pevnostní analýze s využitím metody konečných prvků (MKP). Pro pevnostní výpočty byly využity návrhové hodnoty stanovené realizací pevnostních zkoušek viz [4].

TECHNOLOGICKÁ PŘÍPRAVA VÝROBY DVEŘÍ

Vytvzovací přípravky

Výroba přípravků byla zahájena výrobou maket (master modelů) pro výrobu forem. Polotovary pro výrobu maket byly vyrobeny slepením desek z materiálu MDF. Makety byly obrobny na CNC obráběcím centru. Povrchová úprava plničem pórů a lakem. Makety Nákladových dveří jsou na obrázku 6.



Obr. 6 – makety Nákladových dveří

Z maket byly vyrobeny formy kontaktní laminací s použitím epoxidového pojiva a skelných tkanin. Dvoudílná forma vnější skořepiny nouzových dveří je na obrázku 7. Na formách jsou ustavovací pouzdra pro zrcátka laserových projektorů.



Obr. 7 - Dvoudílná forma vnější skořepiny nouzových dveří

Lepící a sestavovací přípravky

Dále byly vyrobeny lepicí přípravky pro dveře. Lepící přípravky jsou tvořeny skořepinou z kompozitního materiálu a opěrné ocelové konstrukce se systémem kotev pro doladění přesného tvaru vnější skořepiny dveří po slepení viz. obrázek 8.

Pro instalaci mechanismů ovládání dveří a pantů byly navrženy a vyrobeny ocelové sestavovací přípravky. Na obrázku 9 je zobrazena sestava Nouzových pilotních dveří v přípravku s instalovaným mechanismem zamykání dveří.



Obr. 8 – Lepící přípravek pro Nouzové pilotní dveře



Obr. 9 – Sestavovací přípravek pro montáž mechanismů a pantů (Nouzové pilotní dveře)

VÝROBA DVEŘÍ

Výroba kompozitních dílů dveří je provedena ruční skladbou prepregů do forem. Postup výroby je následující:

- Prepregový polotovár je na CNC řezacím strojem nařezán dle předem vytvořených programů pro každý díl.
- Příprava jádra pro sendvičové díly. Jádra jsou nařezána vodním paprskem na stroji dle předem vytvořených řezacích plánů včetně úkosů. Následuje vyčištění a sušení.
- Skladba je provedena s využitím laserových projektorů, pro přesné umístění nástřihů, viz obrázek 10.
- Vytvrzování dílů v autoklávu.
- Obrábění dílů
- Lepení skořepin v lepicích přípravcích viz obrázek 8.
- Instalace mechanismů, zámků a pantů v sestavovacích přípravcích viz obrázek 9.



Obr. 10 – Skladba skořepiny dveří s použitím laserových projektorů

INSTALACE DVEŘÍ NA LETOUNU

Prototypy dveří byly instalovány na letoun. Ověřována byla shoda tvaru dveří s letounem potažmo rámem dveří a funkčnost mechanismů ovládání dveří. Shoda dveří s konstrukcí trupu byla velmi dobrá. Nicméně v některých oblastech bude nutné tvar dveří upravit pro lepší slícování. K tomu budou použity stavěcí šrouby na lepících přípravcích viz obrázek 8. Na základě zkoušek byly rovněž navrženy některé změny v konstrukci zámků. V současnosti se realizuje výroba druhé prototypové sady dveří a upravené varianty mechanismů ovládání dveří.

V tomto roce bude provedena konečná montáž druhé prototypové sady dveří na letoun a realizovány potřebné zkoušky včetně letových.

ZÁVĚR

Byl realizován návrh kompozitních dveří na letoun L410NG s využitím laserového skenování původních kovových dveří a jejich rámu a nově navržených tvořících ploch modernizovaného interiéru s implementací dalších požadavků na dveře definovaných výrobcem letounu Al.

Pro navržené kompozitní dveře byla realizována technologická příprava výroby zahrnující návrh a výrobu přípravků vytvrzovacích, lepících i sestavovacích.

Vlastní výroba kompozitních komponent dveří byla realizována v LAC dle zavedených postupů s použitím CNC strojů a laserových projektorů. Díly mechanismů a pantů byly realizovány v kooperaci nebo

nákupem v případě katalogových položek.

První prototypová sada dveří byla instalována na letounu. Na základě této zkušební instalace dveří byly navrženy úpravy dveří i jejich mechanismů a tyto změny byly aplikovány při výrobě druhé sady dveří, která právě probíhá. V tomto roce bude realizována instalace i této druhé sady na letoun a budou realizovány další zkoušky včetně letových.

Literatura:

- [1] Šolc O.: Pilotní dveře letounu L 410 NG; diplomová práce, ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, Praha, 2013, 79 s. Vedoucí práce: Průcha, P.
- [2] Neumann R.: Nouzové dveře letounu L 410 NG; diplomová práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, Praha, 2013, 63 s. Vedoucí práce: Průcha, P.
- [3] Černý P.: Hlavní dveře letounu L 410 NG: diplomová práce; ČVUT – České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, Praha, 2013, 73 s. Vedoucí práce: Průcha, P.
- [4] Průša T.: Kvalifikace kompozitního materiálu pro použití na sekundární konstrukci letounu kategorie FAR 23, diplomová práce; ČVUT v Praze, Fakulta strojní, Ústav materiálového inženýrství, Praha, 2013, 104 s. Vedoucí práce: Průcha, P.



Obr. 11 – Nouzové dveře cestujících levé instalované na letounu

Vývoj interiéru cestujících pro L-410NG

Ing. Radek Straka, 5M

Vývoj interiéru kabiny cestujících je částí projektu INKOM, v rámci kterého dochází k úpravám a modernizaci malého dopravního letounu L-410. Nový interiér je vyvíjen pro novou generaci letounů výrobce Aircraft Industries a.s., ale svým vznikem a aplikací není na vývoji řady NG závislý. Cílem vývoje nového interiéru bylo především modernizovat vnitřní prostory kabiny cestujících. Řešení je navrženo využitím větších celků kompozitních materiálů, které působí kompaktněji, moderněji a usnadněna je i montáž. Zásadní změnou vzhledu interiéru oproti stávajícímu stavu je povrchová úprava bez použití koženky. Dílčím cílem vývoje interiéru bylo také co největší snížení hluku uvnitř letounu za účelem zvýšení komfortu pro cestující. Dosažení tohoto cíle bylo z pohledu 5M s.r.o. řešeno výzkumem vhodné skladby interiérových dílů s využitím v letectví běžných materiálů a materiálů 5M s.r.o. Projekt INKOM je realizován za finanční podpory z prostředků státního rozpočtu prostřednictvím Ministerstva průmyslu a obchodu.

DESIGNOVÉ ŘEŠENÍ INTERIÉRU

Hlavním cílem vývoje nového interiéru v kabině cestujících je snaha modernizovat vzhled kabiny a zvýšit komfort cestujících. Designové řešení interiéru a návrh jednotlivých panelů bylo prováděno společností

Evektor spol. s.r.o. Konstrukční řešení interiéru bylo koncipováno tak, aby se vzhledem co nejvíce přiblížilo velkým dopravním letounům. Zásadní změnou je použití plošně větších panelů, které působí celistvě a plynulá návaznost jednotlivých dílů interiéru působí více komfortně. Stávající řešení interiéru je kombinací plastových panelů v oblasti oken, které jsou doplněny podokenními a nadokenními kompozitovými panely. Celkové řešení interiéru se stává se značného množství dílů, které jsou montovány do vodících lišt na trupu letounu. Vestavba interiéru je tak dosti složitá. Nové řešení vnitřního prostoru kabiny cestujících je tvořeno většími kompaktními celky, takže i montáž samotná by měla být jednodušší. Stávající řešení interiéru je uvedeno na obrázku 1 a pro srovnání je na obrázku 2 uvedena ilustrace nového konceptu řešení interiéru kabiny cestujících.

Zásadní změnou oproti stávajícímu stavu bude povrchová úprava interiérových panelů. Stávající čalounění koženkou nahradí nástřík povrchovou barvou se strukturou. Tato technologie je běžně používána v letounech Airbus či Boeing. Tímto řešením je dosaženo zásadního poklesu hmotnosti interiéru, který je možné využít v jiných oblastech, např. při řešení tlumení hluku v kabině cestujících.

ZVÝŠENÍ KOMFORTU CESTUJÍCÍCH

Hluk ve vrtulových letadlech ¹

Akustický výkon hluku vrtulí výrazně stoupá s vyvozaným tahem a 4. mocninou obvodové rychlosti konců vrtulí. Tvar, štíhlost a zkroucení vrtulí ovlivňuje výsledný hluk minimálně. Hluk má charakter velmi intenzivního nízkého tónu. Základní kmitočet je dán počtem listů m a otáčkami vrtule

za minutu n . Tento vztah je možné popsat rovnicí $f_0 = \frac{m \cdot n}{60}$.



Obr. 1: Stávající řešení interiéru L-410 (boční panely trupu)



Obr. 2: Ilustrace nově navrženého interiéru pro L-410NG

Další spektrální složky hluku vrtule vznikají na celých násobcích základního kmitočtu. Jako stěžejní se jeví problematika harmonických složek hluku vrtulí a to především první harmonickou spektrální složkou, které v případě letounu L-410 odpovídá přibližně 180 Hz. Výhodou pro vrtulová letadla je, že dominantní, vrtulové, hlukové složky jsou harmonické, s maximem akustického výkonu na první, základní, harmonické složce.

Průnik zvuku lehkými stěnami

Metodika měření je založena na měření akustického tlaku. V případě, že na tenkou stěnu působí z budící strany akustický tlak $p_0(f)$, který vyvolá kmitu stěny s objemovou rychlostí $q_0(f)$, je možné se znalostí plochy tenké stěny S a střední rychlosti kmitů stěny $v_s(f)$ tuto objemovou rychlost vypočítat dle rovnice: $q_0(f) = S \cdot v_s(f)$.

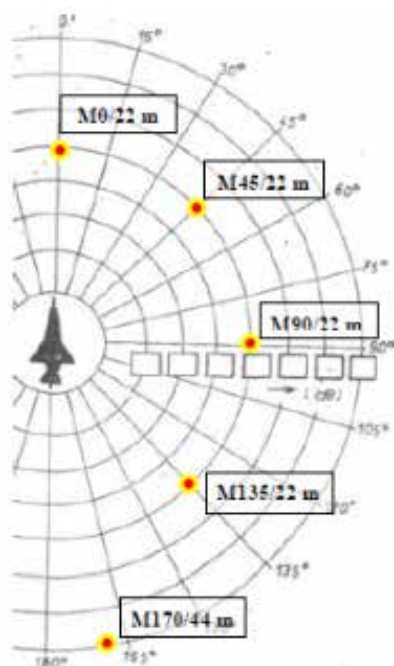
Míru zvukové izolace, jinak také útlumu stěny, lze vyjádřit poměrem akustických tlaků na vstupní straně stěny $p_0(f)$ a akustickým tlakem $p_1(f)$ na straně výstupní dle vztahu:

$$D_s(f) = \frac{p_1(f)}{p_0(f)}$$

Pro praktické vyjádření akustického útlumu je vhodnější interpretace v decibelech (dB), která je logaritmickou mírou vyjádření útlumu a má praktický význam vyjádření míry izolace. Zvukovou izolaci v decibelech je možno vyjádřit rovnicí:

$$R_s(f) = 20 \log \left[\frac{p_1(f)}{p_0(f)} \right]$$

Komfort cestujících v letounu L-410NG byl dalším kritériem, na který byl kladen důraz při řešení. Využitím kompozitních materiálů pro výrobu interiérových dílů byl navržen výzkum v oblasti vlivu skladby panelu na jeho útlumové vlastnosti. Z hlediska výrobce kompozitních materiálů je to jednou z možností, jak pasivně hluk tlumit. Pro optimální odladění interiérových panelů bylo nutné stanovit kritickou frekvenční oblast. Za tímto účelem bylo provedeno pozemní měření, kdy byla stanovena kritická oblast frekvence při cestovním režimu letounu. Měření bylo provedeno vně letounu na místech vyznačených na obrázku 3.



Obr. 3: Schéma měřících míst pro stanovení kritických frekvencí při vzletovém a cestovním režimu

Měřením bylo zjištěno, že zásadní jsou nízké frekvence, řádově ve frekvenčním pásmu 100-200 Hz.

Výběr materiálů

Společnost 5M s.r.o. se zabývá výrobou a vývojem kompozitních a sendvičových materiálů. Pro řešení interiéru byly zvoleny panely sendvičové struktury nebo, v případě nižších nároků na tuhost dílu, díly laminátové. Kompozitní materiály nabízí značnou variabilitu při volbě materiálů, kdy je možné typem matrice ovlivňovat základní charakter výsledného produktu. Důležitým kritériem v oboru letectví je hořlavost. V případě řešení interiéru bylo nutností plnění hořlavosti dle FAR 25 pro interiérové části. Nezbytnými složkami sendvičových panelů je potah, který určuje mechanické vlastnosti sendviče a je definován použitým typem výztuže a jádrový materiál zajišťující stabilní geometrické uspořádání potahů v prostoru. Nejčastěji se používá skleněné nebo uhlíkové výztuže a jako jádrový materiál jsou vhodné jisté typy voštin (nomexová, hliníková) nebo pěny plnicí požadavky na hořlavost. Vzorky byly navrženy v různých variantách. Zásadními parametry byl typ jádra, tloušťka jádra, tloušťka potahu a typ výztuže. Jako jádrový materiál byla testována pěna a nomexová nebo hliníková voština. Potahy byly tvořeny základními materiály Letoxit LFX společnosti 5M s.r.o. a jako výztuž byly testovány skelné nebo uhlíkové tkaniny.

Výsledky

Naměřené hodnoty útlumů pro jednotlivé vzorky panelů jsou uvedeny v tabulce 1. Dalším zásadním kritériem byla hmotnost panelu. Cílem bylo zlepšit útlumové vlastnosti panelu a co nejméně nebo vůbec navýšit hmotnost oproti referenčnímu panelu číslo 1. Jako reference byl použit stropní panel, který je do letounu L-410 montován nyní.

vzorek	hmotnost (g)	tloušťka (mm)	útlum (dB)	popis skladby
reference	288	8	10	nomex 8 mm + A_glass 1/1
2	675	4	14	foam 3 mm + C_glass 2/2
3	852	9	14	foam 9 mm + C_glass 2/2
4	623	4	13	nomex 3 mm + C_glass 2/2
5	702	10	17	nomex 9 mm + C_glass 2/2
6	845	10	15	nomex 9 mm + 1 rubber + C_glass 2/2
7	332	8,2	6	nomex 8 mm + A_carbon 1/1
8	315	8,1	11	nomex 8 mm + B_glass 1/1
9	306	8,0	12	nomex 8 mm + D_glass 1/1
10	407	8,2	12	nomex 8 mm + AA_glass 1/1
11	1264	11,4	19	nomex 9 mm + C_glass 4/4
12	600	11,5	7	nomex 8 mm/foam 3 mm + C_glass 1/1
13	760	12,5	4	nomex 3 mm/foam 8 mm + C_glass 1/1
14	388	8,0	17	aluminium 8 mm + A_glass 1/1

Tabulka 1: Výsledky útlumových vlastností sendvičových panelů

Vysvětlivky k tabulce:

Nomex/foam/ aluminium 8 mm – typ jádra / tloušťka (mm)

A, B, C, D, AA – typ a počet vrstev matrice (příklad: A= epoxy Letoxit LFX)

Glass/ carbon – typ výztuže

1/1 – počet vrstev laminátu z každé strany jádra

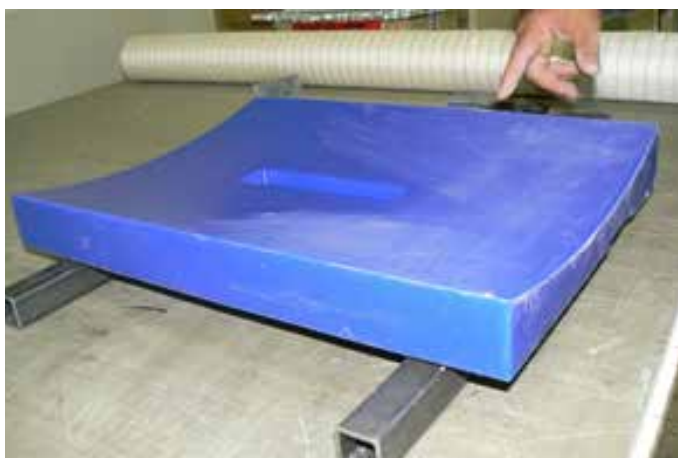
Z naměřených hodnot vyplynulo, že zásadním faktorem pro útlum hluku je tloušťka jádra sendviče. Tloušťka laminátového potahu, přebytek matrice nebo její typ nehraje v případě nízkých frekvencí tak zásadní roli jako typ a tloušťka jádra. Pokusem byl prokázán i negativní vliv uhlíkové tkaniny. Zajímavé je, že nijak dobrých výsledků nebylo dosaženo simulací kombinovaného jádra. V případě jednoho vzorku byla použita i pryžová mezivrstva speciálního materiálu o tloušťce 1 mm. Měřením se ale pozitivní vliv tohoto materiálu na útlum neprokázal, došlo prakticky pouze k nežádoucímu nárůstu hmotnosti. Naopak pozitivního výsledku bylo dosaženo s použitím hliníkového jádra.

VÝROBA INTERIÉRU

Příprava výroby

Výrobě konečného kompozitového dílu předchází spousta kroků, které jsou nedílnou součástí přípravy výroby. Jedním z těchto kroků je výroba forem. Pro potřeby interiéru

L-410 NG byly vyráběny sklolaminátové formy. Inovativní a výzkumnou částí této fáze bylo testování nového materiálu pro výrobu polotovaru. Tímto materiálem je obráběcí vosk, který je možné používat pro obrábění. Tento materiál poskytuje vysokou tvarovou flexibilitu a v případě problematických tvarů, při odformování, jej lze z formy jednoduše vytavit při dotvrzování formy. Pro potřeby projektu byl vytipován obráběcí vosk modré barvy, který je dle technických specifikací vhodný pro hloubkové obrábění na CNC. Polotovar z obráběcího vosku je ukázán na obrázku 4.



Obr. 4: Voskový polotovar pro výrobu laminátové formy

Obráběcího vosku jsou vyráběny různé typy, které jsou většinou odlišovány barvou. Pro potřeby projektu byl zvolen modrý, vysokopevnostní vosk, vhodný pro obrábění na CNC. Technické parametry vosku jsou uvedeny v tabulce 2.

Tvrdość	53 (Shore "D" Scale)
Specifická hustota	0,9137g/cm ³
Bod vzplanutí	302 °C
Teplota tání (Ring & Ball Method)	116 °C
Viskozita (132 °C)	1790 cP
Objemové smrštění (při recyklaci, z teploty tání na RT)	5%
Koeficient tepelné roztažnosti (in./in. °F)	9.5 x 10-5

Tabulka 2: Technické údaje obráběcího vosku 2

Použití obráběcího vosku má při výrobě polotovarů své výhody i nevýhody. Základní zjištěné v rámci výzkumu na projektu INKOM jsou shrnuty v tabulce 3.

+	-
tvarová flexibilita formy	vysoké smrštění
recyklovatelnost	tvorba trhlin při chlazení
krátká doba separace povrchu	dlouhá doba tavení
minimální povrchové úpravy (broušení, separace, atd.)	pořizovací cena
	delší doba obrábění

Tabulka 3: Výhody a nevýhody obráběcího vosku

Obráběcí vosk byl v rámci projektu INKOM použit asi na 40 % ze všech polotovaru. Především se jednalo o menší a tvarově náročnější díly, kdy byl výskyt nežádoucích úkosů či úhlů.

Výroba kompozitových dílů

Na základě studie vlivu skladby panelů na jejich útlumové vlastnosti byla zvolena pro většinu dílů sendvičová struktura nebo v případě nižších nároků na tuhost skladba čistě laminátová. Pro výrobu dílů byl zvolen semipreg společnosti 5M s.r.o. skládající se z epoxidové matrice a skleněné výtzuže. Technologie, kterou jsou díly vyráběny, je LF Technologie, která je společností 5M s.r.o. patentována.

LF Technologie

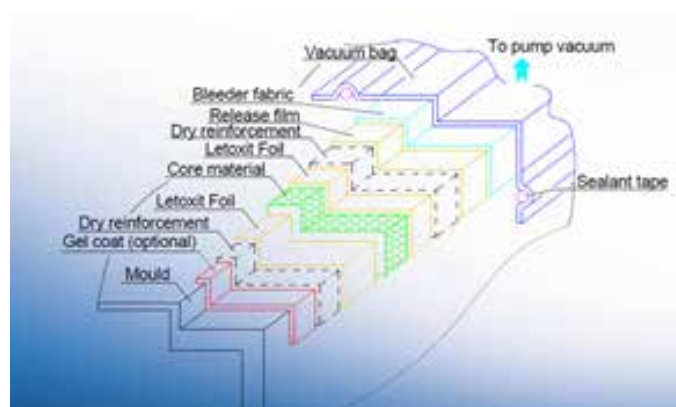
Principem LF Technologie je prosycení evakuované suché kompozice pryskyřicí roztavené zvýšenou teplotou, která zpolymeruje následným dalším zvýšením teploty. V jednom kroku následují 3 procesy, což je výhodné z pohledu pracnosti ale technologicky náročné.

Procesy v LF Technologii:

1. Evakuace vzduchu ze suché kompozice
2. Impregnace pryskyřicí
3. Vytvrzování

Tyto kroky musí následovat plynule po sobě. Schéma LF Technologie je uvedeno na obrázku 5.

Na obrázcích 6 až 8 jsou uvedeny ukázky konečných interiérových dílů.



Obr. 5: Schéma LF Technologie



Obr. 6: Kompozitní okenní panel interiéru L-410NG



Obr. 7: Dvoudílní sestava lékárny



Obr. 8: Prototypový díl Kanálu svislého L-410NG

ZÁVĚR

Společnost 5M s.r.o. se v rámci projektu INKOM podílí na vývoji nového interiéru pro malý dopravní letoun L-410NG. Hlavními cíli vývoje nového interiéru je zvýšení komfortu cestujících a celková modernizace vzhledu kabiny cestujících. V rámci vývoje byla provedena studie vlivu skladby kompozitových panelů na jejich útlumové vlastnosti a zjištěno bylo, že skladba dílů hraje podstatnou roli. Zásadním parametrem je volba jádrového materiálu, potah samotný je minoritní v oblasti řešení útlumu. Dále bych v rámci vývoje odzkoušen nový materiál pro výrobu polotovarů na formy. Tímto materiálem je obráběcí vosk a zjištěno bylo, že jeho použití skrývá jisté nedostatky, ale naopak je vhodný pro použití tam, kde klasické nebo finančně nenáročné materiály nestačí. Především pak u menších a tvarově náročnějších dílů. Pro výrobu interiérových dílů samotných byla použita LF Technologie společnosti 5M s.r.o.

Literatura:

- [1] Salava. T: R-5425 Měření průzvučnosti vzorků lehkých plastových stěn. VZLÚ, a.s. Praha. 2012
- [2] MachinableWax.com, Inc. USA. Dostupné na: <http://www.machinablewax.com/technical.php>, citováno dne 18. 2. 2014.

Experimentální porovnání mechanických vlastností kompozitů měřených metodami ASTM

Ing. Tomáš Urík, Ph.D., Ing. Jakub Cejpek, Letecký ústav, VUT v Brně

Článek se zabývá srovnáním mechanických vlastností kompozitních materiálů z hlediska použitých metod zkoušení. Jde o porovnání tlakových charakteristik jednosměrných kompozitových vzorků (uhlík/epoxid) měřených metodami IITRI (ASTM D 3410) a CLC (ASTM D 6641). Tyto tlakové charakteristiky a metody měření jsou dále konfrontovány s výsledky měření ohybových vlastností tříbodým ohybem podle ASTM D 790 a obecně doporučovanými návrhovými hodnotami tlakové pevnosti a tuhosti jednosměrných uhlík/epoxid kompozitů.

ÚVOD

Jednou z častých poruch při statických zkouškách kompozitních křidel letadel kategorie General Aviation je porušení tlakové pásnice. Uhlíkové pásnice se vyrábí různými postupy (např. vakuování, lisování, lepení z pultrudovaných profilů, atd.) a z odlišných polotovarů na bázi jednosměrných uhlíkových vláken (roving, UD pásy, pultrudované vytvrzené profily, a jiné). Typ vlákna, druh polotovaru, do kterého je vlákno zakomponováno, a technologie výroby mají zásadní vliv na výslednou tlakovou pevnost pásnic.

Mnohdy se stává, že konstruktéři při předběžném návrhu křídla (hlavně u letadel kategorií LSA, CS-22, CS-VLA) kvůli nedostatku relevantnějších dat používají pro dimenzování pásnic obecně doporučené návrhové hodnoty tlakových vlastností jednosměrného uhlíkového kompozitu (např. [1]).

V případě, že dochází k výběru vlákna nebo technologie pro výrobu kompozitních pásnic, bývá běžnou praxí porovnání těchto rozličných typů uhlíkových pásnic pomocí zkoušky tříbodým ohybem (např. podle ASTM D 790). Jde o jednoduchou zkoušku jak z hlediska provedení, tak hlavně z pohledu výroby a dodržení požadované přesnosti geometrie zkušební vzorku. Na základě ohybové pevnosti a tuhosti se pak identifikují nejvhodnější materiály a technologie pro výrobu pásnic.

Motivací pro provedení experimentů prezentovaných v tomto článku bylo posouzení korelace mezi ohybovými a tlakovými mechanickými charakteristikami uhlíkových vzorků. Dále pak ověření, do jaké míry se shodují reálně naměřené mechanické charakteristiky uhlíkových jednosměrných vzorků v tlaku s obecně známými doporučenými návrhovými hodnotami.

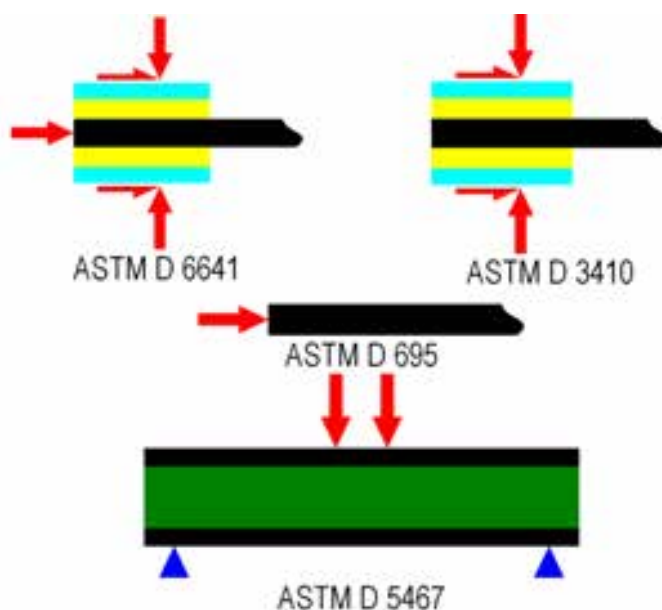
Pro dosažení výše zmíněných cílů byl navržen experiment, který je postaven na měření tlakových charakteristik jednosměrných uhlík-epoxidových vzorků. Experiment zahrnuje i měření ohybové pevnosti a ohybového modulu podle ASTM D 790 [2].

Testovány byly dvě sady vzorků (A, B) od různých výrobců, aby bylo možné posoudit trend respektive míru korelace výsledků z tlakových zkoušek s ohybovými charakteristikami a doporučenými návrhovými hodnotami tlakové pevnosti a tuhosti.

TLAKOVÉ ZKOUŠKY

Pro měření tlakových vlastností vláken vyztužených plastů se nejčastěji používají čtyři normalizované metody, které se liší způsobem zavedení zatížení do testované oblasti zkušební tělesa. Zatížení se zavádí buď tlakem, smykem, kombinací tlaku a smyku anebo ohybem sendvičového nosníku (Obr. 1).

Čistě tlakem (Obr. 2) jsou vzorky zatěžované při zkouškách prováděných podle ASTM D 695 (BS EN ISO 604). Tato norma byla původně vytvořena pro nevyztužené plasty, z toho důvodu není její použití vhodné pro vyztužené kompozity s vyšším modulem pružnosti. Dle ASTM D 695 – 13 je tato metoda použitelná jen pro materiály s modulem pružnosti do a včetně 41,37 GPa [3]. Tím pádem je pro uhlíkové jednosměrné kompozity nevhodná.



Obr. 1 Způsob zatěžování při tlakové zkoušce



Obr. 2 Přípravek – ASTM D 695



Obr. 4 Přípravek CLC - ASTM D 6641

Přenos zatížení smykem je realizován u tlakové zkoušky při použití metody IITRI dle ASTM D 3410 - 03 (BS EN ISO 14126) [4]. Tento standard zahrnoval tři metody: A - Celanese, B - IITRI (Illinois Institute of Technology Research Institute) a metodu C, která byla z tohoto standardu přesunuta do samostatné normy ASTM D 5467 [5]. V současnosti je v tomto standartu definována pouze metoda IITRI (Obr. 3).



Obr. 3 Přípravek IITRI – ASTM D 3410

Nejnovější normalizovanou metodou pro tlakové zkoušky vyztužených plastů je metoda CLC (Combined Loading Compression) vyvinutá na University of Wyoming a popsaná normou ASTM D 6641 – 09 [6]. Přípravek používaný u této metody přenáší zatížení do zkoumaného vzorku kombinací tlaku a smyku (Obr. 4). Míra smykového přenosu je kontrolována pomocí definovaného utahovacího momentu svěrných šroubů použitých na přípravku.

Typově odlišnou zkouškou v tlaku od předchozích tří postupů je metoda podle normy ASTM D 5467 [5]. Princip této zkoušky spočívá v testování sendvičového nosníku čtyř bodovým ohybem. Nosník se skládá z pevného voštinového jádra o tloušťce 40 mm a dvou potahů. Testovanou částí je potah umístěný na tlakové straně při ohybovém zatěžování sendvičového panelu. Spodní tahový potah jako i parametry voštinového jádra se volí dle potřeby tak, aby při ohybové zkoušce docházelo k tlakové poruše horního testovaného potahu. Tato metoda byla vyvinuta primárně pro testování jednosměrných prepregů.

Všechny zmiňované metody umožňují určit základní veličiny popisující tlakové vlastnosti, jako jsou tlaková pevnost, modul pružnosti v tlaku a Poissonova konstanta. Pro měření tlakových charakteristik vzorků, reprezentujících tlakové pásnice nosníku letadel, bylo v rámci tohoto experimentu zvoleno použití metod IITRI - ASTM D 3410 a CLC - ASTM D 6641.

Komparativní studii metody CLC a IITRI provedli Wegner a Adams [7]. Ukázali, že výsledky naměřené metodou CLC jsou statisticky podobné výsledkům z měření pomocí metody IITRI. Tato studie dále potvrdila, že velkou nevýhodou obou metod je jejich citlivost na kvalitu výroby a geometrickou přesnost zkušebního tělesa (např. orientace vláken, rovnoběžnost příložek, apod.). Dalším problémem je přesné ustavení vzorků v přípravku a z toho vyplývající přesnost zatěžování. Výhodou je přímé určení tlakových charakteristik z měření a možnost zkoušení materiálů s vysokou tuhostí.

OHYBOVÉ ZKOUŠKY

Ohybové zkoušky se obvykle používají za účelem kontroly kvality při výrobě kompozitních dílů. Principem zkoušky je třibodový ohyb (Obr. 5), který umožňuje stanovení ohybové pevnosti a tuhosti (ASTM D 790).

Dosažení ohybové resp. inter-laminární poruchy při zkoušce se řídí vztahem mezi tloušťkou testovaného vzorku a vzdáleností podpor. Napjatosti vznikající ve vzorku v průběhu zatěžování třibodovým ohybem, mají komplexní charakter. Jednoduchá geometrie zkušebního tělesa a nenáročný provedení zkoušky je však důvodem širokého použití této metody pro identifikaci a výběr vhodných materiálů a to i pro konstrukční prvky, které jsou v reálné konfiguraci převážně zatěžované tlakem.

Jedním z cílů této studie je porovnat hodnoty ohybové pevnosti a modulu pružnosti v ohybu s výsledky měření vlastností v tlaku a tím poskytnout podklady k posouzení relevantnosti použití ohybové zkoušky pro materiálový výběr.



Obr. 5 Přípravek třibodový ohyb

METODIKA ZKOUŠEK

Jak bylo vysvětleno dříve, předmětem experimentu není zjištění konkrétních návrhových hodnot ani kvalifikace nebo srovnání různých materiálů. Článek se zabývá porovnáním zkušebních metod. Z toho důvodu zde není uveden přesný popis technologie výroby vzorků ani detailní rozbor použitých vláken a matrice.

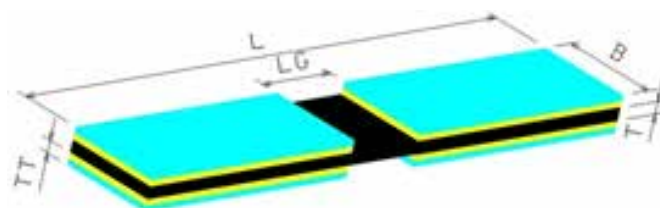
Obecnější vypovídající hodnotu experimentu zajišťuje testování dvou sad vzorků A a B od dvou na sobě nezávislých výrobců. Každý z výrobců používal při výrobě jednosměrných uhlíkových vzorků jiná vlákna a odlišné matrice na bázi epoxidu. Princip použité technologie výroby byl stejný: ruční kladení výztuže, mokrá impregnace, vytvrzování při vakuování. Geometrie vzorků sady A a sady B byla odlišná.

Obě sady A a B byly testovány pomocí tří zkušebních metod podle těchto standardů: ASTM D 3410 – 03, ASTM D 6641 – 09 a ASTM D 790 – 10. Jednotlivé zkoušky proběhly a byly vyhodnoceny v souladu s těmito standardy. Jedinou odchylkou od standardů při tlakových zkouškách bylo vynechání měření přetvoření z čelní a zadní strany vzorku pro eliminaci případného ovlivnění měření způsobeného parazitním ohybem vzorku. Označení konkrétní série (počet platných testovaných vzorků) je pro obě sady a všechny tři typy provedených zkoušek uvedené v tabulce 1.

	ASTM D 3410	ASTM D 6641	ASTM D 790
Sada A	A3410 (6)	A6641 (6)	A790 (10)
Sada B	B3410 (7)	B6641 (7)	B790 (10)

Tab. 1 Testované série

Geometrie tlakových vzorků (Obr. 6) byla v rámci sady A resp. v rámci sady B identická a je specifikována v tabulce 2.



Obr. 6 Přípravek třibodový ohyb

Tato specifikace geometrie je v souladu s příslušnými normami. Nicméně skutečná geometrie vyrobených vzorků vykazovala v obou případech určité nedostatky hlavně z pohledu dodržení příslušných tolerancí tvaru a polohy definovaných v ASTM standardech. Hlavním problémem bylo dodržení rovinnosti, rovnoběžnosti a tloušťky přílozek u obou sad.

	T (mm)	B (mm)	LG (mm)	TT (mm)	L (mm)
Sada A	4,5	20	16	1,5	145
Sada B	2	20	13	2	143

Tab. 2 Specifikovaná geometrie tlakových vzorků

Šířka a délka vzorků jsou u zkoušek třibodovým ohybem funkcí tloušťky vzorku. Vzorky pro tyto zkoušky byly u sady A i B vyrobeny ze stejných panelů jako u tlakových zkoušek.

Specifikované rozměry ohybových zkušebních těles (Tab. 3) se stejně jako v případě tlakových vzorků mírně lišili od reálně naměřených rozměrů u obou sad. Délka podpor při zatěžování byla proto vypočtena z průměru naměřených hodnot tlouštěk u jednotlivých sérií.

	Série	Tloušťka vzorku (mm)	Šířka vzorku (mm)	Délka vzorku (mm)	Délka podpor (mm)
Sada A	A790	4,5	20	100	67,8
Sada B	B790	2	15	50	31,8

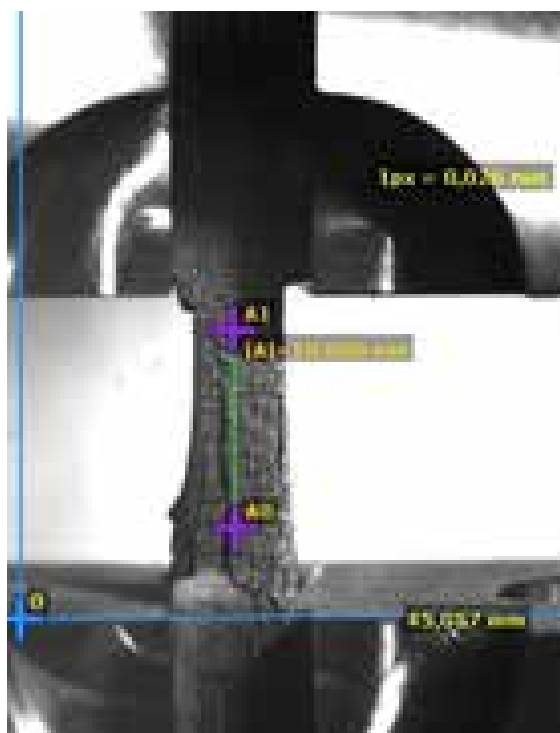
Tab. 3 Specifikovaná geometrie ohybových vzorků

Testy byly prováděny na Zkušebně letecké techniky Leteckého ústavu, FSI, VUT v Brně. Pro zatěžování sloužil univerzální elektromechanický zkušební stroj LabTest 6.500, umožňující vyvinout sílu do 500 kN (Obr. 7). Měření sil bylo variantně zabezpečeno kalibrovanými siloměry 10 kN (ohyb) resp. 500 kN (tlak).

Pro měření průhybu a přetvoření byl použit metrologicky kalibrovaný optický průtahoměr Mercury RT 2.0, fungující na principu vyhodnocování změny obrazu v reálném čase (Obr. 8).



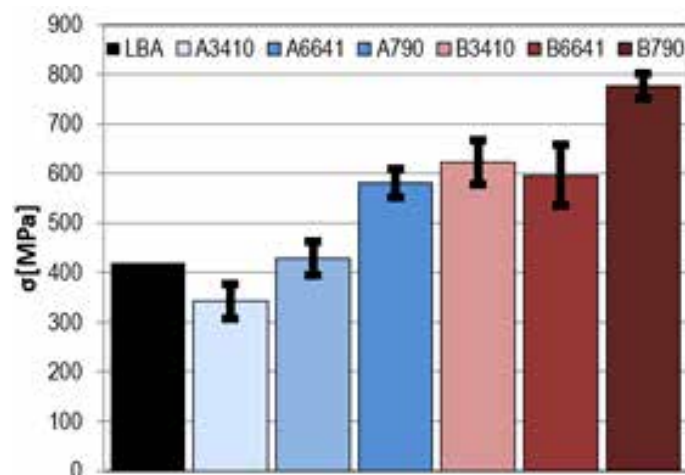
Obr. 7 LabTest 6.500



Obr. 8 Měření přetvoření při zkoušce (ASTM D 6641)

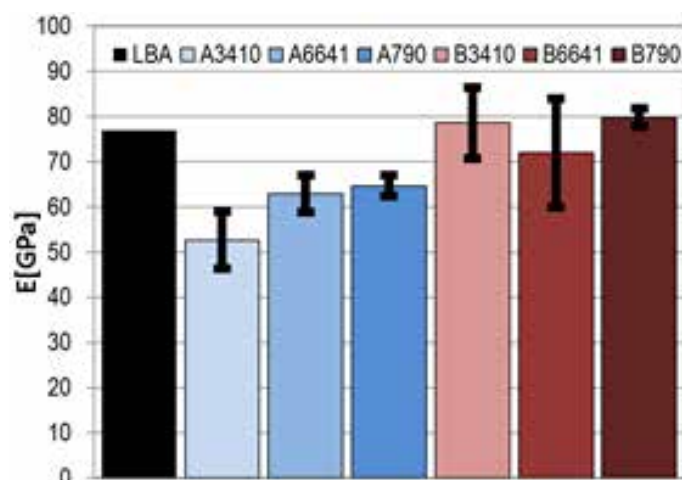
VÝSLEDKY A VYHODNOCENÍ

Výsledky ze zkoušek jsou shrnuty ve dvou grafech, které umožňují porovnání naměřeného maximálního napětí (Obr. 9) a tuhosti (Obr. 10) napříč všemi aplikovanými metodami.



Obr. 9 Naměřené maximální napětí

Jako referenční hodnoty jsou uváděny návrhové hodnoty tlakové pevnosti a modulu pružnosti v tlaku [1] pro uhlíkový jednosměrný roving: objemový podíl $V_f=35\%$, hustota $\rho=1770\text{kgm}^{-3}$, modul pružnosti podél vlákna $E=77\text{GPa}$, tlaková pevnost $\sigma=420\text{MPa}$.



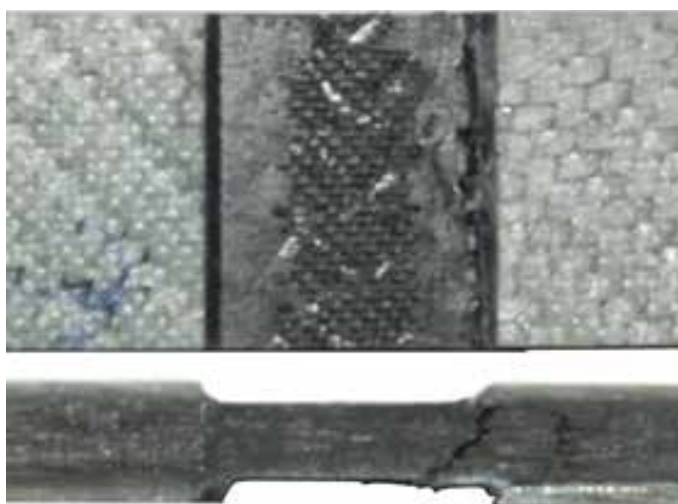
Obr. 10 Naměřené moduly pružnosti

Výsledky měření z ohybových zkoušek se ve srovnání s tlakovými hodnotami vyznačují menším rozptylem. Příčinou je jednodušší a tím pádem přesnější geometrie vzorků. To platí i o přesnosti ustavení zkušebního tělesa do přípravku a způsobu zatěžování v průběhu zkoušky. Maximální naměřené napětí lze u sérií A790 a B790 považovat za hodnoty pevnosti v ohybu. Rovněž naměřený modul pružnosti v ohybu můžeme v případě obou ohybových sérií považovat za relevantní hodnotu.

Charakter poruch všech tlakových vzorků byl podle hodnotících kritérií uvedených v použitých normách akceptovatelný. Naměřené maximální tlakové napětí nemohou být s určitostí definovány jako pevnosti v tlaku z důvodu nedostatečné eliminace nepřesností měření způsobených parazitním ohybem v průběhu zkoušky. Z tohoto pohledu mohou být negativně ovlivněny i naměřené hodnoty modulu pružnosti v tlaku.

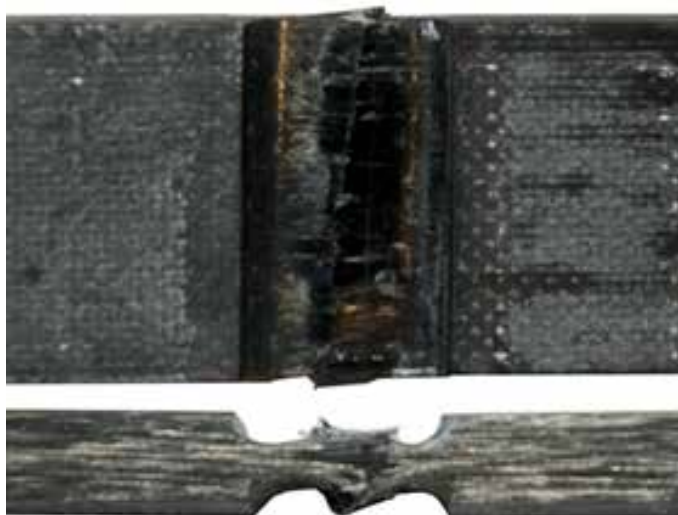
Nejnižší tlakové napětí bylo naměřeno pomocí metody ITRII u série A3410. To mohlo být způsobeno tenkou příložkou, která nedostatečně utlumila tlak čelistí. Následkem čehož by pak bylo zvýšení koncentrace napětí kolmo na vlákna a tím snížení dosahované maximální pevnosti.

Negativní vliv geometrie příložky částečně potvrzuje i charakter poruch vzorků u série A3410. U této série došlo ve všech případech k poruše vzorku na hraně příložky (Obr. 11). V tomto místě dochází ke skokové změně geometrie resp. tuhosti (testovaná oblast přechází do příložky, která je sevřená v čelistech). Snížení koncentrace napětí na hraně testované oblasti a příložek, pak bylo pravděpodobně příčinou naměření vyšších hodnot maximálních tlakových napětí u série A6641.



Obr. 11 Typická porucha vzorku ze série A3410

Naproti tomu 77% vzorků sady B bylo porušeno ve střední části zkoumané oblasti (Obr. 12), tedy přesně v tam, kde by mělo z hlediska měření pevnosti v tlaku k poruchám docházet primárně.



Obr. 12 Typická porucha vzorku sady B

Nižší naměřené hodnoty maximálního tlakového napětí u série B6641 ve srovnání se sérií B3410 mohou být způsobeny nedostatečně přesnou geometrií čela vzorků. Při silovém působení na čela těchto vzorků mohlo dojít k nerovnoměrnému tlakovému rozložení, přetížení jedné strany vzorku a tím ke snížení únosnosti. Tuto hypotézu částečně potvrzuje nižší hodnota naměřeného modulu pružnosti v tlaku u série B6641 ve srovnání se sérií B3410.

ZÁVĚR

Porovnání výsledků tlakových vlastností u sady B ukazuje, že metodami ITRII (ASTM D 3410) a CLC (ASTM D 6641) se dají získat statisticky podobné výsledky, co je v souladu s komparativní studií Wegnera a Adamse [7]. Zaznamenané vyšší rozdíly výsledků tlakových vlastností byly u sady A pravděpodobně zapříčiněny nedostatečnou kvalitou lepených příložek.

Rozdíly v naměřených hodnotách ohybové pevnosti a maximálních napětí v tlaku kopírují stejné trendy při obou měřených sadách A, B. Podobný vývoj je zaznamenán i v případě modulů pružnosti. Z hlediska relativního porovnání kvality materiálů se jeví ohybové zkoušky jako konzistentní, nízkonákladový a spolehlivý ukazatel i v případě výběru materiálů resp. technologie pro tlakem namáhané součásti.

Návrhové tlakové vlastnosti LBA [1] jsou srovnatelné s naměřenými výsledky sady B (Obr. 9, Obr. 10). Naměřené hodnoty modulu pružnosti sady A jsou od hodnot LBA nižší. Kromě problémů vyplívajících z předchozího popisu vzorků sady A, je dalším důvodem druh jednosměrné uhlíkové výztuže použité při výrobě vzorků této sady. Uhlíková výztuž měla v tomto případě charakter jednosměrné uhlíkové pásky s nosnou příčnou mřížkou ze skleněných vláken. Jak je vidět univerzální použití starších konzervativních návrhových hodnot při předběžném dimenzování konstrukce není zcela na bezpečné straně.

Dosažení namáhání čistým tlakem je problematické i v laboratorních podmínkách na vzorcích k tomu určených. Hlavními příčinami jsou tvarová nepřesnost zkušebních těles, jejich problematické ustavení v přípravku a vysoké požadavky na přesné axiální zatěžování. Obdobné problémy s parazitními vlivy ohybu případně vzpěru se s největší pravděpodobností vyskytují i na skutečných konstrukčních uzlech, u kterých je předpoklad, že jsou zatíženy hlavně tlakem.

Literatura:

- [1] Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen, Dimensionierungsrichterte für den Segel- und Motorsegelflugzeugbaum, 1988.
- [2] ASTM Int.: Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates; ASTM D2344/D2344M – 13, 2013
- [3] ASTM Int.: Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics; ASTM D695 – 10, 2010
- [4] ASTM Int.: Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading; ASTM D3410/D3410M – 03, 2008
- [5] ASTM Int.: Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional Polymer Matrix Composite Materials Using a Sandwich Beam; ASTM D5467/D5467M – 97, 2010
- [6] ASTM Int.: Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture; ASTM D6641/D6641M – 14, 2014
- [7] Wegner P., Adams D.F.: Verification of the Combined Load Compression (CLC) Test Method, FAA report DOT/FAA/AR-00/26, FAA, Washington, D.C., 2000

Pozemní pevnostní a funkční zkoušky morfujících kompozitních částí křídla v projektu SARISTU

Ing. Vladimír Snop, VZLÚ

Projekt SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structures) je zaměřen na vývoj za letu pohyblivých částí křídla - náběžné hrany, odtokové hrany a wingletu a vývoj inteligentních leteckých konstrukcí, které umožní samodiagnostiku, případně i samoopravu pomocí nanoprskyřic. VZLÚ v rámci projektu řešil výrobu a montáž leteckých dílů, konstrukční návrhy a pevnostní analýzy zkušebních systémů pro zkoušky náběžné hrany a wingletu a zajišťoval pevnostní a funkční zkoušky těchto částí. V oblasti vývoje inteligentních konstrukcí VZLÚ prováděl impaktování a následné NDT kontroly kompozitních trupových částí.

ÚVOD

První část projektu je založena na fyzické integraci inteligentních konstrukčních částí do křídla dopravního letounu. Jde o řízeně deformovatelnou náběžnou hranu která musí splňovat náročné požadavky na ochranu povrchu a obsahuje protinámrazový systém, bird strike systém a systém ochrany proti blesku. Do výše uvedené konstrukce je třeba také vhodně umístit složité mechanismy pro ovládání morfující části ploch. V této části VZLU zajišťovala výrobu dílů kinematiky a pomocných nosníků, montáž kinematiky do dodaných náběžných hran, sestavení náběžných hran, funkční zkoušky a pevnostní pozemní zkoušky.

Ve druhé části projektu byla navržena a uskutečněna pozemní rezonanční a statická zkouška wingletu. Během rezonanční zkoušky byla provedena funkční zkouška ovládání pohyblivé klapky.

Ve třetí části byly implementovány umělé vady (impakty) na kompozitní trupové panely s jejich následným vyhodnocením pomocí NDT kontrol jako podpora pro analýzu damage tolerance.

NÁBĚŽNÁ HRANA (EADN-ENHANCED ADAPTIVE DROOP NOSE)

Náběžná hrana pro tunelová měření

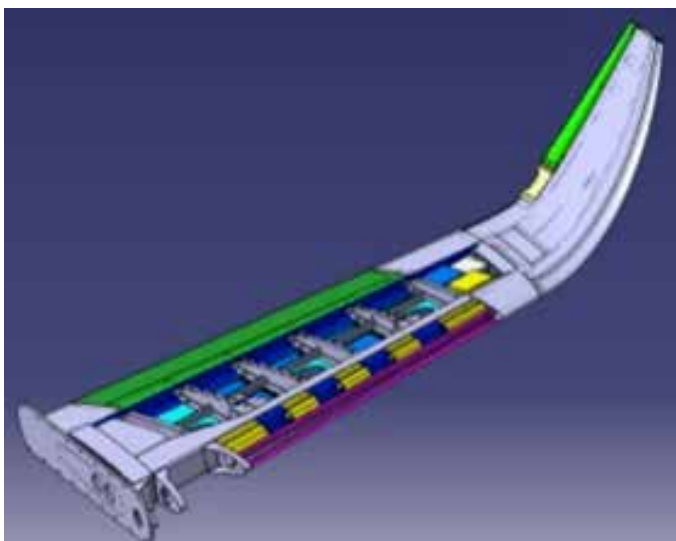
Cílem bylo sestavit zkušební kus náběžné hrany včetně kinematiky, funkční zkouška a odeslání do firmy Alenia k integraci do zkušebního kusu části křídla, která bude podrobena tunelovým měřením ve firmě CAGI.

Vývojem, výrobou a ověřením náběžné hrany se zabývaly firmy DLR, AGI, Sonaca, Invent, GKN a řešily následující požadavky pro morfující konstrukci:

- » Vývoj náběžné hrany (DLR, Invent)
- » Výroba náběžné hrany (Invent)
- » Povrchová ochrana (GKN)
- » Odmrazování (GKN)
- » Ochrana proti blesku (GKN)
- » Ochrana proti střetu s ptákem (Sonaca)
- » Jednoduchá kinematika pro změnu tvarum (AGI, Invent)
- » Výroba kinematiky, montáž náběžné hrany, zkoušky (VZLU)

Náběžnou hranu vyráběla firma Invent, byl použit materiál GFRP, HexPly 913, 32 vrstev, vytvrzení na přípravku v autoklávu. Byly vyrobeny 4ks polotovarů náběžek dlouhých cca 4m, ze kterých se vyřezávaly části náběžných hran pro následující zkušební kusy: Model pro tunelová měření

- » Model pro tunelová měření
- » Model pro pozemní pevnostní zkoušky
- » Model pro bird strike test
- » Modely pro zkoušky Ti fólie

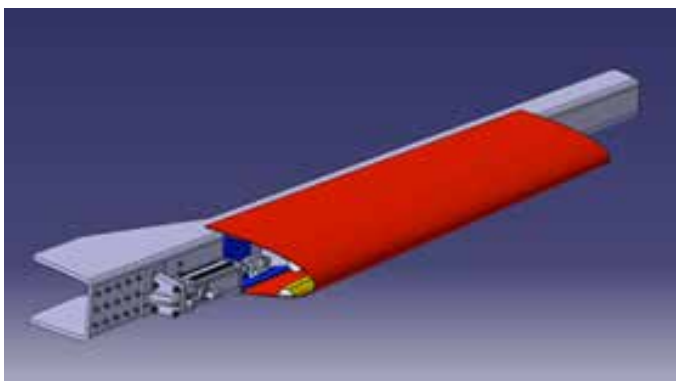


Obr. 1 Zkušební kus části křídla



Obr. 2 Výroba polotovaru náběžky

Náběžka pro tunelová měření byla složena z potahu, pomocného nosníku, kinematických dílů a pohonného motoru.



Obr. 3 CAD model náběžné hrany pro tunelová měření

Složení vrchních vrstev potahu náběžky je znázorněno na následujícím obrázku.



Obr. 4 Složení vrchních vrstev potahu náběžky

Kinematika, ovládající sklápění náběžné hrany, má 4 stanice, které jsou pevně připojeny pomocí konzol k pomocnému nosníku. Páky uchycené v konzolách sklápí náběžku pomocí dvou táhel, zapojených do integrovaných závěsů uvnitř přední části náběžné hrany. Konzolami procházejí posuvné naháněcí tyče, která přes krátká spojovací táhla ovládají naklápění pák. Celý systém kinematiky pohání přímočarý posuvný elektromotor.

Pomocný nosník byl vyroben z duralu 7050.

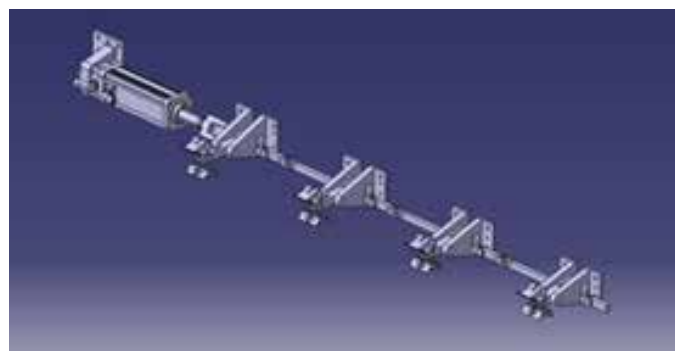


Obr. 5 Pomocný nosník

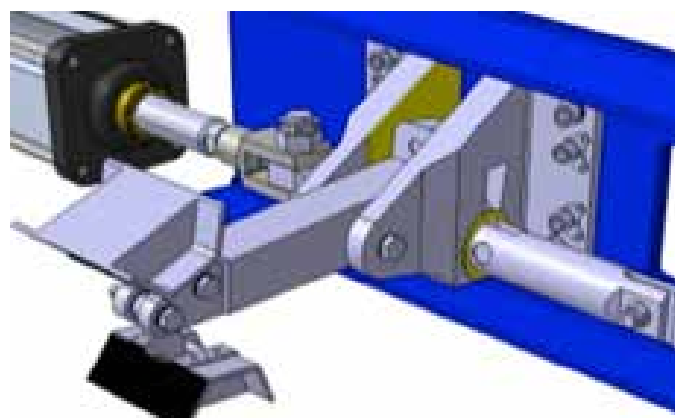
Kinematické díly byly vyrobeny z duralu 7050 nebo 7075, ocelová táhla z materiálu 42CrMo4 +QT.



Obr. 5 Díly kinematiky



Obr. 6 Systém kinematiky



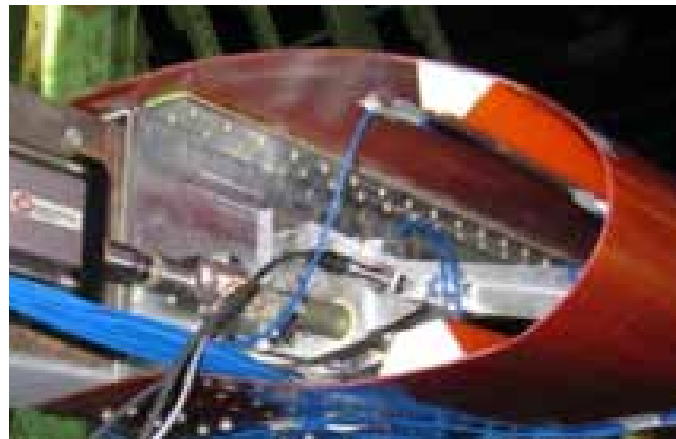
Obr. 7 Detail kinematické stanice

Montáž náběžky byla provedena dle dohodnutého postupu ve VZLU v září 2014. Nejprve byly instalovány táhla do integrovaných závěsů a odzkoušena jejich volná pohyblivost. Poté byly připojeny páky se spojovacími táhly. Dále byly instalovány konzoly s nasunutými naháněcími tyčemi a vše bylo pospojováno. Po kontrole všech instalovaných částí a spojovacích prvků byl osazen pomocný nosník a k němu připojeny konzoly. Nakonec byl nosník snýtván s potahem náběžné hrany.



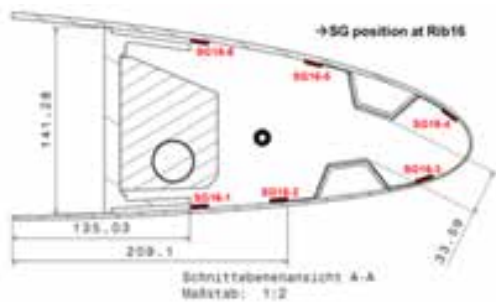
Obr. 8 Montáž náběžky v přípravku

Funkční zkouška proběhla úspěšně. Bylo provedeno několik měření do max výchylky sklopení náběžky, což bylo cca 32mm na kořenovém okraji. Naměřená napětí na tenzometrech odpovídala předpokládaným hodnotám na výpočtovém modelu.

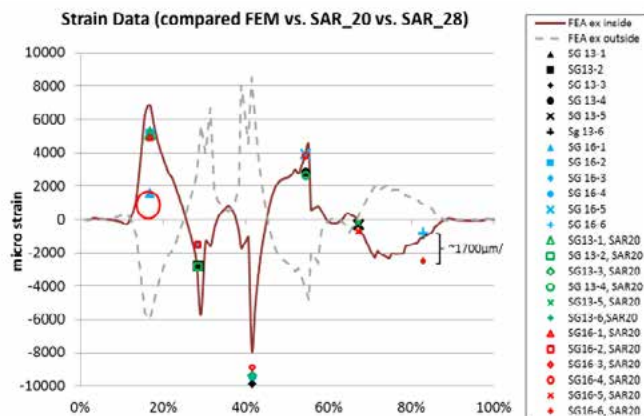


Obr. 11 Detail sklopené náběžky

Funkční zkouška kinematiky byla provedena ve VZLU v září 2014. Před zkouškou byla sestavená náběžka osazena senzorem pro měření úhlu sklopení páky kinematiky a dvěma akcelerometrickými senzory. Kompletní náběžka pak byla namontována na zkušební stand a k naháněcí tyči byl připojen motor ovládání. Během zkoušky byly měřeny deformace optickým systémem Pontos a napětí na tenzometrech instalovaných na vnitřní straně potahu.



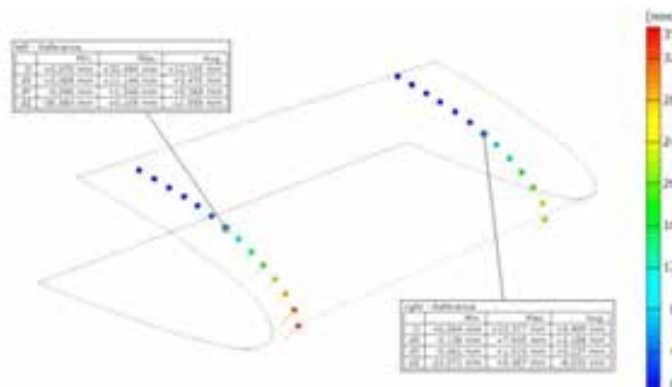
Obr. 9 Schema instalace tenzometrů



Obr. 12 Srovnání výsledků měření tenzometrů s výpočtem



Obr. 10 Zkušební stand pro funkční zkoušku



Obr. 13 Pontos systém – měření deformací

Po funkční zkoušce byla kompletní náběžná hrana odeslána v říjnu 2014 do firmy Alenia k integraci do zkušební části křídla.



Obr. 14 Montáž náběžné hrany do zkušebního křídla

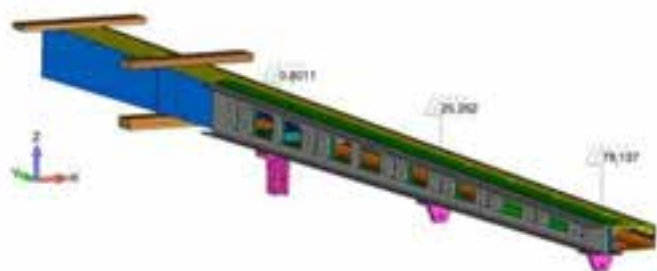
Pozemní zkoušky dlouhé náběžné hrany

Cílem bylo sestavit zkušební kus náběžné hrany se 7 kinematickými stanicemi dlouhý 3650mm, funkční zkouška bez a s nastaveným očekávaným průhybem křídla a cyklická zkouška kombinace průhybu a sklápění náběžky.



Obr. 15 CAD model stendu pro pozemní zkoušky

Náběžná hrana byla smontována stejným způsobem jako předchozí kratší model. Sestavená náběžka byla přichycena ke zkušebnímu nosníku, do kterého byly připojeny 3 hydraulické válce, které řízením polohy vysunutí pístnice nastavily příslušný průhyb nosníku.



Obr. 16 Výpočtový model nosníku uchycení

Funkční zkouška kinematiky byla provedena ve VZLU v březnu 2015. Před zkouškou byla sestavená náběžka osazena 2 senzory pro měření úhlu sklopení pák kinematiky.



Obr. 17 Sestava funkční a cyklické zkoušky

Během zkoušky byly měřeny deformace optickým systémem Pontos, napětí na tenzometrech instalovaných na vnitřní i vnější stranu potahu a síla v naháněcím táhle.

Funkční zkouška proběhla úspěšně. Bylo provedeno několik měření do max výchylky sklopení náběžky (cca 40mm na kořenovém okraji). Naměřená napětí na tenzometrech odpovídala předpokládaným hodnotám na výpočtovém modelu. Síly v naháněcím táhle byly větší o cca 20% než vypočtené. Důvodem bylo větší tření v systému kinematiky.



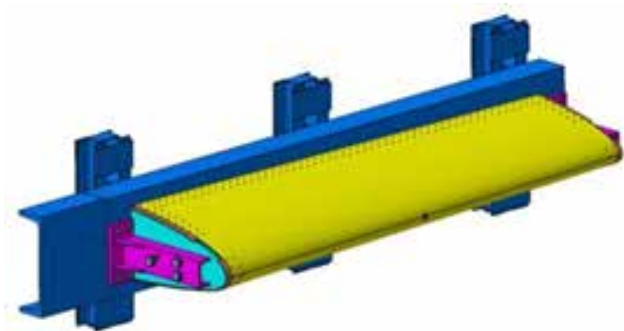
Obr. 18 Detail max. sklopení náběžky u kořene

Cyklická zkouška je v současné době v přípravě. Uvažuje se se střídáním bloků s cyklováním průhybu nosníku a cyklováním sklápění náběžky. Průhyb bude nastavován opakujícím se cyklem (0 50%, 0 20%, 0% max. průhybu). Cyklus sklápění bude jednoduchý (0...max...0° úhel sklopení náběžky).

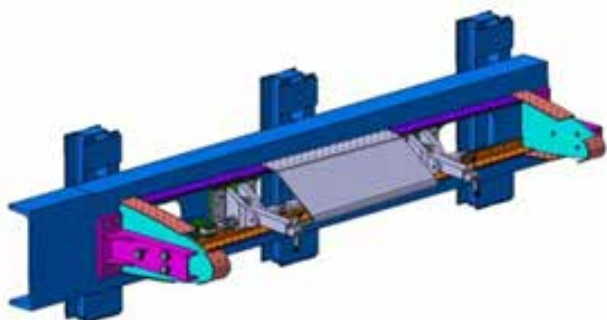
Bird strike test

V současné době je tato zkouška v přípravě. Plánovaným cílem je sestavit zkušební kus náběžné hrany vybavené 2 kinematickými stanicemi a ochranným krytem a provést 2 výstřely – jeden doprostřed mezi kinematické stanice a jeden do oblasti kinematické stanice.

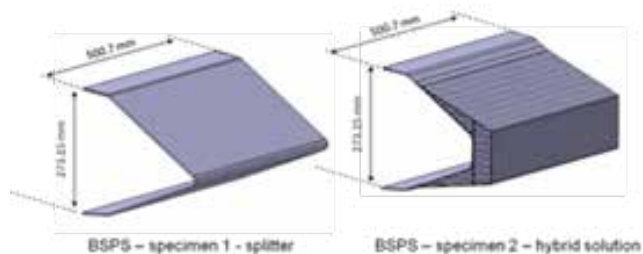
Dále jsou plánovány 2 výstřely do dvou samostatných ochranných krytů (bez náběžky) – jeden kryt je z duralového plechu tl. 4mm a druhý je hybridní z duralového plechu a kompozitového sendviče.



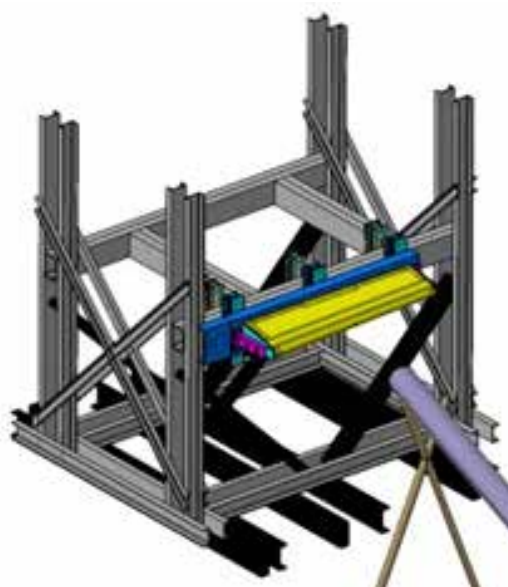
Obr. 19 CAD model zkušebního kusu pro bird strike



Obr. 20 Detail umístění krytu a kinematiky



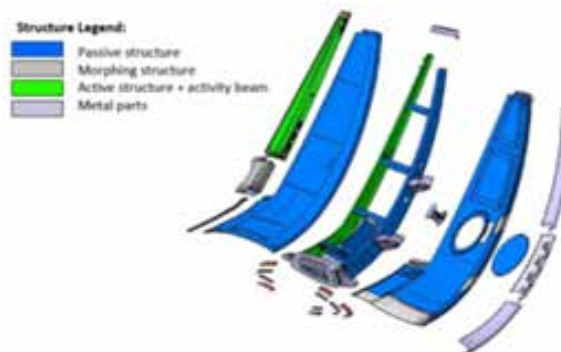
Obr. 21 CAD modely zkušebních kusů krytů



Obr. 22 CAD model bird strike testu

WINGLET (WATE-WINGTIP ACTIVE TRAILING EDGE)

cílem bylo na vyvinutých stendech provést pozemní rezonanční a statickou pevnostní zkoušku wingletu. Zkušební kus wingletu byl dodán firmou FACC. Hlavní části konstrukce tvořil kompozitový skelet z nosníků, žeber a potahů a k němu připojené duralové náběžné hrany a masivní kořenové žebro. Funkční ploška byla též kompozitová, pro zmenšení indukovaného odporu při výchylce byla ploška připojena k pevné části dílem z měkké pružné pryže. Potahy byly vyrobeny v autoklávu z materiálu CYCOM 977-2A/2, stringery a ploška RTM procesem z materiálu Hexcel G0926.



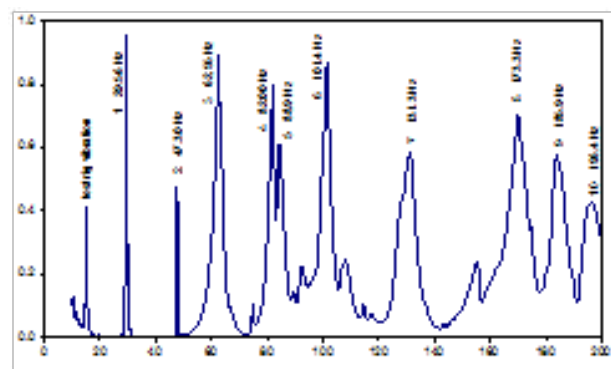
Obr. 23 Sestava wingletu

Pozemní rezonanční zkouška

Zkouška byla uskutečněna ve VZLU v srpnu 2014 zkušebním systémem Prodera. K měření modálních frekvencí bylo použito 37 akcelerometrů. V první etapě při buzení od 10 do 200Hz bylo zjištěno 11 vlastních módů včetně módu uchycení.



Obr. 24 Winglet při pozemní rezonanční zkoušce



Obr. 25 Modální indikační funkce (MIF)

V další etapě byly experimentálně určeny modální parametry všech módů. Pro každý vlastní mód byla určena, frekvence, modální hmotnost, tlumení a tvar vlastního módu.

Ordinal Number	f [Hz]	Mode of vibration	M [kgm ²]	Damping ξ [1]
1	29.56	1 st Winglet	7.8	0.007
2	47.28	1 st Winglet	-	0.007
3	62.55	1 st Rubber	0.82	0.045
4	82.00	2 nd Rubber	0.77	0.044
5	88.90	Tab Flapping	3.3	0.033
6	101.4	2 nd Winglet	3.9	0.022
7	131.3	Winglet	8.1	0.027
8	173.3	Tab Bending	-	0.025
9	185.9	Winglet	4.0	0.042
10	196.4	Winglet	-	-

Tab. 1 Souhrn modálních parametrů wingletu

Statická pevnostní zkouška

Zkouška byla uskutečněna ve VZLU v září 2014 zkušebním systémem MTS Aero 90. Winglet byl pevně uchycen do zkušebního stendu. Zatížení bylo pomocí 3 hydraulických válců zaváděno do konstrukce wingletu a plošky přes zatěžovací systém a speciální závěsy nalepené na potah.



Obr. 26 Sestava statické zkoušky

Byly provedeny 2 zatěžovací případy (tažné a tlačné zatížení), při kterých byly měřeny napětí na tenzometrech systémem BMC a deformace optickým systémem Pontos. Zkouška proběhla úspěšně, po závěrečné vizuální prohlídce byl winglet odeslán na montáž do zkušebního kusu křídla do firmy Alenia.



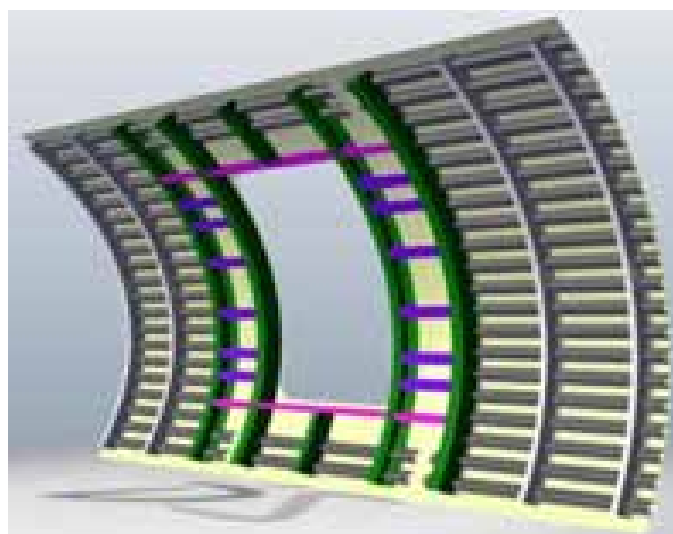
Obr. 27 Detail zatěžovacího systému



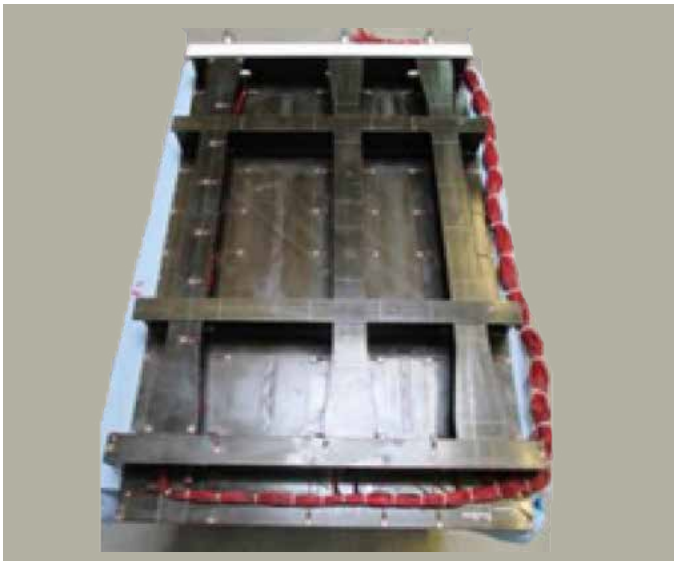
Obr.28 Namontovaný winglet ve zkušebním kusu křídla

TRUPOVÉ PANELE

Cílem aktivit VZLÚ je provedení impaktů na zkušebních kusech a jejich vyhodnocení vhodnými NDT metodami. Zkoušky budou provedeny ve firmě DLR v březnu 2015. Impaktovány budou 2 panely - trupový s otvorem pro dveře a dveřní panel.



Obr. 29 CAD model trupového panelu



Obr. 30 Dveřní panel

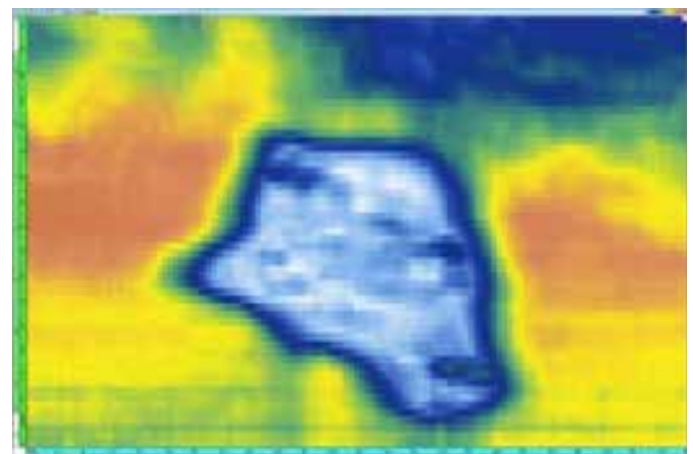


Obr. 33 Přístroj Omniscan MX2

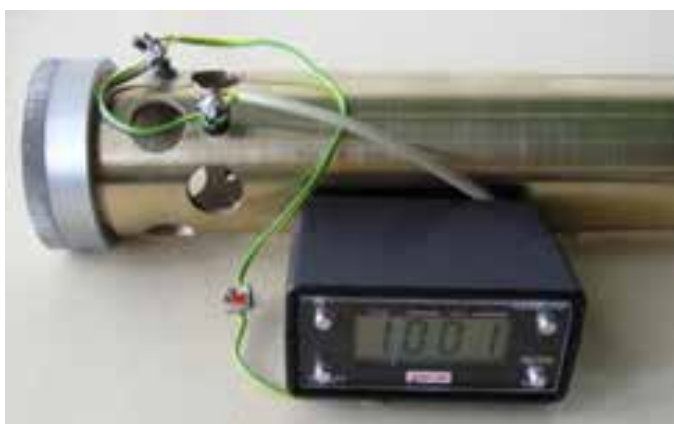
Je plánováno provést cca 150 impaktů s energií 20 - 70J s následnou NDT kontrolou. Úhel impaktování by měl být 90°. Poloměr impaktovací hlavičky je 25mm, očekávaná hloubka 1mm s delaminací na ploše o průměru 150-200mm. K impaktování bude použit ruční impaktor VZLÚ s měřením energie.



Obr. 31 Ruční impaktor VZLÚ



Obr. 34 Zobrazení S-scanu poškození impaktem



Obr. 32 Dakel – měření energie impaktu

NDT kontroly impaktů budou provedeny manuálním kontaktním S-scanem přístrojem Omniscan MX2 se sondou PA Probe 5MHz.

Literatura:

- [1] Kintscher M., Wildschek A., Newmann B.: Saristu review presentations, 2014-2015
- [2] Hlavatý V., Snop V., Horák V.: AS03-Wingtip Active Trailing Edge Static and ground vibrafon tests, test set-up, test matrix; Report No. D33.1B , VZLU, Prague, 2014

Vývoj kompozitních motorových gondol pro L-410NG

Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. ; Ing. Vítězslav Hanzal - VZLÚ

Článek popisuje vývoj nových kompozitních motorových gondol pro letoun L-410NG v rámci projektu INKOM. Zahrnuje popis aerodynamického návrhu motorových gondol a shrnuje výsledky optimalizace vnitřního a vnějšího tvaru motorových gondol. Dále uvádí výběr materiálů a technologie výroby motorových gondol. Výběr materiálů a technologie výroby byl proveden z pohledu materiálových nákladů při splnění mechanických, fyzikálních a provozních požadavků. Hlavními přínosy nových gondol jsou nižší spotřeba paliva díky zlepšené vnější a vnitřní aerodynamice a nižší výrobní náklady oproti původním kovovým motorovým gondolám.

ÚVOD

Vývoj nových kompozitních motorových gondol je součástí modernizace letounu L-410. Vývoj nových kompozitních motorových gondol probíhá v rámci projektu INKOM za finanční podpory MPO v rámci programu TIP č. FR-TI4/543.

Původní kovové motorové gondoly byly vyvinuty společně s původním letounem L-410 před více než 40 lety. Použité konstrukční řešení původních motorových gondol odpovídá době svého vzniku. Hlavním materiálem jsou hliníkové slitiny kombinované s požárními přepážkami z nerezové oceli. Výroba motorových gondol je založena na velkém objemu manuální práce s minimem výrobních přípravků. Důsledkem je nízká opakovatelnost výroby gondol s vysokou pracností při montáži gondol na letoun. Kovová konstrukce také omezovala aerodynamickou čistotu motorových gondol svými technologickými omezeními. Použití nových technologií a materiálů umožňuje kompletní změnu tvaru gondol. Realizace projektu bylo unikátní příležitostí k optimalizaci vnějších a vnitřních tvarů motorových gondol.

Vývoj kompozitních motorových gondol byl proveden ve spolupráci VZLÚ, Evectoru a Aircraft Industries. VZLÚ bylo odpovědné za aerodynamickou optimalizaci vnitřních a vnějších tvarů motorových gondol, výběr materiálů a technologický vývoj a výrobu prototypů kompozitních motorových gondol. Evector byl odpovědný za konstrukci a tvorbu výkresové dokumentace gondol.

AERODYNAMICKÁ OPTIMALIZACE MOTOROVÝCH GONDOL

Aerodynamická optimalizace motorových gondol byla prováděna pomocí CFD simulací na dvou referenčních modelech. První model byl určen pro posouzení vnějších tvarů gondoly, kdy byla modelována pouze část vstupního kanálu přivádějícího vzduch do sání motoru. Geometrie modelu zahrnovala výfuky motoru, křídlo a ovládání přistávacích klapek. Druhý model popisoval kompletní vstupní kanál k motoru, zatímco vnější tvar byl zjednodušen. Toto dělení umožnilo lepší posouzení vyšetřovaných oblastí při zjednodušení výpočtového modelu.

Původní geometrie motorových gondol

Aerodynamická optimalizace motorových gondol byla zahájena shromážděním všech dostupných podkladů o stávajících gondolách.

Výrobce letadel definoval reprezentativní letové režimy, parametry použité vrtule AV 725 poskytl jejich výrobce Avia Propeller a termodynamický model motorů H-80 dodalo GE Aviation. Digitální model původních gondol dodaných Aircraft Industries byl vyhlazen a byly do-modelovány chybějící plochy.

CFD simulace původní gondoly se soustředila na identifikaci problematických oblastí a jevů v proudění. Dalším cílem bylo získání referenčních parametrů pro porovnání původní a optimalizované geometrie. Pro CFD simulace byl použit řešič EDGE.

Analýzy původní geometrie ukázaly několik problematických míst. První bylo ve vstupním kanálu, kde dochází k relativně časnému odtržení proudu, které následně zmenšuje efektivní průřez kanálu. Druhým místem je odtoková část gondoly, kde je gondola ukončena pod poměrně strmým úhlem. Důsledkem je odtržení proudu v této oblasti. Čistota obtékání je zde navíc narušena závěsem přistávacích klapek.



Obr. 1 Původní kovové motorové gondoly

Optimalizovaná geometrie motorových gondol

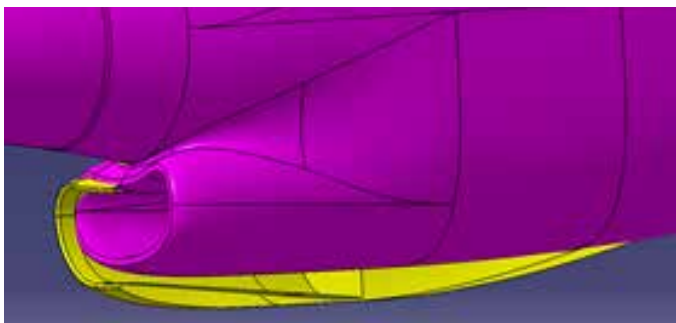
Pro optimalizaci geometrie motorových gondol byl vytvořen nový parametrický geometrický model v programu Catia V5.

Jako cílová funkce pro posouzení jednotlivých variant byla použita spotřeba paliva. Vypočtená spotřeba paliva základní varianty byla ověřena dle skutečné spotřeby letadla. Pro optimalizaci byla zvolena metoda Design of Experiment spolu s gradientní metodou.

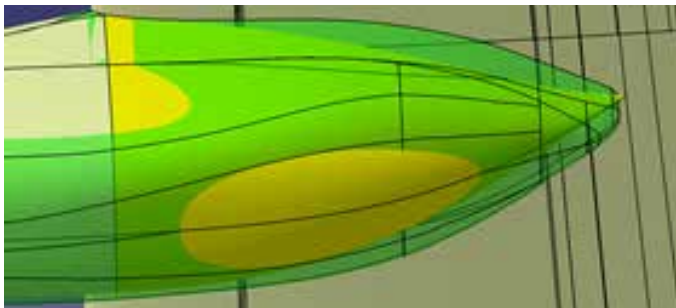
Optimalizovaná geometrie se od původní poměrně liší. V přední části došlo k rozšíření vstupu vzduchu při zvětšení poloměru náběžné hrany vstupu a snížení průřezu vstupního kanálu. Touto úpravou se odstranilo odtržení proudu v kanálu a došlo ke snížení odporu gondoly.

Zadní část gondoly se přiblížila kapkovitému tvaru s relativně ostrou odtokovou hranou.

Při aplikaci optimalizovaných gondol by se teoreticky mělo dosáhnout snížení spotřeby paliva celého letounu o 4,6%.



Obr. 3 Porovnání původní (žlutá) a optimalizované geometrie (fialová)



Obr. 4 Porovnání původní (zelená) a optimalizované geometrie (žlutá)

VÝBĚR MATERIÁLU A TECHNOLOGIE VÝROBY

Výrobní náklady motorových gondol mohou být sníženy aplikací kompozitních materiálů v kombinaci s optimalizovaným výrobním procesem. Snížení pracnosti při montáži gondol na letoun je umožněno snížením počtu dílů sestavy, zvýšením opakovatelnosti výroby a konstrukčním návrhem zohledňujícím jejich montážní postup.

Výběr materiálu

Výběr materiálu pro kompozitní motorové gondoly může být rozdělen na výběr matrice a výztuže. Výběr matrice je založen především na její odolnosti vůči vnějšímu prostředí (provozní teplota, provozní kapaliny, ...) a jejich technologických parametrech (viskozita, vytvrzovací teplota, ...). Výběr výztuže je založen na požadované pevnosti a tuhosti konstrukce.

Ačkoliv u kompozitních materiálů nelze provádět jejich výběr zcela odděleně, v případě motorových gondol je rozhodujícím parametrem jejich maximální provozní teplota. Z tohoto hlediska je nejslabším článkem kompozitního materiálu jeho matrice. Na základě předběžné analýzy a měření teplot na původních kovových gondolách byla maximální provozní teplota

kompozitních gondol stanovena na 110°C. Tato teplota je relativně vysoká i při uvažování jejího občasného dosažení a vyžaduje použití vysokoteplotních epoxidů. Výběr matrice byl založen na výběru matric vhodných pro prepregy a infuzní technologie s T_g wet (teplota skelného přechodu laminátu saturovaného vlhkostí) větší než 120°C.

Pro požadovanou teplotní odolnost je k dispozici poměrně široký výběr epoxidových pryskyřic od renomovaných dodavatelů jako je Hexcel, Cytec, TenCate, ACG/Umeco/Cytec a menších dodavatelů jako Huntsman, Henkel a 5M.

Posuzovaný soubor vhodných pryskyřic byl vytvořen na základě teplotní odolnosti, letecké jakosti, dostupnosti na trhu a na jejich použitelnosti bez nutnosti autoklávu.

Následující pryskyřice byly vybrány k dalšímu posouzení:

- Prepregy Umeco MTM46 a HexPly M20
 - » Dlouhá zpracovatelnost při NT
 - » Nižší vytvrzovací teplota a kratší doba vytvrzování
- Pryskyřice pro technologii RFI Letoxit LFX 054
 - » Dostupnost na trhu, dodavatel v ČR
 - » Cena
- Infuzní pryskyřice Araldite LY564 / Aradur 2954
 - » Viskozita vhodná pro infúzi při NT
 - » Nižší vytvrzovací teplota
 - » Dostupnost na trhu

Posuzované výztuže zahrnují vyvážené skleněné a uhlíkové tkaniny s různou plošnou hmotností. Použití jednosměrné výztuže vzhledem k charakteru dílů není vhodné. Výběr výztuží byl založen na letecké kvalitě a jejich dostupnosti na trhu. Potenciální dodavatelé jsou Hexcel, Porcher, ECC a P-D Interglas Technologies.

Technologie výroby

Pro výrobu kompozitních motorových gondol bylo uvažováno použití bez autoklávových prepregů, vakuové infúze a technologie RFI (Resin Film Infusion).

Technologie vakuové infúze spočívá ve skladbě suché výztuže do jednodílné formy. Po dokončení skladby je výztuž zakryta technologickými materiály (odtrhová tkanina, rozváděcí vrstva) a zavakuována. Následuje impregnace výztuže katalyzovanou pryskyřicí. Rozvedení pryskyřice po ploše dílu je zajištěna distribuční vrstvou a impregnace výztuže tak probíhá pouze ve směru tloušťky dílu.

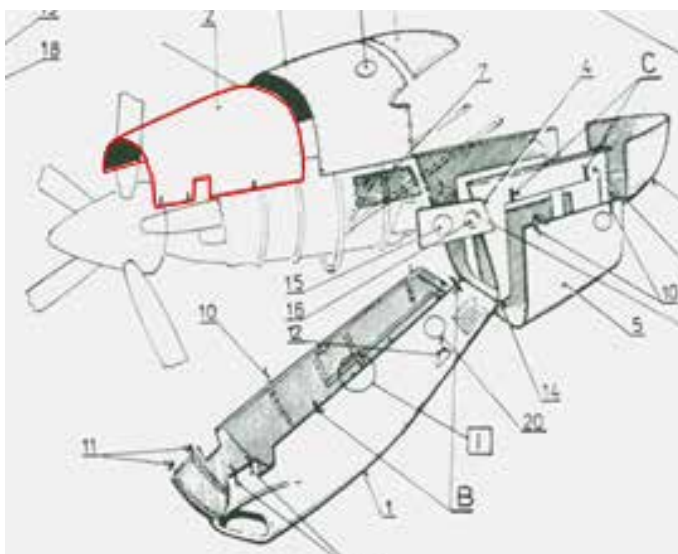
Technologie RFI opět využívá skladbu suché výztuže ovšem v kombinaci s vrstvami pryskyřice ve formě fólie. Po dokončení skladby dílu následuje její zakrytí technologickými materiály a zavakuování. K prosycení a vytvrzení dílu dochází za zvýšené teploty, přičemž vrstvy pryskyřice prosytí přilehlou suchou výztuž opět pouze ve směru tloušťky dílu.

Použití prepregů je obvyklé jako u standardní autoklávové výroby. V tomto případě je ovšem vytvrzování probíhá bez autoklávu pouze při atmosférickém přetlaku.

Konstrukční varianty kompozitních gondol

Konstrukční dělení kompozitních gondol je prakticky identické s původní kovovou variantou, což je dáno identickými postupy při údržbě motorů.

Obecně existují dvě možné konstrukční varianty kompozitních konstrukcí, a sice integrálně vyztužené nebo sendvičové, případně jejich kombinace. Oba koncepty byly při vývoji gondol porovnány z hlediska hmotnosti, materiálových a výrobních nákladů. Jako vzorový díl byl použit Přední horní kryt zobrazený na obr. 5 a 6. Navržené konstrukční varianty kompozitních gondol vycházely z požadavku ekvivalentní tuhosti s kovovou variantou. Pevnostně jsou gondoly předimenzovány v obou variantách.



Obr. 5 Konstrukční členění původní motorové gondoly.
(zvýrazněn Horní přední kryt)



Obr. 6 Horní přední kryt – kovové provedení.

Původní Přední horní kryt je integrálně vyztužená skořepina vyrobená z hliníkové slitiny. Jednotlivé části jsou spojeny nýtováním. Plocha dílu 0,702 m² a hmotnost 1,944 kg.

Integrálně vyztužená kompozitní varianta vychází z původní kovové varianty. Rozdíl je v použitých materiálech, technologii výroby a konstrukci výtuh. Tloušťka dílu v jeho ploše je 0,8 mm. Okraje dílu jsou zesíleny na 1,2 mm. Po ploše dílu jsou rozmístěny celkem 4 výtuchy ve tvaru omegy s jádrem z pěny Airex R82.60.

Sendvičové koncepce je tvořena voštinovým jádrem z Al slitiny opatřené antikorozií ochranou o tloušťce 5 mm. Potah je tvořen jednou vrstvou tkaniny. Okraje dílu jsou zesíleny přidáním vrstev na tloušťku 1,2 mm.

Výběr materiálů a technologie výroby

Výběr materiálů a technologie výroby byl proveden na základě porovnání obou konstrukčních variant pro různé materiálové kombinace. Posuzovanými parametry byla hmotnost a výrobní náklady, přičemž referenčním dílem byl Přední horní kryt.

Z porovnání variant vyplynulo:

- » Nejlevnější varianta je integrálně vyztužená skořepina vyrobená vakuovou infúzí, ze skelné výtuchy a pryskyřice Araldite LY564 / Aradur 2954.
- » Nejlehčí varianta je integrálně vyztužená skořepina vyrobená RFI technologií, z uhlíkové výtuchy a pryskyřice LFX054. Úspora hmotnosti oproti původním kovovým gondolám je cca 2,6kg/gondola, tj. 5,2kg / letadlo.
- » Kompromisní varianta je sendvič s potahy ze skelné tkaniny, vyrobený technologií RFI. Tato varianta má stejnou hmotnost jako původní kovové řešení, ovšem při nízkých výrobních nákladech. Hmotnost takto vyrobeného Předního horního krytu činí 1,895 kg (bez lemů výfuků z nerezové oceli).

Pro výrobu kompozitních motorových gondol byla zvolena konstrukční varianta sendvičové koncepce s potahy ze skelné tkaniny, vyrobený technologií RFI.



Obr. 7 Sestava horních a bočních krytů kompozitní motorové gondoly

ZÁVĚR

Provedené analýzy ukázaly, že nové kompozitní motorové gondoly jsou přínosem při modernizaci letounu L-410. Použití nových materiálů a postupů umožnilo snížení spotřeby paliva a výrobních nákladů letounu a při zachování původní hmotnosti draku.

Práce byla realizována za finanční podpory Ministerstva průmyslu a obchodu České republiky jako součást řešení projektu INKOM č. FR-TI4/543.

Literatura:

- [1] Hanzal V.: Aerodynamický návrh motorové gondoly, zpráva VZLU č. R-5550, 2012
- [2] Cabrnach B.: Výběr a zkoušky materiálů pro kompozitní motorovou gondolu letounu L410NG, zpráva VZLU č. R-5369, 2012