

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č 17 / 2012



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 7. 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



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

Praha 12.4.2012

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl
Elektronický sborník VZLÚ, a.s.
číslo 17, duben 2012, 8. 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:

Bedřich Štekner (VZLÚ), 225115274 • stekner@vzlu.cz
Bohuslav Cabrnach (VZLÚ), 225115480 • cabrnach@vzlu.cz
Josef Jironč (VZLÚ), 225115122 • jironc@vzlu.cz
Vilém Pompe (VZLÚ), 225115304 • pompe@vzlu.cz

Vydavatel:

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

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 osmým 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 v rámci RP EU. I k této nové situaci je nutno v tématech semináře přihlídnout. Je nutno reagovat 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 zároveň pracovníků LAA ČR. Letos je uspořádání semináře spojeno s výročím 90ti let VZLÚ na poli leteckého průmyslu.

Organizační výbor semináře, pod garancí generálního ředitele VZLÚ

ČASOVÝ PRŮBĚH SEMINÁŘE:

08.30 - 9:00	Registrace účastníků
09:00 - 9:15	Zahájení, úvodní slovo GŘ VZLÚ
09:15 - 10:45	I.blok přednášek
10:45 - 11:15	Přestávka
11:15 - 12:45	II.blok přednášek
12:45 - 13:30	Polední přestávka s občerstvením
13:30 - 15:30	III.blok přednášek
15:30 - 15:45	Přestávka
15:45 - 16:30	Diskusní blok
16:30	Zakončení semináře

ODBORNÝ PROGRAM

I. blok přednášek (9:00 – 10:45)

- I/a Úvodní slovo GŘ VZLÚ
- I/b Cabrnoc B. (VZLÚ): Současný stav a výhledy použití kompozitních materiálů v konstrukci velkých dopravních letadel
- I/c Snop V. (VZLÚ): Nové přístupy k využití kompozitních leteckých konstrukčních dílů v projektu EU – SARISTU
- I/d Mašek Z. (VZLÚ): Proveditelnost recyklace termosetických a termoplastických kompozitů vyztužených uhlíkovým vláknem v ČR

II. blok přednášek (11:15 – 12:45)

- II/a Křena J. (Letov letecká výroba): Nové pokroky v technologii výroby a montáže dílů velkých letadel z kompozitních materiálů na bázi termoplastických matic
- II/b Pavlica R., Eder M. (5M): Možnosti použití kompozitních pultruzních profilů v letectví a jiných pokročilých aplikacích a metody jejich spojování do konstrukčních celků
- II/c Klein M. (Aero Vodochody): Nové přístupy k využití studených lepidel a vlastnosti nových houževnatých prepregových matic v letecké výrobě

III. blok přednášek (13:30 – 15:30)

- III/a Barák K., Průcha P. (ČVUT Praha, LA composite): Autoklávová technologie pro výrobu celokompozitního ultralehkého letounu UL-39
- III/b Urík T., Juračka J.(VUT Brno): Vývoj kompozitního uhlíkového trupu letounu VUT 061 Turbo
- III/c Kadlec M. (VZLÚ): Fraktografie vláknových kompozitů na bázi epoxid/uhlík pro letecké aplikace
- III/d Zahálka M. (TL-Ultralight): Aplikace kompozitních materiálů v konstrukci ultralehkých letadel ve společnosti TL-Ultralight
- IV. panelová diskuse (15:45 – 16:30) – k tématům přednášek všech předchozích bloků a k vybraným aktuálním tématům kompozitních konstrukcí

Obsah sborníku

- 5 **Současný stav a výhledy použití kompozitních materiálů v konstrukci velkých dopravních letadel**
Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. - VZLÚ
- 9 **Proveditelnost recyklace termosetických a termoplastických kompozitů vyztužených uhlíkovým vláknem**
Ing. Zdeněk Mašek VZLU, a.s.
- 14 **Nové pokroky v technologii výroby a montáže dílů velkých letadel z kompozitních materiálů na bázi termoplastických matric**
J. Křena (Letov letecká výroba)
- 18 **Možnosti použití kompozitních pultruzních profilů v letectví a jiných pokročilých aplikacích a metody jejich spojování do konstrukčních celků**
Ing. Richard Pavlica, Ph.D., Ing. Martin Eder, Kunovice
- 26 **Autoklávová technologie pro výrobu celokompozitního ultralehkého letounu UL-39**
Ing. Karel Barák, ČVUT v Praze; Ing. Petr Průcha, LA composite, s. r. o.
- 31 **Vývoj kompozitního uhlíkového trupu letounu VUT 061 Turbo**
Ing. T. Urik Ph.D., Doc. Ing. J. Juračka Ph.D., Ing. M. Malíš Ph.D., VUT Brno
- 35 **Fraktografie vláknových kompozitů na bázi epoxid/uhlík pro letecké aplikace**
Ing. Martin Kadlec, Útvar Pevnost konstrukcí – skupina MTN (VZLÚ, a.s.)
- 39 **Aplikace kompozitních materiálů v konstrukci ultralehkých letadel ve společnosti TL - Ultralight**
Ing. Martin Zahálka, TL – Ultralight s.r.o.

Současný stav a výhledy použití kompozitních materiálů v konstrukci velkých dopravních letadel

Ing. Bohuslav Cabrnach, Ph.D. - VZLÚ

Článek shrnuje dosavadní poznatky z použití kompozitních materiálů v konstrukci velkých dopravních letadel dle kategorie CS/FAR 25 a uvádí směry dalšího vývoje kompozitních materiálů a technologií výroby jejich primárních konstrukcí.

ÚVOD

Použití kompozitních materiálů v konstrukci velkých dopravních letadel (kategorie dle CS/FAR 25) se neustále zvyšuje. V tomto článku jsem se pokusil shrnout současný stav aplikace kompozitů v primárních konstrukcích a také ukázat budoucí směry dalšího vývoje kompozitních materiálů nezbytných k tomu, aby se tento trend stal udržitelným.

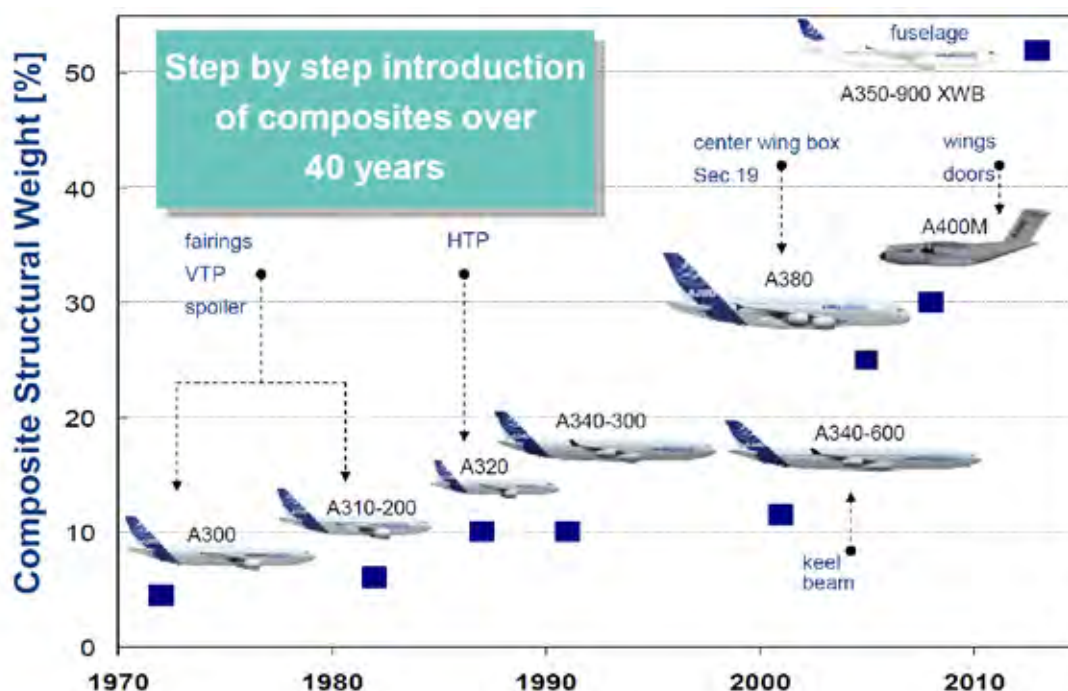
VÝVOJ APLIKACÍ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ

Hlavním důvodem zavádění kompozitních materiálů do konstrukce letadel je snaha o zvýšení efektivity letecké dopravy při zachování nebo zvýšení její bezpečnosti. Na obr. 1 je ilustrováno postupné získávání zkušeností s aplikací kompozitních materiálů v primární konstrukci

velkých dopravních letadel na příkladu firmy Airbus. Podobný průběh mělo zavádění kompozitů do konstrukce letadel i u ostatních výrobců. Prvním krokem byly vnější kryty a ovládací aerodynamické plochy (směrovka, výškovka, křídélka, klapky). Dalším postupovým krokem byly stabilizátory ocasních ploch, až následovaly nejnáročnější díly, jako jsou celá křídla a trupové sekce.

Materiály

V primárních konstrukcích letadel byla od počátku používána uhlíková vlákna. Z počátku se jednalo o vysokopevnostní vlákna (AS4, T300).



Obr. 1 - Vývoj aplikací kompozitních materiálů v konstrukci letadel Airbus

Nyní se používají především středně modulová uhlíková vlákna (IM7), která nejlépe kombinují pevnostní a tuhostní parametry.

Nejpoužívanějšími matricemi jsou od počátku epoxidové pryskyřice. Příkladem prvních matric mohou být pryskyřice od firmy Hexcel (dříve Ciba Geigy) Fibredux 913 nebo 914. Nyní se používají epoxidové pryskyřice se zvýšenou houževnatostí, např. Hexcel 8552 nebo Cycom 977. Do primární konstrukce začínají pronikat i termoplastické matrice. Zpočátku se používaly termoplastické matrice z PEEK, který díky své nižší ceně následně nahradil PPS (ocasní plochy letounu Gulfstream G650).

Technologie

Výroba kompozitních dílů z počátku probíhala převážně ruční skladbou prepregů, kterou u velkoplošných dílů nahradila strojní skladba pomocí automatických kladecích strojů. Vytváření dílů probíhá za zvýšené teploty (177°C) a tlaku v autoklávu. V poslední době se v rámci výzkumných a vývojových projektů snaží řada finalistů snížit výrobní náklady a zvýšit sériovost výroby kompozitních dílů prostřednictvím mimo autoklávových technologií jako jsou prepregy vytvářené bez autoklávu nebo infuzní technologie (RTM, VARTM, RFI).

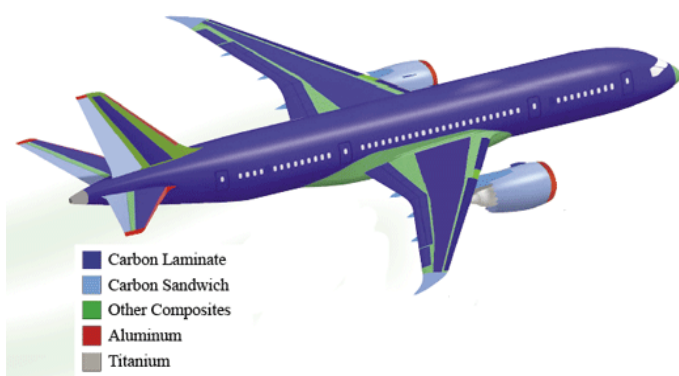
Kompozitní materiály v současných leteckých konstrukcích

V následujícím přehledu je ukázána současná úroveň aplikací kompozitních materiálů v primárních konstrukcích velkých dopravních letadel.

Airbus A380

Airbus A380 je největším dopravním letadlem světa. I tak Airbus při jeho vývoji nevolil konzervativní přístup a použil v jeho konstrukci řadu nových materiálů a konstrukčních principů, které nebyly aplikovány na žádném z předchozích modelů. Například horní části trupových sekcí jsou vyrobeny z vrstevnatého materiálu GLARE (GLASS REINFORCED ALUMINUM) a letoun má jako první celokompozitní centroplán a zadní část trupu.

Boeing B787

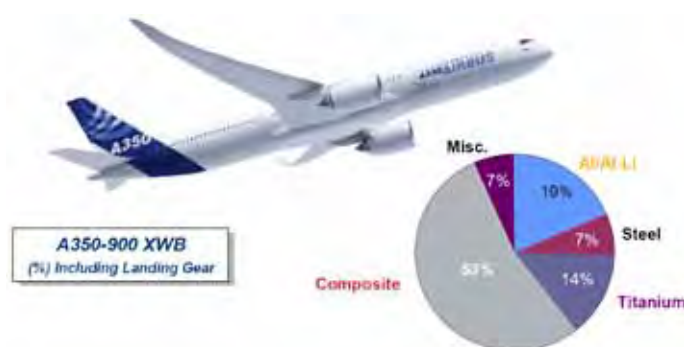


Obr. 2 - Přehled materiálů použitých v konstrukci letadla Boeing B787

Boeing B787 je prvním celokompozitním letadlem certifikovaným dle předpisů CS/FAR 25. Boeing se jako první rozhodl aplikovat kompozitní materiály v primární konstrukci v tak velké míře. Toto rozhodnutí s sebou přineslo i řadu neočekávaných problémů, plynoucích především z obtížné koordinace vývoje a výroby takto složitého letounu, který probíhal prakticky po celém světě.

Airbus A350XWB

Airbus A350XWB se má stát konkurentem Boeingu B787, který je významně úspornější než v současnosti vyráběný model Airbusu pro dlouhé tratě A340. Rozsah použití kompozitních materiálů v primární konstrukci A350XWB je téměř totožný s B787. Obě letadla se liší v technologickém dělení trupu a některých dalších konstrukčních řešeních.



Obr. 3 - Přehled materiálů použitých v konstrukci letadla Airbus A350XWB

Bombardier CSeries a Learjet 85

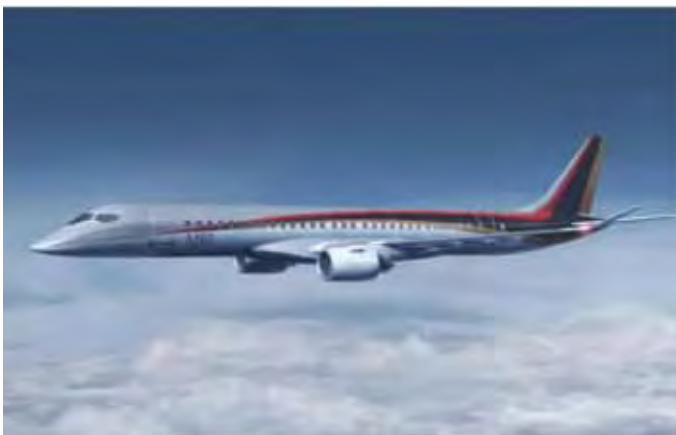
Bombardier CSeries má z kompozitních materiálů vyráběné křídlo, zadní část trupu a ocasní plochy. Křídlo je vyráběné patentovanou infuzní technologií RTI (Resin Transfer Infusion), kdy jsou díly prosycovány za zvýšené teploty a tlaku v autoklávu. Křídlo má kompozitové nosníky a potahy, ale žebra a potah náběžné hrany jsou z Al slitin. První kompozitové díly jsou kladeny ručně s polohováním nástřihů pomocí laserů. V budoucnu chce Bombardier skladbu automatizovat pomocí robotů. Learjet 85 má křídlo stejné koncepce jako CSeries a jsou zde také použity stejné kompozitní materiály. Naopak u trupu a ocasních ploch jsou použity prepregy vytvářené bez použití autoklávu.



Obr. 4 - Letouny Bombardier CS-100 a Learjet 85

Mitsubishi Regional Jet (MRJ)

Letadlo MRJ je zajímavé především tím, že se začalo konstruovat s trupem z Al slitin a celokompozitním křídlem. Následně bylo ale křídlo přestavováno na Al slitiny, ačkoliv MHI (Mitsubishi Heavy Industry) je také výrobcem kompozitových dílů letounu B787 a Japonsko je největší výrobcem uhlíkových vláken. MHI totiž během vývoje B787 a MRJ zjistilo, že snížení hmotnosti pomocí kompozitních materiálů není tak vysoké jak se očekávalo a ušetřená hmotnost tedy nevyváží vyšší náklady na jejich výrobu.



Obr. 5 - Letouny MRJ a Suchoj SSJ-100

Gulfstream G650

Letoun Gulfstream G650 zde uvádím především proto, že se jedná o první letoun s certifikovanými primárními díly (směrovka a výškovka) vyrobenými z termoplastických kompozitních materiálů, navíc spojenými pomocí svařování místo standardních mechanických spojů. Z kompozitů jsou dále vyrobeny ocasní plochy, winglety, přetlaková přepážka a další vnější kryty. Trup je vyroben z Al slitin.



Obr. 7 - Letouny Embraer 190 a Phenom 100

Suchoj SSJ-100

Letoun Suchoj SSJ-100 má kompozitní ocasní plochy a další vnější kryty. U tohoto letounu je zajímavé, že v konstrukci chce výrobce používat uhlíkové vlákno vyráběné v Rusku, i když je případně připraven přejít na zahraniční materiály, pokud bude mít problémy s kvalifikací domácích výrobců.

ZÍSKANÉ ZKUŠENOSTI

Ačkoliv je možné si v tisku přečíst mnoho oslavných ód na použití kompozitů v konstrukci letadel (nejčastěji výrobci uvádí o 20% nižší spotřebu paliva u nových letounů oproti stávajícím), v odborných kruzích začínají zaznívat hlasy, že vše není tak růžové jak se zdá. V řadě případů totiž finalisté uvádí zkreslené informace, které slouží jako marketingové tahy ke zvýšení prodeje nových letadel. V tomto odstavci proto uvádím některé doposud získané zkušenosti z vývoje, výroby a provozu kompozitních konstrukcí.

Boeing B787

Boeing na svých stránkách uvádí, že letoun B787 má o 20% nižší spotřebu paliva než letouny podobné třídy díky použití kompozitních materiálů. Nicméně největší úsporu paliva má na svědomí nový motor, který ušetří celých 15% paliva.

Všechny velké kompozitové díly (potahy křidel, ocasní plochy, trupové sekce) letounu jsou kladeny strojně. Na začátku projektu Boeing předpokládal, že rychlost kladení prepregu bude při dokončení prvního letounu 45 kg/hod s postupným nárůstem až na 450 kg/hod v dalších letech. Skutečnost je však diametrálně odlišná. Rychlost kladení při výrobě prvního letounu byla 4 kg/hod, kterou se u dalších kusů dokázalo zvýšit až na 14 kg/hod. To znamená, že pro dosažení předpokládané sériovosti letounu bude potřeba daleko více kladecích strojů a tedy i investic než bylo předpokládáno při zahájení projektu.

Mitsubishi Heavy Industry

Jak již bylo řečeno výše, původně kompozitové křídlo letounu MRJ bylo následně přestavováno na Al slitiny. Zde uvádím některé konkrétnější důvody uváděné MHI, které k této zásadní změně vedly. Torzní skříň z Al slitin umožňuje rychlejší realizaci konstrukčních změn a snadnější konstrukční úpravy dle požadavků každého z členů rodiny letounů MRJ, včetně uvažované prodloužené verze. Kompozitní materiály neprokázaly významný přínos oproti Al slitinám, co se

týká nákladů a hmotnosti, v případě letadla o 90 místech. Mechanické vlastnosti Al slitin se nadále zlepšují a stále si drží výhodu v nižších materiálových a výrobních nákladech.

Shrnutí

Ze získaných informací vyplývá zajímavý fakt, že při současné úrovni materiálů a výrobních technologií je použití kompozitů v primární konstrukci trupu a křídél velkých dopravních letounů ekonomicky odůvodněné pouze u třídy „long-range“ (A340, B767, B787, A350). Zde se již dosahuje zajímavé hmotnostní úspory 10 až 15%, která vyváží vyšší náklady na vývoj a výrobu kompozitní konstrukce, a také ještě zvládnutelná sériovost, která se pohybuje mezi 6 až 12 letadly za měsíc.

U menších letadel (do 100 cestujících) je sice procentuální úspora hmotnosti podobná jako u velkých, ale absolutní hodnota úspory hmotnosti je již pro většinu výrobců nezajímavá. Naopak u letounů třídy „single-aisle“ (A320, B737) by kompozity přínosem byly, ale nelze je použít pro nízkou sériovost výroby. Měsíční produkce činí kolem 30 letounů (u každého z výrobců). Pro zvládnutí výroby takového objemu kompozitních dílů by se muselo postavit několik nových velkých kompozitních pracovišť.

BUDOUCÍ SMĚRY VÝVOJE KOMPOZITŮ

Z výše uvedených zkušeností je vidět několik oblastí, kterým je nezbytné věnovat pozornost, aby současný rozsah aplikací kompozitů v primárních leteckých konstrukcích mohl zůstat zachován nebo případně rozšířit i do dalších kategorií letadel. **Především se jedná o následující oblasti:**

- Multifunkční kompozity
- Efektivnější výrobní postupy
- Snižování dopadů na životní prostředí

Multifunkční kompozity

Pod tímto pojmem je nutné chápat snahu o zvýšení efektivity využití základního materiálu, který nemá sloužit pouze k přenosu zatížení, ale má v sobě integrovat i další funkce a tím snižovat výslednou hmotnost konstrukce. Kromě integrace dalších funkcí do základního materiálu je nutné zlepšit i mechanické vlastnosti vlastního materiálu. **Níže uvádím přehled požadavků na nové kompozitní materiály:**

- Elektrická vodivost - stínění, statická elektřina, blesky
- Tepelná vodivost
- Recyklovatelnost
- Ukazatel poškození
- Zvýšení houževnatosti / Interlaminární pevnosti
- Integrace snímačů, „Health Monitoring“
- Integrovaní funkčních povrchů (nátěry, odledování, ...)

Efektivnější výrobní postupy

Dle dostupných informací zůstává stěžejní výrobní technologií leteckých primárních konstrukcí prepregová technologie s vytvrzováním v autoklávu za zvýšené teploty a tlaku s maximálním počtem integrovaných dílů (co-curing). Přestože řada finalistů ověřovala a ověřuje použitelnost mimo autoklávových technologií při výrobě primárních dílů, jejich přínos zatím není tak vysoký jak se čekalo. Je to dáno především malou robustností (spolehlivostí, opakovatelností) výrobních postupů, kde má zatím prepregová technologie navrch.

Požadavky na další vývoj výrobních postupů:

- Umožnit výrobu větších dílů
 - Bez mechanických spojů a vymežovacích podložek (shim-less)
- Zvýšit sériovost a pružnost výroby
- Snižit výrobní náklady
- Snižit průběžné výrobní časy
- Zvýšit spolehlivost dodavatelského řetězce - robustnost technologií

Směry dalšího vývoje výrobních postupů:

- Automatizace
 - Kladení suché výtzuže a širokých pásů prepregu
 - Zvýšit rychlost kladení
 - Skladba tg. materiálů a aplikace vakuové plachetky
- Integrace dílů
 - Infuzní technologie
 - Zlepšit materiálové charakteristiky
 - Snižit složitost přípravků
 - Zvýšit spolehlivost technologií - i 99% dodržení výrobních parametrů může znamenat zmetek
 - Lepení a svařování
- Simulace výrobních postupů
 - Učinit z výrobního procesu proces deterministický
- NDT
 - Bez kontaktní a automatizované NDT
 - Rychlost provedení

ZÁVĚR

Kompozitní materiály mají v sobě nepopíratelně vysoký vývojový potenciál. Nicméně efektivitu jejich použití je nutné vždy pečlivě uvážit. Z dosavadních zkušeností z vývoje kompozitních materiálů, výrobních technologií a konstrukčních řešení primárních konstrukcí je zřejmé, že správný směr se stále hledá.

Literatura:

- Kolektiv autorů: Advanced materials and manufacturing - Certification and operational challenges; ICAS Workshop 2011, <http://www.icas.org/ICAS-Workshop-2011.html>

Proveditelnost recyklace termosetických a termoplastických kompozitů vyztužených uhlíkovým vláknem

Ing. Zdeněk Mašek VZLU, a.s.

Technické a ekonomické řešení provozního procesu pro podmínky ČR. Aplikace procesu pro částicové kompozity. Pokus s použitím mikrovln.



Obr. 1 Reakční komora laboratorního zařízení pro tepelný rozklad kompozitů

1. TECHNOLOGIE PROCESU RECYKLACE

1.1 Laboratorní postup

Postup je založen na pozvolném zahřívání materiálu v oxidační atmosféře. Teplo je přiváděno elektrickými topnými články umístěnými přímo v reakční komoře (Obr.1). Rychlost nárůstu teploty je volena tak, aby rychlost uvolňování tepla z

oxidačních tepelné destrukčních reakcí nepřesáhla mez, kdy již uvolněné teplo způsobí nekontrolovatelné zahřátí materiálu a následné zahoření. Laboratorní postup umožňuje zpracovat cca 2,5 kg vsázky materiálu a celý proces trvá 5-6 hodin. Proces byl odzkoušen na běžných leteckých kompozitech s termosetickou i termoplastickou matricí. Podstatným poznatkem je, že tento proces lze použít pro materiály jejichž tloušťka nepřesahuje asi 10 mm. Větší tloušťka pak proces prodlužuje a zároveň snižuje kvalitu recyklovaného vlákna.

Na obrázku 2 je vyznačen nárůst teploty až do pracovní teploty 550 °C. Na této pracovní teplotě je potom prodleva nejméně 80 minut, potřebná pro zpracování materiálu o tloušťce do 10 mm.



Obr. 2 Univerzální teplotní režim pro laboratorní recyklační zařízení ve VZLU, a.s., vsázka 1,5 - 2,5 kg. (Zpráva R4883 Recyklace kompozitního materiálu nižší homogenity, Cihelník K., VZLU 2010)

Experiment s mikrovlnným ohřevem

Pro experiment byla použita běžná kuchyňská mikrovlnka s pevně nastavenou frekvencí 2,45 GHz a příkonem 800 W. Uvnitř byla umístěna skleněná baňka spojená se zpětným chladičem. Chladič přesahoval prostor mikrovlnky a vně byl napojen na okruh s chladicí vodou. Do baňky bylo zavedeno čidlo pro snímání teploty. K mikrovlnce byl připojen regulátor teploty, který dle regulačního nastavení zapínal nebo vypínal generátor mikrovln. Celkový náhled na experimentální zařízení je na obr 5.

Dielektrický ohřev má určité nevýhody. Generované EM pole má frekvenci 2,45 GHz a odpovídající vlnová délka činí 12 cm. Znamená to, že v aktivním prostoru mikrovlnné trouby vznikne stojaté vlnění a na vzdálenostech řádově poloviny vlnové délky budou vznikat lokální maxima a lokální minima EM pole, která způsobí nerovnoměrný ohřev materiálu. Z tohoto důvodu jsou mikrovlnné trouby vybaveny otáčivým zařízením. V tomto experimentálním uspořádání bylo otáčení odstraněno, aby bylo možno spojit reakční baňku s chladičem.

Na hranách a hrotech materiálů, které mají elektrickou vodivost nebo jejichž elektrická permitivita se výrazně liší od elektrické permitivity vzduchu vznikají vysoké gradienty elektrického potenciálu. To vede až k elektrickému průrazu, který se projeví jiskřením. Úvodní experiment potvrdil očekávané negativní jevy. Tenká kompozitová epoxidová destička vyztužená uhlíkovým vláknem se okamžitě zahřála, z hrotů sršely elektrické výboje a destička na hranách a hrotech a začala hořet.

V dalším experimentu byla kompozitová destička ponořena do vody. K sršení již nedošlo, bylo však možno pozorovat, že teplo se převážně uvolňuje na povrchu kompozitové destičky. Tímto pokusem se prokázalo, že je-li kompozitní materiál obklopen prostředím, které nějakým způsobem dokáže tlumit negativní jevy – tedy elektrické výboje a lokální koncentrace energie, je možno mikrovlnné záření použít k ohřevu kompozitního materiálu.

Cílem pokusů o recyklaci uhlíkového kompozitu je oddělení uhlíkového vlákna od kompozitní matrice za co nejmenších ztrát na vlastnostech materiálu. Nabízí se myšlenka, že cílený přenos energie do míst mezifázového rozhraní mezi uhlíkovými vlákny a polymerní maticí může urychlit tepelný rozklad. Navíc, při ponoření kompozitního materiálu do agresivního rozpouštědla se může urychlit mechanismus chemického působení rozpouštědla. Pro pokus bylo použito kapalin uvedených v tab. 5

Rozpouštědlo	Bod varu (0C)
Benzylalkohol	206
Propylénglykol	188
Trietanolamin	335
glicerín	290
Kyselina fosforečná 85 %	149
Bílý olej (Finavestan A 80B)	190 (bod vzplanutí)
Palmový olej	min 220 (bod zakouření)
Řepkový olej	210 (bod zakouření)
Slunečnicový olej	190 (bod zakouření)

Tab. 5 Rozpouštědla použitá pro pokusy s mikrovlnným rozkladem uhlíkového kompozitu



Obr. 5 Mikrovlnná trouba upravená pro experiment

Zhodnocení pokusu mikrovlnného ohřevu

Myšlenka aplikace mikrovln pro ohřev se jevila jako velmi lákavá, ale při praktickém provedení se ukázala určitá úskalí. Silná absorpce EM energie na povrchu brání pronikání tepla dovnitř vzorku s větší tloušťkou a tím se ruší zásadní výhoda tohoto procesu. Proces by byl velmi vhodný pro zpracování materiálu, kde je zaručena maximální tloušťka materiálu do 3 mm.

1.2 Provozní řešení procesu tepelně oxidačního rozkladu

Provozní řešení se potýká s problematikou, která se na laboratorní úrovni neprojevuje. Problematika je v cirkulaci vzduchu, který odvádí teplo a plynné zplodiny rozkladu. V dalším textu se za provozní měřítko pokládá vsázka materiálu o hmotnosti 50 kg.

Cirkulace vzduchu v reakční komoře

Proces vyžaduje aby docházelo k intenzivní výměně tepla i plynů v celém objemu vsázky. Je nutno zajistit odvod tepla vznikajícího v důsledku exotermických reakcí. Rovněž musí být v určité počáteční fázi procesu zajištěn přívod tepla. Proces je tedy náročný na zajištění stability teplotního režimu. Stabilita teplotního režimu se zajistí vnitřní cirkulací horkého vzduchu v reakční komoře. Cirkulace vzduchu uvnitř reakční komory je rovněž nezbytná kvůli zajištění homogenity atmosféry uvnitř reakční komory. Nesmí zde vzniknout místa, kde by koncentrace uvolněných hořlavých plynů přesáhla dolní mez výbušnosti.

Ohřev materiálu v reakční komoře

Provozní řešení předpokládá, že teplo je do reakční komory přiváděno ohřátým vzduchem. Vstupní vzduch se ohřeje ve výměníku tepla, kde přijme teplo horkých spalin z dopalovací komory. Tím se dosáhne rekuperace tepla, která u laboratorního procesu není. V okamžiku náběhu exotermních reakcí v reakční komoře se teplota vstupního vzduchu sníží, takže materiál je vzduchem chlazen. Teplota vstupního vzduchu tedy musí být řízená. Na začátku procesu je teplo do procesu přiváděno až do spuštění exotermních procesů. Potom je teplo z procesu vzduchem odváděno.

Kromě řízení teploty vstupního vzduchu je třeba řídit i jeho průtok, aby se koncentrace hořlavých plynů v reakční komoře udržela pod mezí výbušnosti. Regulační mechanismus vstupujícího vzduchu musí zajistit:

Odvod tepla z reakční komory

Je třeba zohlednit, že produkce tepla exotermních procesů může krátkodobě dosáhnout až 0,6 kW na 1 kg vsázky materiálu. Teplota vzduchu, vstupujícího do reakční komory a jeho průtok musí být nastaveny tak, aby vzduch mohl odnášet vznikající teplo. Výkyvy výkonu exotermních a endotermních procesů je pak třeba regulovat nastavením teploty vstupujícího vzduchu, tak aby vzduch přiváděl nebo odváděl teplo.

Koncentrace hořlavých plynů v reakční komoře

Koncentrace hořlavých plynů musí být udržována pod mezí výbušnosti, která je např. pro oxid uhelnatý 8,5 - 12,5 % objemových. Udržení podlimitní koncentrace hořlavých plynů lze dosáhnout řízením průtoku vzduchu. Průtok vzduchu musí být úměrný rychlosti tepelného rozkladu materiálu. Dle laboratorních testů může rychlost rozkladu materiálu dosáhnout hodnoty 5 g.min⁻¹ na 1 kg vsázky materiálu.

Řízení reakční teploty

Skupina	Název znečišťující látky	Hmotnostní tok v g/hod	Hmotnostní koncentrace mg/m ³
1.1	TZL	< 2500	200
		>2500	150
		>2500	150
3.3	Kyanovodík	> 100	10
3.4	Chlor vyjádřený jako HCl	HCl > 500	50
3.6	Oxidy síry vyj. jako SO ₂	> 20000	2500
3.7	Oxidy dusíku vyj. jako NO ₂	NO ₂ > 10000	500
3.8	Oxid uhelnatý	CO > 5000	800
4.4	1,4-dichlorbenzen; benzaldehyd, chlorbenzen atd.	> 2000	100
4.5	Bifenyly, difenylether, aromatické ethery atd.	> 3000	150
4.6	Organické látky mimo skup. 4.1-4.5 vyjádřené jako TOC	>0	50

Tab. 1 Emisní limity dle vyhlášky 205/2009 Sb.

Likvidace plyných zplodin

Na obrázku č. 3 je znázorněna blokové schéma likvidace plyných zplodin, které se skládá z komponent :

- Reakční komora
- Dopalovací komora
- Ohřívák spalovacího vzduchu
- Vzduchový chladič spalin
- Ventilátor chladícího vzduchu
- Odtahový ventilátor
- Komín

Vlastní likvidace plyných zplodin probíhá v dopalovací komoře s použitím plynu jako přídavného paliva. Likvidace je zajištěna vysokou teplotou hoření a dostatečnou dobou zadržet v dopalovací komoře. Ohřívák spalovacího vzduchu je výměník tepla, který ohřívá vzduch vstupující do reakční komory. Využije se tak teplo vzniklé v dopalovací komoře a tím i úspornější chodu zařízení. Pro další ochlazení spalin za ohřívákem spalovacího vzduchu se předpokládá použití vzduchového přímého chladiče, ve kterém se chladí spaliny smícháním se vzduchem. Další

Průběh teploty v provozním měřítku je shodný s průběhem teploty v laboratorním měřítku. Rychlost rozkladných reakcí je intenzivní veličinou a závisí jen na teplotě v reakční komoře. Bude-li v provozním měřítku zajištěn stejný průběh teploty jako v laboratorním, je zaručeno, že procesy budou probíhat stejnou rychlostí. Pro řízení průběhu teploty lze použít tvar z obr. 1.

Emisní limity plyných zplodin

Ačkoliv je zařízení určeno k recyklaci a ne výrobě energie nebo spalování, je třeba z hlediska zákona toto zařízení zařadit dle platných zákonů mezi spalovací zařízení z důvodu, že jde o procesní podobnost - jsou to procesy při vysoké teplotě a produkují plyné zplodiny. Jednotka navržená pro tepelný rozklad kompozitních materiálů (včetně výkonu dopalovací komory) je z hlediska zákona č. 86/2002 a jeho pozdějších novel (zák.č. 92/2004 atd.) malým spalovacím zdrojem o výkonu do 0,2 MW. Pro tento zdroj platí obecné emisní limity dané vyhláškou č. 356/2002 Sb. a její novelou č. 205/2009 Sb. Pro nejdůležitější možné zplodiny tepelného rozkladu epoxidových kompozitních materiálů platí dle výše uvedených vyhlášek následující limity:

dočišťování spalin se nepředpokládá, protože se jedná o malý zdroj ve smyslu zákona č. 86/2002 Sb. a po dopálení škodlivin v dopalovací komoře budou hodinové hmotnostní toky škodlivin nižší než jsou limitní hodnoty od kterých jsou předepisovány limitní koncentrace škodlivin.

2. Odhad investičních a provozních nákladů provozního řešení

Odhad IN je proveden na základě odborných odhadů porovnáním s obdobnými stavbami. Většina obdobných staveb je z hlediska kapacity řádově vyšší a tato stavba je kapacitně velmi malá oproti běžně instalovaným velikostem čištění spalin. Většina zařízení musí být navrhována a konstruována na míru (není typizované velikosti) a proto lze očekávat, že v případě dostatku zakázek mohou firmy u takto malé jednotky ceny navyšovat. Cena komína je závislá na výšce a ta na okolní zástavbě a proto není vyčíslována. Na Obr. 3 je návrh blokového schématu provotní linky pro tepelný rozklad a likvidaci plyných zplodin. Je to nejjednodušší varianta, která nepředpokládá nutnost

mokrý vypírky spalin a předpokládá, že provozní zařízení je začleněno mezi malé zdroje znečištění dle zákona č. 86/2002 Sb. a že emisní limity nepřesáhnou mez danou vyhláškou 205/2009 Sb. Dále provedené bilance nákladů mají orientační charakter. Není zahrnuta cena komínu, pozemků a prostor pro provádění vstupních manipulací, tj. skladování a dělení materiálu.

Prodejní cena recyklátu byla odhadnuta na 10 Euro/kg, tj. asi polovina ceny z prvovýroby. Rozhodující položkou v bilanci nákladů není velikost investice, ale kapacita zařízení a reálný objem produkovaného recyklátu. Jsou vyčísleny 2 verze: pro kapacitu zpracování 53 t za rok (Tab. 2) a pro kapacitu 5,3 t za rok (Tab.3). Čísla naznačují, že ČR je v současné době příliš malý region pro pokrytí i tohoto relativně malého zařízení.

Investice	Kč
Strojní zařízení - tepelná	1 863 120
Strojní zařízení - úprava odpadu a recyklátu budova	500 000
pozemek	2 000 000
Investice celkem	0
	3 863 120

Přímé výrobní náklady	Rok(253 dnů)	Kč
Mzdy (6 osob)	6 x 23 000 x měs.12	1 656 000
Plyn	2454 m3/rok	25 000
Elektřina	18216 kWh/rok	36 500
Odpady z výroby	1000 Kč/měsíc	12 000
Doprava materiálů	1 Kč/kg 53 000 t/rok	53 000
Teplá voda	150 l/den	12 000
Přímé výr.náklady celkem		1 794 500

Nepřímé výr. náklady	Kč
Režie	100 000
Plánované opravy	100 000
Mimořádné opravy	100 000
Nepřímé výr.náklady celkem	300 000

Výrobní náklady celkem	2 094 500
Odpisy 10% z investice 3 863 120 Kč	386 312
Náklady celkem	2 480 812
Tržby z prodeje recyklátu 60 kgx253x10EU 10 Euro/kg	3 719 000
Hrubý zisk	1 238 188

Tab. 2 Odhad nákladů pro plná kapacita zařízení: 53 t odpadu/rok (plná kapacita)

Investice	Kč
Strojní zařízení-tepelná	1 863 120
Strojní zařízení- úprava odpadu a recyklátu budova	500 000
pozemek	2 000 000
Investice celkem	0
	3 863 120

Přímé výrobní náklady	Rok(253 dnů)	Kč
Mzdy (2 osoby)	2 x 23 000 x měs.12	552 000
plyn	2454 m3/rok	25 000
Elektřina	18216 kWh/rok	36 500

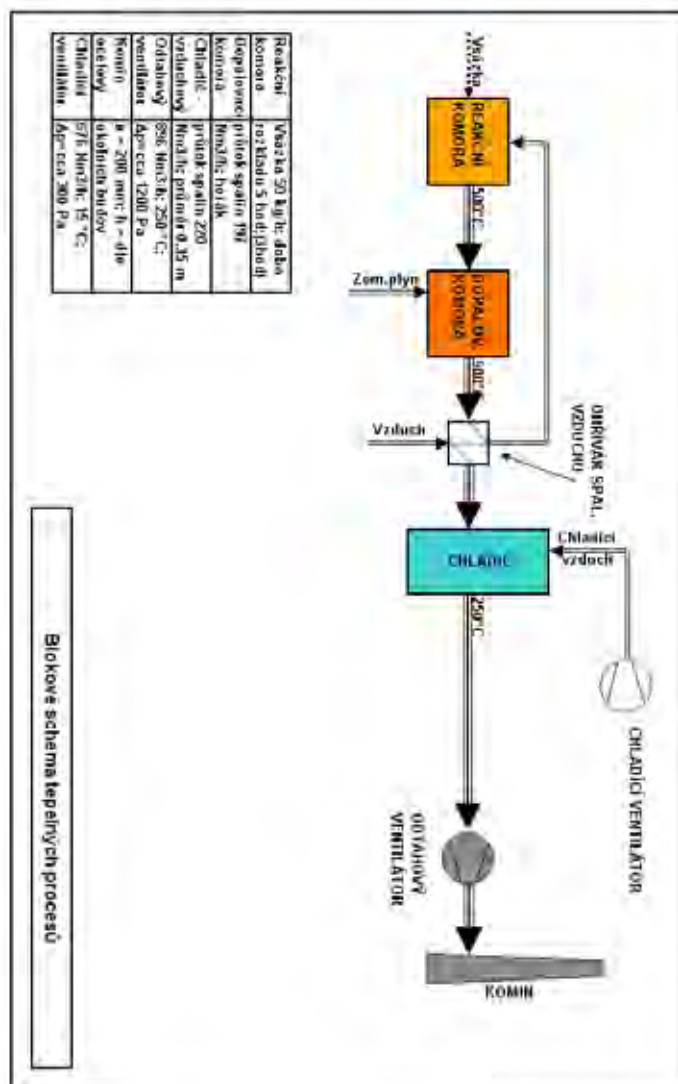
Odpady z výroby	1000 Kč/měsíc	12 000
Doprava materiálů	1 Kč/kg 5 300 kg/rok	5 300
Teplá voda	150 l/den	12 000
Přímé výr. náklady celkem		642 800

Nepřímé výr. náklady

Režie	100 000
Plánované opravy	100 000
Mimořádné opravy	100 000
Nepřímé náklady celkem	300 000

Výrobní náklady celkem	942 800
Odpisy 10% z investice 3 863 120 Kč	386 312
Náklady celkem	1 329 112
Tržby z prodeje recyklátu 6 kgx253x10EU 10 Euro/kg	371 900
Hrubý zisk	-957 212

Tab. 3 Odhad nákladů kapacita 5,3 t odpadu za rok (10 % kapacita)



Obr. 3 Provozní blokové schéma - úsporná varianta likvidace plyných zplodin (Analýza likvidace produktů tepelného rozkladu epoxidových kompozitů: Čoček P., Novák M., Vekamaf Praha)

3. Recyklační centra v zahraničí a potenciál ČR

Obecně lze vystihnout životní cyklus materiálu zahrnující výrobu, spotřebu a následnou možnou recyklaci v blokovém schématu na obr. 4. Podmínkou pro efektivní fungování recyklačního řetězce je náležitá koncentrace kompozitní technologie. V globálním měřítku je jen několik míst na světě, kde je masivní koncentrace kompozitních výrobní. Jsou to integrované výrobní celky v podstatné míře orientované na leteckou a kosmickou techniku. Tato místa jsou z této příčiny nevhodnější pro umístění a provoz recyklačních technologií. V současné době skutečně jsou v těchto lokalitách umístěny provozy s recyklační technologií.

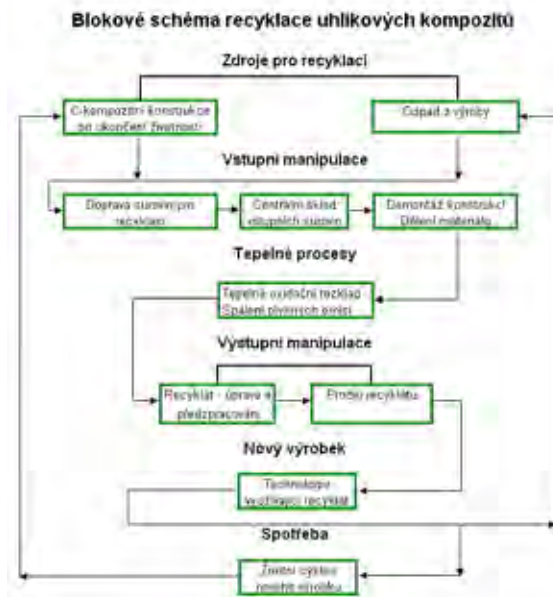
V Evropském prostoru jsou Recycled Carbon Fibre Ltd, společnost působící ve Velké Británii v Coseley v Anglickém West Midlands a CFK Valley Stade recycling GmbH & Co KG ve Stade poblíž Hamburku. Rovněž v jižní Itálii poblíž města Martignano v provincii Puglia je firma Karborek S.p.a. a ve Francii v Languidic na západě Francie působí firma Apply Carbon. V menších zemích EU jako je např. Rakousko, Belgie, Maďarsko zatím není problematika recyklace uhlíkových vláken řešena. Problematika malých zemí spočívá s v rozptýlení zdrojů kompozitního uhlíkového odpadu. Následné řešení logistiky svazu, třídění a úpravy pak se jeví jako nákladné a málo motivující.

Ve Spojených státech zatím nevzniklo velké recyklační centrum. Zdejší aktivity směřují jen k vývoji technologií recyklace. Jinak americká vláda podporuje projekty nových, méně energeticky náročných technologií výroby uhlíkových vláken. V Japonsku vzniklo Joint Venture uskupení 3 největších firem produkujících uhlíková vlákna - Toray industrie, Toho Tenax a Mitsubishi Rayon, které vytvořily v roce 2007 společný podnik pro recyklaci uhlíkových vláken. Tyto firmy produkují asi 70 % světové produkce uhlíkových vláken. Recyklační závod je umístěn ve firmě Mitsui Mining Co. ve městě Omuta. Současná zařízení pro zpracování uhlíkového kompozitního odpadu mají dle tab. 4 řádově kapacitu asi 6 000 t/rok.

Oblast, region	Kapacita zdrojů
Velká Británie	2000 t/rok
Německo	1000 t/rok
Itálie	1000 t/rok
Francie	1000 t/rok
Japonsko	1000 t/rok
USA	?
Celkem	více než 6000 t/rok

Tab. 4 Kapacita zařízení pro zpracování uhlíkového kompozitního odpadu v různých regionech

V České republice se ročně zpracuje asi 100 t materiálu na bázi uhlíkových vláken ve všech odvětvích průmyslu. Z těchto výrobní jistě odchází nějaké odpady, takže lze předpokládat, že výrobní činností je vyprodukováno 3 - 10 tun odpadního kompozitního materiálu. Kromě odpadů z výroby vznikají uhlíkové kompozitní odpady z výrobků, které mají ukončenou životnost. Z těchto výrobků snad stojí za povšimnutí dopravní letadla, listy větrných elektráren, vojenská technika, tlakové nádoby a speciální konstrukce staveb a strojů a speciální sportovní náčiní. Jsou to výrobky s dlouhou životností a proto v nejbližších 10 - 15 letech se nebudou na vzniku uhlíkového kompozitního odpadu v ČR příliš podílet. Celkově jsou zdroje kompozitního odpadu zanedbatelné ve srovnání s celkovými objemy produkce např. průmyslového nebo komunálního odpadu. Např. v roce 2009 bylo celkem v ČR vyprodukováno 24,2 milionů tun odpadu. Kompozitní odpad z uhlíkových vláken z tohoto činí zanedbatelnou část - méně než 10-6. Kompozitní odpad je navíc zcela



Obr. 4 Blokové schéma recyklace uhlíkových kompozitů

inertní (tedy po oddělení ostatních částí), takže se zdá, že nejjednodušší cesta k jeho odstranění je uložení na skládku nebo spálení. Avšak je to škoda, protože tento materiál lze recyklovat a vytvořit tak nový materiál se stále vynikajícími užitnými vlastnostmi. Je velmi dobrý důvod se domnívat, že recyklace se vyplatí. Recyklované vlákno lze prodat zhruba asi za poloviční cenu jeho ceny původní, přičemž energetická náročnost recyklace je ve srovnání s výrobou podstatně nižší.

4. RECYKLACE ČÁSTICOVÉHO PLNIVA Z BRUSNÝCH KOTOUČŮ

Zajímavá aplikace technologie tepelného oxidačního rozkladu se vyskytla u využití materiálu z použitých brusných kotoučů. Je to vlastně částicový kompozit spojený maticí z fenolické pryskyřice. Po tepelném rozkladu matrice z procesu vychází brusivo, např. korund, karborundum nebo diamantová drť. Tento proces je založen na stejných principech: pomalý ohřev materiálu až do úplného vytěkání polymerního pojiva. Provozní zpracování by přineslo řadu ekonomických výhod. Odpadlo by mechanické předzpracování použitých kotoučů a nákladná logistika sběru. Laboratorní pokusy ukázaly, že částice recyklovaného karbidu křemíku byly zcela bez závad a způsobilé pro další výrobní cyklus. Firma, která se zabývá prodejem a recyklací tohoto materiálu provedla i poloprovozní pokus s 50 kg vsázkou materiálu. Tento pokus potvrdil schůdnost technologie pomalého tepelného oxidačního rozkladu, avšak rovněž ukázal, že proces je citlivý na odvod reakčního tepla a hořlavých plyných zplodin.

Literatura:

- Cihelník K.: R-4883 Recyklace kompozitního materiálu nižší homogenity, VZLU 2010
- Čoček P., Novák M.: Analýza likvidace produktů tepelného rozkladu epoxidových kompozitů, Vekamaf Praha, 2011
- Mašek Z.: R-5239 Proveditelnost recyklace uhlíkových vláken z kompozitního odpadu, VZLU, 2011
- Mašek Z.: R-5240 Analýza vývoje produkce uhlíkových kompozitních odpadů, VZLU, 2011
- Mašek Z.: R-5242 Využití dielektrického ohřevu pro rozklad uhlíkového kompozitu, VZLU, 2011

Nové pokroky v technologii výroby a montáže dílů velkých letadel z kompozitních materiálů na bázi termoplastických matic

Ing. Křena Josef, Letov Letecká Výroba s.r.o.

Přednáška navazuje na přednášku stejného autora z roku 2007 v celkovém přehledu vyztužených termoplastů používaných v leteckých konstrukcích. Důraz je dán na nové materiály a rozvíjející se technologie jejich zpracování. Podrobněji je popsán PEKK, zvláštnosti semikrystalických matic a problematika automatického kladení. Dále je pojednáno o zajímavých aplikacích ze zahraničí, které využívají nové možnosti termoplastových matic a novinkách v montáži. Popsány jsou také příklady dílů z produkce firmy Letov letecká výroba.

ÚVOD

Kompozity s termoplastovou maticí i přes vyšší cenu vlastního materiálu postupně rozšiřují svůj podíl v kompozitních leteckých konstrukcích. Mění se také poměr použitých technologií a typů poživ. Z vývojových laboratoří se do reálných aplikací dostávají novější typy matic a zavádějí se ekonomičtější a progresivnější procesy zpracování a montáže. Touto cestou se daří postupně pronikat do primárních leteckých aplikací již i s poměrně složitými a sofistikovanými díly.

TERMOPLASTY A TERMOSETY

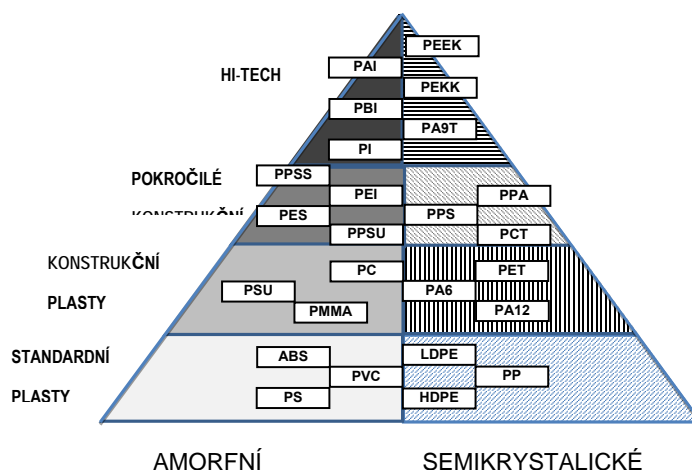
Ačkoli rozdělení na termoplasty a termosety (reaktoplasty) je celkem jasné a je dáno tím, že při zpracování se mění respektive nemění jejich chemická podoba, objevují se dnes i plasty, které je obtížné zařadit.

Firmou GE byl vyvinut cyklický termoplastický polyester, u něhož se při ohřátí na určitou teplotu rozpadne řetězec na kratší úseky (cyklický oligomer), čímž výrazně klesne viskozita na úroveň termosetů. Po ochlazení se opět naváže do dlouhých řetězců. Materiál nabízí vlastnosti termoplastů a zpracovatelské postupy jako termoset.

Podobně se chová termoplastický polyuretan (Dow Chemical Co.), který při určité teplotě částečně depolymerizuje a po ochlazení se znovu naváže. Toho se využívá při pultruzi, kdy je nízká viskozita potřeba. Jsou to však spíše výjimky, které se tak široce nepoužívají.

MATERIÁLOVÉ NOVINKY TERMOPLASTOVÝCH MATRIC

Jedním z hlavních parametrů termoplastových poživ je jejich teplotní odolnost. Zejména podle toho se plasty zařazují do materiálové pyramidy (obr. 1), která je přehledně rozděluje do kategorií z hlediska struktury i termomechanických vlastností.

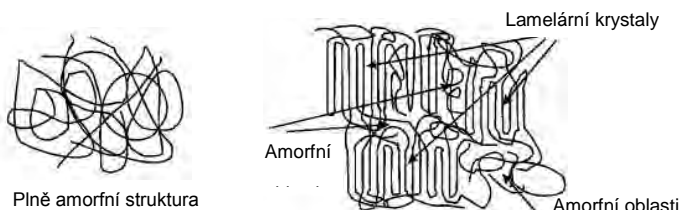


Obr. 1. Kategorie termoplastů

Krystalinita

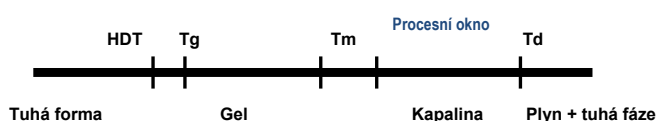
Základním strukturálním parametrem je morfolgie. Jak známo termoplasty mají lineární řetězce, a ty mohou při tuhnutí z tekuté fáze vytvářet amorfní strukturu nebo se uspořádat do krystalů, které pak tvoří část celkového objemu plastu. Maximální podíl krystalinity je pro různé plasty odlišný a je dán parametry jeho řetězce (délkou a bočními větvemi). Část řetězce se tedy uspořádá do krystalu a část zůstane v amorfní formě (viz obr. 2.). Proto se termoplasty dané kategorie nazývají semikrystalické.

Krystalická struktura zvyšuje teplotní odolnost i mechanické vlastnosti termoplastové matrice a tedy i kompozitu. Termoplast však nemusí mít podíl krystalinity vždy na maximální hodnotě dané jeho chemickým složením. Protože krystaly vznikají postupným uspořádáváním řetězce při ochlazení v určitém čase mezi tzv. teplotou druhé krystalizace až do určité teploty blízké teplotě skelného přechodu (T_g), je podíl krystalinity dán také rychlostí ochlazení. Z toho důvodu je v reálném procesu důležité dodržet tuto rychlost.



Obr. 2. Zobrazení amorfni a semikrystalické struktury termoplastu

Krystalická struktura nemá vliv pouze na vlastnosti kompozitu v konstrukci ale také pro jeho zpracovatelnost, která se samozřejmě musí odehrávat ve stavu co nejnižší viskozity. Toho se dosáhne při dostatečně vysoké teplotě, kdy ale nesmí být nevratně změněno chemické složení termoplastu. Pro každý termoplast je tedy definováno určité „procesní okno“ (viz obr.3.) mezi teplotou tavení (Tm) a teplotou degradace (Td).



Obr. 3. Teplotní osa semikrystalického termoplastu

Zatímco amorfni termoplasty mají při zvyšující se teplotě nad Tg významně klesne viskozita, tak semikrystalické vykazují po překonání Tg jen velmi malý pokles tuhosti. Avšak po jejich zahřátí na Tm se rozpustí krystaly a viskozita klesne velmi prudce dolů. To je pro tvářecí proces velmi výhodné, protože okno pro zpracování je obvykle širší.

Polyeterketonketon

V posledních letech začíná širšího uplatnění polyeterketonketon (PEKK), a to z několika důvodů, které vyplývají ze srovnání s termoplasty stejné kategorie.

Typ pojiva	Značení	Teplota skelného přechodu	Teplota tavení	Teplota zpracování	Typ morfologie
		°C	°C	°C	
Polyfenylen-sulfid	PPS	88	285	329-343	Semikrystalický
Polyeterimid	PEI	218	--	316-360	Amorfni
Polyetereterketon	PEEK	143	345	382-399	Semikrystalický
Polyeterketonketon	PEKK	156	310	327-360	Semikrystalický
Polyfenylen-sulfidsulfon	PPSS	206	--	n/a	Amorfni

Tab.1. Porovnání termoplastových pojiv

Z tabulky 1 je zřejmé, že teplotou skelného přechodu se materiál blíží k nejlepšímu termomechanickým vlastnostem, které má PEEK. Na druhé straně teplotou zpracování se blíží k PPS.

Navíc se v praxi používá více variant PEKK, které se liší poměrem dvou složek („T“ a „I“) použitých při polymeraci, čímž se ovlivní podoba řetězce kopolymeru, konkrétně výskyt a podoba bočních větví, které zpomalují krystalizaci. Například PEKK DS má tavení 310°C a

velmi pomalou krystalizaci. Dostatečná krystalizace je až pod rychlostí ochlazování 7°C/min. Naproti tomu PEKK FC má teplotu tavení 335°C až 343°C a rychlou krystalizaci. To dovolí zrychlit proces tváření při dosažení vyšší teplotní odolnosti. Tento problém se řeší právě při technologii kladení, kde je ochlazování velmi rychlé.

Polyfenylen-sulfid-sulfon

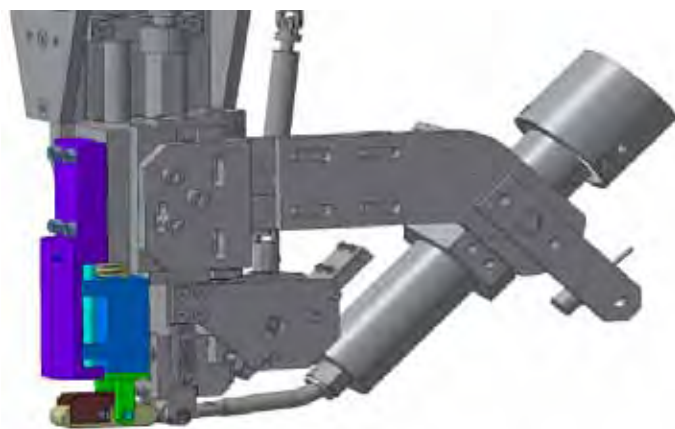
V odborné literatuře se začínají objevovat informace o novém termoplastu vhodném pro letecké aplikace. PPSS má srovnatelné mechanické vlastnosti s PPS. Největší jeho výhodou je vyšší teplotní odolnost, která je daná vysokým Tg. Avšak bohužel jako většina amorfni termoplastů má horší chemickou stabilitu.

NOVÉ POKROKY V TECHNOLOGII

Snaha je dále snížit náklady na proces (out of autoclave) a na formy a rozvinout také technologie, které využijí drahý materiál efektivněji než jen jednoduchý termoforming z desek konstantní tloušťky.

Kladení

Kladení je technologie výroby, která se v současné době velmi rychle vyvíjí v několika směrech právě s pojivem PEKK. Z procesního hlediska jsou dva odlišné typy této technologie. Jednak je to kladení s následnou konsolidací například v autoklávu a jednak kladení „in-situ“, kdy jsou vrstvy pokládány a konsolidovány v jedné operaci. V obou případech musí toto být samozřejmě zajištěno kladecím strojem, jehož hlava musí zajistit položení vhodně ohřáté pásky prepregu při udržení potřebného přitlaku po dobu ochlazení. Příklad kladecí hlavy je na obrázku 4.



Obr. 4. Kladecí hlava s ohřívací tryskou a chladič botičkou pro in-situ proces

V poslední době se pro ohřev používá zejména diodový laser nebo proud ohřátého dusíku.

Jednodušší situace je v případě kladení s následnou konsolidací. V tomto případě je důležitá hlavně geometrická přesnost pokládání a dočasná soudržnost. Fixace nemusí být souvislá, postačí bodové spojení. Tomu odpovídá také rychlost kladení až přes 500 m/s, což může při vhodné volbě prepregu odpovídat přibližně 10 kg/hodinu. Odstranění vzduchu z mezivrstev není pro následnou konsolidaci velký problém. Náročnější je „in-situ“ kladení, které je možné rozdělit do tří fází. První je ohřev pásky na teplotu v „procesním oknu“, druhý krok je definován průběhem teploty a současného tlaku potřebného pro konsolidaci s vytlačení vzduchu a třetí krok má za cíl ochladit materiál pod cca 200°C (dáno konkrétním typem matrice). Největší úskalí je v druhém

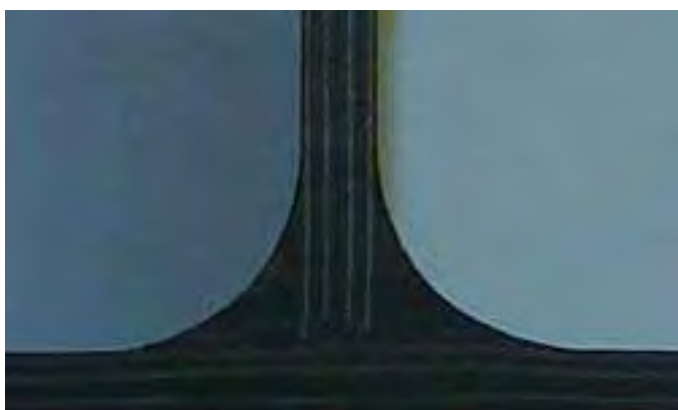
a třetím kroku, kdy musí být teplota dostatečně velká, aby došlo k dokonalému spojení s předchozí vrstvou a přitom se materiál ochladil v době, kdy ještě hlava zajišťuje přítlak. Zároveň musí být dosaženo dostatečné krystalinity. Tyto požadavky mají hlavní vliv na rychlost kladení, která je oproti předchozí metodě významně nižší (cca 50 mm/s). Největší problém je zatím udržení přítlaku v průběhu chlazení, aby nedošlo k delaminaci. Z tohoto důvodu se zatím používá tato metoda zejména pro ovíjení rotačních dílů, kde je přítlak zajištěn předepnutím pásky na daném tvaru.

Experimentálně se vyhodnotil rovněž vliv metody kladení na mechanické vlastnosti kompozitu. Ve všech sledovaných mechanických vlastnostech byly hodnoty vzorků zhotovených kladením in-situ nižší ve srovnání s hodnotami dosaženými na vzorcích kladených s následnou konsolidací v autoklávu. Největší pokles cca 35% byl v případě smykové pevnosti.

APLIKACE VYZTUŽENÝCH TERMOPLASTŮ V LETECKÝCH KONSTRUKCÍCH

Nejvíce informací o konkrétních novinkách je k dispozici z Evropy. Již dlouhou dobu je vedoucí zemí v tomto směru Holandsko, kde se vývoji věnuje několik špičkových firem. Právě konsorcium holandských firem získalo cenu na JEC 2010 v Paříži za směrové kormidlo pro Gulfstream G650. Jeho konstrukce je vícežebrová sestava, která je svařena indukční metodou.

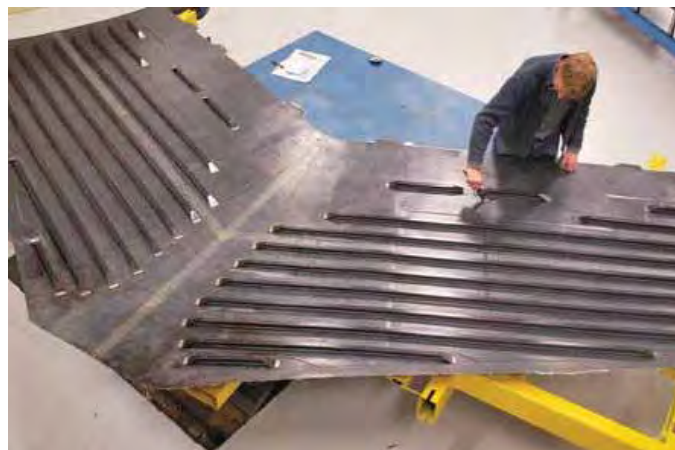
Další hodně publikovanou aplikací je podlahový I nosník. Ten je vyroben metodou kladení UD pásky C/PEKK s následnou konsolidací. V několika člancích je popsáno originální spojení stojiny a pásnice na tupo využívající tvarový díl vyrobený injektáží (obr. 5). Dosahovaná pevnost spojení výtuhy a stěny je lepší než pevnost klasické koncepce spojení L nebo T profilu. Toto řešení snadno umožňuje i připojení sinusové stojiny k pásnici.



Obr. 5. Připojení výtuhy k potahu „tupým“ spojem (Fokker)

Velkého pokroku bylo dosaženo v projektu TAPAS, který sdružuje 9 partnerů. Hlavním cílem byl demonstrátor potahového panelu VOP, kde se mělo dosáhnout úspory 10% hmotnosti a 20% nákladů. Také zde bylo využito kladení C/PEKK. Panel s integrovanými podélníky profilu T, připojenými jako u zmíněného podlahového nosníku, byl konsolidován v autoklávu.

Další aplikací termoplastů u G550 a G650 jsou sendvičové podlahové panely z C/PEI s lepenými nosníky vyrobenými metodou termoformingu.



Obr. 6. Potahový panel ocasních ploch (Fokker)

Díly vyvinuté v Letov letecká výroba, s.r.o.

LLV má středisko CPC, které se zabývá také technologickým vývojem procesů výroby termoplastů. Podařilo se získat pozici v nastupujícím programu A350 v oblasti dílů z vyztužených termoplastů ve spodní části střední sekce trupu (Keel Beam). Do této sestavy dodává LLV několik typů dílů, jejichž výrobní proces byl vyvinut vlastními kapacitami. Jedná se o rodinu žeber, smykových stojin a profilů různých tloušťek (obr. 7). Ta v některých případech přesáhla až 6 mm a ukázalo se, že přináší nové technologické problémy, které se u menších tloušťek



Obr. 7. Žebra pro A350

nevyskytují. Součástí vývoje je i konstrukce vlastních forem. Další oblastí vývojových aktivit jsou vývojové projekty, kde se řeší termoplastové díly včetně jejich konstrukčního návrhu. Cíle jsou voleny tak, aby předbíhaly současný stav sériové výroby a byly zdrojem informací pro budoucí konstrukční návrhy i technologii. Při této práci je využívána simulace tváření pomocí programu PamForm, protože se většinou jedná o díly složitějších tvarů z nerozvinutelných ploch. Příkladem je demonstrátor skříňe zavírání dveří, který byl i podroben mechanickým zkouškám ve srovnání se stávajícím duralovým provedením. Hmotnost kompozitové alternativy je o 1,3 kg (47%) nižší. Pracnost výroby je rovněž nižší o 50%, avšak cena materiálu je stále ještě o 70 % vyšší.

Jiným demonstrátorem je vzduchovod svařený ze dvou částí. Jedná se o tenkostěnný značně zborčený tvar. Svaření je provedeno odporovou metodou v přípravku (obr.8).



Obr. 8. Vzduchovod z materiálu C/PPS

ZÁVĚR

Z přehledu rozvoje technologií i z výčtu stále se objevujících nových materiálů je zřejmé, že sledujeme prudce se rozvíjející obor. I když je k řešení ještě mnoho technologických problémů a cena materiálu je stále značná, tak z rozšiřování segmentu termoplastových aplikací na letounech je jasné, že svoji budoucnost mají tyto materiály stále ještě před sebou.

Literatura:

- [1] Scott Beckwith, Thermoplastic Composites: Market, Segment Growth, Processes, Materials, Applications and Cost Factors, Theplac Conference, Proceedings, Nov. 2007
- [2] Henri de Vries, AFP Technologies for High Performance Thermoplastics: Characterization of Mechanical Performance and Output Rate, SETEC Conference Leden, 2011.
- [3] Meyer, D.R., Carnevale, P., Bersee, H.E.N., New Affordable Reinforced Sulfid/Sulfone thermoplastic for High-Performance Applications, Delft University of Technology, The Netherlands
- [4] Hopmann, C., Michaeli, W., Schoeldgen, R., Advanced Diaphragm Forming Process for High Temperature Thermoplastic Composite Applications
• SAMPE Journal, Vol48, No2.
- [5] Offringa, A. New thermoplastic composite design concepts and their automated manufacture, No58 June-July 2010 / jec composites magazine
- [6] Thermoplastics, Technický manuál firmy Mettler Toledo

Možnosti použití kompozitních pultruzních profilů v letectví a jiných pokročilých aplikacích a metody jejich spojování do konstrukčních celků

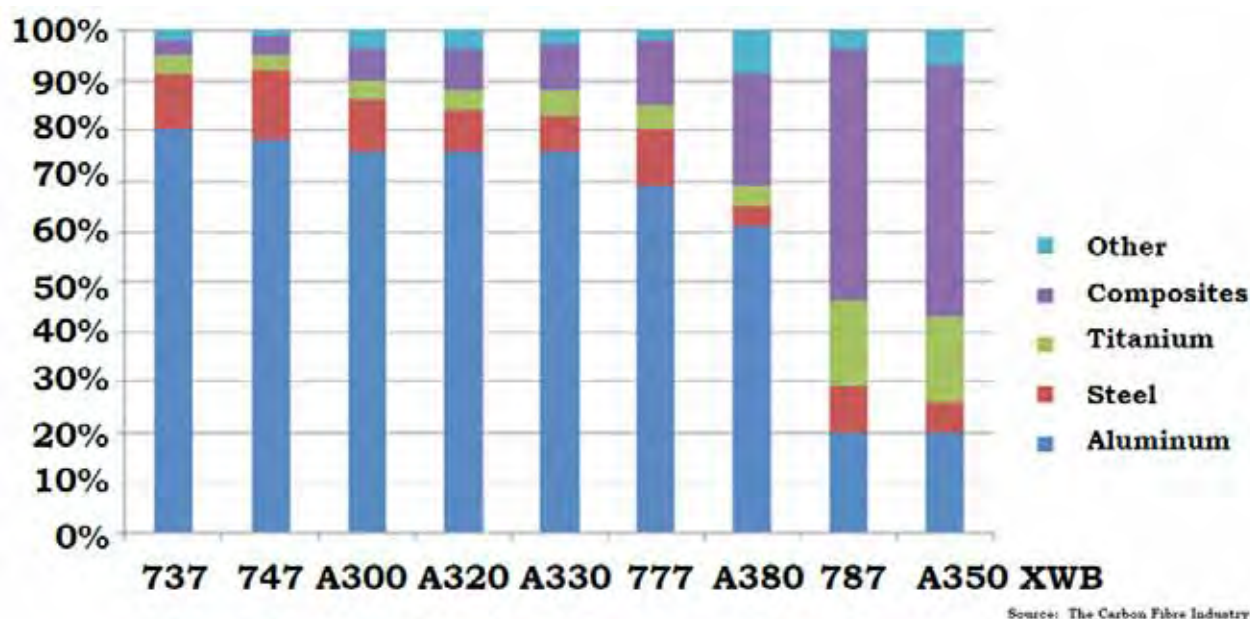
Ing. Richard Pavlica, Ph.D., Ing. Martin Eder, Kunovice

Kompozitní materiály se v poslední dekádě staly převládajícím materiálem při výrobě letadel, což dokazují poslední modely obou největších výrobců letadel, kde podíl kompozitů činí cca 50% hmotnosti. Vzhledem pak k nižší hustotě uhlíkových kompozitů je jejich objemový podíl na konstrukci letounu vysoko nad 50%. Ruku v ruce s velkým rozmachem aplikací kompozitů v leteckých konstrukcích jde i snaha nalézt takové technologie výroby kompozitů, které budou mít velmi dobrou opakovatelnost, pokud možno nezávislou na lidském faktoru, a které budou zároveň levné. Z toho důvodu je zde patrný odklon od klasických autoklávových technologií k technologiím navíjení či robotického kladení prepregové pásky, které jsou však investičně velmi náročné. Ke slovu se tak dostávají i klasické technologie, v letectví dříve nepoužívané, jako je RTM a jeho varianty a také pultruze, která je jedinou strojní kontinuální technologií výroby kompozitů.

ÚVOD

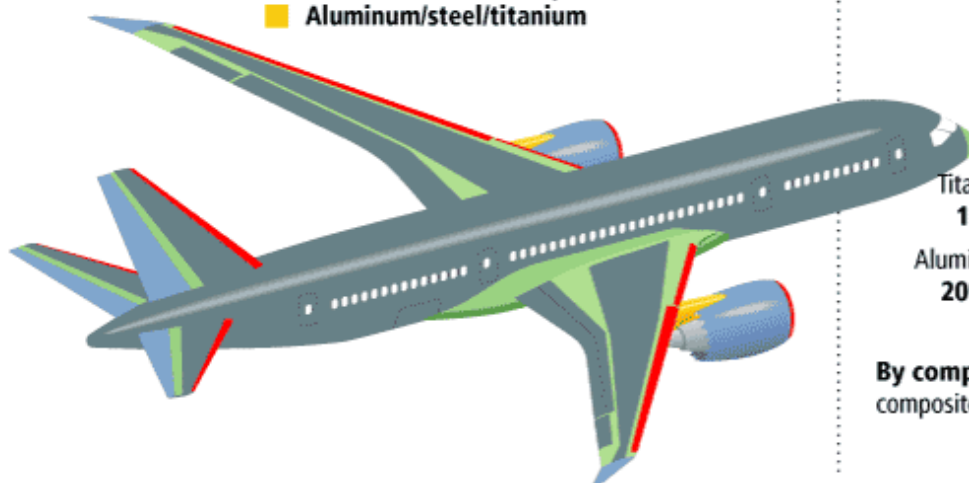
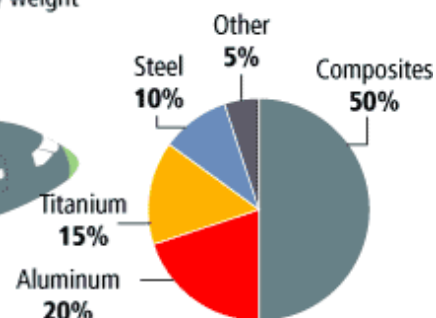
V posledních 10-ti letech se kompozitní materiály, zejména na bázi uhlíkových vláken, staly nejpoužívanějším materiálem v leteckých konstrukcích. U současných velkých dopravních letadel je více než polo-

vina hmotnosti konstrukce tvořena právě jimi a tento trend je patrný u obou největších výrobců letadel, jak je patrné na obr. 1.



Obr. 1 Podíl kompozitů na celkové hmotnosti jednotlivých typů dopravních letadel

Materials used in 787 body

Total materials used
By weight

By comparison, the 777 uses 12 percent composites and 50 percent aluminum.

Obr. 2 Rozsah využití kompozitů na dopravním letounu Boeing 787 Dreamliner

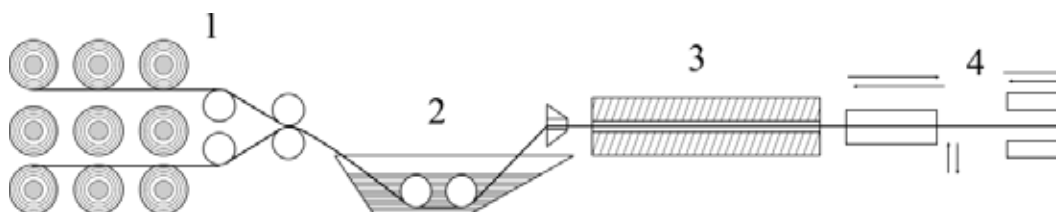
[1] Rozsah zastoupení kompozitních materiálů na konstrukci letadel je patrný na obr. 2, kde je schéma letounu Boeing 787 Dreamliner [2]. S rostoucím podílem kompozitů na stavbě letadel se vedle co nejlepšího poměru pevnostních charakteristik/hmotnost stala klíčovou i ekonomická efektivita výroby kompozitových dílů, neboť při tak vysokém zastoupení mají úspory na výrobě kompozitů značný dopad na celkovou cenu letadla a tím i jeho konkurenceschopnost. Tlak na využití levnějších bezautoklávových technologií je enormní a ke slovu se tak dostávají dříve v letectví méně využívané technologie jako je RTM a nebo právě pultruze.

PULTRUZE

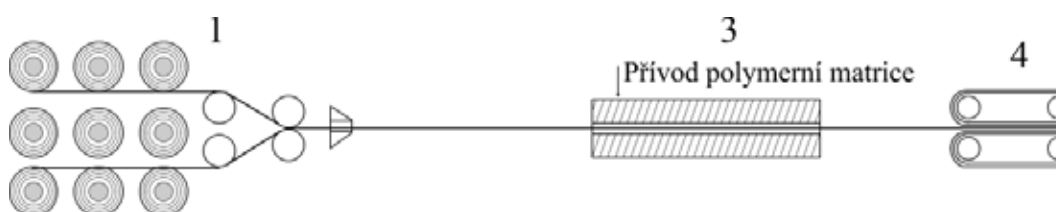
Základní princip

Pultruze je automatizovaný kontinuální proces, jehož principem je vedení dlouhých impregnovaných vláken (výztuží) vytvrzovací formou – pultruzní hlavou, kde dochází k fixování tvaru polymerní matrice. Po-

lymerní matrice může být termoplastická a nebo reaktoplastická, která je používána ve většině případů [3 - 10]. Před vytvrzovací formou je impregnační sekce, kde dochází k dokonalému nanesení polymerní matrice na výztuž, nejčastěji ve formě vláken. Výztuž prosycená polymerní matricí je vedena přes stírací desku do tvarovací a vytvrzovací formy, kde se odstraní přebytečná polymerní matrice. Forma má tvar budoucího výrobku a je udržována na předem stanovené teplotě potřebné k vytvrzení pryskyřice. Vytvrzený profil je odtahován a řezán na potřebnou délku. V dnešní době existuje několik způsobů strojního uspořádání pultruzní linky, které může být jak vertikální, tak horizontální [3]. Základními částmi pultruzní linky jsou: zásobník výztuží a naváděcí systém, impregnační sekce a předtvarování impregnované výztuže, tvarovací a vytvrzovací forma, tažná sekce a dělicí sekce. Uspořádání jednotlivých součástí je zobrazeno na obr. 3 a obr. 4. Existují principiálně dva základní způsoby impregnace, a to otevřená lázeň s přímým máčením rovingů ve vaně naplněné pryskyřicí a tlaková impregnace buď ve speciální uzavřené komoře nebo přímo v pultruzní hlavě [1, 3, 5, 9]. Oba způsoby jsou zobrazeny na obr. 3 a 4 [11].



Obr. 3: Nákres pultruzní linky s otevřenou lázní a odtahem pomocí podavačů (reciprokační odtah [12]).

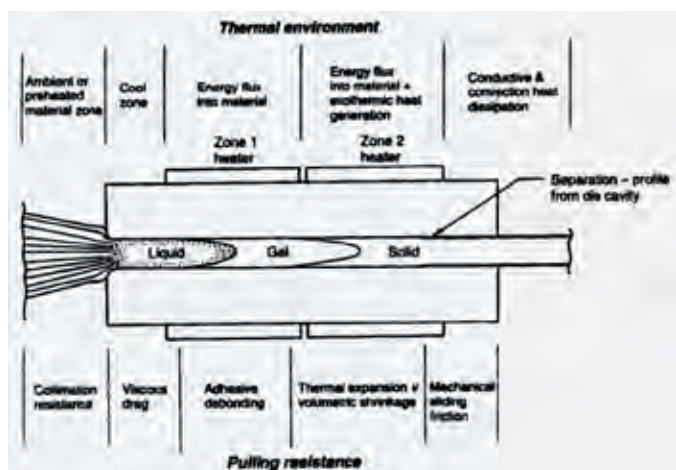


Obr. 4: Nákres pultruzní linky s přímým přívodem pryskyřice do pultruzní hlavy a odtahem pomocí pásů.

Zásobník výztuží a naváděcí systém. Ve většině případů se jedná o konstrukci reku, na němž jsou připevněny cívy s vlákny, tkanou nebo také netkanou rohoží, které jsou připevněny tak, aby se mohly otáčet a kontinuálně zásobovat celé zařízení. Naváděcí zařízení je většinou ve formě desek kolmých ke směru tažení se soustavou otvorů a štěrbin a slouží ke správnému prostorovému uspořádání rovingů a rohoží před vstupem do zóny impregnace [5, 12, 13].

Lázeň s pryskyřicí. Svazek výztuže je veden soustavou válců do lázně s pojivem (polymerní matricí), kde dojde k dokonalé impregnaci pojiva. Dále je svazek výztuže veden přes stírací desku, která stírá přebytečnou pryskyřici, do pultruzní hlavy. Používá se i jiný způsob impregnace, a to přímý přívod pryskyřice do pultruzní hlavy, tento způsob pojení výztuže polymerní matricí se začíná prosazovat díky svému šetrnějšímu přístupu vůči životnímu prostředí [5, 14 – 16].

Pultruzní hlava. Konstrukcí je podobná vytlačovací hlavě, odlišuje se však délkou a způsobem přívodu materiálu, kterému má udat definovaný tvar. Zatímco do vytlačovací hlavy je materiál přiváděn pomocí tlačných sil vznikajících ve vytlačovací stroji, do pultruzní hlavy je materiál přiváděn díky tažným silám. Tato síla je vyvíjena pomocí odtažového zařízení a může nabývat velmi vysokých hodnot v důsledku tlaku, který vzniká v průběhu vytvrzování změnami objemu pryskyřice. Pro zefektivnění procesu je někdy používán mikrovlnný předehřev [3, 11], dielektrický předehřev [9], případně předehřev vyztužujících vláken horkým vzduchem. Pultruzní hlava bývá obvykle délky do 1 m s několika topnými zónami a tvrdě chromovaným vnitřním povrchem [3].



Obr. 5: Přejít z kapalné do pevné fáze v pultruzní hlavě vytvrzováním [3].

Tažná sekce. Je umístěná za pultruzní hlavou a dala celé technologii název. Má za úkol již vytvrzený, zafixovaný profil konstantní rychlostí odvádět. Zároveň tím, že odvádí hotový profil z pultruzní hlavy, vtahuje do ní další výztuž s nezreagovanou polymerní matricí. V praxi jsou využívány dva druhy tažných zařízení, a to pásové (obr. 4) a reciprokační (obr. 3) [5, 12, 14]. Tato tažná zařízení pracují s odtažovou silou až 240 kN a průřez profilů obvykle může být v rámci rozměrů 1300 x 350 mm [3].

Dělicí sekce. Slouží k řezání taženého profilu na požadovanou délku a je umístěná za tažným mechanismem. U menších linek se k řezání běžně používá ručních elektrických kotoučových pil. U velkých profilů, či při velkoobjemové výrobě je výhodnější použít kotoučovou pilu

svázanou zpětnovazebně s tažnou sekcí tak, aby byla schopna se při řezání pohybovat souběžně s posunujícím se profilem. [3, 5, 12].

Vlastnosti pultruzně tažených profilů

Výrobky vyrobené pultruzí mají obsah výztužení větší než u běžných kompozitních materiálů (v případě skla i více než 80 hmot. %) a mají tak vynikající mechanické vlastnosti, nízkou hmotnost, vysokou korozní odolnost, nízkou tepelnou vodivost, teplotní roztažnost srovnatelnou s kovy, vysokou rozměrovou stálost, jsou elektricky nevodivé a mohou být elektromagneticky transparentní. Je zde k dispozici široká paleta použitelných barvitelných materiálů. Dalšími výhodami jsou nízká navlhavost, téměř neomezená velikost profilů o různých tloušťkách stěny, velké množství možných průřezů, nekonečná délka, přesné a reprodukovatelné uložení výztuže a nízké výrobní náklady [1, 3, 9, 11].

Vzhledem k vysokému možnému obsahu výztuže jsou dosahovány mechanické vlastnosti jinými technologiemi výroby kompozitů prakticky nedosažitelné, což činí pultruzní profily velmi zajímavými pro pevnostní aplikace, viz. Tab. I. Dalšími výhodami jsou stabilita kvality vyráběných profilů daná strojní povahou technologie pultruze a relativně nízké výrobní náklady. Díky všem těmto výhodám jsou pultruzní profily ideálním vstupním materiálem pro výrobu leteckých konstrukcí.

Maximální ohybová pevnost (DIN EN ISO 178)	Min. 1 300 MPa
Maximální tahová pevnost (EN ISO 527)	Min. 2 350 MPa
Tlaková pevnost (ISO 14126)	Min. 950 MPa
Ohybový modul pružnosti (DIN EN ISO 178)	Min. 115 000 MPa
Tahový modul pružnosti (EN ISO 527)	Min. 160 000 MPa
Tlakový modul pružnosti (ISO 14126)	Min. 110 000 MPa
Hustota	1 550 – 1 600 kg/m ³
Teplota skelného přechodu (DMA)	126°C
Objemový obsah vláken	67%
Polymerní matrice	Epoxidová pryskyřice

Tab. I Vlastnosti uhlíkových profilů pro výrobu nosníku křídla větroně - 5M s.r.o.

Vedle vynikajících vlastností pultruzních je zde však řada limitů jejich využití. K největším limitům využití pultruzních profilů v letecké výrobě je jejich konstantní průřez po celé délce výrobku, dále je možno je vyrábět pouze jako netvarovatelné přímé profily a pultruzní profily mají stejně jako ostatní kompozity na bázi reaktoplastů omezené možnosti jejich spojování do vyšších konstrukčních celků.

Kompozity na bázi reaktoplastů je prakticky možno spojovat pouze lepením a nebo mechanicky nýtováním, či šroubováním, případně vytvářením mechanických zámek na obou spojovaných kusech v místě spojení. Pro konstrukční spoje však připadají prakticky v úvahu pouze spoje lepené a nebo šroubované či nýtované s tím, že každá z metod má své klady a zápory.

Spojování šroubováním, či nýtováním patří ke standardním strojírenským postupům. V případě kompozitů se však nejedná o nejtastnější způsob, neboť vytvořením otvoru dochází k přerušení výztuže a tím k

výraznému narušení vlastností kompozitu, který je obvykle optimalizován na konkrétní typ namáhání. Vytvořením šroubovaného či nýtovaného spoje je mimo to vytvořen navíc vrub a dále je zaveden jiný typ namáhání, než na který byl kompozit vytvořen. Řešením je pak lokální zesílení kompozitového dílu a změna orientace vláken, čímž často dochází k nárůstu hmotnosti dílu v místě spoje až na dvojnásobek. Vytvoření takového zesílení je i cenově velmi náročné. Další nevýhodou šroubovaných a nýtovaných spojů je nezbytnost periodické kontroly jejich spolehlivosti.

Lepené spoje jsou nejlepším možným spojením dvou kompozitových dílů či spojením kompozitu s jiným materiálem, neboť nedochází k narušení vláken ani k vytváření vrubů v místě spoje a obvykle ani nebývá nutné konstrukčně upravovat místo spojení. Velkou nevýhodou je podmínka, aby spoj byl namáhán pouze na smyk a dále pak nezbytná technologická kázeň při lepení, která se z dlouhodobého hlediska sériové výroby zatím vždy ukázala jako nejvíce problematickou. Přes všechny vyjmenované potíže je však lepení do budoucna nejperspektivnější způsob spojování kompozitů do vyšších celků. K eliminaci výše zmiňovaných potíží tak složí zejména pojišťování kritického místa vzniku iniciační trhliny v důsledku odlupu pomocí nýtu či šroubu, což je dnes možno vidět na všech používaných leteckých spojkách kompozitů. Dále je zaváděn certifikovaný proces lepení do výroby dle normy DIN 6701, která stanovuje základní zásady lepení a kontroly lepených spojů ve výrobním procesu. Certifikované lepení a pojišťování kritických míst spojení šroubem či nýtem se tak jeví jako cesta k většímu rozmachu lepení nejen ve výrobě letadel.

Spojování pultruzních profilů má na rozdíl od ostatních vyráběných kompozitů další omezení, která jsou dána tím, že není možno lokálně změnit ani složení ani průřez. Užitím šroubových či nýtovaných spojů

tak dochází k narušení struktury kompozitu a jeho významnému oslabení. Řešením spojování pultruzních profilů je tedy lepení, případně dodatečné zesílení kompozitu, pokud je nutno použít šroubování či nýtování. V případě trubek se tak používá vlepování hliníkových koncovek jako inzertů, přes které se provede šroubový spoj. Další možností je dodatečně dolaminovat zesílení profilu v daném místě tak, aby vlákna přerušená vrtáním byla nahrazena pomocí smykových sil jinými dodatečně přidanými vlákny, případně je profil zesílen jinými materiály tak, aby v daném místě nemohlo dojít ke vzniku iniciační trhliny a rozštípnutí kompozitu po směru vláken namáháním napříč vlákny.

Aplikace pultruzních profilů v letectví

Pultruzní, zejména uhlíkové, profily si našly uplatnění i přes tvarová omezení a problematičtější spojování a jejich potenciál použití není ještě zdaleka využit.

Mezi typické aplikace patří:

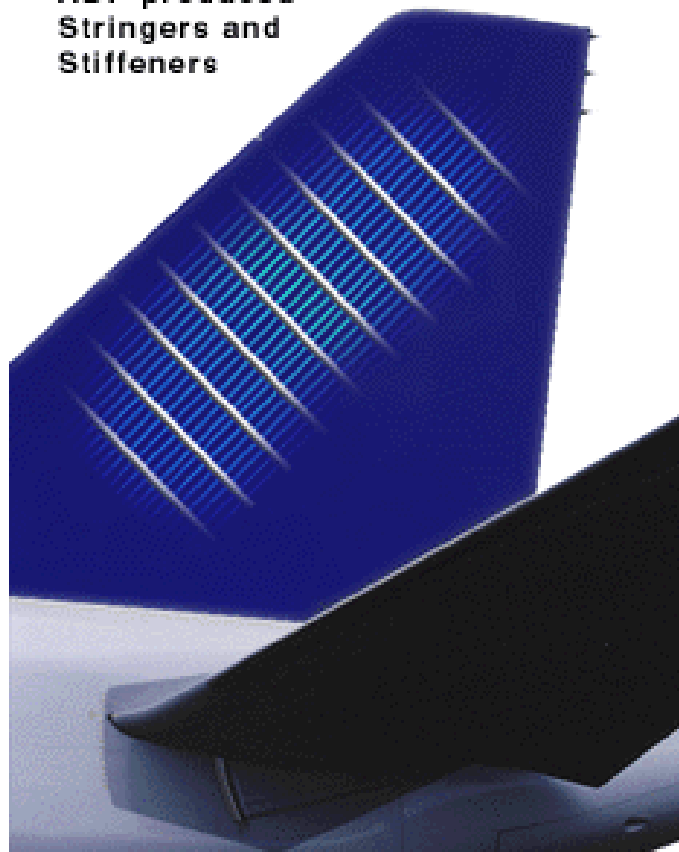
- nosníky křídel a výškovky menších letadel, obr. 6
- výtuzě kompozitových skořepin ve formě příčných a podélných žeber
- ovládací táhla

Nejčastěji je však klasická technologie pultruze pro potřeby leteckého průmyslu modifikována, např. fy Jamco, viz. níže.

Modifikace pultruze pro letecký průmysl

ADP - Advanced Pultrusion

ADP-produced Stringers and Stiffeners



Obr. 7 ADP technologie je nyní využívána pro směrovky na letadlech Airbus A300/310/320/330 a 340



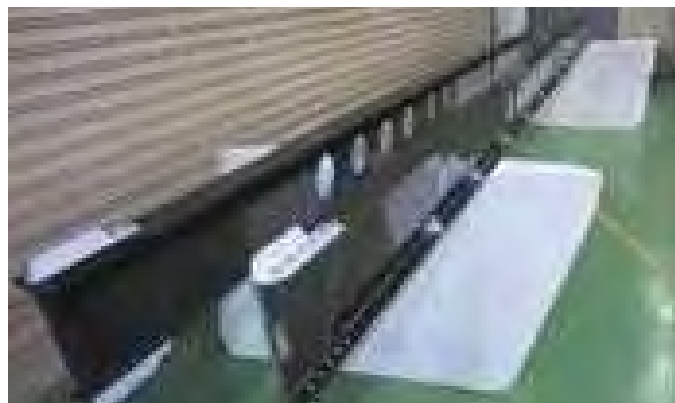
Obr. 6 Kompozitový nosník křídla větroně LAK 25

Modifikací pultruze je ADP, neboli ADvanced Pultrusion, vyvinutá v japonskou společností JAMCO Corp. (Mitaka, Tokio), která kombinuje výhody ruční laminace a pultruze [17 - 18]. Výsledkem je pultruzní profil s obsahem výztuže 65%, který však není vyroben ze suchých vláken prosycených pryskyřicí během procesu výroby, ale z pásek jednosměrných či vícesměrných prepregů fy Hexcel.

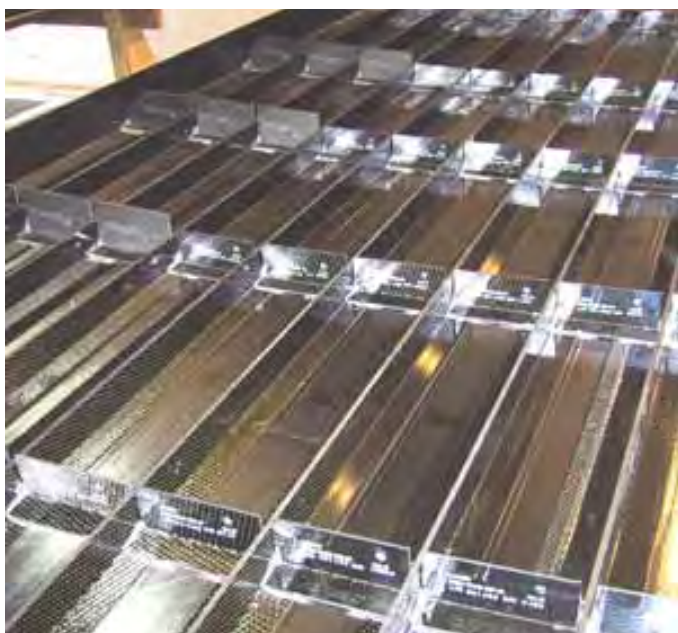
Vývoj technologie započal v polovině 80-tých let, kdy JAMCO využívala pultruzi pro výrobu sloupků v zavazadlovém prostoru letounu Boeing 757. Pro požadavky Boeingu 777 však bylo nutno vylepšit stávající vlastnosti, a proto bylo započato s experimenty s prepregy a výrobou profilů v autoklávu. Později byly prepregy využity i v modifikaci technologie pultruze a v roce 1995 se podařilo vyrobit T-profil, který splnil všechny požadavky fy Airbus. Od roku 1996 byly výztuhy vyrobené ADP pro směrovky dodávány pro seriovou produkci A330-200, obr. 7 a 8. Pro Airbus A 380 byly pak mimo žebra a výztuhy směrovky vyvinuty i profily pro konstrukci horní paluby, která je široká 5,92 m, obr. 9 a 10.

ADP umožňuje použít vedle jednosměrných prepregových pásek také tkaninové prepregy, a to včetně tkanin s orientací $\pm 45^\circ$, schéma viz. obr. 11. Orientace vláken je možno udržet v toleranci $\pm 1^\circ$ ve srovnání s udávanou standardní tolerancí pro pultruzní profily $\pm 4^\circ$. Minimální tloušťka profilu je 0,2 mm, což je výrazně méně ve srovnání s minimální tloušťkou 0,8 mm v případě standardní pultruze. Využívány jsou prepregy fy Hexcel, konkrétně HexPly 6376 s epoxidovou maticí a

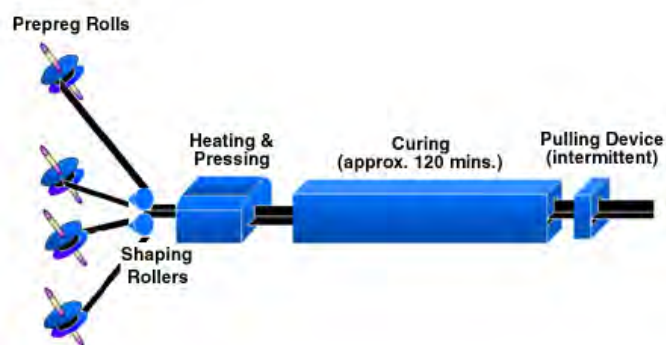
uhlíkovým vláknem HTA od fy TENAX. Typická teplota vytvrzování je 250°C a čas vytvrzování se liší v závislosti na průřezu profilu. Kvalita je zaručena kontinuálním vyhodnocování kvality za pomoci ultrazvuku, obr. 13. Profily je možno vyrábět v různých tvarech od průřezu 50×50 mm do průřezu 250×100 mm a tloušťky stěny od 0,2 do 10 mm. Standardní profily jsou uvedeny na obr. 14 a 15. JAMCO deklaruje, že pomocí ADP je možno získat profily s objemovým obsahem vláken 65%, kdežto standardní pultruzí pouze 55%. Jsou však výrobci, kteří dosahují i standardní pultruzí obsah objemový vláken 65%, jako např. společnost 5M s.r.o., viz. Tab. I.



Obr. 10 Nosník horní paluby připravený pro instalaci



Obr. 8 Detail struktury výškovky s žebry a výztuhami



Obr. 11 Schéma technologie ADP



Obr. 9 Využití ADP technologie pro podlahu horní paluby A 380



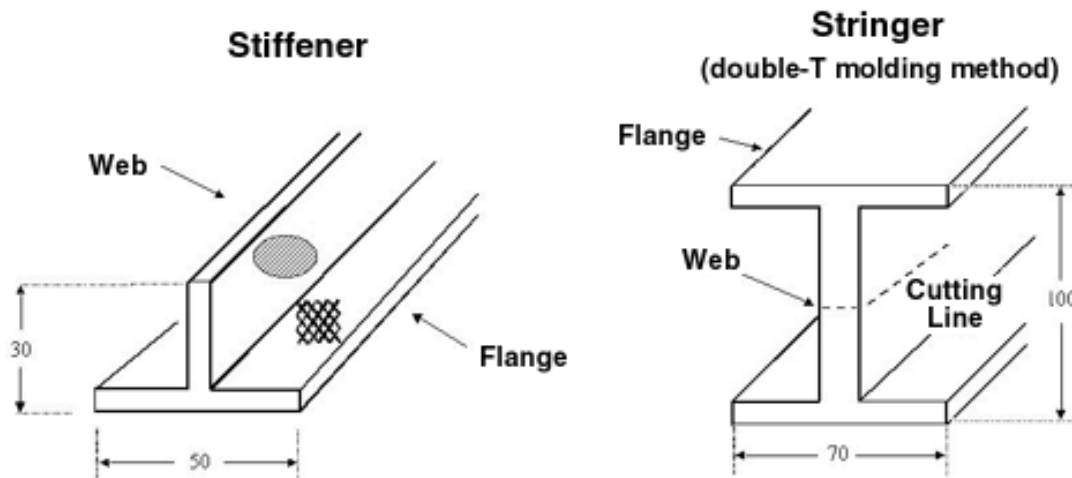
Obr. 12 Detail navedení prepregové pásky



Obr. 13 Homogenita nosníků je automaticky kontrolovány pulzním ultrazvukem při průchodu vodní lázni



Obr. 14 L, T, I, Z omega profily vyrobené pultruzí ve fy JAMCO



Obr. 15 Typy používaných žebér a výztuh

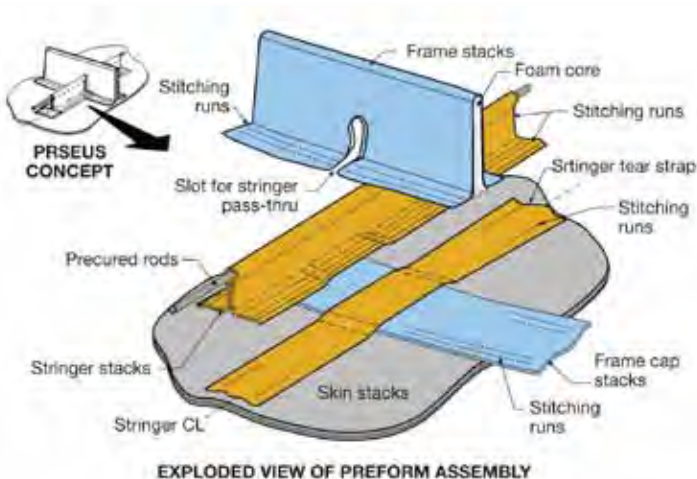
Comparison of ADP to Traditional Pultrusion

SHORTCOMINGS OF TRADITIONAL PRODUCTION METHODS	ADP VS. TRADITIONAL PULTRUSION	
	ADP	Other Pultrusion
1. Hand-lay-up Process: - Labor intensive - High cost - Time-consuming, unstable 2. Traditional Pultrusion: - Insufficient performance for primary structure use - Low fiber/resin ratio - Difficulty with control of fiber directions, resin curing and secondary bonding	Raw material	Prepreg
	Resin system	Epoxy, Phenolic, etc.
	Max. fiber content	65% in volume
	Min. thickness	0.4mm
	Void content	Less than 1%
	Release agent	None
	Angular tolerance	+/- 1 degrees
	Secondary bonding	Yes (with peel ply)
		Dry fabric and resin
		Epoxy, Phenolic, etc.

Obr. 16 Srovnání ADP a tradiční pultruze dle JAMCO

PRSEUS

PRSEUS je technologie vyvinutá ve spolupráci NASA a Boeing v několika posledních letech, která byla evaluována v roce 2011 pro použití v letectví s předpokládaným nasazením do seriové výroby v roce 2025 [19, 20]. Jedná se o bezautoklávovou technologii vyvinutou pro výrobu trupů a přepážek založenou na spojení několika preformů z multiaxiální tkaniny vyrobených ve společnosti Saertex. Tkanina je složena z jednosměrných pásek vyrobených z uhlíkových vláken AS4 fy Hexcel. Pásky jsou prošity tak, aby měly volnější strukturu a orientaci vláken $\pm 45^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/\pm 45^\circ$. Při počtu 9-ti vrstev je celková tloušťka multiaxiální tkaniny 0,13 mm. Multiaxiální tkaniny jsou natvarovány a prošity dvěma jehlami do konečné 3D struktury spolu s pěnou ROHACELL, viz. obr. 17. Vzniklý suchý preform je schopen udržet přesný tvar i během manipulace a je vložen do formy, kde je pomocí technologie CAPRI (Controlled Atmospheric Resin Infusion) impregnován epoxidovou pryskyřicí HexFlow VRM34, fy Hexcel. CAPRI je variantou technologie VARTM.



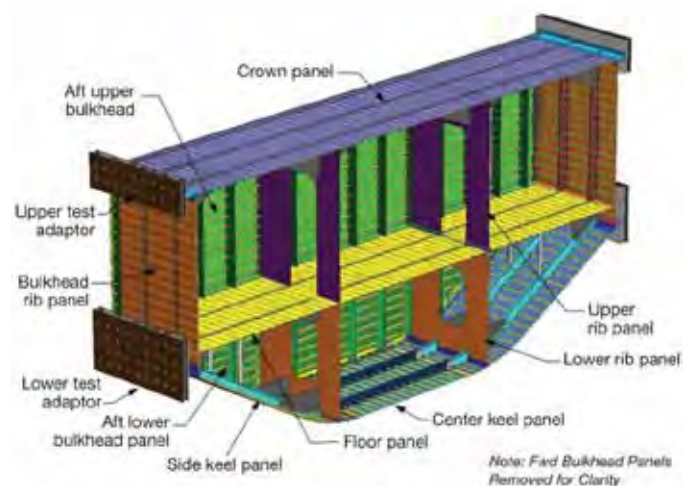
Obr. 17 Schéma technologie PRSEUS (pultruded rod, stitched, efficient, unitized structure)

Vyrobené panely, obr. 18, byly podrobeny simulované zkoušce přetlaku trupu 1,27 bar bez změny vlastností. Po zkoušce nárazu byly panely opět testovány na 1,27 bar a opět nedošlo k žádným změnám. Při zvýšení tlaku na 1,93 bar došlo ke zkolabování pultruzních profilů, nicméně geometrie panelu zůstala beze změny, protože šíření poruchy bylo zastaveno multiaxiální tkaninou. Další zvýšení tlaku na 2,07 bar. Nepřineslo žádné změny.

Do roku 2013 by měl být vyroben demonstrátor částí trupu, viz. obr. 19, na kterém by měl být koncept PRSEUS definitivně potvrzen.

Termoplastická pultruze

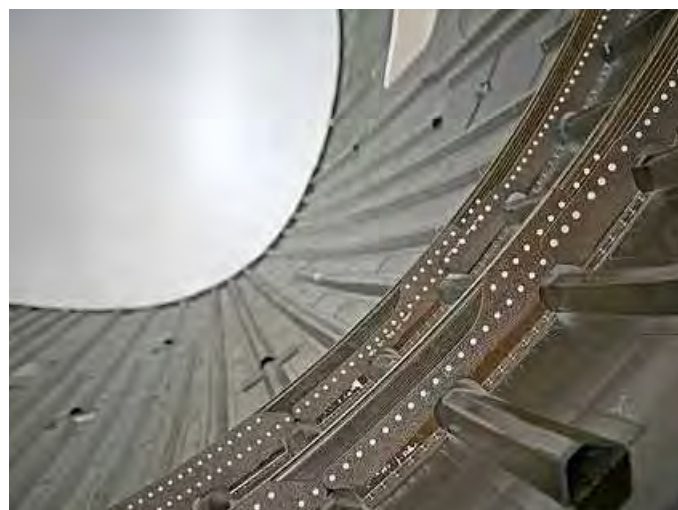
Dalším prověřovaným konceptem je výroba výtuh termoplastickou pultruzí z Twintexu fy OCV, což je směs uhlíkových a polymerních vláken. Výhodou je schopnost tvarovat profily do rádiu a schopnost svařování, velkou nevýhodou pak obvykle nižší obsah výtuzě [21].



Obr. 19 Oblasti využití technologie PRSEUS - 9,1 m průřez trupem, který NASA předpokládá vyrobit jako testovací vzorek



Obr. 18 Vyrobený demonstrátor - preform a pultruzní profily vyrobeny pomocí VARTM. Potvrzení dobrého provázání pultruzních profilů a potahu



Obr. 20 Výtuzhy a žebra trupu fy Boeing. Pro zakřivené podélné výtuzhy se předpokládá využití termoplastické pultruze

ZÁVĚR

Závěrem lze konstatovat, že pultruze je v současné době již ověřenou technologií pro výrobu letadel a počet jejích aplikací stále roste, a to i přes tvarová omezení a omezení ve spojování pultruzních prvků do vyšších celků. Právě spojování pultruzních profilů je v současné době nejvíce řešenou otázkou ve spojitosti pultruze a letectví. Řešením je integrace pultruzních profilů přímo během výroby kompozitů, což např. řeší technologie PRSEUS, ADP, či LF Technologie fy 5M a nebo zavedení procesu lepení.

Literatura:

- [1] http://www.netcomposites.com/news.aspx/Carbon_Fibre_Industry_Set_For_Strong_Growth_to_2020
- [2] http://bintang.site11.com/Boeing_787/Boeing787_files/Specifications.html
- [3] Starr, T.F. Pultrusion for Engineers. Woodhead Publishing Limited, Abington 2000.
- [4] Barret, G.: 3th World Pultrusion Conference 1992. Brusel, 1992.
- [5] Ma, C.C.M., Chen, C.H. Journal of Applied Polymer Science. 44, 1992, p. 819.
- [6] Lee, J.W. 12th PPS Annual Meeting. PPS, Sorreno, Italy 1996, p. 501.
- [7] Oleesky, S.S., Mohr, J.G. Handbook of Reinforced Plastics. Reinhold Publishing Corporation, New York 1964.
- [8] Harris, B. Development in GRP Technology 1. Applied Science Publishers, London 1983.
- [9] Rubin, I.I. Handbook of Plastic Material and Technology. John Wiley & Sons, New York 1990.
- [10] Karger-Kocsic, J. Polypropylene 3: Composites. Chapman & Hall, London 1995.
- [11] Kennedy II, K.C., Kusy, R.P. Antec 95. SPE, USA 1995, p.3045.
- [12] Jančář, J.: 8. mezinárodní konference strojů a zpracování plastů. Brno, 1996, p. 79-84.
- [13] Bültjer, U. Reinforced Plastics 2002, International BALATON Conference. Conference Proceedings, Balatonfüred, Hungary 2002
- [14] Resin report. Modern Plastics International, 1998, 28, p. 74-75.
- [15] Gaspari, D.: Plastics Technology, 1997, (13), 5, p. 69
- [16] Naitove, M. H.: Plastics Technology, 1997, (13), 5, p. 26-35.
- [17] <http://www.jamco.co.jp/e/e-components/adp.html>
- [18] <http://www.compositesworld.com/articles/advanced-pultrusion-takes-off-in-commercial-aircraft-structures>
- [19] http://www.designnews.com/document.asp?doc_id=230406
- [20] <http://www.compositesworld.com/articles/prseus-preform-for-pressurized-cabin-walls>
- [21] <http://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM17proceedings/Themes/Manufacturing/MANUFACTURING%20TECH/INT%20-%20MANUF%20TECH/IC3.2%20Milwich.pdf>

Autoklávová technologie pro výrobu celokompozitního ultralehkého letounu UL-39

Ing. Karel Barák, ČVUT v Praze; Ing. Petr Průcha, LA composite, s. r. o.

V úvodní části příspěvku je pozornost zaměřena na popis konstrukčního uspořádání letounu UL39, v samostatné části je pak představena unikátní pohonná jednotka. Na základě specifik takto unikátního letounu je v druhé části příspěvku uveden popis technologií a materiálů, které budou používány pro výrobu dílů letounu tak, aby bylo možné splnit všechny požadavky na letoun kladené. Nechybí ani zdůvodnění výběru technologií a materiálů. V poslední části je pozornost zaměřena na technologie spojování detailů do sestav a způsob sestavení letounu.

ÚVOD

Motivace

Myšlenka stavby letounu s ventilátorovým pohonem není nikterak nová a zejména v sedmdesátých letech minulého století byla velice populární. V té době byla navržena a postavena celá řada letounů s ventilátorovým pohonem ať už profesionálně nebo amatérsky, které ovšem byly vyráběny v množství několika málo kusů, případně nebyly určeny pro civilní využití, čímž bylo prakticky zamezeno širšímu okruhu lidí s takovýmto strojem létat. Možnost přiblížit takový letoun a umožnit širší letecké veřejnosti zažít pocit letu s „proudovým“ letounem je pro projekt letounu UL-39 snad největší motivací.

Až technické možnosti z několika posledních let, zejména existence relativně lehkých a vysoce výkonných vysokootáčkových motorů a pokrok v kompozitních technologiích, umožňují postavit takovýto letoun v hmotnostních kategoriích (UL případně VLA), které umožní dostupnost ve větší míře.

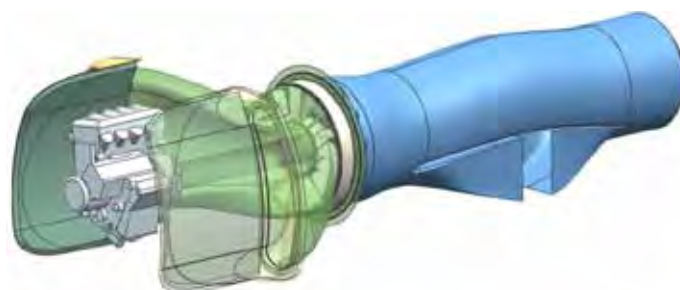


Obr. 1 Studie letounu UL39

Během vývoje takového letounu vystává ovšem celá řada problémů, se kterými se při vývoji běžného vrtulového letounu nesetkáme. Některé aspekty návrhu budou uvedeny v dalším textu.

Koncepční uspořádání pohonu

Pohon letounu je zajišťován nekonvenční pohonnou jednotkou – pohonem s ventilátorem v proudovodu, neboli dmychadlovým propulsořem. Tímto pohonem je myšlen celý propulzní systém, sestávající ze vstupních kanálů, pístového spalovacího motoru, jednostupňového nízkotlakého axiálního ventilátoru se statorovou mříží (v našem případě umístěnou před rotorem) a výstupního kanálu s obtokem pro chladiče a tryskou. Uspořádání pohonné jednotky je na obrázku č. 2.



Obr. 2 Uspořádání pohonné jednotky letounu UL39

Pohonná soustava je dominantním prvkem konstrukce, kde vstupní a výstupní kanál vytváří další vnitřní integrální sendvičovou konstrukci trupu letounu. Jako pohonná jednotka slouží motocyklový čtyřválcový zážehový motor o objemu 999 cm³ používaný v motocyklu BMW S1000RR modelové řady 2010. Výkon motoru o max. hodnotě cca 200k je přes primární převod pomocí uhlíkové transmisní hřídele přiváděn na rotor ventilátorového stupně.

Hmotnostní kritéria a způsoby jejich naplnění.

Vzhledem k tomu, že za předpisovou základnu pro návrh letounu byl zvolen stavební předpis UL-2, který omezuje maximální vzletovou hmotnost na 472,5kg (včetně záchranného systému), bude zásad-

ním problémem dosažení maximální povolené vzletové hmotnosti. Uvážíme-li, že v předpisem stanovené hmotnosti musí být zahrnuta hmotnost pilota alespoň 70kg a palivo na půl hodiny letu (při spotřebě 25l/h a hustotě paliva 0,75kg/l je to 9,37kg), zbývá na prázdný letoun přibližně 323kg. Váží-li vlastní pohonná jednotka přibližně 70kg, zbývá na vlastní konstrukci pouhých 253kg.

Z výše uvedeného je zřejmé, že úspora hmotnosti musí být hledána v celém průběhu vývoje tohoto letounu nejen volbou pokud možno co nejlehčích konstrukčních materiálů a výrobních technologií zajišťujících nízkou hmotnost, ale i minimalizací rozměrů letounu. Na jednotlivé možnosti úspory hmotnosti konstrukce letounu vhodnou volbou materiálů a výrobních technologií je zaměřen tento příspěvek.

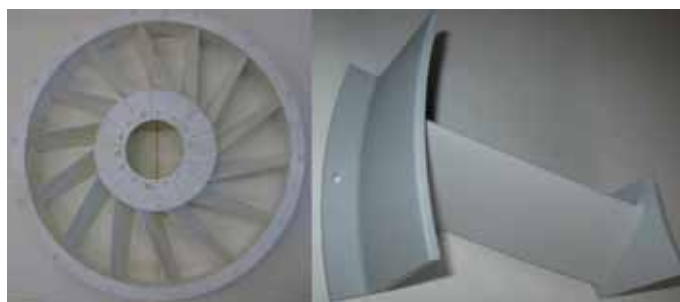
Přestože kompozitní materiály jsou v současnosti v konstrukci UL letadel běžné, je zřejmé že tento projekt nevystačí s využitím technologií „běžných“ při výrobě UL letadel. V dalším textu je uveden popis technologií použitých pro výrobu dílů i sestav letounu včetně zdůvodnění jejich výběru.

KOMPOZITNÍ LOPATKY STATORU A ROTORU

Uspořádání statoru

Stator je tvořen 14 lopatkami pevně spojenými s vnějším a vnitřním prstencem. Pro usazení statoru do proudové cesty jsou prstence opatřeny kuželovými plochami na které dosedá ve vstupním kanálu. Toto řešení bylo zvoleno oproti přímé integraci statorových lopatek do vstupního kanálu z důvodu snadné výměny poškozených lopatek.

Každá statorová lopatka je vyráběna jako samostatný segment. Segment je tvořen z listu lopatky a částí vnějšího a vnitřního prstence. Matiční model pro výrobu forem byl vyroben metodou rapid prototyping. Jednotlivé segmenty jsou opatřeny zámkem pro jejich slepení. Sestava čtrnácti segmentů je následně ve formě slepena a opatřena vrstvou skelného kompozitu pro vyztužení spoje prstenců. V samostatné formě je vyroben protikus prstenců, tvořící kuželové dosedací plochy. Tyto tři samostatné části jsou za použití forem jako lepících přípravků slepeny dohromady a vytvoří tak uzavřený stator. Poslední částí výroby je vyplnění dutin kuželových ploch polyuretanovou pěnou pro zvýšení jejich stability. Lopatky statoru jsou vyráběny technologií vakuové infuze. Lopatka statoru a celý stator jsou na obrázku 3.



Obr. 3 Sestava statoru vlevo a lopatka statoru vpravo

Rotorová lopatka

Rotor se skládá z třinácti lopatek, které jsou kyvně uchyceny na kovovém čepu. Lopatka je sendvičové konstrukce, tvořena uhlíkovým kompozitem s tvarovanými jádry z polyuretanové pěny a titanovým

pouzdem čepu. Vzhledem k charakteru dílu, jeho tvarové složitosti a nárokům na výsledný povrch, byla zvolena výrobní technologie vakuové infuze. Unikátní sendvičová konstrukce lopatky je chráněna patentem. Konstrukce je sendvičová s pásnicí, která je spojen s titanovým pouzdem v jejím kořeni pro uchycení lopatky.

Pro výrobu byla zvolena kompozitová forma, která je navržena pro vakuovou infuzi. Matiční model pro výrobu forem byl opět vyroben metodou rapid prototyping. Pro sycení výztuže bude použita epoxidová pryskyřice.

Pro výrobu pěnových jader bude použit dvoukomponentní polyuretanový systém, který bude vypěňován do uzavřené formy.

Výroba Rotorové lopatky začíná sesazením jednotlivých komponentů. Nejprve kovové pouzdro na pomocném čepu se spojí s jádrem listu lopatky. Následuje kladení suché uhlíkové výztuže pásnice. Pouzdro s pásnicí se uzavře jádrem lopatky a celek je opatřen vnějším potahem z uhlíkové tkaniny. Takto připravený polotovár rotorové lopatky se vloží do formy. Další proces výroby je již standardní. Rotor pohonné jednotky a detail lopatky jsou na obrázku 4.



Obr. 4 Rotor pohonné jednotky vlevo, vpravo lopatka rotoru

Kompozitní díly trupu, křídel, ocasních ploch, proudovodu a podvozku
Obecný popis použitelných technologií.

Výběr technologie výroby jednotlivých dílů je dán jednak možnostmi dosažení požadovaných parametrů dílu (tvar, přesnost, mech. vlastnosti, hmotnost), ale i možnostmi a zkušenostmi výrobního podniku.

Ve společnosti LA composite jsou k dispozici následující technologie:

- Prepregová technologie – díl vyskládan z vrstev předimpregnované výztuže (pregů), vytvrzení probíhá v autoklávu za zvýšené teploty a tlaku nebo v peci za zvýšené teploty a působení přetlaku atmosféry na vakuovou plachetku,
- RFI (Resin Film Infusion) – sycení suché výztuže pryskyřicí ve formě fólie probíhá pod vakuovou plachetkou působením teploty a tlaku. Proces vytvrzení probíhá v autoklávu či v peci.
- RTM (Resin Transfer Moulding) – přetlakové sycení suché výztuže pryskyřicí v kapalné formě. Skladba je uzavřena zcela ve formě.
- VARTM. (Vacuum Assisted RTM) - sycení suché výztuže pryskyřicí v kapalné formě pouze za působení podtlaku. Je možno provádět v uzavřené formě nebo je jako jednu stranu formy možné použít vakuovou plachetku.
- Kontaktní laminace – prosycování suché výztuže pojivem v tekuté formě. Prosycování je prováděno válečkem či štětcem. Vytvrzování při normální teplotě pod vakuovou plachetkou nebo volně.

Nemá cenu uvádět zde již mnohokrát opakované výhody a nevýhody technologií výše uvedených, proto jsou v následující tabulce uvedeny výhody a nevýhody technologie prepregové, která byla zvolena jako nej-

vhodnější pro výrobu naprosté většiny kompozitních dílů letounu UL 39. Jak bude uvedeno dále, nebyla klíčovým důvodem tohoto výběru skutečnost, že se jedná o technologii v LA composite nejvíce zavedenou.

Technologie	Výhody	Nevýhody
Prepregy	- Přesná plošná hmotnost výztuže i pojiva na metr čtvereční. Přesně daný objemový poměr výztuže a pojiva již při výrobě dílu, tento poměr je navíc předem znám.	- Relativně vysoké materiálové náklady (prepregy) i technologické materiály.
	-Vysoká teplota skelného přechodu	- Vysoké pořizovací i provozní náklady na výrobní zařízení.
	- Pracovníci nejsou vystaveni nevytvrzenému pojivu v tekutém stavu ani jeho výparům	- Omezený výběr výztuží a pojiv. Není doporučeno kombinovat materiály od různých výrobců.
	- Materiál je možné řezat velmi dobře na CNC řezacími stroji (přesné tvary nástřihů a pokaždé stejné tvary). Možnost využití laserových projektorů pro přesné ukládání nástřihů nařezaných na CNC stroji. Vysoká opakovatelnost výroby, efektivita a sledovatelnost.	- Náročnější logistika materiálu vzhledem k omezené životnosti materiálu při normální teplotě i v mrazícím boxu. Je obtížnější dostupnost materiálu. Výrobci nemají téměř žádné skladové zásoby (vyrábí se na objednávku).
	- Povrch prepregového polotovaru je lepivý, proto je možné nástřihy umístit s vysokou přesností. Díky lepiivosti povrchu je po umístění nástřihů do formy nemožné jejich samovolné posunutí či posunutí neopatrností pracovníka.	- Krátká životnost materiálu i v mrazícím boxu (běžně 1 rok), mimo mrazící box (běžně 10 až 30 dnů). Způsobuje komplikace se skladováním materiálu a sledováním jeho životnosti při normální teplotě i v mrazícím boxu.
	- Možnost dosažení nižších hodnot zvyšujících součinitelů aplikovaných na kompozitní konstrukce z důvodu zohlednění vlivu vnějšího prostředí, rozptylu výroby i mechanických vlastností materiálu. Zvyšující součinitel pro letoun UL39 je 1,25. V případě kontaktní laminace bývá zvyšující součinitel běh 1,4 a více.	- Formy pro vytvrzování musí být schopny opakovanému vystavení vysokým teplotám a tlaku při vytvrzování dílů.

Tab. 1 Výhody a nevýhody prepregové technologie

Důvody použití prepregové technologie pro naprostou většinu dílů jsou jasně dány výhodami prepregové technologie, které jsou uvedeny v tabulce 1. Z těchto výhod je třeba zmínit rovněž sledovatelnost. Při výrobě dílů UL 39 bude totiž probíhat řízení a sledování výroby stejným způsobem, jak je v LA composite běžné při výrobě dílů pro letadla vyšších kategorií (dle předpisu EASA Part 21). Nicméně prepregová technologie není vhodná pro některé typy dílů. Pro výrobu lopatek statoru i rotoru byla jako nejvhodnější technologie zvolena vakuová infuze v uzavřené formě. Další použitou technologií je navíjení. Tato technologie byla realizována společností CompoTech+, která zajistila výrobu hnací hřídele rotoru a nosník plovoucí VOP.

Výše uvedené nevýhody prepregové technologie jsou tak často zmiňovány, že dochází k jejich neustálému opakování bez ohledu na objektivní skutečnosti.

	Kontaktní laminace	Vakuová infuze	RFI, LFT	Prepregy
Uhlíková tkanina 160g/m ²	15	15	15	22,5
Pojivo	2	2	3	
Celkem	17	17	18	22,5

Tab. 2 Náklady na materiál uhlíková tkanina 160g/m² a epoxidové pojivo. Hmotnostní poměr pojiva 45%.

- Relativně vysoké materiálové náklady. Záměrně je zde uvedeno „relativně vysoké“, protože nelze obecně tvrdit, že náklady na prepregový materiál jsou vysoké v porovnání s materiály pro jiné technologie. V následující tabulce je uvedeno porovnání cen materiálů kladených do formy.

Pro zachování objektivity je nutné přiznat, že technologické materiály jako jsou vakuová plachetka, těsnící páska, odsávací tkanina, odtrhová tkanina a separační folie, lepicí páska jsou v případě materiálů vhodných pro prepregy dražší o cca. 10% než materiály použitelné pro vakuovou infuzi či kontaktní laminaci. Na druhou stranu u technologie vakuové infuze je nutné používat další technologické materiály pro fixaci suché výztuže na formě. Naopak výhodou prepregové technologie je nejnižší pracnost z technologií výše uvedených, protože není nutné prosycovat suchou tkaninou při skladbě (kontaktní laminace), odpadá rovněž fixace suché výztuže a složitější pokládka soustavy hadic pro syčení dílu (vakuová infuze). U technologií RFI, LFT narůstá pracnost vzhledem k nutnosti pokládat dvě vrstvy (výztuž a pojivo).

- Krátká životnost materiálu. Ani zpracovatelnost suché uhlíkové výztuže není neomezená, protože sizing použitý na uhlíkových vláknech má rovněž omezenou životnost (bývá 1 rok). Zpracovatelnost prepregů mimo mrazící box je skutečně významně kratší než u suchých výztuží či pojiv v tekuté formě. Prepregy vybrané pro projekt UL 39 mají zpracovatelnost 30 dní mimo mrazící box. V mrazícím boxu je životnost minimálně 1 rok. Materiál je však možné po-

jití doby skladovatelnosti retestovat a prodloužit jeho životnost za podmínky, že nebyla vyčerpána jeho životnost mimo mrazící box.

- Vysoké pořizovací i provozní náklady na výrobní zařízení (Autokláv či pec). Pokud mají mít materiály vyrobené jinou technologií než prepregovou (kontaktní laminace, Vakuová infuze) teplotu skelného přechodu alespoň 100°C je nutné jejich dotvrzování v peci. Dotvrzovací cykly pak jsou poměrně dlouhé v řádu několika hodin. Například pokud má být teplota skelného přechodu pojiva L285 s tvrdidlem 287 alespoň 105°C, je nutné toto pojivo dotvrzovat v peci na 80°C po dobu 15 hodin.

Materiály použité pro výrobu skořepinových dílů

Nejpoužívanějším materiálem bude prepreg s výztuží ve formě tkaniny z uhlíkových vláken s keprovou vazbou a plošnou hmotností výztuže 160 g/m². Pojivo bude vytvrzováno při teplotě 130°C. Pro silně namáhané díly bude rovněž použit materiál s UD výztuží z uhlíkových vláken s plošnou hmotností 120 g/m². V případě zajištění ochrany proti galvanické korozi kovových dílů či pro díly vystavené rázům od nečistot na letišti apod. bude použit rovněž materiál s tkaninovou výztuží z vláken typu E-sklo s plošnou hmotností 80g/m². Pro díly sendvičové konstrukce bude použita voština či konstrukční pěna obojí s obdobnou plošnou hmotností cca. 50 kg/m³. Protože budou použita sendvičová jádra bylo nutné vybrat vhodný materiál pro výrobu vložek použitých místo sendvičového jádra v místě zavedení osamělých sil. Byla vybrána překližka a vložky odlévané ze směsi epoxidového pojiva s plnivem pro snížení hmotnosti.

Všechny konstrukční materiály budou pro potřeby projektu kvalifikovány. Budou určeny návrhové hodnoty a minimální hodnoty mechanických i dalších vlastností pro přejímku materiálu od dodavatele. Pro materiály budou v souladu s postupy společnosti LA composite vytvořeny materiálové specifikace, které jednoznačně definují materiál, jeho vlastnosti, dodací podmínky, hodnoty pro přejímku apod., tak aby byla zaručena opakovatelnost.

Konstrukční uspořádání

Pro výběr nevhodnějšího konstrukčního uspořádání skořepinových dílů byla porovnávána 4 základní uspořádání.

- Varianta 1. Sendvičová konstrukce s jádrem z konstrukční pěny. Pěna je na díle použita na maximální ploše. Řez panelem této varianty je na obrázku 5 vlevo nahoře.
- Varianta 2. Sendvičová konstrukce s jádrem z voštiny. Pěna je na díle použita na maximální ploše. Řez panelem této varianty je na obrázku 5 vpravo nahoře.
- Varianta 3. Sendvičová konstrukce s jádrem z konstrukční pěny. Pěna je na díle použita na ploše cca. 50% v porovnání s variantou 1. Pěna je použita pro vytvoření lokálních výztuží. Řez panelem této varianty je na obrázku 5 vlevo dole.
- Varianta 4. Skořepina je integrální konstrukce se zesílením vytvořeným při skladbě a vytvrzovaným společně s potahem skořepiny. Řez panelem této varianty je na obrázku 5 vpravo dole.



Obr. 5 Posuzované varianty uspořádání skořepinových dílů letounu UL39

Varianta	Hmotnost (%)	Náklady na materiál (%)	Pracnost (%)	Náklady celkem (%)
1	100	100	100	100
2	91	92	97	94
3	93	107	143	121
4	86	91	143	112

Tab. 3 Porovnání výrobních nákladů a hmotností dílů podle varianty jejich konstrukčního uspořádání.

Porovnání výhod a nevýhod jednotlivých variant je v následující tabulce.

Varianta	Výhody	Nevýhody
1	Kvalita povrchu, vytvrzování s přetlakem - větší pevnost potahů především v tlaku. Relativně nízké náklady.	Hmotnost, tvarování pěny
2	Hmotnost, snadná tvarovatelnost jádra, nejnižší náklady	Kvalita povrchu je horší - je možný výskyt nedotlačenin, na rubové straně telegrafing - snižuje únosnost, není možné použít přetlak při vytvrzování - nižší pevnost potahů v tlaku.
3	Kvalita povrchu, vytvrzování s přetlakem - větší pevnost potahů především v tlaku.	Nižší tuhost mezi pruhy jádra, nákladné
4	Hmotnost nejnižší, kvalita povrchu, vytvrzování s přetlakem větší pevnost skořepiny především v tlaku.	Velmi malé tloušťky (lokálně jen jedna vrstva) - problémy se stabilitou a provozním poškozením, nákladné

Tab. 4 Porovnání výhod a nevýhod variant konstrukčního uspořádání

Vzhledem k výše uvedeným výhodám a nevýhodám jednotlivých variant byla koncepce jednotlivých dílů volena jako varianta 1, 2 či skořepina bez jádra (podvozková noha), tak aby bylo dosaženo minimalizace hmotnosti za přijatelných nákladů vzhledem k požadovaným vlastnostem daného dílu (zohledněn byl i vliv akustického útluhu jednotlivých konstrukčních uspořádání). Konstrukce je tak o 12% těžší než kdyby byla pužita teoreticky nejlehčí konstrukce dle varianty 4. Bohužel variantu č.4 nelze vzhledem k pořadovaným tloušťkám materiálu použít, protože v některých místech by vnější potah letounu byl tvořen pouze jednou vrstvou materiálu.

Výroba vytvrzovacích a sestavovacích (lepících) přípravků

U skořepin trupu a křídla budou na CNC obráběcím stroji vyrobeny negativní formy skořepin trupu a křídla s následnou povrchovou úpravou. Z takto vyrobených forem bude vyroben master model (maketa) a to kontaktní laminací nebo technologií vakuové infuze pojiva. Takto získaný model bude použit pro výrobu negativní formy skořepin trupu

a potahů křídla, ale forma už bude vyrobena z kompozitních materiálů navržených pro výrobu forem na vytvrzování dílů z prepregu. Tento postup byl použit i v případě výroby pozitivních forem pro výrobu dílů proudovodu. Vytvrzovací přípravky (formy) pro žebra, přepážky, lopatky statoru a rotoru a další menší díly budou vyrobeny tak, že master model (maketa) dílu bude vyrobena na CNC stroji a výroba formy bude provedena technologií kontaktní laminace nebo z prepregů. Pro lepení sestav trupu, křidel a ocasních ploch bude použito forem, jejichž konstrukce bude pro tento účel uzpůsobena. Lepení sestavy proudovodu dmychadlového pohonu bude provedeno v samostatném přípravku. Byl rovněž zpracován návrh na přípravky sloužící pro manipulaci s trupem a křídlem a jejich uchycení při vystrojování těchto sestav.

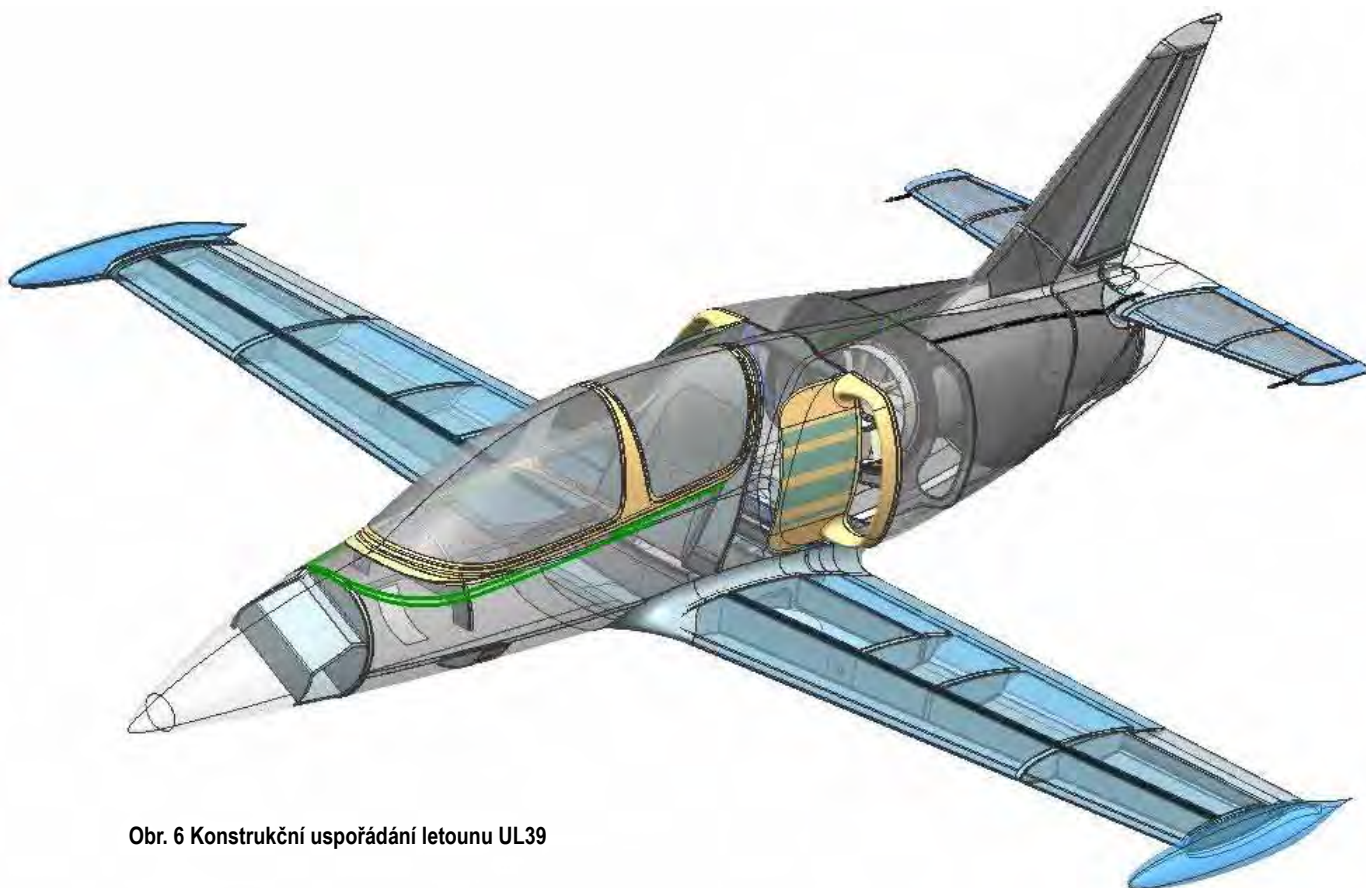
Sestavy

Primární technologií spojování dílů je lepení. Použito bude především epoxidové lepidlo pro velmi namáhané lepené spoje. Typ lepidla byl

zvolen s ohledem na technologické aspekty lepených spojů (tloušťka lepené spáry) a odolnost vnějšmu prostředí (kombinace teploty a vlhkosti). Lepidlo má teplotní odolnost až 180°C. Pro méně namáhané lepené spoje bude použito lepidlo MMA s obdobným požadavkem na teplotní odolnost (vlhkost není problémem u tohoto typu lepidel). V konstrukci letounu budou použity dva druhy lepené spáry o různých tloušťkách podle použitého lepidla a zatížení lepeného spoje.

Pro rozebíratelné spoje budou použity šrouby a matice (nalepovací či klasické samojistné). Rovněž budou použity závitové vložky.

Na dalším obrázku je patrná konstrukce letounu.



Obr. 6 Konstrukční uspořádání letounu UL39

Literatura:

- [1] Brabec J., Theiner R.: Koncepční studie letounu UL-39; Technická zpráva TZP/ULT/72/11, Ústav letadlové techniky, ČVUT v Praze, Praha, 2011
- [2] Průcha P.: Studie technologické proveditelnosti kompozitních dílů UL39 a jejich spojování; Technická zpráva LA055/CVUT/11, LA composite, s. r. o., Praha, 2011

Vývoj kompozitního uhlíkového trupu letounu VUT 061 Turbo

Ing. T. Urík PhD., Doc. Ing. J. Juračka PhD., Ing. M. Mališ PhD., VUT Brno

Příspěvek představuje letoun VUT 061 Turbo. Úvodní část popisuje jednotlivé fáze vývoje jeho kompozitního trupu. Další část je věnována pyramidové strategii návrhu skladby skořepiny trupu, ve které jsou popsány jednotlivé iterační stupně návrhu. Výsledky návrhu jsou prezentovány při srovnání měření tuhosti trupu s předikovanou vypočtenou tuhostí. Závěr příspěvku je věnován nově vytvořené aplikaci COMPOST, účelem které je efektivní vyhodnocování mezních stavů solid laminátů a sendvičů na základě výsledků MKP simulací. Zároveň jsou v příloze prezentovány některé výstupy z aplikace COMPOST, které byly využity při vývoji trupu.

TECHNICKÝ POPIS LETOUNU VUT 061 TURBO

Koncepce letounu VUT 061 Turbo vychází z prototypu letounu VUT 001 Marabu [1,2]. Nejvýznamnější změnou je použití nově vyvíjeného turbo vrtulového motoru TP100 od společnosti PBS Velká Bíteš. Použití tohoto výkonného motoru mělo zásadní vliv na všechny původní konstrukční celky i soustavy, které musely být v převážné většině přestavovány. Primárním účelem tohoto projektu (podpořeného grantem MPO č. FR-TI2/276) je tedy vývoj a realizace experimentálního letounu, který bude sloužit jako létající laboratoř pro motor TP100. Partneři projektu jsou: První brněnská strojírna Velká Bíteš (koordinátor), Letecký ústav (vývoj draku, výroba kompozitních částí, zkoušky), Jihlavan – Airplanes (vývoj a výroba kovových částí), Air Jihlava - service (provoz a údržba letounu).

Letoun je jednomístný, smíšené konstrukce (Obr. 1) a je navrhován podle předpisu CS-VLA s přihlédnutím k předpisu CS-23 pro zástavbu turbovrtulového motoru.

Základní rozměry a charakteristiky letounu VUT 061 Turbo jsou:

• Rozpětí	9,9 m
• Délka	9,1 m
• Výška	2,5 m
• Max. vzletová hmotnost	650 kg
• Prázdná hmotnost letounu	390 kg
• Max. horizontální rychlost	300 km/h
• Výkon motoru	180 kW
• Průměr vrtule	1,83 m
• Otáčky vrtule	21581/min

Trup je tvořený skořepinovou kompozitovou konstrukcí. Přední část je odnímatelná pro zabudování speciálního vybavení a předřového podvozku. Ve střední části je vytvořen prostor pro průběžné snímatelné celokovové křídlo. Pilotní prostor je rozdělen na přední část určenou pro pilota a zadní část určenou pro měřicí zařízení k záznamu a vyhodnocení zkušebních letů. V přední části trupu je zabudován pevný předřový podvozek říditelný nožním řízením letounu. Pevná kompozitová pružina hlavního podvozku je připevněna k spodní střední části

trupu. Zadní část trupu nese celokovové vodorovné ocasní plochy v křížovém uspořádání [3].



Obr. 1 Vizualizace modelu VUT 061 Turbo

VÝVOJOVÉ ETAPY TRUPU

Koncepční návrh se omezil na vytvoření 3D systémového modelu trupu na základě převzatých vnějších systémových ploch z trupu původního projektu Marabu. Hlavní příčinou zachování vnějších ploch byla nutnost využití původní dvou dílné negativní formy. Stejná zůstala rovněž i technologie výroby - ruční laminace s vytvrzováním za působení vakua. Značné změny doznala skladba skořepiny a podélný i příčný vnitřní nosný systém. Kvůli vyššímu zatížení muselo dojít k jejich zesílení. Hlavním způsobem zesílení bylo použití uhlíkové výtzuže.

V rámci detailního návrhu se základní 3D systémový model doplnil o modifikovaný příčný a podélný systém. Opětovně se osvědčil přístup komplexního využití CAD/CAM/CAE prostředků, který kromě generování velkého množství grafických a geometrických dat, umožňuje získávání důležitých informací pro vývojové analýzy a výrobu. Například systémový model byl navrhován tak, aby bylo možné současně snadno vytvářet síť (Obr. 2), která byla následně využita při pevnostním MKP návrhu trupu. Přínosem bylo významné urychlení vývojových prací.

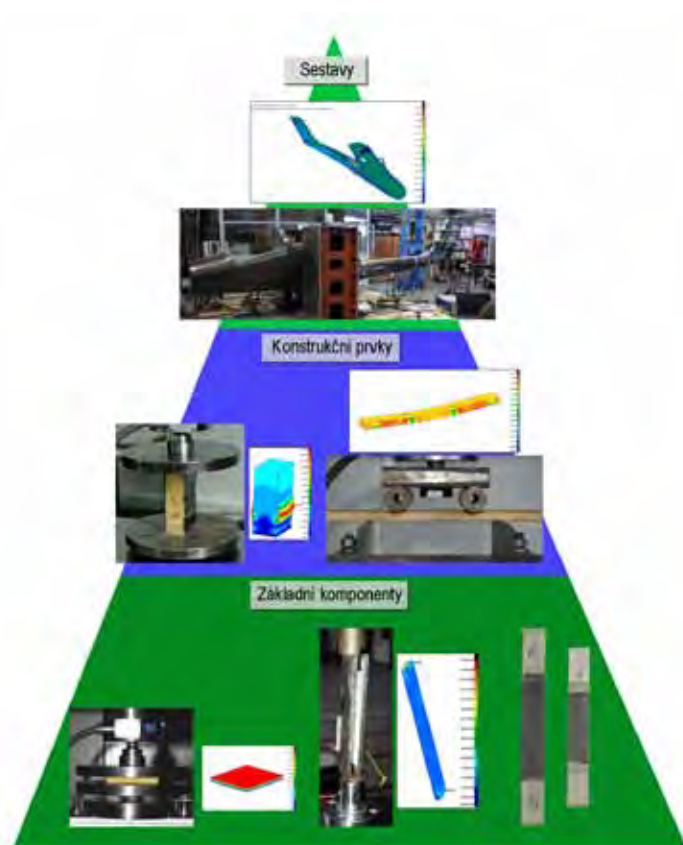


Obr. 2 Systémový model trupu

Po dokončení konstrukčního a pevnostního návrhu skořepiny trupu se přistoupilo k její výrobě. Samotná výroba skořepiny trupu spočívala v nakladení a prosycení jednotlivých konstrukčních vrstev a následném vyvacování pravé a levé půlky trupu. Po vytvrzení a před slepením byly do obou půlek vlepeny ještě některé podélné a příčné výtzuhy. Do skořepiny trupu byly pak instalovány zbývající části podélního a příčného systému.

PYRAMIDOVÁ STRATEGIE NÁVRHU SKLADBY SKOŘEPINY TRUPU

Vývoj konstrukcí z polymerů vyztužených vlákny má několik úskalí. Základním problémem v porovnání například s kovovými konstrukcemi je, že výslední konstrukční materiál vzniká až spolu s finální konstrukcí. Tyto konstrukce jsou tedy ve větší míře ovlivněny technologií výroby a



Obr. 3 Zkoušky a simulace provedené při návrhu trupu

její kvalitou. Schopnost předikovat chování kompozitních konstrukcí se ještě může snížit použijeme-li sendvičové struktury. Výsledkem toho je, že se kromě zkoumání základního materiálu (vrstvy, jádro) musíme zabývat i zkoumáním interakce mezi těmito složkami a to na různých stupních složitosti konstrukce.

Vlastní pevnostní výpočty při návrhu skladby skořepiny trupu byly provedeny v MKP systému MSC. Patran/Nastan s uvažováním geometrické nelinearity. Materiálový model solid kompozitu byl lineárně elastický 2D orthotropní a materiálový model sendvičových jader byl lineárně elastický isotropní. MKP model byl vytvořen převážně z plošných čtyřúhelníkových Quad4 prvků se čtyřmi uzlovými body v rozích elementu. Vlastnosti vrstev byly zadávány pomocí modulu Laminát modelář, který je integrován v preprocesoru. K tomu, abychom dosáhli uspokojivé přesnosti predikce kompletního modelu skořepiny trupu, bylo nutné provést několik různých měření. V našem případě šlo o testování na třech konstrukčních hladinách (Obr. 3). Výpočetní metody spolu s materiálovými vstupními hodnotami byly verifikovány na každé úrovni s příslušnými zkouškami.

Základní vstupní data - materiálové charakteristiky byly testovány jako první a tvoří základ pyramidy. Provedeny byly tahové zkoušky (ASTM D3039) vzorků z UD uhlíkové pásky gramáže 320g/m² (3 vrstvy) a jednosměrné uhlíkové tkaniny gramáže 220g/m² (3 vrstvy) a keprové tkaniny gramáže 200g/m² pro podélnou i diagonální skladbu. Předmětem zkoušek bylo měření modulu pružnosti v tahu ve směru vláken, a mez pevnosti v tahu. Použité materiálové charakteristiky při návrhu byly převzaty z konstrukčních doporučení vydaných LBA (Spolkový úřad pro letectví) v Německu 1988 [4]. Tyto testy prokázaly, že použité charakteristiky jsou z pohledu tuhosti dostatečně přesné pro všechny dosažitelné objemové poměry výsledného materiálu. Použité pevnostní charakteristiky jsou však se značnou rezervou na bezpečné straně. To je akceptovatelné, protože jak zkušenosti ukázaly, tento rozdíl pokryje na vyšších hladinách výrobní a výpočtové nepřesnosti. Další sérií měření na této úrovni byly zkoušky pěnových jader (Herex C 70.55) v tlaku (ASTM C365-03) a smyku (ASTM C273-00), předmětem měření byly příslušné moduly pružnosti a pevnosti [5]. Na druhé úrovni pyramidy se testovala únosnost sendvičového nosníku v ohybu (ASTM C393-00) a různé formy stabilitního porušení sendvičových panelů (ASTM C364-99). Výsledky měření a verifikace simulací na spodních hladinách byly zohledněny a zakomponovány do finálního návrhu skladby skořepiny trupu.

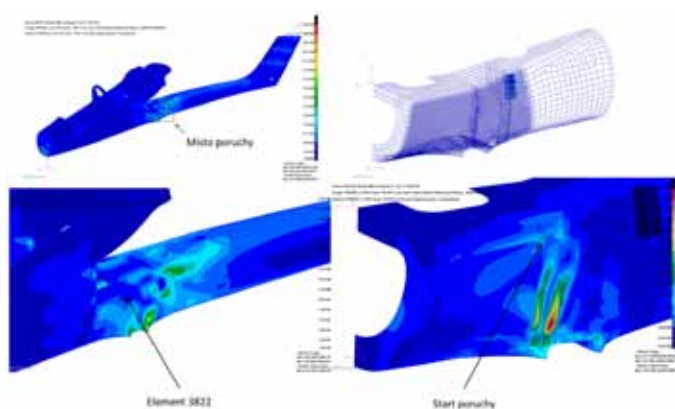
PEVNOSTNÍ ZKOUŠKY TRUPU A POROVNÁNÍ S ANALÝZAMI

Pevnostní zkoušky trupu probíhaly na zkušebně Leteckého ústavu. První série testů byla zaměřena na zadní část trupu zatíženou od ocasních ploch. Vyhodnocovanými údaji při zkouškách byly deformace ve vybraných místech konstrukce, posunutí konstrukce a zatěžující síla. Trup byl uchycen na přípravku ke zkušebnímu roštu (Obr. 4). Zatížení bylo zaváděné symetricky na maketě VOP, s vyvážením na přední části trupu. Hmotnost makety VOP byla vyvážena. První zkouška do početního zatížení (manévr VOP nahoru) proběhla úspěšně. U zkoušky manévr VOP dolů proběhlo plynulé zatěžování na 100 % provozního zatížení, poté zatěžování plynule pokračovalo bez odlehčení na 225% provozního zatížení (početní zatížení). Při hodnotě 194,4% provozního zatížení došlo k ztrátě stability ve střední části trupu v oblasti mezi předními a zadními závěsy. Zatěžování bylo zastaveno a započalo



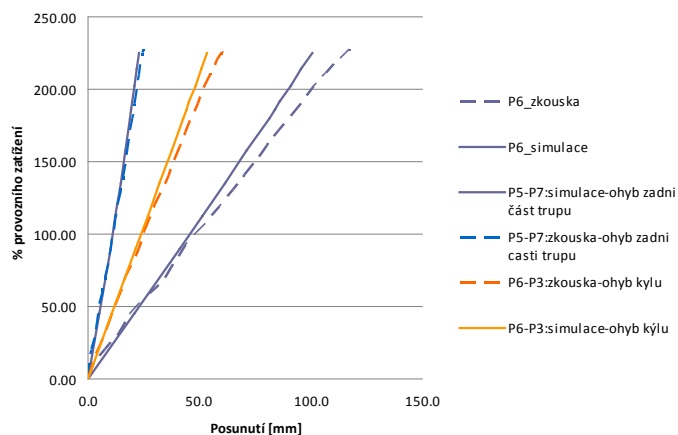
Obr. 4 Uspořádání zkoušky

odlehčování, během tohoto odlehčování při hodnotě 189,87% provozního zatížení došlo k poruše vzorku [6]. Byla provedena revize simulací a MKP modelu. Z následné analýzy vyplynula potřeba zahuštění sítě v téhle oblasti (Obr. 5).



Obr. 5 Kondenzace sítě v místě poruchy

Simulace modelu se zahuštěnou sítí přibližně identifikovaly místo vzniku porušení, nicméně přesná příčina destrukce zůstávala pořád utajena. Výsledky MKP analýzy v kritických místech (elementech) byly vyhodnoceny pomocí aplikace COMPOST. Použití softwaru COMPOST na úvodním hrubém modelu (obr.5 vlevo) ukázalo, že počáteční



Obr. 6 Porovnání předikované tuhosti trupu z naměřenou tuhostí

příčinou bylo přetížení vnitřního potahu sendviče a následné zvlnění a utržení vnitřní vrstvy z důvodů nízké tuhosti a pevnosti jádra sendviče – wrinkling (viz. příloha). V místě poškození byl trup opraven pomocí pevnějšího jádra (Herex C 70.75) a přidáním přepážky. Zkouška opraveného trupu přenesla požadované početní zatížení. Srovnání finální zkoušky a simulace je zobrazeno na Obr. 6.

COMPOST – COMPOSITES POSTPROCESSOR

Účel a filozofie

Program COMPOST (Obr. 7) slouží pro rychlý a přehledný postprocessing výsledků MKP simulací kompozitních konstrukcí realizovaných v úvodních fázích projektu při tvorbě globálních tuhostních charakteristik konstrukce a návrhu skladby. V současnosti je zaměřený hlavně na posuzování některých mezních stavů laminátů a sendvičů. Vyvinut byl skupinou studentů na Leteckém ústavu pod vedením M. Mališe.

Program je určen pro zobrazení všech důležitých výsledků na vybraných 2-D čtyřúhelníkových a trojúhelníkových elementech. Program je nyní nastaven na čtení výsledku simulací z MSC.Nastranu. V budoucnu po odladění bude umožněna editace výsledků z MSC.Marc a Abaqus. Konkurenčními programy jsou HyprSizer, ESAComp. Ty jsou na vyšší úrovni, jsou však licencované.



Obr. 7 Základní rozhraní aplikace COMPOST

Architektura

Program je tvořen modulovým způsobem ve freewareovém softwaru „Python“. Očekávaným přínosem je volné uživatelské rozšiřování programu. Program je založen na čtení vstupních a výstupních textových souborů simulace.

Požadované informace ze vstupního souboru do výpočtu v MSC.Nastran (.bdf):

- Použité materiály a jejich charakteristiky
- Informace o vrstvení na jednotlivých prvcích
- Geometrie prvku (souřadné systémy: materiálový, prvkový,...)

Požadované informace z výstupního souboru z MSC.Nastran (.f06) :

- Liniové síly a momenty v rovině prvku pro střed prvku i jednotlivé nody prvku ($N_x, N_y, N_{xy}, M_x, M_y, M_{xy}$)
- Liniové posouvající síly kolmé na rovinu prvku (Q_{xz}, Q_{yz})
- Napětí v materiálových osách vrstvy ve všech vrstvách na prvku ($\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$)

Moduly

Program je sestaven modulově v úvodu se počítá s těmito moduly a funkcemi, které jsou seřazeny podle důležitosti a chronologie tvorby.

1. Analýza solid laminátu: Modul vypisuje pro max. 20 vybraných elementů výsledky a jejich grafické vyjádření, z výsledkového souboru (.f06). Výpis je doplněn o dopočítání součinitelů využití vrstvy jednotlivých vrstev dle vybraných kritérií porušení a vypíše ve formátu vhodném k zaprotokolování. Modul pracuje pro zvolený loadcase a zvolený loadstep.
2. Analýza sendviče: Modul bude vycházet z informací ze vstupního i výstupního textového souboru, ze kterých bude dopočítávat kritéria porušení sendvičové struktury. Výstupy budou pro omezený počet elementů (předpoklad 20) a budou připraveny k zaprotokolování. Modul pracuje pro zvolený loadcase a zvolený loadstep.
3. Výběr kritických elementů: Modul bude pracovat s výsledky lineární analýzy i nelineární analýzy pro všechny případy zatížení. Výstupem z modulu bude:
 - výpis max. 20-50, které dosáhly předem definovaných kritických hodnot
 - označení kritéria, ve kterých element dosáhl mezních hodnot

Zvlášť bude oddělen výběr prvků se sendvičovým materiálem od čistého kompozitu.

ZÁVĚR

Článek v stručnosti popsal tři měsíce vývoje kompozitní skořepiny trupu od zadání po zkoušku zkušebního kusu. V současné době probíhá zástavba interiéru a řízení do letové skořepiny. Na první let Turba, mimo jiné z 99% českého produktu, se můžeme těšit někdy v létě 2012. Aplikace COMPOST se ukázala jako nástroj se slibným potenciálem. V budoucnu může být ještě rozšířena o libovolný počet modulů podle sil, potřeb průmyslu a znalostí. Například o analýzu lepeného spoje, analýzu tlustostěnných kompozitů, optimalizaci vrstvení, atd.

Literatura:

- [1] PÍŠTĚK, A.: VUT 001 MARABU: Design philosophy and realization of an experimental aircraft supporting UAV applications in civil sector, Bristol, UK, 2009, s. 37. 1 (37.11 s.) ISBN: 978-0-9552644-5-0
- [2] Mališ, M.: VUT 001 Marabu Fuselage Design Methodology, Czech Aerospace Proceedings, Brno, 2010, roč. 2010, č. 2, s. 2-7. ISSN: 1211- 877X
- [3] Pištěk, A.: Technická specifikace - Zadání Letounu VUT 061 TURBO, Letecký ústav, Brno, 2011, LU41-2010-MTP.AS
- [4] Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen, Dimensionierungsrichtwerte für den Segel und Motorsegelflugzeugbau, März 1988
- [5] Weis, M.: Non-linear behavior of foam material, Read 2012, Brno, 2012
- [6] Vaněk, F.: Protokol o zkoušce: Zadní část trupu a kýl letounu VUT 061 Turbo, Letecký ústav, Brno, 2011, P21/2011

Příloha: Výstupní soubory aplikace COMPOST pro kritický element v místě poruchy trupu

Element ID: 3822

Stress Table :

Layer	Material	Thickness	Orientation	σ_{11}	σ_{22}	τ_{12}	τ_{23}	τ_{31}
1001	sklo_karbons	0.1712	-37.399	-43.7	21.1	5.06	0.00	0.00
1002	uhlik_karbons	0.2628	-38.894	-105.9	53.8	3.55	0.01	-0.02
1005	sklo_karbons	0.3280	-44.278	-112.6	63.0	2.24	0.03	-0.07
1006	uhlik_jednosmer	0.2472	6.905	45.4	-5.4	12.30	0.05	-0.12
1007	uhlik_karbons	0.3286	-6.373	-18.6	-26.2	8.06	0.10	-0.13
1042	herez	10.0000	89.830	-0.0	0.0	-0.14	0.12	-0.20
1047	uhlik_karbons	0.2639	-41.409	-119.0	161.5	4.32	0.12	-0.19

Laminate Failures :

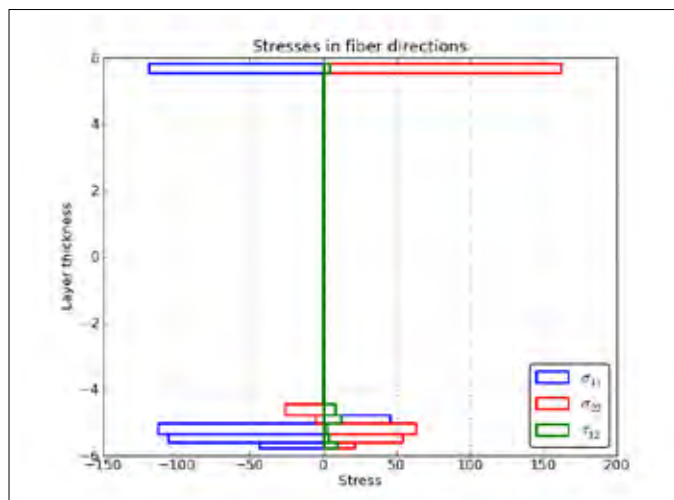
Layer	Max Stress			Tcailfill	TcailWu	Hashin			Inter Laminar Stress
	N1	N2	S12			FT	FC	M	
1001	0.485	0.235	0.156	0.429	0.429	0.260	0.485	0.020	0.000
1002	0.726	0.369	0.061	0.934	0.934	0.530	0.726	0.140	0.000
1005	0.771	0.432	0.039	1.306	1.306	0.597	0.771	0.188	0.001
1006	0.108	0.027	0.212	0.059	-0.006	0.057	-0.108	0.054	0.002
1007	0.127	0.179	0.139	0.045	0.045	0.035	0.127	0.051	0.003
1042	0.039	0.025	0.173	0.033	0.033	0.030	0.039	0.030	0.004
1047	0.815	1.306	0.075	1.306	1.306	0.670	0.815	0.233	0.004

Sandwich Summary

Sandwich Type: honeycomb
 Honeycomb cell size : 6.0
 Minimal core Thickness : 3.0
 Core Shear Strength correction factor : 1.0
 Wrinkling correction factor K1 : 0.63
 Wrinkling correction factor K2 : 0.65

Sandwich Failures :

Sandwich Failure	FI
Core Crushing	0.003
Core Crimping	0.118
Core Shear Strength	0.233
Wrinkling Top side	3.106
Wrinkling Bottom side	0.550



Fraktografie vláknových kompozitů na bázi epoxid/uhlík pro letecké aplikace

Ing. Martin Kadlec, Útvar Pevnost konstrukcí – skupina MTN (VZLÚ, a.s.)

Vláknové kompozity s polymerní maticí patří mezi nejrychleji se rozvíjející, moderní materiály, jež nacházejí uplatnění v mnoha průmyslových oborech. Jasná představa o procesu jejich porušování dosud chybí. Velké spektrum módů porušení a jejich vzájemná interakce značně komplikují analýzu morfologie lomu. Základní mechanismy porušování lze rozpoznat již při vizuální prohlídce. Pro kvantifikaci morfologických znaků je třeba použít světelnou a elektronovou mikroskopii.

POLYMERNÍ KOMPOZIT S KONTINUÁLNÍMI VLÁKNY

Kompozit představuje stavební prvek skládající se nejméně ze dvou složek, z výztuže a pojiva. Vzájemným působením jednotlivých složek dosahuje synergického účinku, resp. získá vlastnosti, jež samostatně nemá žádná z jeho komponent.

Pro účely leteckých aplikací, kde se požaduje vysoká měrná pevnost a tuhost, se používají jako výztuž hlavně vlákna uhlíková a skleněná. Uhlíková vlákna, obvykle s průměrem 8 μm , jsou dodávána v pramencích s 3 000 až 10 000 nebo i více vláken. Vedle vláken, která jsou hlavními nositeli pevnosti, je matrice přinejmenším stejným způsobem významná. Pro polymerní matrice kompozitů se mohou používat jak reaktoplasty (termosety), tak termoplasty. Pro kompozitní materiály jsou v letectví dosud nejpoužívanější epoxidové pryskyřice, které patří do skupiny termosetů. Použití kompozitů na bázi termoplastů je v letectví omezeno na menší prvky, ale postupným vývojem směřují i k primárním částem leteckých konstrukcí.

Provozní porušení vláknového kompozitu a jeho detekce

Kromě chybění ve výrobě může dojít ke vzniku defektů při provozu v důsledku statických přetížení, únavou, nárazem atd. Samotný průběh poškozování může rozhodujícím způsobem měnit mechanismus zavedení a přenosu sil, a tím i podmínky pro náhlý kolaps. Je tedy nutné zabývat se specifickým chováním materiálu během provozního zatížení a při procesu poškozování. Určení iniciace poškozování je ztíženo kombinací materiálových složek, které spolu navzájem tvoří rozhraní. V kompozitech se obvykle vnitřní porušení materiálu vyskytne mnohem dříve, než je pozorovatelné makroskopicky ve vzhledu nebo chování. Je třeba studovat lokální objem, aby bylo možné stanovit, zda se poruší vlákna, matrice či dojde k oddělení vrstev. V mnoha případech se před makroskopickým porušením mění mimo jiné tuhost materiálu.

Při nedestruktivním zkoušení nelze jednou metodou zjišťovat všechny typy defektů a pro praxi je nutno metody kombinovat. Největší objem defektů je zjištěl ultrazvukovými metodami s tzv. C-zobrazováním. Metoda akustické emise se uplatňuje při hodnocení procesu poško-

zování a zjištění vzniku trhlin a kritických vad. Řada defektů je zjištělná rezonanční impedanční metodou. Velkoplošné díly mohou být kontrolovány na principu holografické interferometrie – jako je např. laserová shearografie. Uhlíkové kompozity mají dobrou propustnost pro rentgenové záření. Nicméně skutečnost, že absorpční vlastnosti matrice a vláken jsou podobné, představuje problém.

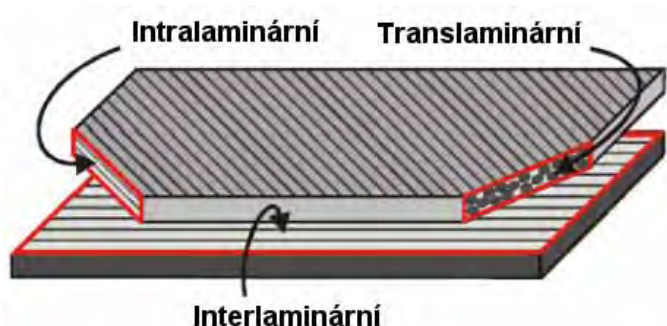
ZÁKLADNÍ MECHANISMY PORUŠOVÁNÍ

V průběhu vývoje polymerních kompozitů s kontinuálními vlákny rostla potřeba zkoumat jejich proces poškozování. Během porušování se v kompozitu tvoří komplex trhlin, který rozbor komplikuje. Podstatně jednodušší je analýza izotropních materiálů, kde je sledována často pouze trhlina jediná. Pro izotropní materiály byly vytvořeny fraktografické atlasy umožňující porovnávat fraktografické znaky lomových ploch vytvořených za konkrétních podmínek. Tento přístup se pro kompozitní materiály ukázal jako nedostatečný, neboť se u kompozitu projevuje velké spektrum módů porušení, jež spolu mohou vzájemně interagovat. Další podstatný vliv na morfologii lomu zejména polymerního kompozitu mohou mít faktory jako teplota, vlhkost, rychlost zatížení, či krystalizace [1]. Tato skutečnost přispěla ke vzniku různých fraktografických technik pro analýzu jejich porušení [2].

Při fraktografické analýze lomů kompozitů se pro zjednodušení sleduje porušení samotného vlákna, matrice a teprve poté se sleduje globální porušení [3]. V dalším přiblížení se studuje rozhraní vlákna a matrice. Soudržnost takového rozhraní je v mnoha případech nejslabším článkem kompozitu. Lom polymerního kompozitu a následně šíření trhlin jsou procesy často velmi nestabilní, jelikož uvolňují malou energii na plastickou deformaci. Většina z celkové energie je uvolněna při tvorbě sekundárních poruch (zejména delaminací), které značně stěžují fraktografickou analýzu.

Způsoby porušení vláknového kompozitu lze rozdělit v závislosti na tom, dochází-li k porušení vláken, nebo pouze matrice [4]. Podle toho se definuje vláknové porušení a mezivláknové porušení. Dle polohy poškozování ve vrstvách laminátu lze vymezit tři základní mechanismy porušení [3]: translaminární, intralaminární a interlaminární (delaminace). Tyto mechanismy a jejich projevy shrnuje Tab. 1.

Základní mechanismy lomu	Specifické projevy	
vláknový	translaminární	přetržení vlákna, vytažení vlákna, rozštěpení vlákna podél jeho osy, zborcení vlákna ve vzpěru, lom vlákna v ohybu.
mezivláknový	intralaminární	tvárný nebo štěpný lom matrice, oddělení vlákna od matrice, oddělení vláken svazku
	interlaminární	



Obr. 1 Mechanismy porušení vláknových laminátů definované podle místa porušení (podle [3])

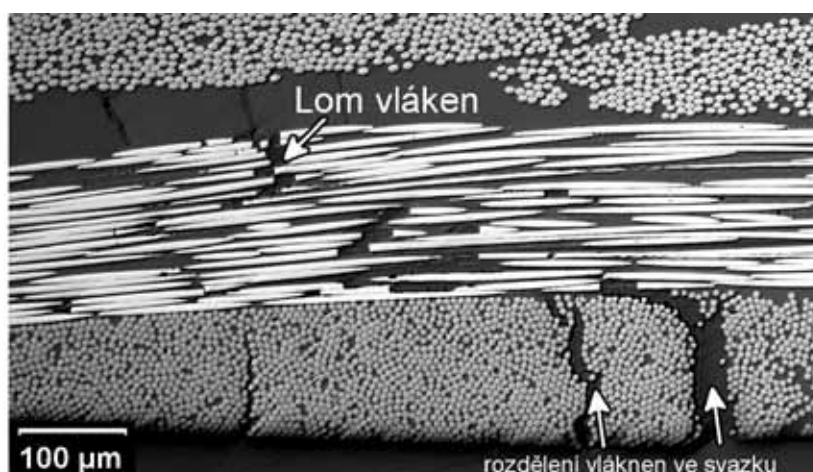
Vláknový translaminární mechanismus představuje porušení vláken vrstvy. Takové porušení se může projevit jako přetržení vlákna, rozštěpení vlákna podél jeho osy, zborcení vlákna ve vzpěru, nebo lom vlákna v ohybu. Porušení nastane v závislosti na typu zatížení. Většinou je tento mechanismus doprovázen i mezivláknovým lomem.

Mezivláknové intralaminární porušení nastává rovněž ve vrstvě, ale je porušena pouze matrice či rozhraní matrice s vláknem. V makroskopickém pozorování nemusí být tyto trhliny viditelné, neboť pouze oddělují vlákna ve svazku a laminát jako celek se zdá neporušený. Trhlina může v závislosti na směru zatížení a směru vláken, případně výskytu dutin měnit svůj směr, nebo se větvit.

Mezivláknový interlaminární lom nastává mezi dvěma sousedícími vrstvami a nezasahuje do svazků vláken ve vrstvě. Jeho časté označení je delaminace. Od předchozího mechanismu se liší větším rozsahem, neboť trhlina není na rozhraní vrstev brzděna tak, jako tomu je ve vrstvě. Schematicky jsou mechanismy znázorněny na Obr. 1.

Projevy zatížení na mechanismy porušení

Napětí v kompozitu se na výztuž přenáší adhezí, tj. třením na rozhraní výztuže a matrice. Pro dobrou soudržnost vlákna s matricí je nutná smáčivost matrice s vlákny. Při požadavku vysoké pevnosti kompozitu se adheze se vyžaduje co největší. Naopak pro dobrou rázovou odolnost je nutné adhezi snížit. Tím se zajistí absorbování energie porušováním soudržnosti mezi matricí a výztuží za účelem rozvoje trhlín podél povrchu výztuže. Mezi hlavní typy přímého zatěžování, kterým čelí materiály, patří tah, tlak, smyk a ohyb. Speciální typ představuje rázové zatížení od cizího tělesa.

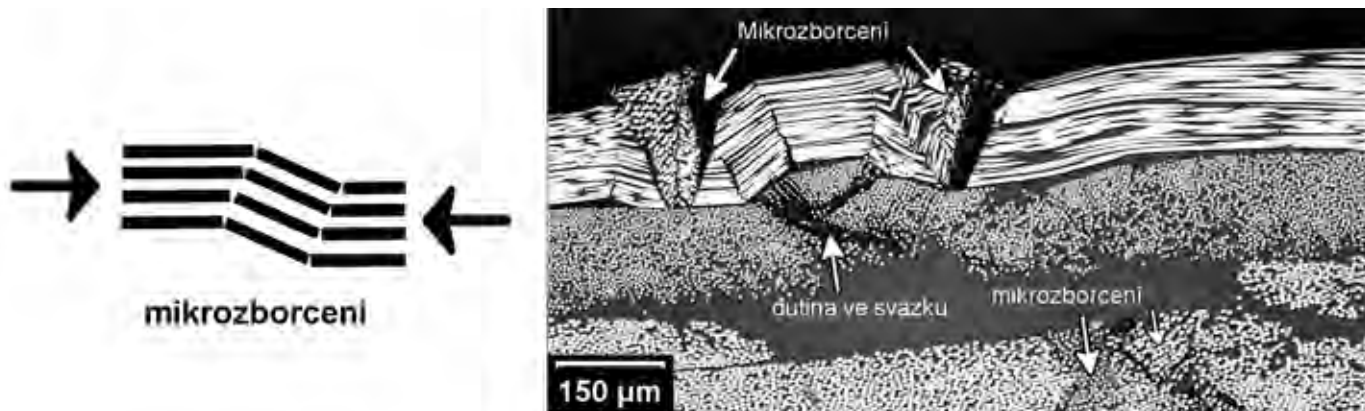


Obr. 2 Snímek lomu vláken (translaminární porušení) v oblasti působení tahového zatížení a příčných mikrotrhlin rozdělujících svazky (intralaminární porušení)

Tah

Odezva kompozitu na tah velmi závisí na tuhosti a pevnosti výztuže. V jednosměrném kompozitu při rostoucím tahovém zatížení ve směru vláken začíná (intralaminární) porušení příčnými trhlínami v matrici a svazcích vláken a je spojené s (translaminárním) přetržením vláken v jejich nejslabších průřezích (Obr. 2). Experimenty ukazují, že jednotlivá vlákna se přetrhávají při zatížení nižším než je konečné zatížení a přetržení je náhodným procesem. Ke konečnému lomu dojde přetržením kritického množství vláken.

U vrubovaného tělesa se nejdříve objevují trhliny v matrici v okolí vrubu a jejich hustota se zatížením stoupá. Kvůli velkým mezilaminárním napětím na volných okrajích vrubu se může vyskytnout také delaminace [5]. Interlaminárnímu porušení také napomáhají smyková napětí mezi vrstvami s různým směrem uložení.



Obr. 3 Snímek (translaminárního) mikrozboreni vláken a vznik (intralaminární) dutiny ve svazku vláken

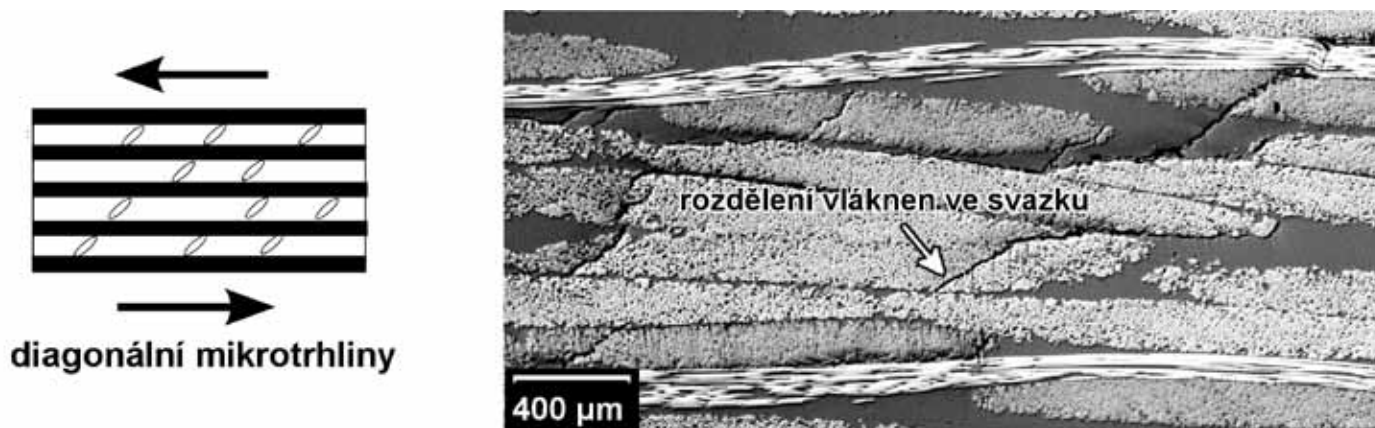
Tlak

Vlákná se začínají při namáhání tlakem nejdříve stlačovat a při větší deformaci matrice dochází k mikrozboreni (microbuckling) vláken, tedy k translaminárnímu porušení (Obr. 3). Přitom na matrici působí kromě tlakového i tahové zatížení v příčném směru. Častým jevem při mikrozboreni intralaminární porušení, které se projevuje vznikem dutin v matrici i ve svazcích vláken. Sousední vlákna v kompozitu se mohou prohnut souhlasně nebo nezávisle jedno na druhém, přičemž chování závisí na vzdálenosti vláken od sebe. Při namáhání v tlaku jsou rozhodující adhezní a tuhostní vlastnosti matrice. Úkolem pojiva je udržovat vlákna v přímé poloze a ochránit je před selháním ve vzpěru. V případě těles s vrubem dojde k porušení při vytvoření lokální

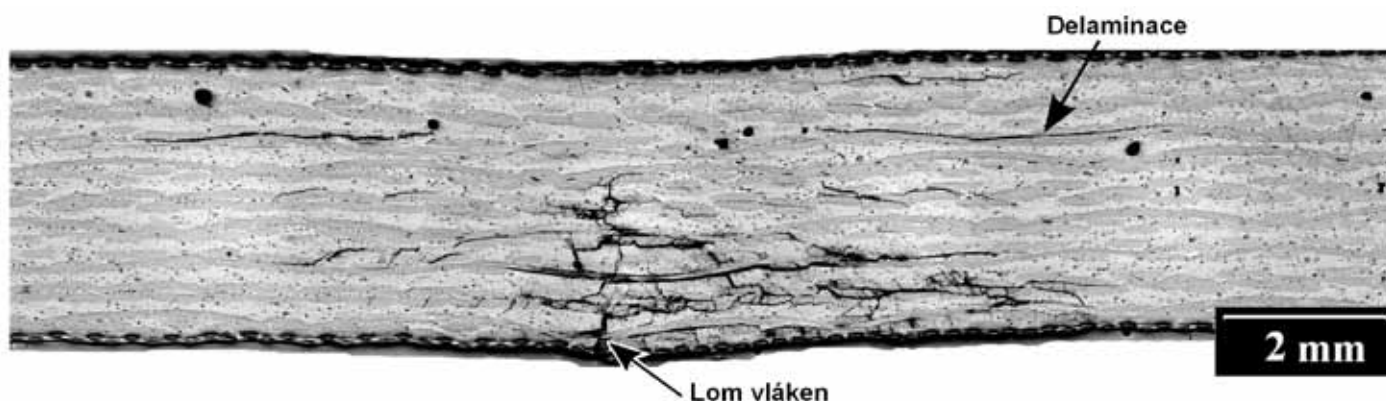
nestability tehdy, když počet trhlin v matrici a plocha delaminace dosáhne kritické úrovně.

Smyk

Smyk působí tak, že nutí sousední vrstvy vzájemně prokluzovat. Při smyku hraje hlavní roli matrice, která přenáší napětí a je nutné, aby měla vysokou adhezi k výztuži. Mezilaminární smyková pevnost kompozitu je často užívána jako indikátor schopnosti adheze vláken k matrici. Diagonální trhliny mezi vlákny (intralaminární p.) a v matrici jsou typickou poruchou pro smykové namáhání před samotnou delaminací (Obr. 4).



Obr. 4 Diagonální trhliny rozdělující svazky vláken (intralaminární porušení)



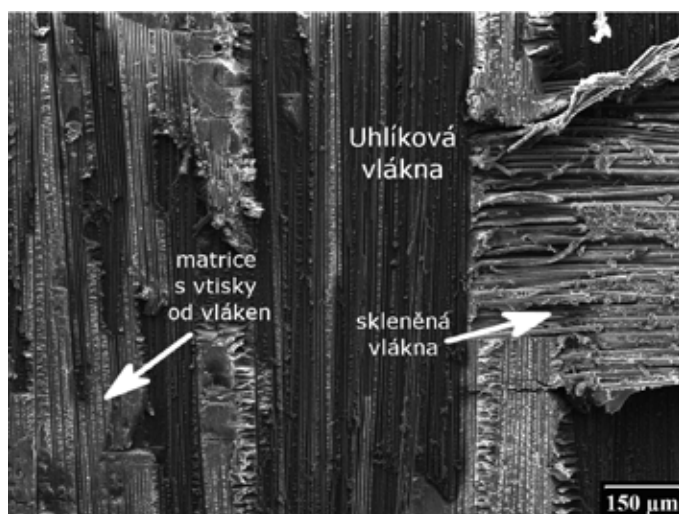
Obr. 5 Poškození rázem o energii 10 J. Řez laminátem sklo/epoxid s impaktovaným povrchem na vrchní straně snímku. Nejvíce patrné jsou delaminace (interlaminární porušení)

Ráz

Při poškození rázem, tedy nárazem cizího předmětu na povrch laminátu, dochází v závislosti na energii dopadu k různým mechanismům porušení. Při nižší energii vznikají (intralaminární) příčné trhliny v matrici a ve svazcích. Při vyšší energii dochází již k velkoplošné delaminaci vrstev. Často dochází k většímu poškození na odvrácené straně laminátu, což ztěžuje detekci rázového poškození (Obr. 5). K poškození rázem jsou náchylné zejména kompozity s reaktoplastovou matricí, které mají malou houževnatost. Letecké konstrukce jsou z hlediska tohoto typu poškození přísně sledovány a jsou vyvíjeny stále nové metody detekce rázového porušení [6].

ELEKTRONOVÁ MIKROSKOPIE

Řádkovací elektronová mikroskopie je tradiční metoda pro fraktografickou analýzu. Hlavní výhodou této metody je vynikající hloubka ostrosti. Na uvedených snímcích je ukázka mikrofraktografické analýzy interlaminárního porušení na základě sledování lomových ploch řádkovacím elektronovým mikroskopem v režimu sekundárních elektronů při urychlovacím napětí 10 kV. Standardní pozorování je možné provádět v rozsahu zvětšení 100x až 10 000x. Tělesa není nutné v případě uhlíkové kompozitu pro menší zvětšení pokovovat. Pro zvýšení odvodu elektronů z tělesa a tedy zabránění obrazovým artefaktům, je však vhodné nanést alespoň vodivou pastu na boční stěnu vzorku. Ukázka snímku je na Obr. 6.



Obr. 6 Snímek lomové plochy interlaminárně porušeného epoxidu vyztuženého jednosměrnou uhlíkovou tkaninou pořízený elektronovým mikroskopem v režimu sekundárních elektronů

ZÁVĚR

V současné době počítají prakticky všichni výrobci vojenských i velkých dopravních letounů a helikoptér s využitím kompozitních materiálů ve velké šíři. Nedostatek zkušeností s porušováním kompozitu přináší nejistotu, která zvyšuje cenu a náročnost při nahrazování původních kovových konstrukcí. Kvalitativní popis poškození laminátu lze provést pomocí zavedených pojmů, které uvádí i předkládaný příspěvek. Studium mechanismů porušování laminátu přináší problémy, zejména pokud jde o kvantifikaci morfologických znaků. Komplexní lom laminátu je při aplikaci lomových kritérií a modelů zjednodušován a ve většině případů nerozlišuje porušení vlákna a matrice. Až progresivní modely

za pomoci výpočetní techniky dokážou částečně vyhodnotit stav materiálu v místě porušení. Většina modelů je postavena pouze pro určení iniciace lomu, neboť růst trhliny je značně ovlivněn rozhraním vláken s matricí. Analýzu lomu ztěžují i vady, které nevyhnutelně vznikají při výrobním procesu. Komerční potenciál těchto materiálů však předznamenává, že vyřešení těchto problémů bude v blízké budoucnosti věnováno značné úsilí.

Literatura:

- [1] Roulin-Moloney A.C.: Fractography and failure mechanisms of polymers and composites. 1st. ed. University of Michigan, Elsevier Applied Science, 1989. 540 s. ISBN 9781851662968.
- [2] Purslow D.: Some fundamental aspects of composites fractography. Composites, 1981, vol. 12, no. 4, s. 241-247. ISSN 0010-4361.
- [3] Greenhlagh E.S.: Failure Analysis and Fractography of Polymer Composites. 1st. ed. Cambridge, Woodhead Publishing, 2009. 608 s. ISBN 978-1845692179.
- [4] Ehrenstein G.W.: Polymerní kompozitní materiály. 1. vyd. Praha, Nakl. Scientia, 2009. 352 s. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [5] Ireman T.: Design of composite structures containing bolt holes and open holes [online]. Stockholm, KTH, Aeronautical Engineering; Institutionen för flygteknik, 1999 [cit. 2011-09-05]. 28 s. URL: <<http://kth.diva-portal.org/smash/record.jsf?pid=diva2:8482>>.
- [6] Kadlec M., Růžek R.: A Comparison of Laser Shearography and C-Scan for Assessing a Glass/Epoxy Laminate Impact Damage. Applied Composite Materials, 2011. Published online before print July 16, 2011 DOI 10.1007/s10443-011-9211-1.

Aplikace kompozitních materiálů v konstrukci ultralehkých letadel ve společnosti TL - Ultralight

Ing. Martin Zahálka, TL – Ultralight s.r.o.

Společnost TL - Ultralight byla založena před více než 20 lety a za svoji dobu existence vyvinula a produkovala několik úspěšných typů UL a LSA letadel. V současnosti patří k největším producentům v oboru (letadla společnosti tvoří 10,5 % všech registrovaných UL v rejstříku LAA ČR, anebo 3,6 % v USA registrovaných LSA letadel). První celokompozitový výrobek, letoun TL 96 Star uvedla na trh v roce 1996 a od této doby se všechny vyráběné typy vyznačují celokompozitovou poloskořepinovou konstrukcí. Kompozitové konstrukce se ve společnosti vyrábějí osvědčenou manuální metodou kladení skelných nebo uhlíkových tkanin do negativních forem a následném prosycení epoxidovou pryskyřicí. Sendvičové díly jsou vyráběny pomocí zavakuování. Mimo produkčních úseků se ve společnosti nachází také vývojové oddělení, které má na starosti návrh a prototypovou výrobu nových výrobků nebo inovací. Součástí tohoto procesu je také výroba negativních forem s maximální mírou využití CAD/CAM technologií. Praktická aplikace kompozitních materiálů je v článku demonstrována na vývoji, přípravě výroby a následné výrobě celokompozitového plováku určeného pro obojživelnou verzi letounu TL 3000 Sirius. Tato aplikace byla zvolena z důvodu své univerzality, protože obdobnými principy a postupy u společnosti vzniká většina kompozitových dílů a celků. Cílem článku není popis nejnovějších trendů z oblasti kompozitních materiálů, ale spíše zmapování současné úrovně výroby domácí produkce kompozitových UL a LSA letadel.

APLIKACE VÝROBY Z KOMPOZITŮ – VÝROBA PLOVÁKOVÉHO TĚLESA

Plovákové těleso je určeno pro obojživelnou verzi hornoplošného letounu TL 3000 Sirius s plánovanou LSA certifikační kategorií. Konstrukčně je těleso rozděleno na 7 vodotěsných komor, navzájem od sebe oddělené přepážkami. Ve spodním potahu jsou vytvořeny šachty pro zatahovací přední a hlavní podvozek. Těleso je celokompozitové, potah a žebra tvoří sendvičová konstrukce. Vývojový a výrobní proces plovákového tělesa je dále rozdělen do jednotlivých etap. Tyto etapy jsou při vývoji a výrobě každého dílu, podsestavy či části letounu (např. trup nebo poloviny křídel) ve společnosti vždy obdobné.

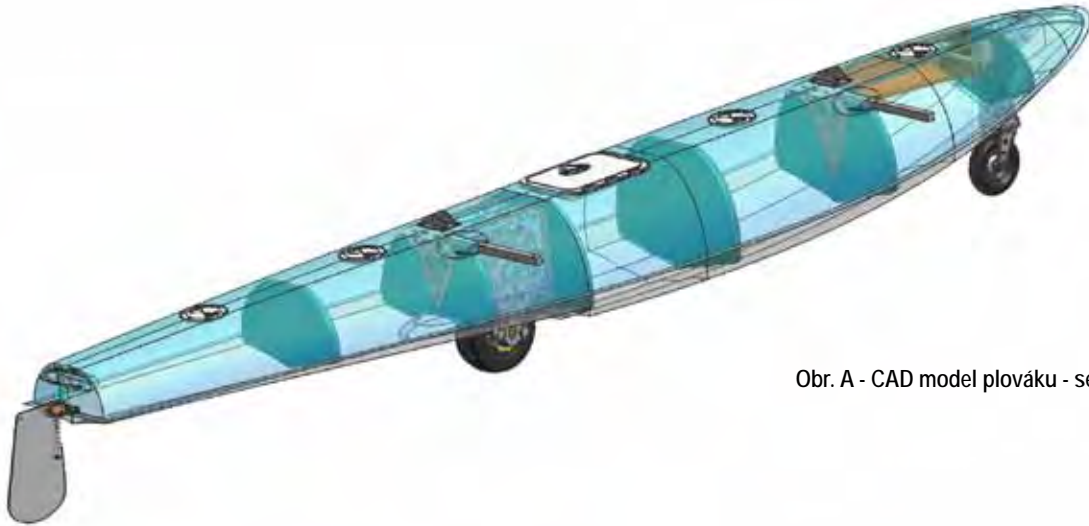
Konstrukční návrh a tvorba CAD modelu

Ve fázi prototypového vývoje je na základě požadovaných parametrů a předpisových požadavků vypracován konstrukční návrh. Již od ranného stádia vývoje se musí vždy uplatňovat také technologické hledisko (požadavky na kvalitu povrchu dílu, co nejmenšího dělení forem nebo vyjimatelnost dílu z formy). Je rozpracováno členění výrobku do sestav a podsestav. Následně je vytvořen prvotní CAD model, který slouží k posouzení z hlediska funkčnosti, vyrobitelnosti a slouží také pro prvotní pevnostní návrh. Po odsouhlasení všech těchto aspektů je CAD model dále zpracováván do detailu (včetně mechanismů podvozků,

kování, příslušenství plováku apod.). Pro aplikaci výroby kompozitové části jsou v této fázi důležitými výstupy CAD modely jednotlivých kompozitových celků tělesa plováku. Z pevnostních výpočtů pak vyplynou skladby těchto částí.

CNC výroba pozitivních modelů

V druhé fázi se definují technologické parametry budoucích negativních forem určených pro prototypovou, ale v tomto případě také sériovou výrobu plováku. To znamená, že vznikají návrhy podoby forem všech dílů (dělící roviny, nutné přípravky a další technologické prvky), ale definuje se i samotná posloupnost výroby plováku. CAD modely jednotlivých celků plováku tvoří vstupní data pro CAM software, v kterém jsou zpracovány a pomocí postprocesoru vzniká program nutný pro řídicí systém CNC obráběcího centra. Pro výrobu modelů z nekovových materiálů slouží ve společnosti TL – Ultralight obří obráběcí 5-ti osé centrum PowerMax 9000 C (pracovní prostor 9 x 3 x 2 m). Jako materiál pro výrobu pozitivních modelů plováku byly určeny slepené MDF desky. Tento materiál přináší výhody především ve finanční dostupnosti a snadné obrobitelnosti. Nevýhodou naopak je menší tvrdost povrchu, nutnost lepení polotovaru z poměrně tenkých desek (max. 38 mm) a špatná dlouhodobá tvarová stálost daná nasákavostí materiálu a rozdílnými vlastnostmi lepeného spoje oproti materiálu samotnému.



Obr. A - CAD model plováku - sestava

Postup výroby pozitivního modelu z MDF materiálu je ve společnosti TL – **Ultralight následující:**

1. Vyřezání tvarů jednotlivých vrstev polotovaru z MDF desek na CNC obráběcím centru
2. Slepění jednotlivých vrstev do polotovaru pomocí disperzního lepidla, zatížení a dokonalé proschnutí spojů
3. Hrubování tvaru modelu na CNC obráběcím centru
4. Obrábění načisto tvaru modelu na CNC obráběcím centru s přídavkem 0,2 mm

5. Sycení povrchu obrobeného dílu (jeho činných ploch) epoxidovou pryskyřicí
6. Konečné obrábění načisto tvaru modelu na CNC obráběcím centru po vytvrzení pryskyřice
7. Frézování pomocných kontur (ořezové rysky a roviny) nástroji o malém průměru na CNC obráběcím centru

Nasycením povrchu modelu před konečným obráběním se podaří z části eliminovat nevýhodu měkkého povrchu MDF materiálu.



Obr. B – Obrábění horního modelu horního potahu plováku



Obr. C – Obrábění načisto nasyceného povrchu modelu



Obr. D – Úprava povrchu modelu nástřikem plnicího tmelu a barvou



Obr. E – Výroba sklolaminátové skořepiny formy

Úprava povrchu modelů

Jako třetí fázi můžeme označit úpravu povrchu modelu nástřikem plnicího tmelu, jemné manuální přebroušení povrchu a vad. Když je dosaženo dokonalého povrchu modelu, následuje nástřik vrstvy barvou. Nanášení barev a plnicího tmelu je ve společnosti realizováno ve speciálním lakýrnickém pracovišti (boxu) umožňujícím dokonalému vytvrzení barvy při správné teplotě, aniž by docházelo k tvarovým změnám modelu. Je důležité vytvořit jednolitý lesklý povrch modelu,

protože povrchu modelu určuje povrch negativní formy a výsledného dílu. Následně je model ustaven do roviny a celý povrch je důkladně naseparován.

Výroba negativních forem

Činnou tvarovou část negativní formy bude tvořit sklolaminátová skořepina s lesklým povrchem tvořeným Gelcoatem. Skořepina se vyrábí manuální laminací přímo na připravený pozitivní povrch modelu.



Obr. F – Výroba sklolaminátové skořepiny formy + ocelový rám s kolečky

Sled činností je následující:

1. Nanesení vrstvy Gelcoatu F 200 na činné plochy modelu
2. Vyplnění vnitřních rohů modelu skelnými rovingovými provazci
3. Laminace základové vrstvy (jemná struktura tkanin)
4. Laminace nosné vrstvy (hrubá struktura tkanin)
5. Překrytí povrch strhávací tkaninou

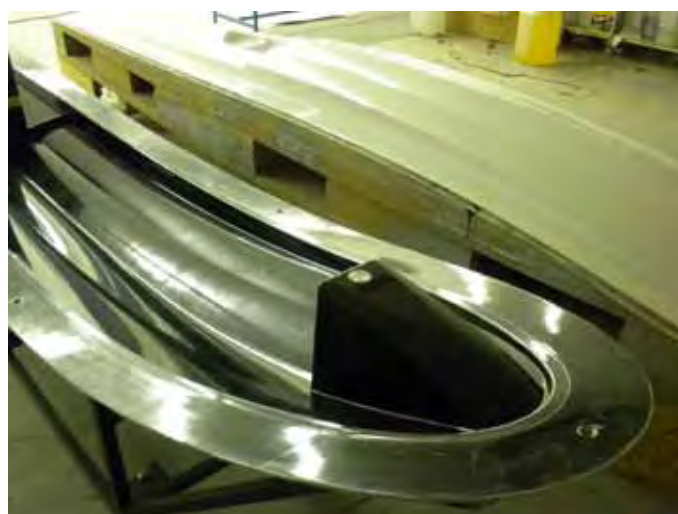
Velikost a hmotnost negativních forem některých dílů nedovoluje manuální manipulaci na pracovišti. Proto je nutné tyto formy opatřit příhradovinou ocelovou konstrukcí, na kterou se připevní manipulační záťažová kolečka. Tato příhradovina se stane neoddělitelnou částí formy a mimo jiné dále umožní uchycení manipulačních prostředků (např. jeřábu) při operaci kdy jsou k sobě lepeny spodní a horní část potahu. Po vytvrzení pryskyřice už následuje pouze odformování modelu. Pokud byly pozitivní model a celá výroba formy správně navrženy, nedochází k poškození modelu a je možné ho pro výrobu negativní formy použít několikrát. Nebo je také možné na základě výsledků prototypových zkoušek tvar modelu upravit a zaformovat znovu.

Výroba sendvičových potahů tělesa plováku

Předchozím krokem byly vytvořeny výrobní prostředky potřebné k prototypové i sériové produkci. Nyní může následovat výroba samotného plováku. Pro horní a spodní potah plováku byla navržena s ohledem na požadované pevnostní a funkční vlastnosti sendvičová skladba s jádrem tvořeným pěnou. Přítomnost sendvičové konstrukce znamená, že je nutné díly ve formě vakuovat, aby došlo k dokonalému propojení potahů s jádrem sendviče (zvláště u tvarově složitých výrobků jako jsou potahy plováku).

Výroba potahů probíhá dle následujícího sledu:

1. Separace činného povrchu forem
2. Nanesení povrchové vrstvy potahu z Vorgelatu do forem
3. Ustavení formy do roviny (důležité pro výslednou geometrii celého dílu)
4. Manuální laminace tkanin vnější části sendvičového potahu.
5. Usazení připravených tvarů pěn sendvičového jádra do forem
6. Nanesení vnitřní části sendvičového potahu + strhávací tkaniny
7. Uložení pomocných vrstev vatelínu a vakuové utěsnění vrchní části formy s čerstvým potahem pomocí igelitové vrstvy
8. Vakuování dílu
9. Po vytvrzení pryskyřice odstranění igelitu a materiálu pomocných vrstev a očištění potahu ve formě



Obr. G – Odformovaný model a hotová negativní forma spodního potahu



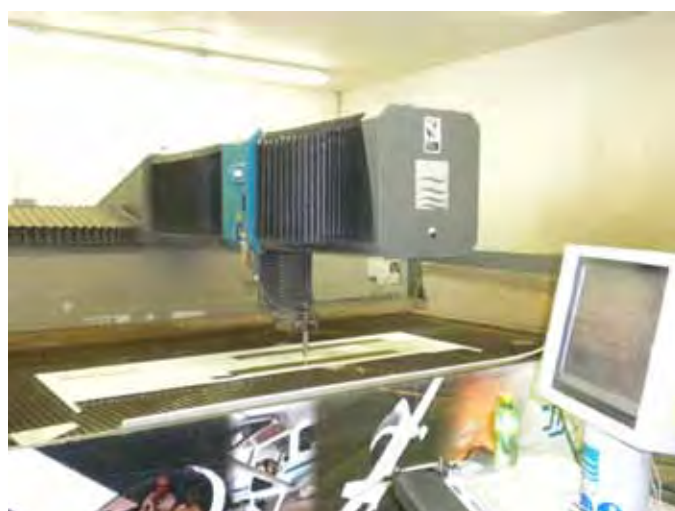
Obr. H – Nanášení povrchové vrstvy a manuální laminace ve formě



Obr. I – Instalace pěn sendviče a skladby vnitřního potahu sendviče



Obr. I – Instalace pěn sendviče a skladby vnitřního potahu sendviče



Obr. K – Vyřezávání tvarů pěn sendviče pomocí technologie vodního paprsku

Proces vyřezávání tvarů pěn sendvičových potahů je ve společnosti prováděn pomocí technologie řezání vodním paprskem. Tato technologie zaručuje dokonalou tvarovou přesnost pěn, maximální využití ma-

teriálu a snižuje časovou náročnost výroby pěn. Nevýhodou je nutné vysoušení vyřezaných pěn.

Výroba malých dílů tělesa plováku

Mimo potahů konstrukci tělesa plováku tvoří menší díly, především žebra. Žebra byla navržena ze sendvičové skladby a dále jsou opatřena obvodovým lemem pro zalepení do potahu. Protože lemy žebel

mají prostorový tvar, jednoduché formy pro jejich výrobu vznikly na CNC obráběcím centru. Sendvičová skladba opět vyžaduje vakuování při laminaci. Vyřezání pěn bylo zajištěno technologií vodního paprsku.



Obr. L – Formy pro výrobu žebel a hotové žebro tělesa plováku

Kompletace sestavy tělesa plováku

Další práce pokračují zalepením připravených žebel do horního potahu plováku, který stále zůstává nevyjmut ze své formy. S žebry se současně vlepují kovové segmenty kování, které jsou nerozebíratelně s kompozitovým tělesem plováku spojeny. Kování se pozicuje dle dřívě zhotovených přípravků. Nakonec jsou uvnitř tělesa plováku rozvedeny průchodky pro elektroinstalaci a pneumatický systém.

Po vytvrzení spojů se již může přistoupit k celkovému uzavření tělesa. Spojují se ve formách umístěné poloviny potahů plováku. S právné zapozicování polovin při slepování zajišťují technologické prvky umístěné na formách (zámky, kuželová vedení apod.). Při prototypové stavbě se ale nejdříve formy spojují nasucho a kontrolují se vůle všech slepovaných oblastí.



Obr. M – Zalepená žebra a další malé díly do horního potahu plováku

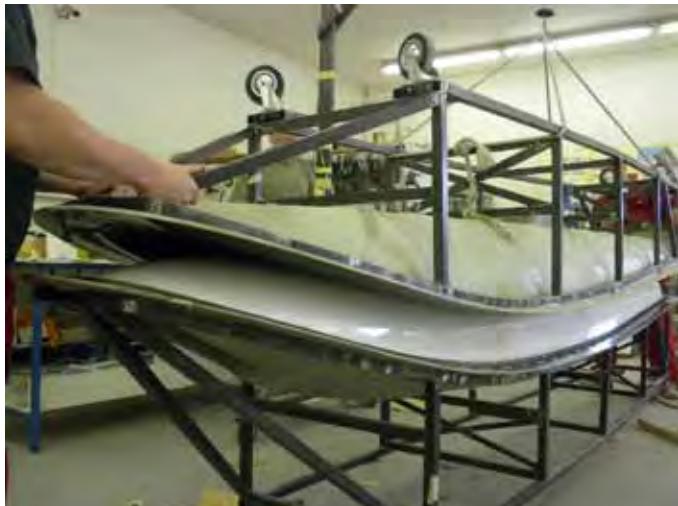


Obr. N – Uzavírání tělesa plováku slepením potahů

Dokončení kompozitového těla plováku

Po dokonalém vytvrzení všech spojů se může přistoupit k vyjmutí tělesa plováku z negativních forem. Tuto operaci značně usnadňují vhodně rozmístěné technologické pomůcky v podobě různých vytlačo-

vacích přípravků. Po vyjmutí tělesa následuje ořezání a zčištění dle předznačených kontur. Těleso plováku se následně temperuje v peci na předepsané teplotě a po dobu danou materiálovými listy, aby bylo zaručeno správné vytvrzení epoxidové pryskyřice a lepených spojů.



Obr. O – Vyjímání tělesa plováku z forem



Obr. P – Ořezávání dle předznačených kontur a hotové těleso plováku

ZÁVĚR

Závěrem bych chtěl podotknout, že na takto malém prostoru nelze dostatečně rozepsat všechny detaily a jejich řešení, kterými se bylo nutné zabývat při výrobě kompozitového plovákového tělesa. Stranou také zůstává kompletní výroba a dostrojení plováku kovovými součástmi, certifikační zkoušky atd. Při všech těchto činnostech je nutné sesynchronizovat nejen kompozitovou výrobu, ale hlavně výrobu a její přípravu jako celek. Společnost TL – Ultralight se vždy snažila být mezi prvními v zavádění nových inovačních technologií (což dokazují například úspěšné implementace CAD/CAM systému výroby kompozitových a kovových dílů). V praxi se ale ukazuje, že zavedení nové technologie výroby nesmí současně přinést vyšší finanční náročnost výroby a při úvahách o jejich zavedení je třeba být velmi obezřetný. Navýšení konečné ceny výrobku totiž činí zboží méně konkurenceschopné na dnes již mnoha výrobci UL a LSA letadel přesyceném trhu.

Literatura:

- [1] LAA ČR.: Rejstřík LAA ČR, Praha, 2012
- [2] Fridrich J.: LAMA EUROPE statistics 2010, AERO Friedrichshafen, 2011
- [3] TL - Ultralight: Podniková dokumentace a materiály