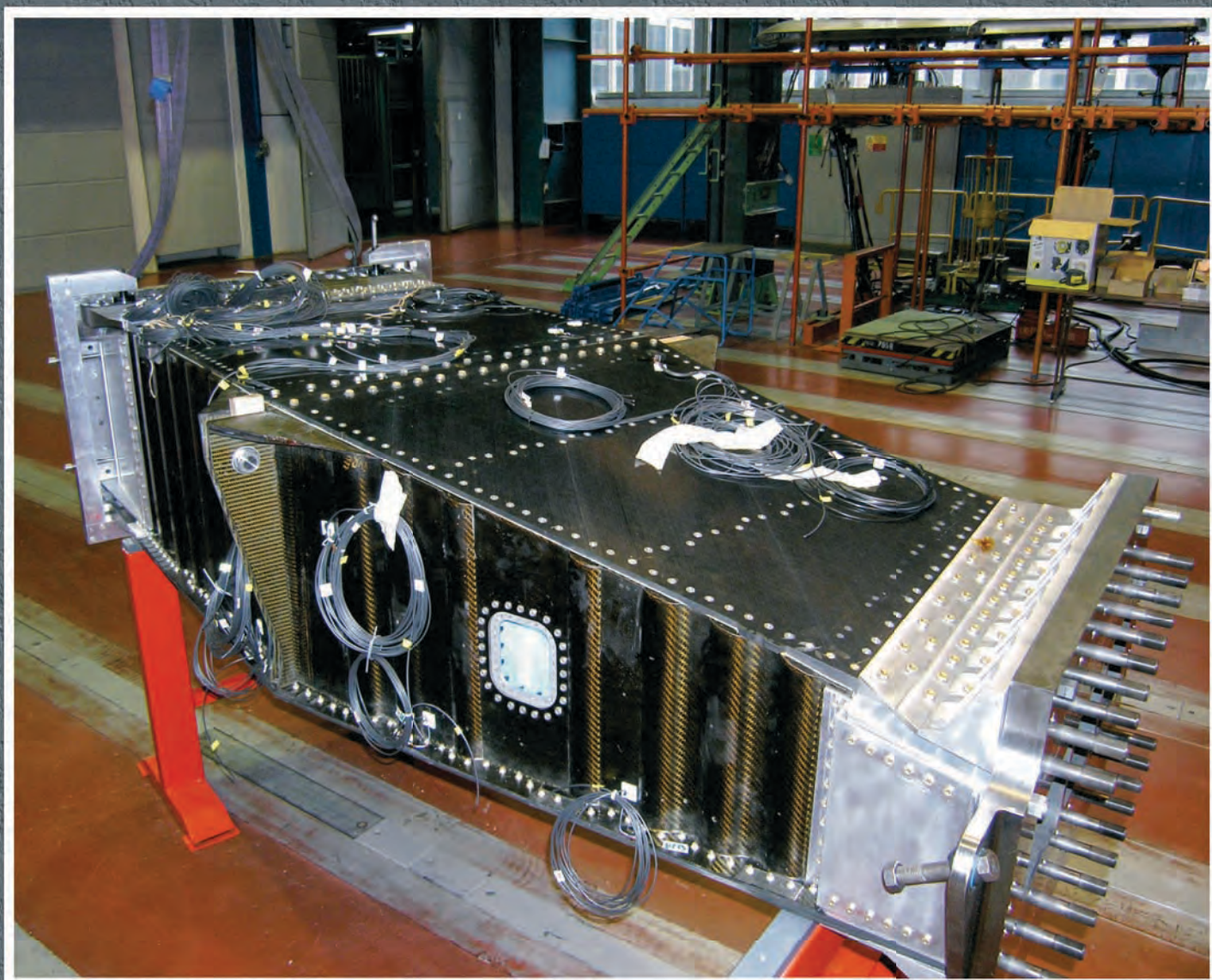


# TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č 14 / 2011



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 6. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo „Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR”.

ISSN 1801 - 9315

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s.  
ZA PODPORY ASOCIACE LETECKÝCH VÝROBCŮ ČR A ČESKÉ TECHNOLOGICKÉ  
PLATFORMY PRO LETECTVÍ A KOSMONAUTIKU  
spolufinancované fondem EU



EUROPEAN UNION  
EUROPEAN REGIONAL DEVELOPMENT FUND  
INVESTMENT IN YOUR FUTURE



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

22. 3. 2011

**TRANSFER**

**Výzkum a vývoj pro letecký průmysl**

Elektronický sborník VZLÚ, a.s.  
číslo 14, březen 2011, 6. ročník

**Adresa redakce:**

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

**Šéfredaktor:**

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

**Vydavatel:**

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

Vychází nepravidelně na webových stránkách [www.vzlu.cz](http://www.vzlu.cz) u příležitosti seminářů pořádaných VZLÚ.  
Veškerá práva vyhrazena.

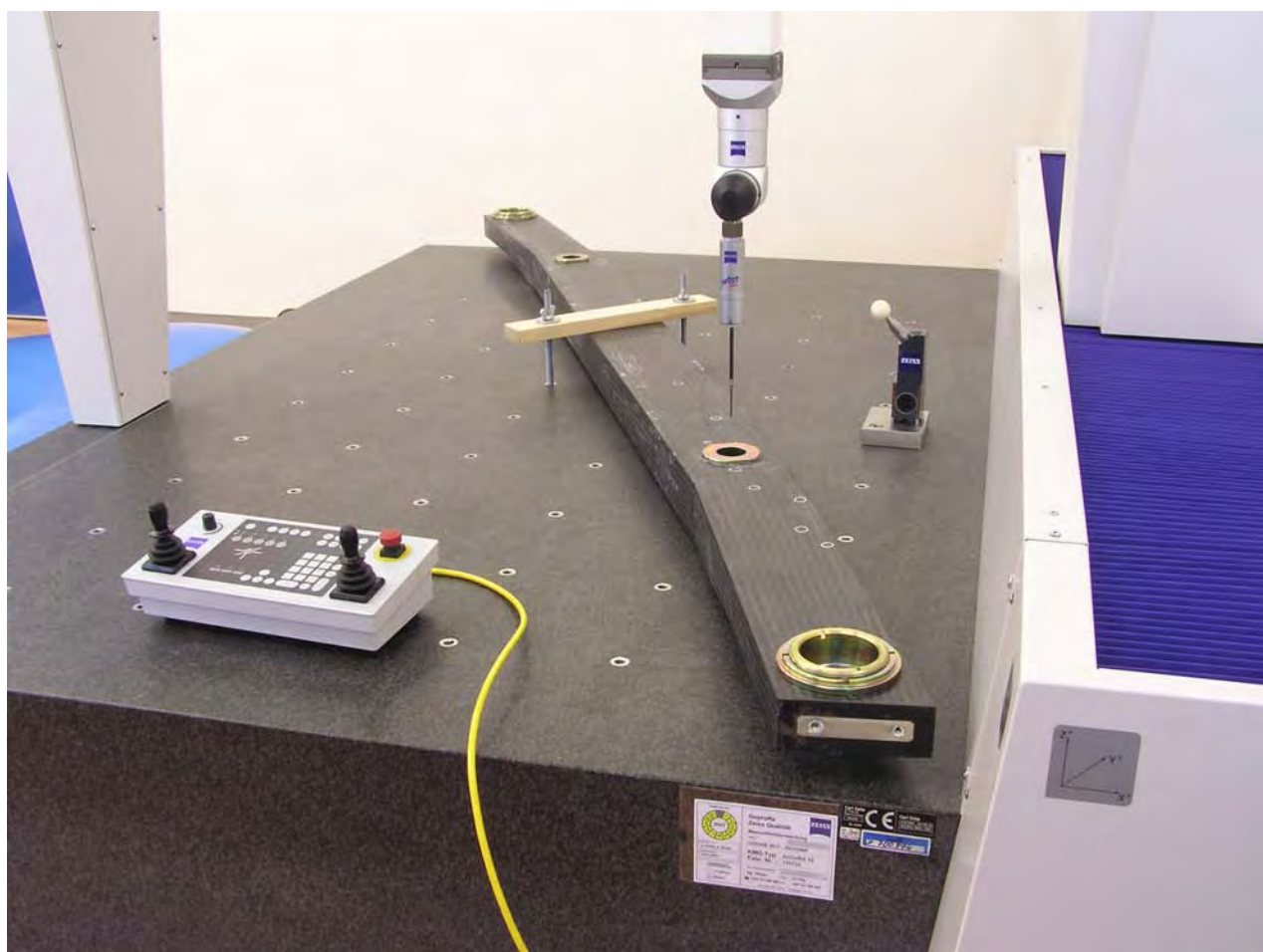
## Vědeckotechnický seminář VZLÚ

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

Kompozity a letecký průmysl byly, jsou a budou vždy spojeny s pojmem výrazného dynamického růstu ve všech výzkumných, vývojových a výrobních oblastech. Kompozity ve všech podobách učinily za poslední období v leteckém průmyslu ve všech kategoriích letadel podstatný krok, což se týká i stavu v ČR. Kompozity ovládly jak oblast konstrukcí malých letadel, tak civilních letadel nejvyšších kategorií a zároveň celou oblast letadel bojových, včetně vrtulníků a bezpilotních prostředků.

Během roku byla řešena zajímavá témata v této oblasti. Letos je tematika semináře soustředěna opět na širší oblast zájmu, tj. jak materiálů a technologií, tak zkoušek a aplikací. Půjde opět o nové informace, nové pohledy na trendy v oboru a zároveň o prezentaci současných výsledků činností v zajímavých technických tématech na vybraných pracovištích v ČR. V posledních letech jsou v ČR realizovány významné výrobní programy 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.

Jednodenní setkání ve VZLÚ je významným kontaktním místem setkání odborníků z různých podniků českého leteckého průmyslu, akademických pracovišť, státních úřadů, armády ČR a zároveň pracovníků LAA ČR.



Rozměrová kontrola celokompozitního nosníku podvozku malého letadla

## Obsah sborníku

- 5 **Porovnání technologií výroby vytvrzovacích přípravků z kompozitních materiálů**  
*P. Průcha, M. Řehák (LA composite)*
- 11 **Nové metody výroby kompozitních dílů v letectví a jejich zkoušení (součást projektu EU – AUTOW)**  
*V. Kafka (VZLÚ)*
- 21 **Moderní vyztužené termoplasty v leteckých kompozitních sendvičových konstrukcích**  
*J. Křena, V. Bittner (Letov letecká výroba)*
- 24 **Rychlá prototypová výroba dílů celokompozitního větroně**  
*M. Pekař (HpH Sailplanes)*
- 27 **Experimentální měření a vyhodnocení ztráty stability kompozitních válců**  
*M. Mališ (VUT Brno)*
- 37 **Úpravy vlastností tuhých pěn leteckých kompozitních sendvičových konstrukcí**  
*J. Podzimek (VZLÚ)*

# Porovnání technologií výroby vytvrzovacích přípravků z kompozitních materiálů

Ing. Petr Průcha, Ing. Michal Řehák, LA composite, s. r. o.

Tento příspěvek se věnuje problematice výroby vytvrzovacích přípravků z kompozitních materiálů. Je uveden přehled běžně používaných technologií výroby kompozitních přípravků včetně jejich stručného popisu. Následně je pozornost věnována porovnání výhod a nevýhod jednotlivých technologií výroby vytvrzovacích přípravků a vlivu použité technologie výroby přípravku na jeho cenu. Uvedené porovnání nákladů je založeno na datech získaných z reálné výroby přípravků ve společnosti LA composite, s. r. o.

## ÚVOD

Kompozitní materiály nabízí své podstatě prakticky neomezené množství variací jejich složek výztuží či pojiv. Rovněž technologií výroby dílů z kompozitních materiálů je značné množství a neustále se objevují nové modifikace technologií stávajících. Jak již název tohoto příspěvku napovídá, pozornost je věnována technologiím výroby vytvrzovacích přípravků z kompozitních materiálů. Dále je třeba uvést, že jde o vytvrzovací přípravky, které jsou použitelné pro výrobu dílů pomocí technologií, jako jsou: prepregy (ručně kladené, ATL - Automated Tape Laying, AFP – Automated Fiber Placement), RTM (Resin Transfer Molding), VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Molding), RFI (Resin Film Infusion) a kontaktní laminace, tedy technologie určené pro kompozitní materiály s termosetickou (reaktoplastickou) maticí a výztuží ve formě dlouhých vláken.

Vytvrzovací přípravek je jednou z klíčových složek procesu výroby dílu z kompozitních materiálů, proto je nezbytně nutné věnovat velkou pozornost volbě technologie jeho výroby. Cílem tohoto článku je objektivně porovnat možnosti jednotlivých níže popsaných technologií výroby vytvrzovacích přípravků z kompozitních materiálů, včetně porovnání nákladovosti těchto technologií. V textu budou používány termíny „forma“ a „vytvrzovací přípravek“, které lze chápat v kontextu tohoto článku jako totéž.

## POPIS TECHNOLOGIÍ VÝROBY VYTVRZOVACÍCH PŘÍPRAVKŮ

Typ materiálu makety	Ytong	MDF	Ocel s podpůrnou konstrukcí	Dřevo (masív)	PUR pěna (modelové bloky)	PUR (modelovací pasty)	Nástrojové bloky (Epoxid)	Uhlíková pěna
Hustota (kg/m <sup>3</sup> )	350 - 600	700-870	7800	530-680	580-700	780-1300	730-1200	320
Cena materiál (Kč/m <sup>3</sup> )	4 200	10 500	200 000	12 000 - 40 000	90 000	-	300 000	334 000*
<b>Pozitiva</b>	Dostupnost, hmotnost, cena, teplotní odolnost	Dostupnost, hmotnost, cena	Dostupnost, cena, teplotní odolnost	Dostupnost, hmotnost, cena, teplotní odolnost	Standardní technologie, hmotnost, homogenita povrchu, stabilita rozměrová	Standardní technologie, homogenita povrchu, stabilita rozměrová	Homogenita povrchu, teplotní odolnost, rozměrová stabilita	Teplotní odolnost a rozměrová stabilita, tuhost, hmotnost
<b>Negativa</b>	Křehké, jakost povrchu	Teplotní odolnost, vliv vlhkosti na rozměrovou stabilitu	Jen jednoduché tvary.	Vliv vlhkosti na rozměrovou stabilitu	Vyšší cena	Vyšší cena, komplikované nanášení (vyžaduje speciální vybavení)	Vysoká cena	Dostupnost a vysoká cena

\* Ex Works US

Tabulka 1 – materiály maket (master modelů) a jejich vlastnosti

### - Obecný popis technologií výroby vytvrzovacích přípravků

Všechny technologie výroby vytvrzovacích přípravků popsané v tomto článku jsou založeny na následujícím zjednodušeném postupu výroby:

- Maketa (Master model). Je vyrobena nejčastěji třískovým obráběním na CNC obráběcím stroji z připraveného polotovaru. Polotovar může být slepen z bloků materiálu nebo je použit polotovar, který je složen ze základní nosné konstrukce a hrubého tvaru dílu, na který je nanášena vrstva pryskyřice ve formě pasty. Po vytvrzení pasty je vrstva obrobena do požadovaného tvaru. U tvarově jednodušších maket je možné jejich konstrukci vytvořit pomocí plechu, jehož požadovaný tvar je zajištěn pomocí soustavy opěrných žeber. Materiály použitelné pro výrobu maket jsou uvedeny v tabulce 1
- Na naseparovanou maketu je v případě potřeby aplikován gelcoat. Úkolem gelcoatu je dosáhnout lepšího povrchu formy a vytvořit ochrannou bariéru, kterou je možné brousit a opravovat. Tloušťka vrstvy gelcoatu bývá v desetinách milimetru.
- Následně je provedena skladba materiálu, z něhož bude vyroben vytvrzovací přípravek. V tomto okamžiku se už jednotlivé technologie začínají lišit a jejich podrobnější popis bude uveden dále.
- Po dokončení skladby a položení technologických vrstev (technologické vrstvy se liší podle technologie) následuje sycení (jen u technologie VARTM) a vytvrzování, které je opět společné pro všechny technologie níže popsané. Rozdíl je jen v parametrech procesu vytvrzování.
- Po vytvrzení pojiva následuje sejmutí technologických vrstev, sejmutí vytvrzovacího přípravku z makety a začištění. V některých případech může být vhodné připevnit formu k její podpůrné konstrukci před jejím dotvrzením.
- Po sejmutí formy z makety je v případě některých technologií nutné provést dotvrzení formy při zvýšené teplotě. Forma je dotvrzována již bez makety. Cílem dotvrzování je zvýšit teplotu skelného přechodu materiálu formy. Tento proces umožní použít formu pro vytvrzování dílů z materiálů, jejichž pojivo vyžaduje při vytvrzování zvýšenou teplotu a tlak.
- Posledním krokem je případné obrábění formy, bude popsáno dále.
- Další kroky jako je ověřování tvaru formy, kontrola jejího povrchu, připevnění podpůrné konstrukce, separace atd. jsou již operace, které jsou společné pro všechny technologie použitelné pro výrobu forem.

### - Prepregová technologie I. generace

Obecně je tato technologie založena na principu využití polotovaru, který je tvořen výztuží již prosycenou pojivem (preg). Pojivo je v takovémto polotovaru v tzv. B-stavu což znamená, že materiál již byl částečně (velmi řídko) zesíťován. Takovýto materiál má omezenou zpracovatelnost především při pokojové teplotě, proto se skladuje většinou v mrazicím boxu. Zpracovatelnost při pokojové teplotě bývá podle typu materiálu několik dní.

#### Výroba formy touto technologií probíhá následovně:

- Aplikace gelcoatu v případě potřeby. Skladba jednotlivých vrstev prepregu s mezioperačním vakuováním. Po dokončení skladby následuje položení technologických materiálů (specifický způsob položení a zatěsnění).
- Vytvrzování skladby je provedena v autoklávu nebo peci. Teplota vytvrzování se liší podle typu prepregového polotovaru a pohybuje se mezi 65°C - 121°C. Často se při vytvrzování skladby apli-

kuje cyklus ve formě kaskády s prodlevou na různých teplotách. Podle použitého typu prepregu je možné provádět vytvrzování v peci při podtlaku -95 kPa nebo v autoklávu s přetlakem až 0,7 MPa. Při procesu vytvrzování formy v autoklávu je dosaženo její nejvyšší kvality.

- Dotvrzování formy probíhá v peci, kdy forma je již sejmuta z makety a v peci je volně ložená. Dotvrzování opět probíhá při různých teplotách většinou v rozmezí 190 - 210°C s prodlevou na teplotě několik hodin.
- Další kroky jsou již shodné pro všechny popisované technologie a byly uvedeny v kapitole „Obecný popis technologií výroby vytvrzovacích přípravků“.

### - Prepregová technologie II. generace

Tato technologie je založena na stejném principu jako technologie I. generace. Rozdíl spočívá v tom, že tvar přípravku po vytvrzení není finální. Pro dosažení požadovaného tvaru přípravku je nutné třískové obrábění na CNC stroji. Tímto postupem se tato technologie odlišuje od všech ostatních technologií popisovaných v tomto článku, které jsou naopak založeny na tom, že požadovaného tvaru formy je dosaženo při vytvrzení na přesné maketě.

#### Výroba formy touto technologií probíhá následovně:

- Skladba jednotlivých vrstev prepregu s mezioperačním vakuováním. Materiál je možné pro dosažení lepší tvarovatelnosti zahřát až na teplotu 48°C. Po dokončení skladby následuje položení technologických materiálů (specifický způsob položení a zatěsnění).
- Vytvrzování skladby v autoklávu. Při vytvrzování je použit přetlak 0,7 MPa po celou dobu procesu vytvrzování. Průběh teploty je kaskádový (dvě prodlevy). Teploty se liší podle specifikace pro daný materiál. Prakticky je maximální teplota cyklu v rozmezí 185-190°C po dobu 3 až 4 hodin (doba vytvrzování se opět liší podle použitého typu materiálu).
- Dotvrzování v peci. Forma je již sejmuta z makety a je volně ložená v peci. Dotvrzování opět probíhá při různých teplotách (kaskádově) s maximální teplotou dotvrzovacího cyklu 220°C s prodlevou až 16 hodin.
- Třískové CNC obrábění na přesný tvar. Pro obrábění je doporučeno používat diamantové nástroje (PCD – Poly Crystalline Diamond).
- Následují standardní operace jako ověřování tvaru formy, kontrola jejího povrchu, separace atd.
- V případě že první vyrobený díl na formě nemá požadované rozměry, je možné formu opět vrátit na CNC stroj a provést modifikaci jejího tvaru. Takto lze opakovaně postupovat, až do chvíle kdy díl již má požadované rozměry. Tuto možnost žádá jiná z technologií popsaných v tomto článku nenabízí.

### - Vakuová infuze pojiva (VARTM)

Tato technologie je založena na principu sycení výztuže pojivem s využitím tlakového spádu (vakua). Princip je následující: skladba dílu je provedena jen s použitím suché výztuže případně materiálu pro jádro. Skladba je následně zakryta pomocí technologických materiálů a zatěsněna. Zjednodušeně lze říci, že na jednu stranu dílu je připojen přívod pojiva a na stranu opačnou vývěva. Po otevření přívodu pojiva dochází k sycení výztuže pojivem. Poté co pojivo dosáhne opačného konce dílu s výstupem na vývěvu, je přívod pojiva uzavřen. Podtlak

je aplikován po celou dobu vytvrzování dílu. Výše popsany postup je velmi zjednodušeně popsán. Ve skutečnosti se jedná o velmi komplikovaný proces, zvláště v případě tvarově složitých dílů.

#### Výroba formy touto technologií probíhá následovně:

- Aplikace gelcoatu v případě potřeby. Skladba suché výztuže na maketu. Položení technologických materiálů, příprava přívodu pojiva a připojení vakua.
- Po připojení vakua je provedeno prosycení skladby.
- Vytvrzování pojiva při normální teplotě. Vakuum je použito po celou dobu vytvrzování formy.
- Dotvrzování v peci. Forma je již sejmuta z makety a je volně ložená v peci. Cyklus dotvrzování je závislý na použitém materiálu. Typický cyklus dotvrzování je kaskádový s max. teplotou 190 – 205°C. Cyklus dotvrzování může být ukončen i při nižších teplotách podle požadavku na teplotu skelného přechodu formy. Maximální teplota kaskádového dotvrzovacího cyklu formy by měla být alespoň o 15°C vyšší než je očekávaná teplota vytvrzování dílů, pro které je forma určena.
- Další kroky jsou již shodné pro všechny popisované technologie a jsou uvedeny výše v kapitole Obecný popis technologií výroby vytvrzovacích přípravků.

#### - Kontaktní laminace

Základní technologie výroby dílů či forem z kompozitních materiálů. Sycení suché výztuže pojivem je prováděno v průběhu pokládání jednotlivých vrstev. Prosycování suché výztuže se provádí přímo na maketě nebo se suchá výztuž prosytí pojivem těsně před položením na maketu.

#### Výroba formy touto technologií probíhá následovně:

- Aplikace gelcoatu v případě potřeby.
- Skladba suché výztuže a její sycení pojivem. Položení technologických materiálů.
- Mezioperační vytvrzování pojiva při normální teplotě. Je použito vakuum po celou dobu vytvrzování. Doba mezioperačního vytvrzování je závislá na použitém materiálu většinou do druhého dne (cca 12 hodin).
- Předchozí dva kroky jsou několikrát opakovány podle požadované tloušťky formy. Běžně se proces skladby a mezioperačního vytvrzování opakuje třikrát.

- Vytvrzování při normální teplotě, následuje po posledním mezioperačním vytvrzování. Vakuum již není aplikováno. Celková doba procesu vytvrzování je opět závislá na použitém materiálu. Běžně je u materiálů pro výrobu forem v řádu desítek hodin (24 – 36 hodin).
- Dotvrzování v peci. Forma je již sejmuta z makety a je volně ložená v peci. Cyklus dotvrzování je závislý na použitém materiálu. Typický cyklus dotvrzování je kaskádový s max. teplotou až 218°C. Cyklus dotvrzování může být ukončen i při nižších teplotách podle požadavku na teplotu skelného přechodu formy. Maximální teplota kaskádového dotvrzovacího cyklu formy by měla být alespoň o 15°C vyšší než je očekávaná teplota vytvrzování dílů, pro které je forma určena.
- Další kroky jsou již shodné pro všechny popisované technologie a byly uvedeny výše v kapitole „Obecný popis technologií výroby vytvrzovacích přípravků“.

#### - Další technologie

Pro výrobu forem je dále teoreticky možné použít technologii RFI (LF), ale autorům tohoto článku se nepodařilo nalézt žádný vhodný konstrukční materiál určený primárně pro tuto technologii výroby forem.

Technologie výroby RTM či pultruze, tedy technologie vhodné pro výrobu dílů s velkou sériovostí zcela postrádají smysl pro výrobu forem. Technologie navíjení je teoreticky použitelná, ale jen velmi omezeně.

## POROVNÁNÍ TECHNOLOGIÍ PRO VÝROBU VYTVRZOVACÍCH PŘÍPRAVKŮ

Porovnání technologií je provedeno dle několika kritérií a je provedeno na základě reálné výroby forem pro panel obložení interiéru metra. První kus této formy byl vyroben kontaktní laminací. Druhý kus této formy byl vyroben technologií VARTM. Prepregová technologie je ve společnosti LA composite, s. r. o. klíčovou výrobní technologií. Údaje uvedené u prepregových technologií jsou tedy založeny na reálných zkušenostech.

Prvním kritériem jsou materiálové náklady. V tabulkách 2 a 3 jsou uvedeny náklady na materiály strukturní i technologické. Uvedené náklady

Výrobní technologie	Prepregy I. generace	Prepregy II. generace	Vakuová infuze	Kontaktní laminace
Výztuž (Kč/m <sup>2</sup> )	7 600	-	750	750
Pojivo (Kč/m <sup>2</sup> )			5 000	5 200
gelcoat (Kč/m <sup>2</sup> )	2 300	-	650	650
Technologické materiály (kč/m <sup>2</sup> )	150	-	200	450
Suma (Kč/m <sup>2</sup> )	10 050		6 600	7 050

Tabulka 2 – Náklady na materiál potřebný na výrobu 1 m<sup>2</sup> formy (výztuž ve formě skelných vláken)

Výrobní technologie	Prepregy I. generace	Prepregy II. generace	Vakuová infuze	Kontaktní laminace
Výztuž (Kč/m <sup>2</sup> )	16 000	14 500	9700	9700
Pojivo (Kč/m <sup>2</sup> ) formy			4 900	5 000
gelcoat (Kč/m <sup>2</sup> )	2 300	-	650	650
Technologické materiály (Kč/m <sup>2</sup> )	150	200	200	450
Suma (Kč/m <sup>2</sup> )	18 450	14 700	15 450	15 800

Tabulka 3 – Náklady na materiál potřebný pro výrobu 1 m<sup>2</sup> formy (výztuž ve formě uhlíkových vláken)

odpovídají množství materiálu potřebnému na výrobu formy o ploše 1 metru čtverečního danou technologií. Materiálové náklady na pojivo určené pro kontaktní laminaci jsou na první pohled velmi vysoké, to je dáno tím, že je v tabulce uvedena cena pojiva určeného pro výrobu forem pro vytvrzování dílů vyráběných prepregovou technologií. Rovněž náklady na technologické materiály jsou v případě kontaktní laminace vysoké. To je dáno tím, že jsou technologické materiály použity třikrát (pro mezioperační vytvrzování) než je forma dokončena (viz. kapitola „Kontaktní laminace“). Dalším posuzovaným kritériem je pracnost jednotlivých technologií viz. tabulka 4. Hodnoty pracnosti jsou opět uvedeny na základě výroby stejné formy pro panel obložení interiéru metra a zkušeností získaných při výrobě dílů i forem prepregovou technologií. Do tabulky nejsou zahrnuty pracnosti operací, které jsou společné pro všechny technologie například separace, výroba

a upevnění podpůrné konstrukce formy atd. V řádku pracnosti je v případě prepregových technologií uvedena hodnota. Při vytvrzování prepregu totiž musí být obsluha autoklávy přítomna po celou dobu procesu, přestože je proces řízen numericky. V tabulce 4 není udána doba potřebná na celý cyklus, protože obsluha se věnuje i dalším činnostem nejen kontrole průběhu cyklu.

V případě technologie prepregů II. generace je uveden údaj o pracnosti v řádku Obrábění, protože je nutné finální tvar formy třískově obrábět a rovněž povrch formy vyleštit důkladněji než je běžné u ostatních výrobních technologií vytvrzovacích přípravků. U kontaktní laminace je vysoká hodnota pracnosti z důvodu velké plochy formy a skladba se současným sycením výztuže formy probíhá na třikrát (viz. kapitola „Kontaktní laminace“).

Výrobní technologie	Prepregy I. generace	Prepregy II. generace	Vakuová infuze	Kontaktní laminace
Příprava nástřihů (min.)	45	45	60	60
Gelcoat (min)	30	-	30	30
Skladba (min.)	120	120	200	1 400
Položení technologických mat. (min)	15	15	30	45
Infuze (min.)	-	-	30	-
Vytvrzování (min.)	120	120	-	-
Odstranění technologických mat. (min.)	10	10	20	30
Obrábění tvaru (min.)	-	300	-	-
Suma (min.)	340	610	370	1 535

Tabulka 4 – Pracnosti operací procesu výroby formy pro výrobu dílu obložení interiéru vozu metra.



V tabulce 5 je uvedeno porovnání nákladů na výrobu jednoho kusu formy pro výrobu dílu obložení interiéru vozu metra. Jsou zahrnuty rovněž náklady na výrobu master modelu, amortizace zařízení, energie a kooperace. Porovnání je provedeno v procentech nikoli přímo v korunách a lze srovnávat pouze hodnoty v řádcích nikoli ve sloupcích. Částka odpovídající 100% v řádku maket není stejná jako částka odpovídající 100% v řádku formy.

Pro formu zhotovenou prepregovou technologií I. Generace je uvažována maketa vyrobená z bloků PUR pěny. Pro formu zhotovenou z prepregů II. Generace je maketa zhotovena z bloků materiálu Ytong.

Maketa pro formu zhotovenou kontaktní laminací i VARTM je zhotovena z desek materiálu MDF.

V ceně makety jsou zahrnuty náklady na samotný materiál, přípravu polotovaru (lepení), tvorbu programu, obrábění, lakování (MDF), finalizace povrchu (leštění).

V Řádku dokončení jsou uvedeny náklady na dokončení formy, opravy, leštění, separace. U formy vyrobené z prepregů II. Generace je v dokončení zahrnuto i obrábění do finálního tvaru. V tabulce 6 je provedeno teoretické porovnání pro tutéž formu, ale vyrobenou z materiálu s výztuží ve formě uhlíkových vláken.

Výrobní technologie	Prepregy I. generace	Prepregy II. generace	Vakuová infuze	Kontaktní laminace
Materiál makety	PUR - bloky	-	MDF	MDF
Maketa (%)	100	-	50	50
Forma (%)	59	-	45	100
Dokončení (%)	10	-	10	100
Náklady celkem	střední	-	nízké	střední

Tabulka 5 – Porovnání nákladů na výrobu makety a formy určené pro vytvrzování dílu obložení interiéru metra

Na první pohled je patrná vysoká cena formy vyrobené kontaktní laminací. Cena formy je dána poměrně vysokou cenou pojiva a značnou pracností.

Výrobní technologie	Prepregy I. generace	Prepregy II. generace	Vakuová infuze	Kontaktní laminace
Materiál makety	PUR - bloky	Ytong	MDF	MDF
Maketa (-)	200	60	100	100
Forma (-)	61	64	53	100
Dokončení (-)	1	100	1	10
Náklady celkem	střední	vysoké	nízké	střední

Tabulka 6 – Teoretické porovnání nákladů na výrobu makety a formy určené pro vytvrzování dílu obložení interiéru metra

V poslední tabulce jsou uvedeny výhody a nevýhody technologií pro výrobu forem popsaných v tomto článku.

Výrobní technologie	Prepregy I. generace	Prepregy II. generace	Vakuová infuze	Kontaktní laminace
<b>Pozitiva</b>	Vysoká kvalita materiálu - Minimalizace porosity a eliminace vad vyskytujících se u VARTM či kontaktní laminace. Teplotní odolnost. Jen velmi omezené vystavení pracovníků těkavým látkám, omezený kontakt s pojivem	Obrobitelná forma - je tak možné dosáhnout velmi přesných tvarových tolerancí navíc se jednoduše opravuje + výhody prepregové technologie I. generace.	Velmi efektivní technologie zvláště pro rozměrné formy. Nízké náklady na vybavení, energii a maketu. Kontakt pracovníků jen se suchou výztuží.	Velmi jednoduchá technologie, není nutné speciální vybavení, nízké náklady na energii a maketu
<b>Negativa</b>	Nákladný materiál, nutné nákladné vybavení. Velká spotřeba energie. Velmi omezená opravitelnost formy	Nákladný materiál, nutné nákladné vybavení. Velká spotřeba energie.	Proces sycení je poměrně náročný. Zvláště u tvarově složitých dílů je velmi nepravděpodobné vyrobení prvního kusu bez vady (neprosycené oblasti). Velmi omezená opravitelnost formy	Vystavení pracovníků kontaktu s pojivem (kontakt s pokožkou, těkavé látky). Nákladný materiál pokud má být forma použita na vytváření dílů při zvýšené teplotě. Nutné opravy vad po sejmutí formy z makety (malé vnitřní rádiusy). Velmi omezená opravitelnost formy

Tabulka 7 – Porovnání výhod a výhod jednotlivých technologií výroby forem.

## ZÁVĚR

Obecně nelze říci, která z výše uvedených technologií výroby vytvářecích přípravků je lepší a která horší. Jen v konkrétním případě je možné rozhodnout, která z technologií bude nejvhodnější pro danou aplikaci. Pro volbu výrobní technologie je nutné zohlednit co nejvíce faktorů, jako jsou zejména provozní podmínky formy (teplota, tlak, životnost), požadavky na díl, vybavenost firmy, zkušenost pracovníků a v neposlední řadě také objem finančních prostředků, které je možné na výrobu formy vynaložit.

## Literatura:

- Kolektiv autorů: Interní technologická dokumentace firmy LA composite; LA composite, s. r. o., Praha

# Nové metody výroby kompozitových dílů letadel a jejich zkoušení

Ing. Václav Kafka, CSc., VZLÚ

Článek uvádí souhrnný přehled účasti VZLÚ v evropských projektech 6. a 7. RP. Podrobněji popisuje náplň jedno z projektů – AUTOW, jehož cílem je vývoj nové efektivnější metody výroby kompozitových částí letadel- metody pro automatickou výrobu preforem pokládáním suchého pásku uhlíkových vláken. Je uváděn očekávaný přínos po zavedení do praxe. Je popsána struktura projektu a účast VZLÚ na zkouškách dosahovaných vlastností vyvíjeného materiálu a statické pevnostní zkoušce demonstračního dílu vyrobeného vyvinutou technologií.

## POZADÍ

Procento kompozitových materiálů v primární konstrukci letadel neustále roste. Dnešní rychlý nárůst kompozitových aplikací na trupech, křídlech a dalších částech lze ilustrovat na jejich podílu u předposlední a poslední generace dopravních letadel (A380 28% a Boeing 787 50% objemu). S tímto růstem přichází požadavek na soustavné zdokonalování výrobních technologií. Důvodem jsou vynikající specifické mechanické vlastnosti kompozitových materiálů přinášející významná snížení hmotnosti a s tím související snížení spotřeby paliva a redukcí emisí. Nicméně nahrazení kovů kompozity představuje obrovský objem vývojových aktivit pro realizaci cenově přístupných, lehkých tuhých, pevných konstrukcí s přípustným poškozením.

Většinu technologií ve výrobě kompozitů dnes běžně používaných tvoří ruční kladení pre-impregnovaných listů materiálu následovaných vytvrzováním v autoklávu. To využívá složité vybavení a zamezuje to vyšší integraci dílů a tak zvyšuje potřebu montážních prací.

## EVROPSKÉ PROJEKTY A ÚČAST VZLÚ

Rámcové programy pro výzkum a technologický rozvoj EU (RP) jsou základním nástrojem pro financování výzkumu v Evropě. VZLÚ se podílí na řešení Rámcových programů po řadu let. Útvar Pevnosti konstrukcí spolupracuje s evropskými partnery na více programech zabývajících se řešením využití kompozitů v letectví. V 6. Rámcovém programu to byly programy ALCAS, AUTOW, MOJO a částečně CESAR. V sedmém rámcovém programu je to IMAC-PRO a CERFAC. Kromě primárního cíle vede účast v těchto programech k prohloubení mezinárodní spolupráce a sdružení výzkumných a vývojových kapacit k celkovému zefektivnění výzkumných činností.



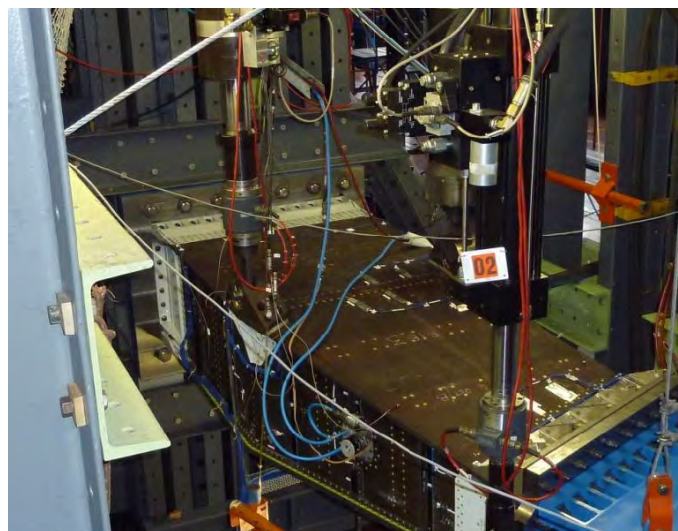
## ALCAS (ADVANCED LOW COST AIRCRAFT STRUCTURES)

Projekt ALCAS řešil návrh vybraných kompozitových částí letadla příští generace s cílem dosažení:

- Významného snížení přímých provozních nákladů provozovatele, zlepšení poměru nosnost / hmotnost (Structural Efficiency)
- Snížení pořizovacích nákladů pomocí zvýšeného využití materiálu, zdokonalením návrhu a výrobních procesů.
- Snížení provozních nákladů na palivo v důsledku nižší hmotnosti draku s následkem snížení dopadu na prostředí.

Byly řešeny tyto kompozitové části letadla:

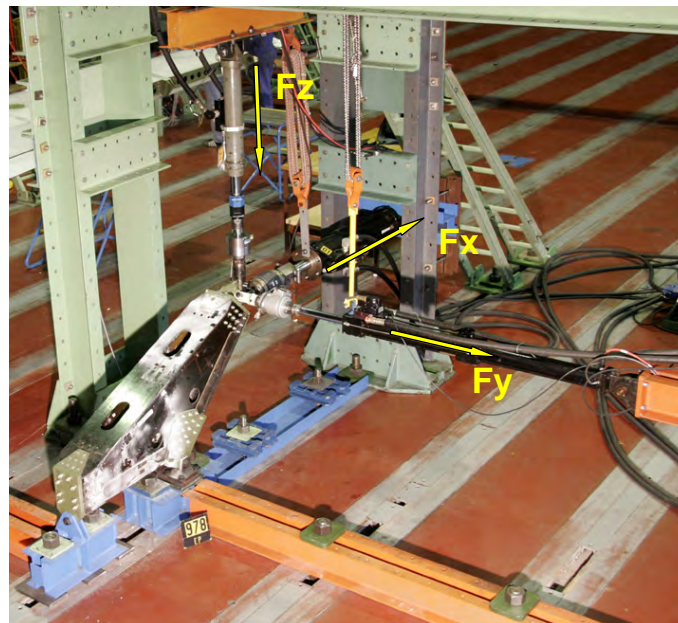
- Kompozitové křídlo dopravního letadla-
- Kompozitový trup dopravního letadla
- Kompozitové křídlo business jetu-obr. 1
- Kompozitový trup business jetu-obr. 2
- VZLU se podílel na zkouškách kompozitového křídla business jetu a zkoušce trupu business jetu –obr.



Obr. 1 Zkouška kompozitového křídla



Obr. 2 Příprava zkoušky trupu bussines jetu



Obr. 4 Zkouška demonstrátoru nosiče

**Mojo (Modular Joints for Composite Aircraft Components)**

Nový modulární systém lepených spojů založený na nových výrobních technologiích včetně proplétání ve 3D, NCF (non-crimp-fabric composites), suché zipy, všívání a vzájemné porovnání různých řešení pro profily Pi, H, T a L obr. 3.

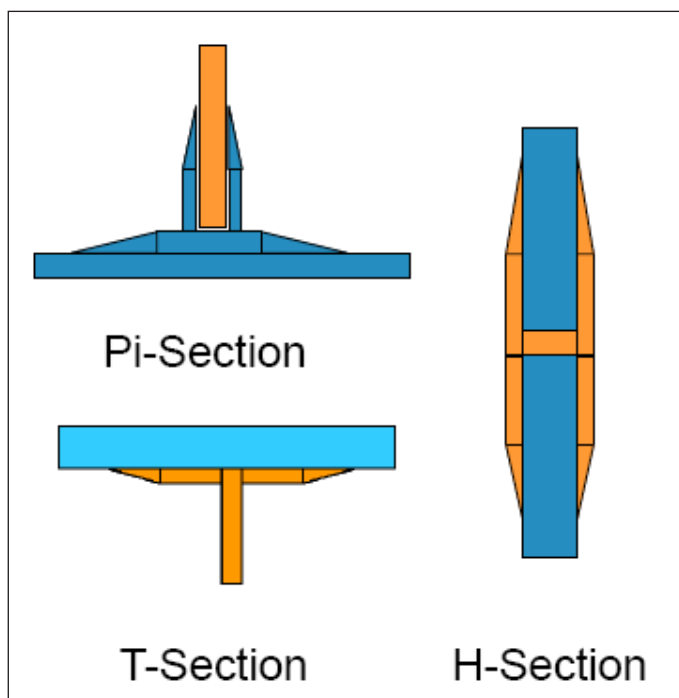


VZLU se podílel na projektu zkoušce vzorků jednotlivých lepených spojů a závěrečnou statickou a únavovou zkouškou demonstrátoru nosiče klapky - obr. 4.

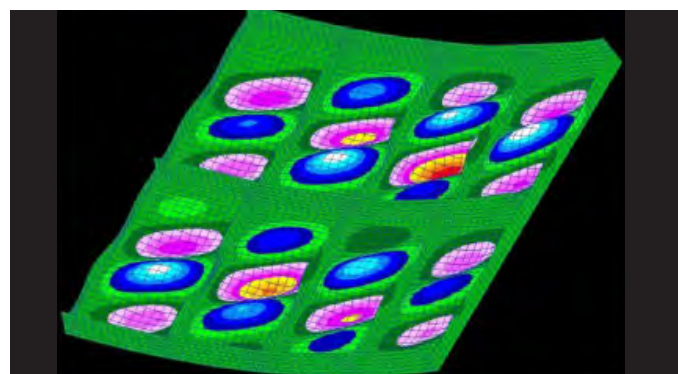


**CESAR (Cost Effective small Aircraft)**

VZLU jako koordinátor projektu se podílel na více úkolech, z nichž některé se vztahovaly ke kompozitům – výpočty a anlyzami, health monitoringem konstrukcí a zkouškami-obr. 5 a 6.



Obr. 3 Tvary uvažovaných profilů



Obr. 5 FEM analyse of composite panel buckling



Obr. 6 Statická zkouška demonstrátoru křídla



### IMAC-PRO (Industrialization of manufacturing technologies for composite profiles for aerospace applications)

Primárním cílem projektu je vývoj úplného integrovaného postup procesů pro nízkonákladovou sériovou výrobu různých leteckých podélníkových profilů CFRP. Předpokládá se výroba ve dvou krocích – výroba preformy a infiltrace/vytvzení. Projekt je soustředěn na složité geometrie profilů s proměnnými průřezy, jedno nebo vícenásobnými křivostmi a integrovanými oblastmi pro zavádění sil obr. 7 a 8. VZLU se bude podílet na projektu zkouškami vzorků a elementů.



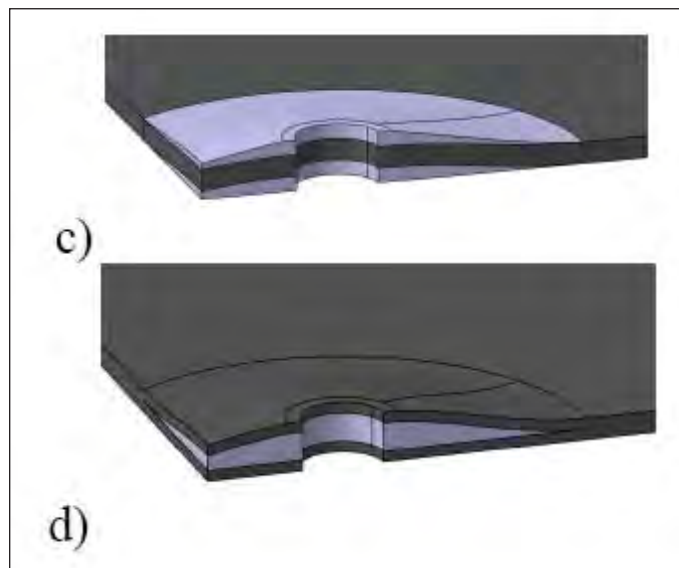
Obr. 7 Jednosměrné ovíjení JF-nosníku



Obr. 8 Preforma JF-nosníku

### CERFAC Cost effective Reinforcement of Fastner Areas in Composites

Cílem projektu je vytvoření katalogu řešení vyztužených oblastí v okolních otvorech pro spojovací díly – děr pro šrouby nebo okrajů přinášející lehčí, pevnější a konstrukce damage tolerant. Metody analýzy předpovědi a techniky optimalizace podpořené rozsáhlými zkouškami umožní levná a lehká řešení. Uvažuje se použití nové generace preforem z 3D tkanin, použití záplat a doplňků apod obr. 9. VZLU se bude podílet na zkouškách jednotlivých řešení.



Obr. 9 Provedení zpevňujících vložek



**AUTOW**

### PROJEKT AUTOW

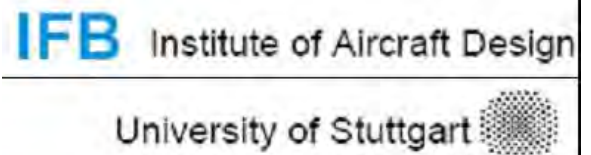
#### Automated preform Fabrication by Dry Tow Placement

Poslední z výše uvedených projektů s participací VZLÚ je projekt AUTOW, který probíhal v letech 2007 – 2010. Účelem tohoto výzkumného programu bylo vyvinout novou univerzální metodu pro automatickou výrobu preforem pokládáním suchého pásu uhlíkových vláken.

#### Partneři

Partnery v tomto projektu byli:





### Cíl projektu

Současně používaná technika jak již bylo uvedeno je drahá, časově náročná a má další omezení. Prepregové materiály mají vysoké pořizovací a skladovací náklady.

Dále v průměru 30 % materiálu se odstraní při fázi pokládání. Autoklávová technologie vyžaduje složité vybavení a rozsáhlou obsluhu. Nová technika výroby preformy metodou automatického pokládání suchého páska následované injektáží pryskyřice LCM (Liquid Composite Moulding) a vytvrzením snižuje čas a náklady na výrobu. To umožní efektivní a přesnou výrobu komplexnějších preform.

Technologie Preforma/LCM používá levnější materiály a má mnohem menší odpad materiálu. Používá jednodušší nástrojové vybavení a levnější zpracování. Preformy ze suchých vláken umožňují složitější tvary a lze kombinací s vhodnými vložkami před injektáží a vytvrzením dosáhnout vyšší integrace dílů a tím snížení nákladů na montáž. Chyby lze opravit snadněji a rozměry po vytvrzení zůstanou přesné což opět zjednodušuje montáž.

Pokroku lze dosáhnout využitím existující schopnosti automatického ovíjení pro pre-impregnované materiály (pregregy) se schopností kladení suchých pásek vláken umožňující výrobu složitých preform. Takovou metodou lze dosáhnout 40 % úspor oproti současné technologii Obr. 10.

**Komplexnost požadavků na vývoj této nové technologie spočívá v nutném multi-disciplinárním přístupu úpravy, vývoje, a výzkumu v těchto bodech:**

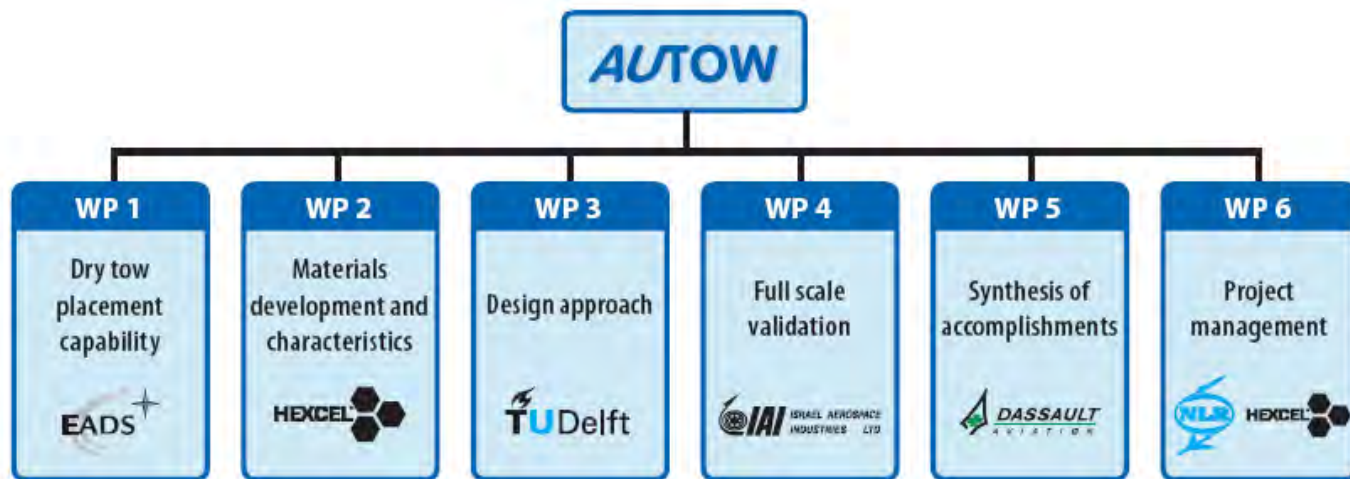
- schopnost stroje
- formát materiálu
- popis procesu
- integrovaný inženýrský přístup konstrukce



Obr. 10 Výroba preformy automatickým pokládáním suché pásky vláken

### Struktura projektu

Multidisciplinární postup řešení projektu byl rozdělen do šesti pracovních bloků – Work Package WP1 – WP 6 Jejich náplň s uvedením jejich leaderů je na Obr. 11.



Organisation of the AUTOW project showing the 6 Work Packages and WP Leaders

Obr. 11 Náplň pracovních bloků se jmény leaderů

Vztahy mezi jednotlivými definovanými úkoly pracovních bloků a jejich návaznosti jsou uvedeny na Obr. 12

AUTOW Proposal no. 030771- Annex I, Description of Work Rev-2 20/11/2009 Page 38 of 81  
7.3 Graphical representation of work packages

The Pert chart shows the relationship between the various types of tasks, in a general flow from the left to the right. Note, that the initial activities in WP1 machine, WP2 materials, WP3 design approach, and WP4 validation will be intensively coordinated, as the widely ranging expertise of the partners will have to be exchanged in great detail to take many initial decisions regarding the onset of the various multi-disciplinary and interrelated developments

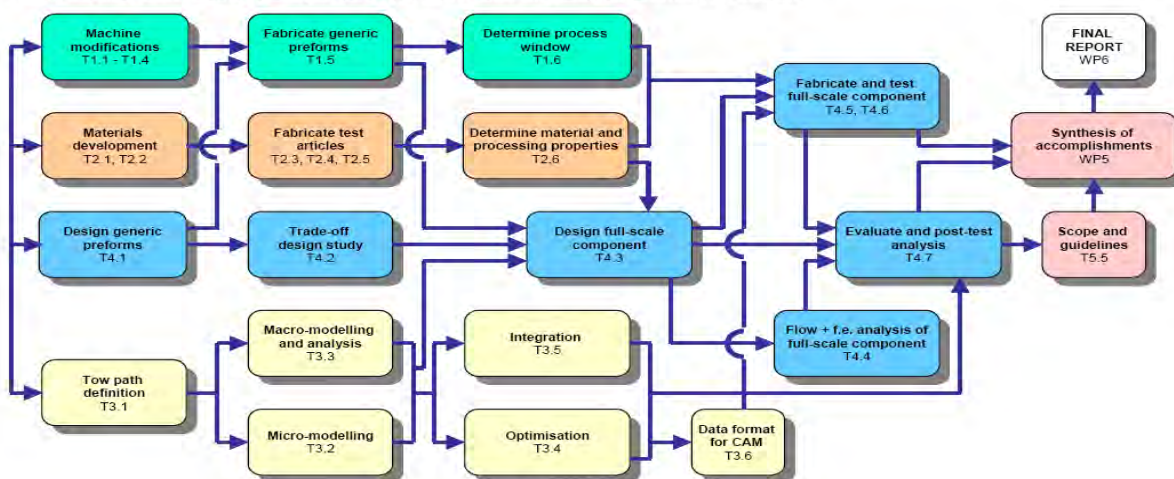


Figure 14 PERT Chart AUTOW

Obr. 12 PERT chart projektu -úkony pracovních bloků a jejich návaznosti

### Účast VZLÚ

Náplň pracovního bloku WP 2 byl vývoj materiálu a jeho charakteristika. Dílčí úkol

- 2.3 tvořily zkoušky těles, odebraných z desek materiálu různých konfigurací, jejichž realizace proběhla ve zkušební skupiny MTN útvaru 3200 VZLÚ.
- Pracovní blok WP 4 tvořilo hodnocení parametrů součásti vyrobené vyvinutou technologií v plném měřítku. Konkrétně úkolem 4.6 byla pevnostní zkouška této součásti realizovaná ve VZLÚ.

### Zkoušky vzorků materiálů

Ve VZLÚ byly realizovány tyto zkoušky:

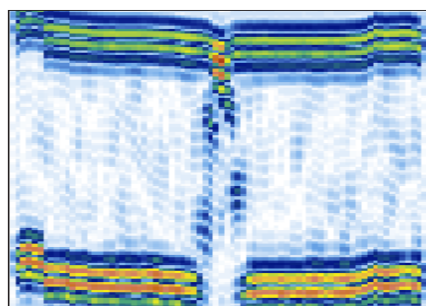
- CAI - Compression after impact –zkoušky impaktovaných těles namáhaných tlakem
- Tension and Compression modulus stanovení modulu pružnosti v tahu a tlaku
- ILSS - Interlaminar Shear Strength stanovení interlaminární pevnosti ve smyku.

**CAI - zkoušky impaktovaných těles namáhaných tlakem**

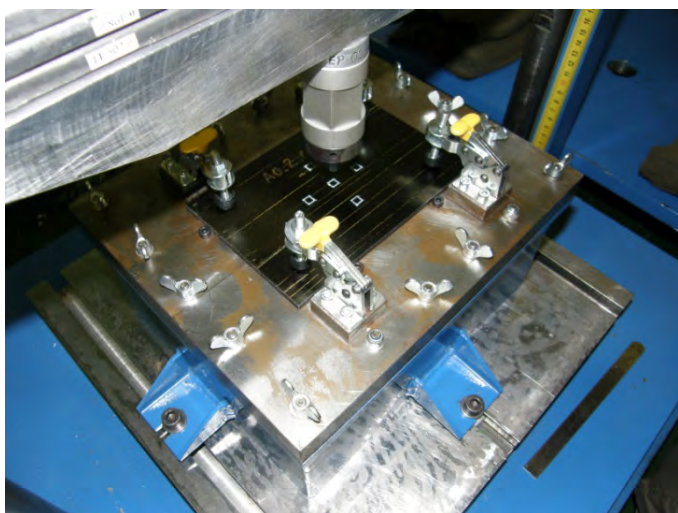
Metoda hodnocení odezvy materiálu na impakt se specifickou sadou parametrů, která umožňuje vzájemné porovnání materiálů. Metoda je definována specifikací AITM -1-0010 Airbus Test Method specification Fibre Reinforced Plastics Determination of Compression Strength after Impact [1].

**Pro stanovení odolnosti k impaktu by mělo být zkoušeno nejprve 12 vzorků postup při zkoušce je tento:**

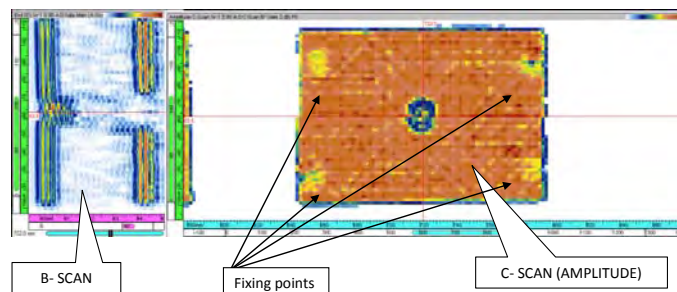
- Měření rozměru vzorků ve v více místech dle stanoveného klíče (3,80x100x150)mm
- Impakt 12 vzorků s různými úrovněmi energie dopadu dle uvedeného postupu. Pro vytvoření impaktového poškození se používá zařízení, kde těleso s impaktorem s definovanou energií dopadu danou hmotností a výškou dopadá na zkušební těleso. Viz obr. 13 a obr. 14. Z naměřených hloubek důlků jednotlivých těles lze vyvést závislost pro stanovení energie dopadu odpovídající hloubce impaktového důlku 1 mm. Další materiály lze porovnávat pro tuto hodnotu, není-li stanoveno jinak.
- Ultrazvuková skenovací kontrola pro zjištění šířky a délky delaminované oblasti - obr. 15.
- Zkouška tlakem.



B- SCAN



Obr. 14 Detailní pohled na těleso v upínacím rámu stroje



Obr.15 Příklad interpretací výsledku ultrazvukové kontroly přístrojem Omniscan MX OMNI-P-PA 16128

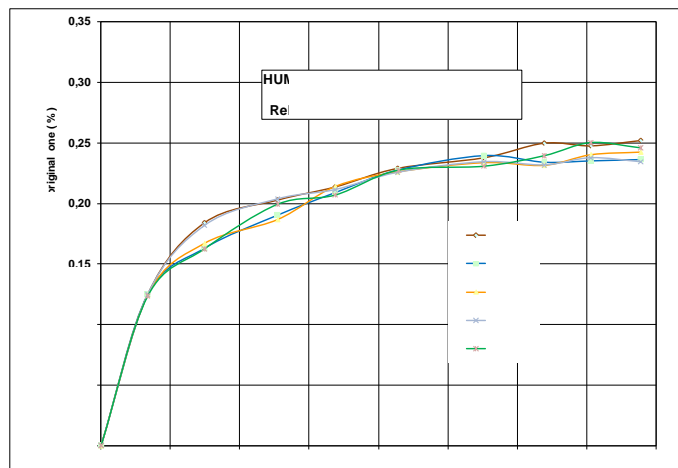


Obr. 13 Celkový pohled na padostroj - impaktor

První polovina těles byla zkoušena po impaktu v dodaném stavu a tělesa druhé poloviny byla vlhčena v klimatizační komoře při 70°C a vlhkosti 90 % do nasycení podle EN 28. Příklad záznamu vlhčení je na obr. 16.

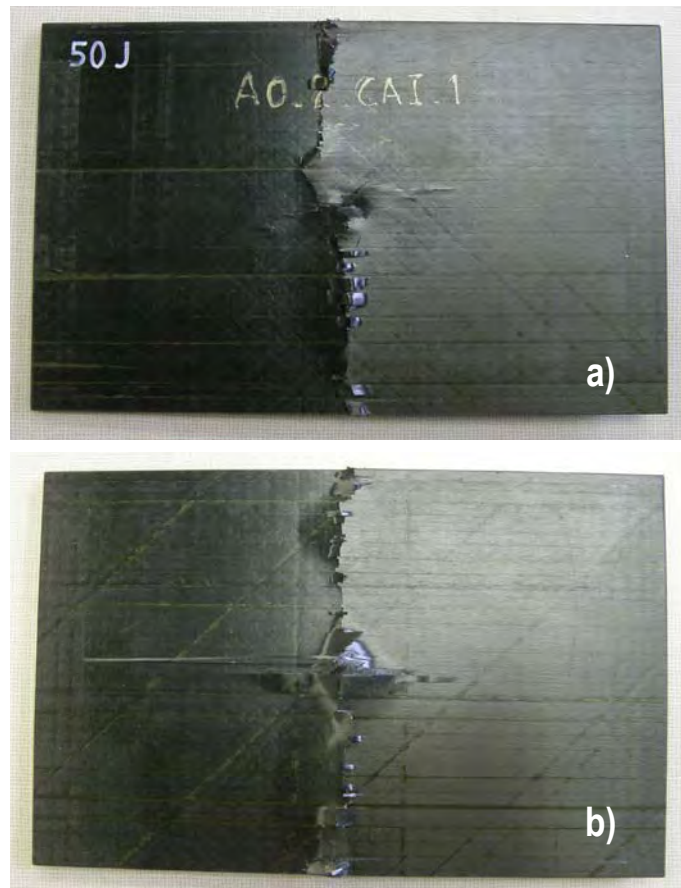


První polovina těles byla zkoušena po impaktu v dodaném stavu a tělesa druhé poloviny byla vlhčena v klimatizační komoře při 70°C a vlhkosti 90 % do nasycení podle EN 28. Příklad záznamu vlhčení je na obr. 16.



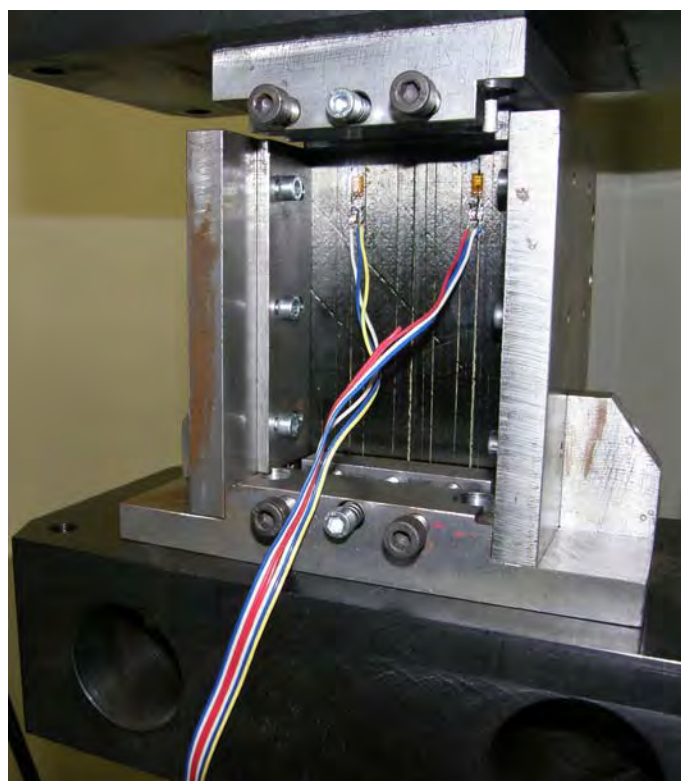
Obr. 16 Příklad záznamu vlhčení těles do nasycení

Zkoušky tlakem byly realizovány na hydraulickém stroji ve speciálních čelistech – obr. 17. Na obrázku jsou vidět nalepené tenzometry pro kontrolu symetrie zatěžování. Na obr. 18 jsou snímky tělesa pozkoušce.

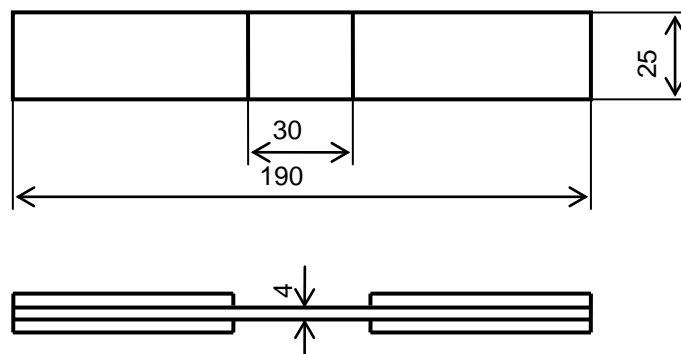


Obr. 18 Vzhled zkušebního tělesa z obou stran a), b) po zkoušce na tlak

### Tension and Compression modulus - stanovení modulu pružnosti v tahu a tlaku



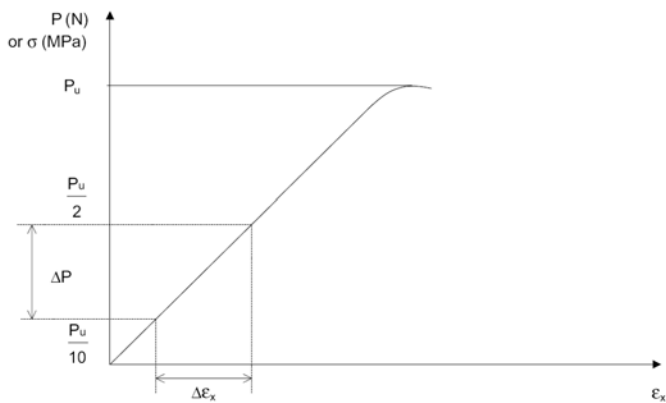
Obr. 17 Zkušební těleso v čelistech stroje pro zkoušku tlakem



Obr. 19 Zkušební těleso pro stanovení modulu pružnosti

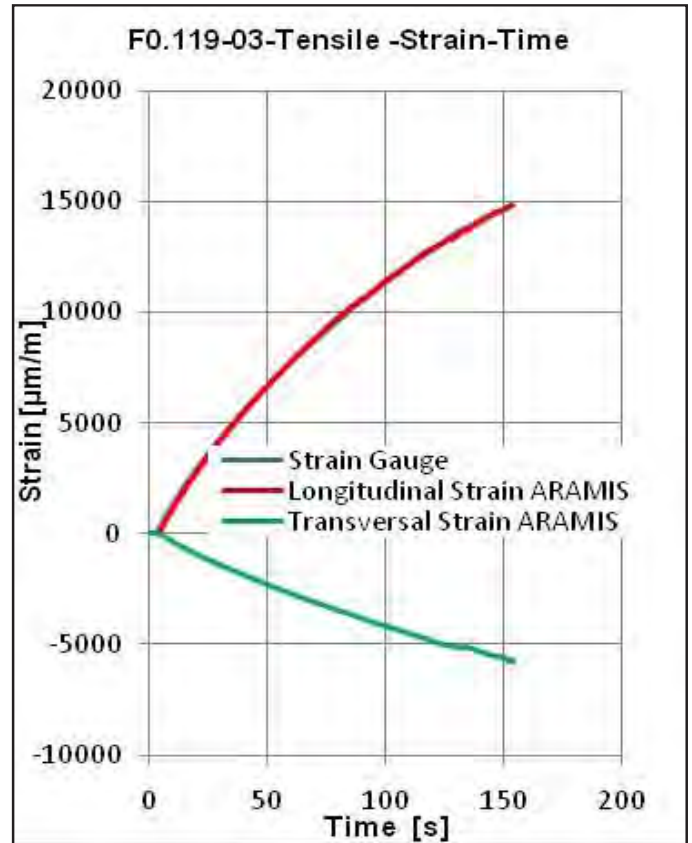
Součástí hodnocení mechanických vlastností materiálů je i stanovení modulů pružnosti v tahu i v tlaku.

Zkušební tělesa 25x150x 4mm – obr. 19- byla zkoušena v zatěžovacím stroji. Zatížení bylo snímáno siloměrem stroje. Deformace byla měřena dvěma tenzometry nalepenými na tělesa uprostřed na přední i zadní straně tělesa. Dále byla podélná i příčná deformace měřena na přední straně tělesa DIC přístrojem ARAMIS HS pro porovnání a pro stanovení Poissonova poměru. Příklad výsledků měření je na obr. 21 a 22. Způsob stanovení modulů podle směrnice Airbus Test Method AITM - 1-0007 [2] a (AITM 1-0008 [3]) je zřejmý z obr. 20.

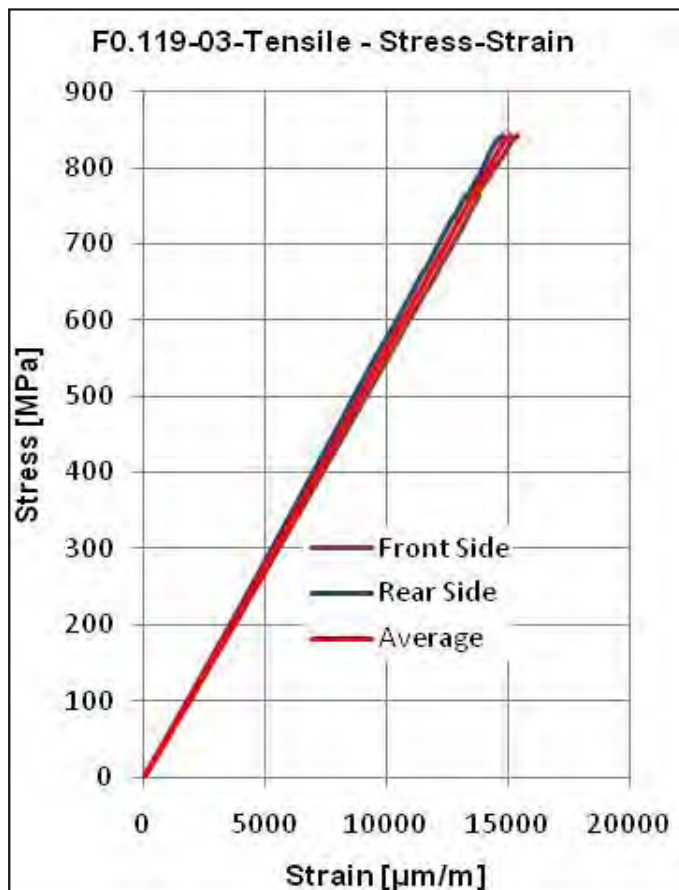


Obr.20 Napětí –deformace nebo síla deformace

Porovnání měřených hodnot deformací tenzometry a ARAMISEM jsou na obr. Vzhledy těles po poruše při zatěžování tahem a tlakem jsou na obr. 23 a 24.



Obr. 22 Porovnání měření tenzometrem a ARAMISEM na přední straně-tah



Obr. 21 Porovnání měření tenzometry na přední a zadní straně-tah

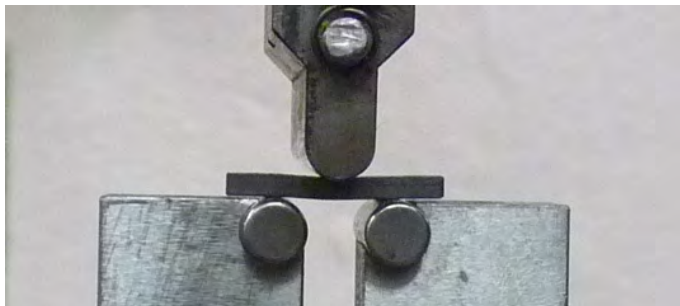


Obr. 23 Porucha v tlaku

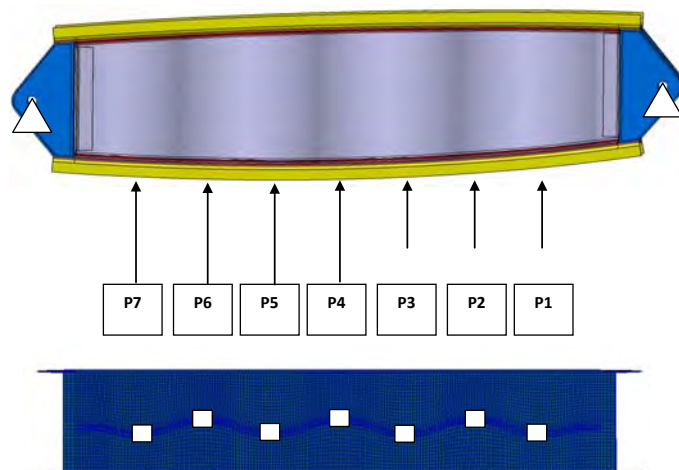


Obr.24 Porucha v tahu

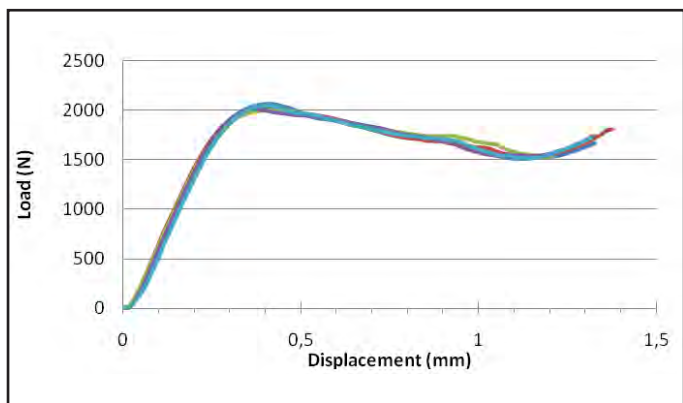
Porovnání měřených hodnot deformací tenzometry a ARAMISEM jsou na obr. Vzhledy těles po poruše při zatěžování tahem a tlakem jsou na obr. 23 a 24.



Obr. 25 Uspořádání zkoušky



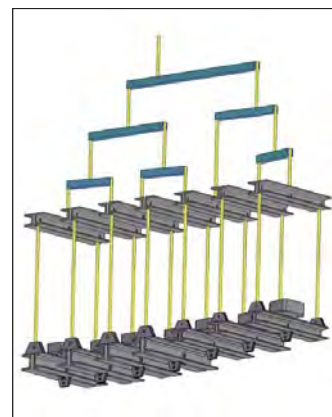
Obr. 28 Požadovaný způsob zatěžování



Obr. 26 Křivka síla- posunutí

Způsob zatěžování je na obr. 28. Průběh zatěžování byl tento:

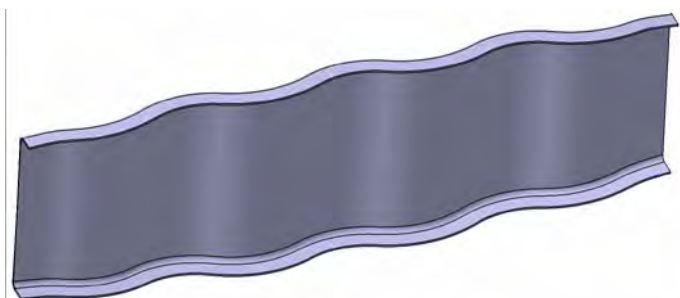
- předtížení – pro usazení systému a ověření tenzometrů na 30% LL (Limit Load) – provozní zatížení, odlehčení na 0% LL
- postupné zatěžování na 100% LL, pak odlehčení na 0% LL
- postupné zatěžování na 150% LL = 100% UL (Ultimate Load) - výpočtové zatížení, pak odlehčení na 0% LL
- postupné zatěžování do poruchy, pak odlehčení na 0% LL



Obr. 29 Zatěžovací systém

**Statická zkouška demonstrátoru vyrobeného vyvinutou technologií v plném měřítku.**

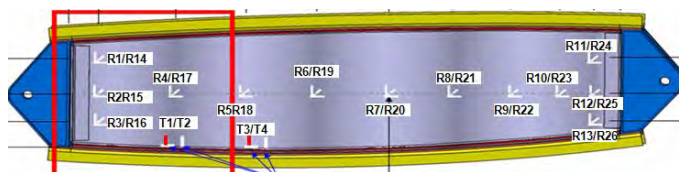
Pro závěrečné vyhodnocení výsledku projektu byla vybrána demonstrační součást vyrobená vyvinutou metodou – obr. 27a pro hodnocení dosažených parametrů byla ve VZLÚ realizována statická zkouška. Způsob zatěžování je uveden na obr. 28. Schema a fotografie zatěžovacího systému je na obr. 29.



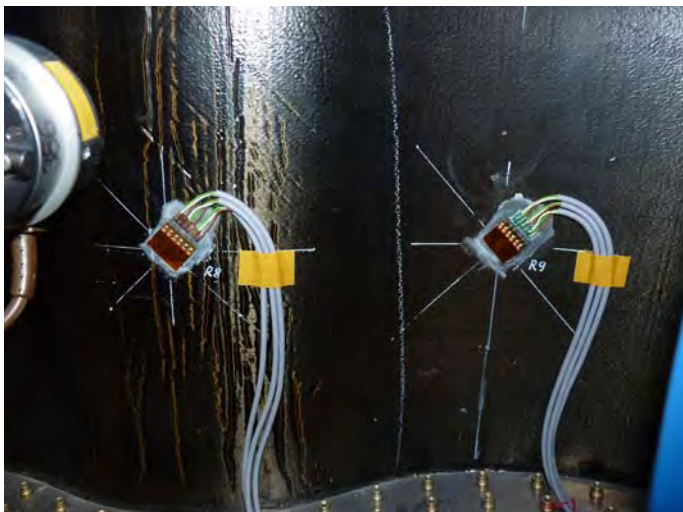
Obr. 27 Zvolený demonstrační díl

Odezva dílu na zatěžování byla měřena pomocí:

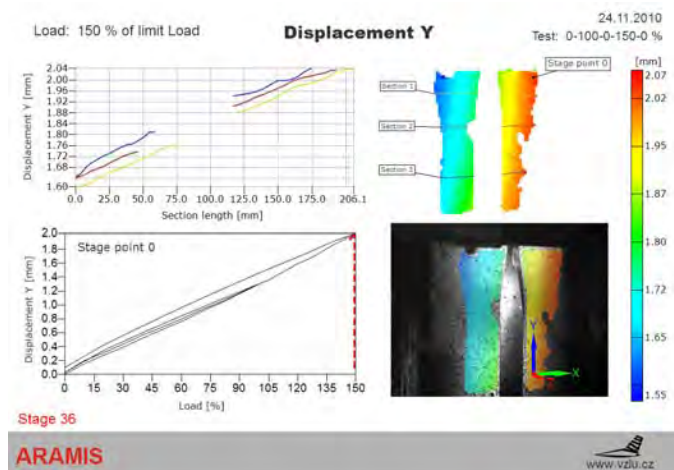
- tenzometrů a tenzometrických růžic - obr. 30 a 31
- snímačů posunutí v určených bodech – obr. 32
- bezdotykově optickým DIC systémem ARAMIS – obr. 33



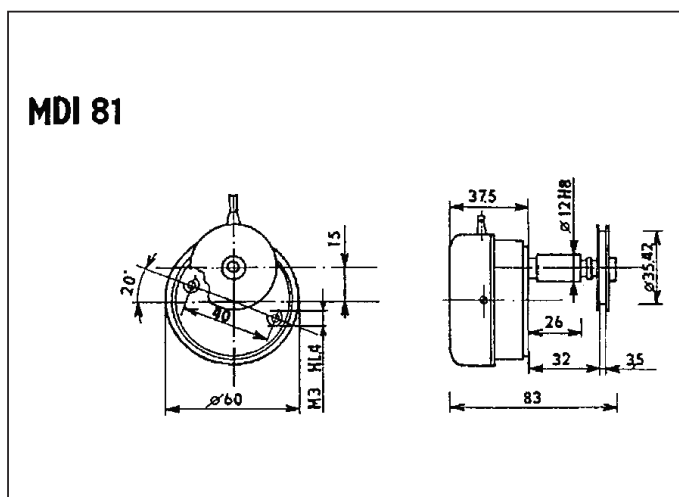
Obr. 30 Rozmístění tenzometrů a tenzometrických růžic na měřeném díle



Obr.31 Detail nalepených tenzometrických růžic



Deklarovaná pevnost demonstrátoru byla zkouškou potvrzena.



Obr. 32 Schéma snímače deformace MDI 81 a jejich umístění na měřeném objektu

#### Literatura:

- AITM-1-0010 Airbus Test Method specification Fibre Reinforced Plastics Determination of Compression Strength after Impact 2005-Published and distributed by AIRBUS S.A.S ENGINEERING DIRECTORATE 31707 BLAGNAC Cedex FRANCE
- AITM-1-0007 Airbus Test Method specification Fibre Reinforced Plastics Determination of Plain, Open Hole and Filled Hole Tensile Strength 2004-Published and distributed by AIRBUS S.A.S ENGINEERING DIRECTORATE 31707 BLAGNAC Cedex FRANCE
- AITM 1-0008 Airbus Test Method specification Fibre Reinforced Plastics Determination of Plain, Open Hole and Filled Hole Compression Strength. 2004-Published and distributed by AIRBUS S.A.S ENGINEERING DIRECTORATE 31707 BLAGNAC Cedex FRANCE
- ČSN EN 2563 Stanovení smykové pevnosti mezi vrstvami-Letectví a kosmonautika-Plasty vyztužené uhlíkovými vlákny-Jednosměrné kompozity-ČNI 1999

# Moderní vyztužené termoplasty v leteckých kompozitních sendvičových konstrukcích

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

Článek pojednává o sendvičových strukturách, které využívají výhradně termoplasty. Pozornost je nejdříve v přehledu věnována jednotlivým složkám, což jsou potahy, jádra a jejich spojení. Zdůrazněny jsou hlavně odlišnosti od dnes již klasických sendvičů termosetových a výhody, které termoplasty přináší. Podány jsou také informace o technologii přípravy sendvičových desek a i jejich zpracování do tvaru finálního dílu. Uvedeny jsou postupy, které jsou doporučovány dodavateli materiálů ale i vlastní zkušenosti z pracoviště autorů s ukázkou konkrétních výrobků.

## ÚVOD

Sendvičové struktury jsou používané v letectví již daleko dříve než kompozitní materiály. Avšak od nasazení kompozitních materiálů v letecké konstrukci se zde sendviče ještě více rozšířily z důvodů podobnosti technologických procesů. Jejich výhody, jako jsou vysoký moment setrvačnosti průřezu při nízké hmotnosti, tvarová stabilita a podobně, jsou dobře známé. Vedle tuhosti potahů má významný podíl na ohybové tuhosti desky také smyková tuhost jádra. Po celou dobu aplikace kompozitů s termosetovým pojivem však musely být překonávány nevýhody takových sendvičů. Těmi byly například vysoká pracnost výroby, hořlavost, nízká odolnost proti rázu, nízká pevnost spojení potahu s jádrem, obtížná recyklace apod. Většinu těchto nevýhod se daří eliminovat nasazením hi-tech termoplastů pro materiál jádra i pojiva potahů.

## DĚLENÍ TERMOPLASTOVÝCH SENDVIČŮ

Typy termoplastových sendvičů je možno třídit podle různých hledisek jako například podle materiálu a tvaru jádra, podle spojení jádra a potahů, podle technologie výroby apod.

### JÁDRA

Jádra podle tvaru můžeme rozdělit na hexagonální, tubulární a potom jádra z kontinuální fólie jako jsou například Foldcore, ThermHex a TorHex.

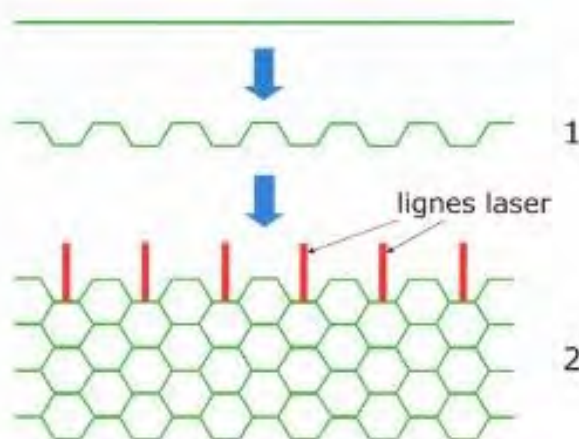
Materiálem jádra mohou být zvoleny termoplasty různé kategorie podle náročnosti použití. Polypropylen (PP) se používá pro pěny i voštiny a přináší jádra velmi dobré vlastnosti „damage tolerance“, rázové odolnosti a tlumení. Polyeterimid (PEI) je termoplast s relativně vysokou teplotou zpracování. Má velmi dobré parametry FST (fire, smoke, toxicity), které s velkou rezervou splňují současné limity předpisů pro letecké interiéry. Rovněž z tohoto termoplastu se vyrábějí voštiny i pěny. Polymetakrylimid (PMI) je materiál používaný pro výrobu pěny. Tato dobře známá pěna Rohacell firmy Röhm má ze všech termoplastových

pěn nejvyšší mechanické vlastnosti i teplotní odolnost.

Vedle těchto nejčastěji používaných termoplastů jsou to dále PE, PET, PS, PC, PA, PU, PVC, PPS, PEEK a další.

### Hexagonální jádro

Hexagonální voština je klasickým typem jádra. V termoplastové variantě ji dodává například Plasticell. Toto jádro používá pro průmyslové aplikace folie PE, PP, PET, PS, PVC a pro náročné aplikace fólie PEI, PPS a PEEK. Jádro se vyrábí narůstací metodou, kdy jednotlivé předtvořené pásy jsou spojovány laserovým svařováním.



Obr. 1 Narůstací metoda výroby hexagonální voštiny

### Tubulární jádro

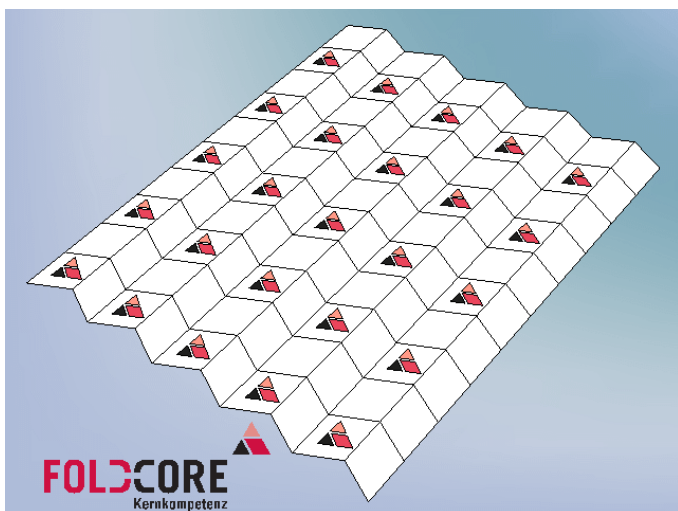
Tubulární jádro vyráběné firmou Tubus Bauer je složeno z extrudovaných trubiček, které jsou následně svařeny do hexagonálního uspořádání. Standardně se nabízí PP, PC a PEI.

### Jádro z kontinuální fólie

#### Foldcore

Foldcore je jádro, které má orientované stěny v šikmém směru, který

je vhodný pro přenos smykového zatížení. Jádru se vytváří z fólie jejím složením podle lomené osy s postupnou komprimací. Stupeň komprimace mění sklon stěny a také objemovou hmotnost jádra. Výrobce udává jako výhodu otevřený objem buněk, což eliminuje dlouhodobou koncentraci vlhkosti v jádře díky možné ventilaci.

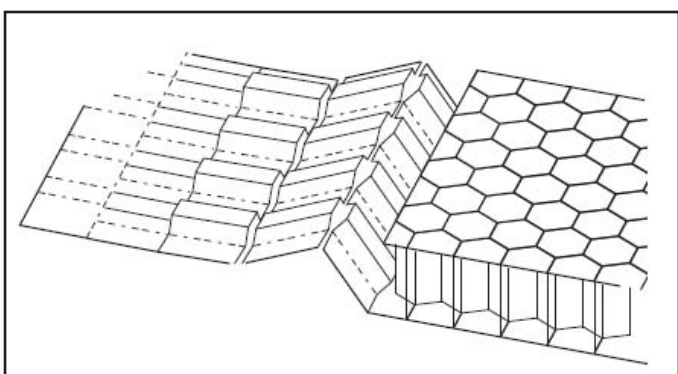


Obr.2 Foldcore jádro vytvořené složením termoplastické fólie

Opět se nabízí mnoho různých materiálových variant (PP, PC, PA, PU, PS, PET, PEEK).

#### ThermHex

Další varianty jádra ze souvislé fólie nabízí například firma Econcore opět v široké materiálové paletě.



Obr. 4 Tvorba jádra TorHex

Vakuovým formováním a následným skládáním se vytváří struktura podobná klasické hexagonální voštině s názvem ThermHex rychlostí až 8 m/minutu.

#### TorHex

Dalším typem jádra firmy Econcore je jádro TorHex, které se vytváří z polotovaru, jehož struktura je podobná klasické vlnité lepence. Tento polotovar se pak přetváří v místech podélně vedených řezů rychlostí až 50m/minutu.

## POTAHY

Matricí potahů je opět termoplast kategorie úměrné náročnosti aplikace. Typ jejich výztuže určuje možnost tváření do 2D nebo i 3D ploch.

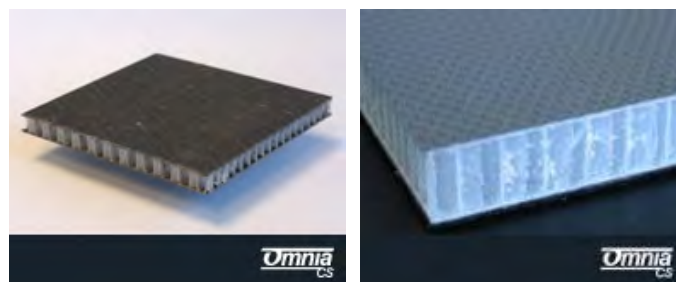
## SENDVIČOVÉ DESKY

Na trhu jsou nejen jednotlivé složky ale také hotové sendvičové desky, které se mohou dále zpracovávat. Jednak se mohou použít v rovném stavu a pouze vytvořit vhodnou technologii okraje a případně připravit body pro zavedení lokálních sil a jednak se mohou vytvářet prostorové struktury, čehož lze dosáhnout dvěma způsoby. Pokud se požaduje tvar složený z rovinných ploch, tak se používá buď lokální ohřev budoucí hrany a následný ohyb nebo lokální odřezování vnitřního potahu, nanesení tmelu a ohybu za studena. Tento druhý postup je známý z technologie termosetových sendvičů.

Pro termoplasty se v tomto směru však otevřela nová možnost, kterou je tváření za velmi specifických teplotních podmínek. Při tváření by měl být totiž potah ve stavu nad teplotou TG, zatímco jádro by mělo mít teplotu pod TG. Pokud nejsou dodrženy tyto podmínky, tak hrozí při tváření zhroucení jádra. Problém je tedy v tom, jak dosáhnout rozdílnou teplotu v potazích a v jádře, které jsou v přímém kontaktu a přitom je jejich tepelná kapacita velmi malá.

#### Sendvičové desky Omnia

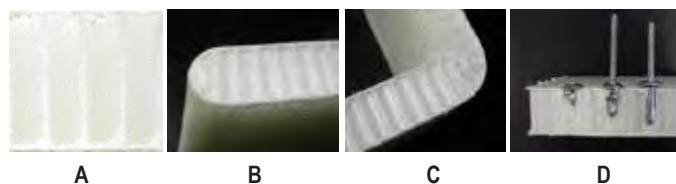
Jsou to sendvičové desky s voštinovým jádrem i potahy na bázi PP. Byly to první sendviče, které měly potahy s jádrem spojené bez lepidla pouze fúzí (svařením za tepla). To eliminuje riziko odlepení vlivem mechanického namáhání nebo například vlhkostí. Potahy mohou mít na vnějším povrchu dekorační nebo protiskluzovou úpravu.



Obr. 5 Ukázka sendvičových desek Omnia

#### Sendvičové desky MonoPan

Panely firmy Wihag s obchodním názvem MonoPan mají obdobnou skladbu jako Omnia. Je u nich propracována technologie vytváření ohybů a spojování. Jednak je možné desky svařovat a jednak použít mechanické spojovací prvky.



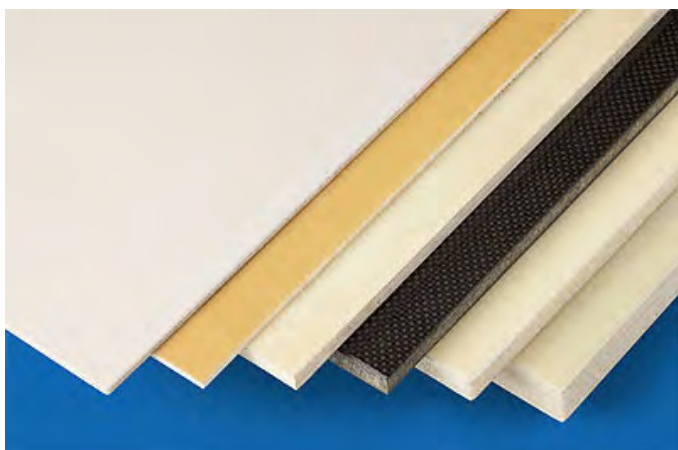
Obr. 6 A.Struktura sendvičové desky MonoPan / B. Zakončení okraje / C.Ohyb panelu / D. Jednostranný nýt v potahu v postupných fázích připevnění

Zajímavé je, že klasický jednostranný nýt v potahu přenesse osovou tahovou sílu 800 N a smykovou 1200 N, aniž by místo ve voštině pod nýtem bylo nějak vyplněno.

### Sendvičové desky FITS

Mezi sendvičové polotovary vyšší kategorie používané pro interiérové letecké díly patří typ FITS (Foamed In-situ Thermo-formable Sandwich) firmy FITS Technology Driebergen (Holandsko).

Jedná se o sendvič sestávající z potahů vyztužených skleněnou tkaninou a anizotropní pěnou v jádře. Matricí potahu i materiálem pěny je PEI. Pomocí speciální technologie je pěna při výrobě panelu vytvářena až mezi potahy, díky tomu je převažující orientace její struktury kolmá na potahy a je k nim připojena bez použití lepidla. Panel má opět velmi vysoké parametry FST. Výhoda sendvičů s pěnovým jádrem je v tom, že se na potahu nevyznačuje struktura voštiny, což se může zvyrazňovat zejména při tváření. Firma nabízí také propracovanou technologii na zakončování okrajů.



Obrázek 7. Různé typy panelů FITS

### Sendvičové desky Cetex System 3

Dalším typem sendvičového polotovaru je Cetex System 3 firmy TenCate. Jejich panel sestává z potahů vyztužených skleněnou nebo uhlíkovou tkaninou s pojivem PEI a tubulárního jádra od firmy Tubus Bauer. Spojení je zajištěno teplotavným foliovým lepidlem Sharnet SH4275 s teplotou tavení 110°C.



Obrázek 8. Řez dílem ze sendviče Cetex System 3

Oba posledně jmenované typy panelů jsou vhodné pro výrobu interiérových leteckých dílů. Vedle již zmíněných parametrů FST je jejich další velkou výhodou ve srovnání s klasickou prepregovou technologií

výroby sendvičů velmi krátký výrobní cyklus a vysoká houževnatost a rázová odolnost. Nevýhodou je zatím jejich vyšší cena a náročnější technologie tváření.

## APLIKACE TERMOPLASTOVÝCH SENDVIČŮ V LLV

Firma LLV prováděla technologické zkoušky s panely FITS i Cetex System 3. Jednotlivé operace jsou:

- 1) příprava vhodné velikosti polotovaru z panelu
- 2) ohřev polotovaru
- 3) vlastní tváření ve formě
- 4) ořez do finálního tvaru

Doba ohřevu a vlastní tvářecí operace je dlouhá přibližně 10 minut. V našem případě se jednalo o díl do skříně s elektronickým zařízením. Díl má po ploše rozdílnou tloušťku od 1 do 5 mm a je tvořen částečně nerovinnou plochou. Oproti běžně používané konstrukci například pro stropní zavazadlové schránky, kde se vyskytují nejčastěji rozvínutelné tvary sendvičů s konstantní tloušťkou, zde byly navíc dva technologické problémy spočívající v požadavku na plochu ve 3D a řízené lokální zborcení voštiny (tzv. crushed core). Řešení bylo nalezeno pomocí optimalizace tvaru dílu, procesních veličin tváření a konstrukce formy.



Obrázek 9. Díl zhotovený tvářením z Cetex System 3

## BUDOUCNOST TERMOPLASTOVÝCH SENDVIČŮ

Termoplastové sendviče jsou pro leteckou konstrukci velmi perspektivní zejména pro interiérové díly díky svým FST parametrům, houževnatosti a krátkým výrobním časům. Předpokládá se, že vyšší cena materiálu se bude postupně vyrovnávat s termosetovou variantou. Tuto prognózu potvrzuje také trend sledovaný v posledních letech, kdy vyztužené termoplasty mají v interiérech každý rok 20% nárůst.

### Literatura:

- Rozant O., Bourban P.-E., Manson J.-A. E. : Double-curvature forming of thermoplastic sandwich preforms, International SAM-PE Europe conference No20, Puteaux, FRANCE (13/04/1999)
- Firemní literatura dodavatelů Omnia, Foldcore, Econcore, Plasti-cell, Tubus Bauer, Wihag, FITS Technology, TenCate.

# Rychlá prototypová výroba dílů celokompozitního větroně

*Ing. Martin Pekař, HpH Sailplanes*

Na praktických příkladech z vývoje dvou typů větroňů jsou předvedeny postupy výroby prototypových dílů kompozitové konstrukce a jejich technologická náročnost vzhledem k době vzniku.

## ÚVOD

V roce 1989 byla založena společnost pod názvem Modelářský klub H+H. Později byl název společnosti i značka změněn na HPH, spol. s r.o. Společnost jako celek případně někteří zaměstnanci pracovali na mnoha zajímavých projektech. Například výroba prvního prototypu a náběhu sériové výroby DV-20 Katana. Dodávky dílů na větroň DG-800 či letoun Ruschmayer R-90.

V roce 1996 došlo k převzetí výroby větroně Glasflügel 304B a tím byly položeny základy vlastního vývoje a výroby větroňů.

Společnost Glasflügel představovala v roce 1982 největšího výrobce větroňů známého nejen v Německu, ale po celém světě. Za její existence bylo vyrobeno přibližně 1600 větroňů. Většina z nich do dnešní doby stále létá. Typy Libelle, Hornet, Mosquito, Kestrel patří mezi světové legendy oblíbené pro své výborné letové vlastnosti a jednoduchou údržbu. Větroň Glasflügel 304 byl posledním vyvinutým typem této německé společnosti.

Po převzetí výroby společností HPH byl původní větroň kategorie 15m FAI (304CZ) doplněn nástavci na 17.4m (304CZ-17). V dalším vývojovém kroku byla odstraněna vztaková klapka, doplněna vzdušná brzda typu SH a modifikován winglet, tak aby byly splněny omezení dané pro třídu Standard dle FAI (304C).

Dalším logickým krokem od původně zpracovávaných skelných vláken bylo využití vláken uhlíkových a aramidových. Změna technologie dovolila využití výkonnějších profilů a nových systémů pohonů. Základem nové generace větroňů se stal typ HPH 304 S – větroň o rozpětí 18m, který dosahuje klouzavosti nad 51. Zástavbou turbíny o tahu 400N byl vyvinut typ HPH 304S-JET, který umožňuje dolet větroně i po zhoršení termických podmínek. Zástavbou dvoutaktního motoru Solo 6525 a použitím pylonu s dvoulistou vrtulí byl vyvinut typ HPH 304MS, který umožňuje samostatný vzlet a stoupání.

Výrobní zaměření HPH nyní představují modely letadel pro výstavní a muzejní účely, výkonné kompozitové větroně, prototypová výroba pro všeobecné a sportovní letectví, CNC obrábění.

## PROTOTYPOVÁ VÝROBA VĚTRONĚ

Při vývoji nových koncepcí v letectví je často třeba navrhovat a měnit tvary různých dílů. Nejsložitější a zároveň nejnáročnější na dodržení požadované přesnosti tvarů jsou obvykle vnější povrchové díly, části trupu, křídla, ocasní plochy. Ruční výroba bývá v tomto případě velmi zdoluhavá a pomalá, protože přesnost tvarů a kvalita povrchu je naprosto prioritní. Vyrobene modely pak slouží k dalšímu vývoji draku letadla, ověřování zástavbových rozměrů, aerodynamických vlastností a v neposlední řadě k výrobě negativních forem pro výrobu sériových dílů. Ne vždy se však podaří navrhnout optimální tvar hned napoprvé. Například zkoušky v aerodynamickém tunelu objeví nezbytné změny, které bude třeba udělat, než bude možné díl použít. Takovéto změny nebývá jednoduché aplikovat, často to znamená vyrobit celý model znovu.

### Modifikace křídla MosquitoB

Pro srovnání s dále popsaným postupem rychlé výroby nástavce křídla větroně HPH 304S je možné uvést výrobu prototypu křídla původního větroně Glasflügel 304 v Německu (1980).

Glasflügel 304 byl následovníkem typu Mosquito B. Původní profil Mosquita B byl FX-67k150, tj. profil s relativní tloušťkou 15%, který byl poměrně citlivý na znečištění hmyzem. Tento byl nahrazen profilem HQ10-16.42. Nový profil byl méně citlivý ke znečištění náběžné hrany, zároveň umožnil posunutí a zkrácení přechodu z laminárního do turbulentního proudění a tím zlepšil výkony letadla (původní klouzavost 41.2 se zvýšila na 43). Kromě změny profilu byla u typu Glasflügel 304 mírně prodloužena a zešpičatěna před trupu.

Změna profilu křídla u prototypu Glasflügel 304 byla provedena stěrkováním tmelu na původní křídlo, jeho přebroušením podle šablon a přestříkáním polyesterovou svrchní barvou.

Celá změna představovala tři měsíce práce šesti lidí a původní prázdná hmotnost 240kg Mosquita B dosáhla bezmála 300 kg. Letovými měřeními pak byl potvrzen přínos zavedených změn a následně byla vyrobena negativní forma pro nové sériové křídlo Glasflügel 304.

### Rychlá výroba modelu nástavce křídla HPH 304S-20m

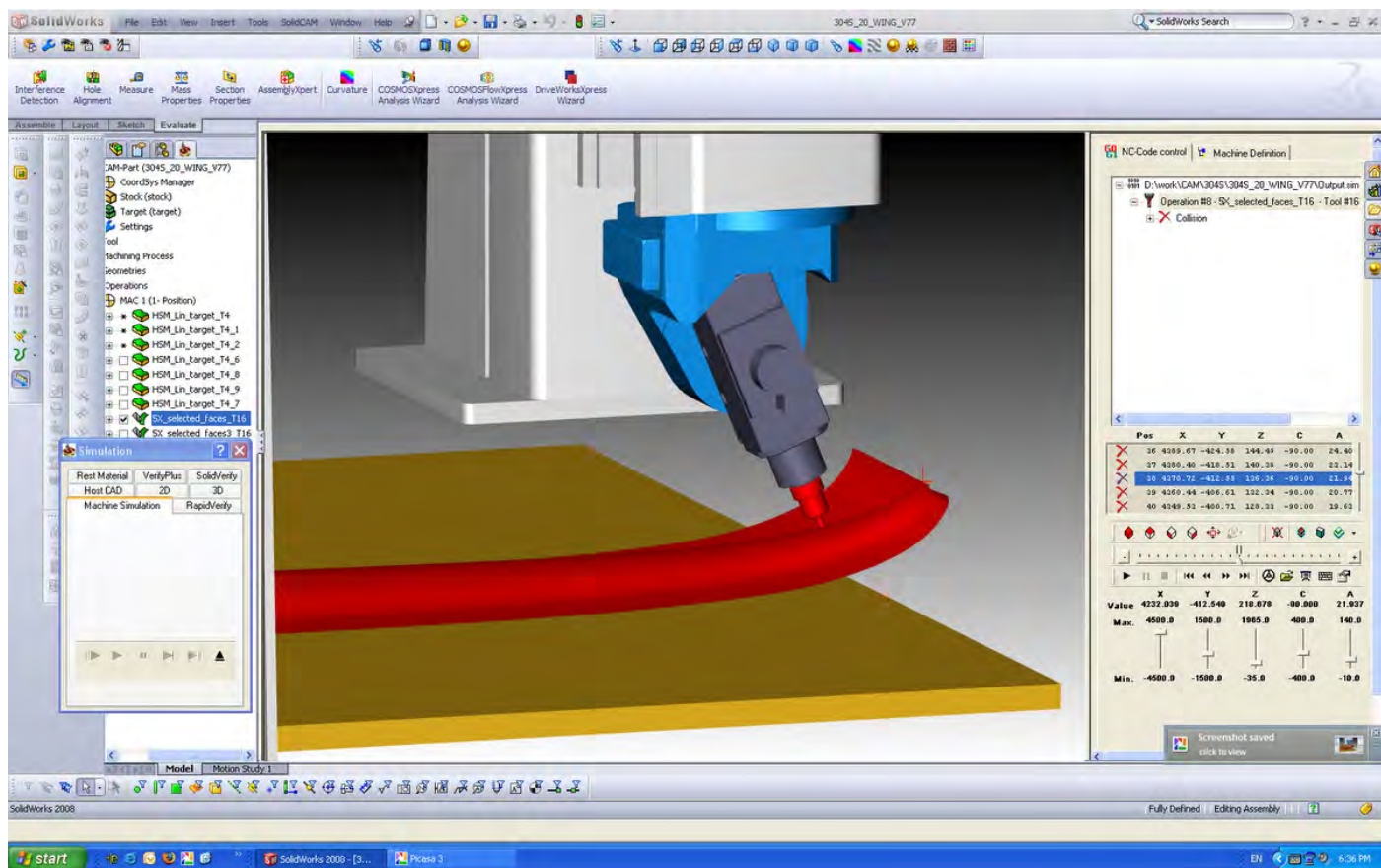
Křídlo základního modelu HPH 304S má rozpětí 18m, přičemž dělení křídla na centrální část a nástavec je skutečně 6m od osy symetrie letadla. Nový nástavec umožní zvýšení rozpětí na 20m a měl by zlepšit výkony letadla použitím profilu optimalizovaného pro nižší Reynoldsova čísla. Požadavkem na technologii výroby bylo zachování hmotnosti dílů srovnatelné s díly vyráběnými do negativní kompozito-



vé formy. Použití CNC technologie výrazným způsobem zkrátilo čas potřebný pro výrobu ověřovacích modelů a zvýšilo přesnost jejich tvarů. Model byl nejprve vytvořen v počítači a jeho tvar byl pak pomocí CNC obráběcího centra přenesen do lehké konstrukční pěny. Výhodou této pěny je její snadná obrobitelnost, nízká měrná hmotnost a tedy snadná manipulovatelnost s modelem a důležitá je i její nízká cena. Nevýhodou je její malá pevnost a vysoká poréznost. První nevýhoda předurčuje model nebo formu k jednorázovému použití, resp. k výrobě malého počtu kusů. Porézní povrch je potřeba „uzavřít“ povrchovým systémem, který umožňuje jemné broušení a leštění. Bez této povrchové úpravy by nebylo možno použít formu nebo model pro laminaci finálního výrobku.

**Výroba modelu nástavce křídla probíhala v těchto fázích:**

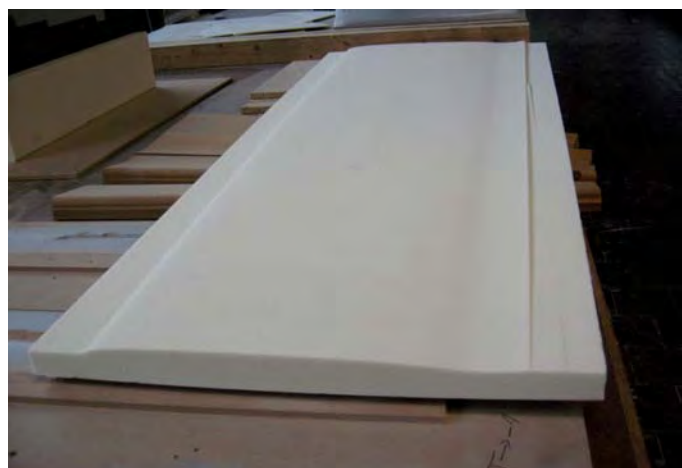
1. Příprava modelu v CAD/CAM systému (viz obr.1)
2. Frézování negativní formy spodního potahu + povrchová úprava (viz obr.2)
3. Frézování spodní plochy pěnového jádra modelu (viz obr.3)
4. Laminování spodního potahu do negativní formy (viz obr.4)
5. Vložení jádra do čerstvě vylaminovaného potahu
6. Vakuování a vytvrzení
7. Frézování horního tvaru pěnového jádra modelu (viz obr.5)
8. Laminování horního potahu modelu na pozitiv jádra
9. Vakuování a vytvrzení
10. Ořez frézou a vyjmutí modelu z formy
11. Povrchová úprava modelu (viz obr.6 a 7)



Obr. 1 Příprava modelu v CAD/CAM systému



Obr. 2 Frézování negativní formy spodního potahu



Obr. 3 Dolní plocha pěnového jádra modelu



Obr. 4 Laminování spodního potahu do negativní formy



Obr. 7 Konečná úprava modelu



Obr. 5 Frézování horního tvaru pěnového jádra modelu

## SHRNUTÍ

Byl vyroben model nástavce křídla v kvalitě použitelné pro aerodynamické zkoušky. Přímé porovnání pracnosti jednotlivých operací by bylo zavádějící, neboť u obou způsobů výroby modelu je postup jiný. Tento model byl vyroben během 10-ti dnů, což je výrazně kratší doba, než při použití běžné technologie výroby modelů. Tohoto výsledku bylo dosaženo díky použití CNC technologie.

### Literatura:

- Pekař M.: Rapid prototype- vývoj modelu nástavce křídla - zpráva k projektu FI-IM4/168 – Etapa 9 (Vývoj způsobu obrábění); Report No. T8-2009-E9, HPH spol. s r.o., Kutná Hora, 2009
- Hansen M.: Glasflügel 304 Musterunterlagen; Glasflügel, Lenningen, 1980



Obr. 6 Povrchová úprava modelu

# Experimentální měření ztráty stability kompozitních válců

Michal Mališ, Tomáš Urik, Jan Šplíchal, Jiří Záblatzký, VUT Brno

Článek popisuje realizaci zkoušek kompozitních válců zatížených tlakem. Věnuje se výrobě válců, přípravě vzorků i konstrukcím požitých přípravků. Předmětem zkoušek bylo změření tuhosti válce, síly při ztrátě stability a porovnání třech metod měření stlačení. Zkoušky byly provedeny na kompozitních válcích se skleněnou a uhlíkovou výztuží.

## ÚVOD

Fenomén ztráty stability je aktuálním tématem výzkumů problematiky stavby a návrhu leteckých konstrukcí od nepaměti. Dříve byl spojován s kovovými konstrukcemi, v současnosti je zásadní i v kompozitních konstrukcích. V posledních deseti letech byly realizovány grantové projekty [1], které řešily problematiku ztráty stability a stavu po ztrátě stability vyztužených panelů a válců z CFRP (uhlíkovými vlákny vyztuženého plastu). Jejich náplní dále bylo ověření kvality výrobní technologie, ověření a zpřesnění simulačních i optimalizačních metod pro návrh a predikci chování. Výsledky grantu otevřely cestu kompozitním materiálům pro použití na primárních konstrukcích v Evropě vyráběných velkokapacitních letounů.

Cílem práce bylo změření relevantních údajů za účelem následné validace výpočetních metod pracujících na bázi metody konečných prvků používaných při návrhu kompozitních konstrukcí. Ohniskem zájmu byly kompozity vyráběné nízkonákladovými výrobními technologiemi (ruční laminace, mokrý prepreg), které mají uplatnění v lehkých sportovních, popřípadě lehkých dopravních letounech. Produkce malých sportovních a malých dopravních letounů je nejpočetnější kategorií českého leteckého průmyslu.

Měřeny byly dva typy válců jeden z plastu vyztuženého uhlíkovými vlákny (CFRP) a plastu vyztuženém skleněnými vlákny (GFRP).

### Cílem měření bylo:

- Změření tuhosti válce (poměr mezi silou a stlačením válce)
- Stanovení síly při ztrátě stability
- Porovnání chování válců z různých materiálů (CFRP a GFRP)
- Porovnání chování válců po ztrátě stability (použito jen při měření fotogrammetrickým systémem Aramis)
- Porovnání třech metod měření posuvu (digitálním posuvoměrem, tenzometry a fotogrammetrickým systémem Aramis)

## VÝROBA VZORKŮ

Válce byly vyrobeny technologií ruční laminace prosycováním tkanin ve dvoudílné negativní formě a vytvrzováním pod vakuem. Před vyjmutím z formy byl válec zevnitř slepen jedním pruhem skleněné tkaniny. Předpokládaný objemový poměr byl 35%. Pro všechny válce byla použita stejná matrice - epoxid L-285 a tvrdidlo L-287. Konstrukce vzorku je na obrázku 2. Použité CFRP i GFRP měly podobnou konstrukci, shodný výrobní postup, členěný do devíti kroků a na měřených částech byly použity stejné gramáže tkanin (tabulka 2). Rozdíly mezi válci byly v materiálu, gramážích a počtech vrstev použitých na vyztužné lemy a slepy v dělicí rovině. Válce byly vyrobeny na zkušebně Leteckého ústavu podle postupu z tabulky 1.

Popis	Vlákno	Gramáž [g/m <sup>2</sup> ]	Vazba
Interglass 92110	E-Glass	163	Kepr 2/2
Interglass 92125	E-Glass	280	Kepr 2/2
Tkanina	E-Glass	40	Plátno
Uhlíková tkanina 160 g/m <sup>2</sup>	Carbon 3K 200 tex	160	Kepr 2/2
Uhlíková tkanina 200 g/m <sup>2</sup>	Carbon 6K 400 tex	200	Kepr 2/2

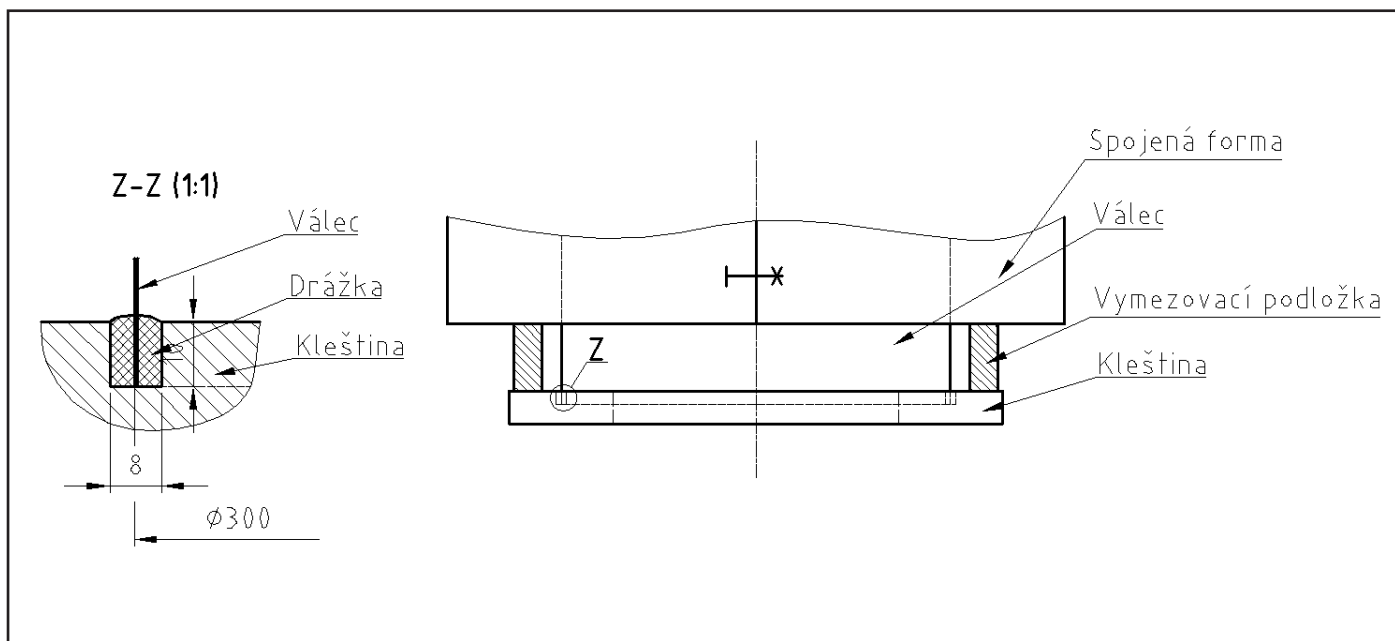
Tabulka 2. Použité tkaniny

Postup				
CFRP			GFRP	
Krok	Počet vrstev	Materiál	Počet vrstev	Materiál
<b>Krok 1</b>	Leštění a separace forem			
<b>Krok 2</b>	1	uhlíková tkanina 160 g/m <sup>2</sup> orientace ± 45°	1	92110 orientace ± 45°
<b>Krok 3</b>	1	uhlíková tkanina 160 g/m <sup>2</sup> orientace ± 0°/90°	1	92110 orientace 0°/90°
<b>Krok 4</b>	4	uhlíková tkanina 200 g/m <sup>2</sup> orientace ± 0°/90°	3	92125 orientace 0°/90°
<b>Krok 5</b>	Vakuování			
<b>Krok 6</b>	1	92110 orientace ± 45°	1	92110 orientace ± 45°
<b>Krok 7</b>	Vlepení první překližkové kleštiny pomocí forem válce			
<b>Krok 8</b>	Vlepení druhé kleštiny v zatěžovacím stroji			
<b>Krok 9</b>	1	92110 orientace ± 45°	1	skleněná tkanina 40g/m <sup>2</sup> 0°/90°

Tabulka 1. Výrobní postup – krok 4 výztužné lemy na okrajích válce, krok 6 je přelepení dělicí roviny zevnitř válce, krok 9 přelepení švu v dělicí rovině zvenku.

Čela válce byla vlepena do dřevěných kleštin, kterými bylo zatížení přenášeno ze zatěžovacího stroje na měřenou část kompozitního válce. Dřevěná kleština byla vyřezaná z 25 mm tlusté překližky. Měla tvar mezikruží s vnitřním průměrem 210 mm a vnějším 380 mm. Do kleštiny byla vysoustružena drážka šířky 8 mm a hloubky 10 mm (obrázek 1). Osa drážky měla průměr rovný průměru válce 300 mm. Do drážek byl válec zalepen zahuštěným epoxidem (zahušťovadlo drcená bavlna + aerosil). Na kleštiny byl kladen požadavek, aby jejich rovina byla kolmá na osu válce. V případě nepřesností by zatížení nebylo čistě

tlakové, vznikala by přídavná nesymetrická zatížení a docházelo by ke snížení síly při ztrátě stability. Pro zafixování osy válce v poloze kolmé k rovině kleštiny při lepení byla použita čelní plocha formy a 3 přesné vymezovací podložky umístěné mezi kleštinou a čelem formy (obrázek 1). (Kolmost čela formy a osy válce byla zajištěna při frézování kopyta formy.) Druhá kleština byla k válci přilepena v přípravcích zatěžovacího stroje. Následně byla dělicí rovina zvenku přelepena jednou vrstvou skleněné tkaniny.

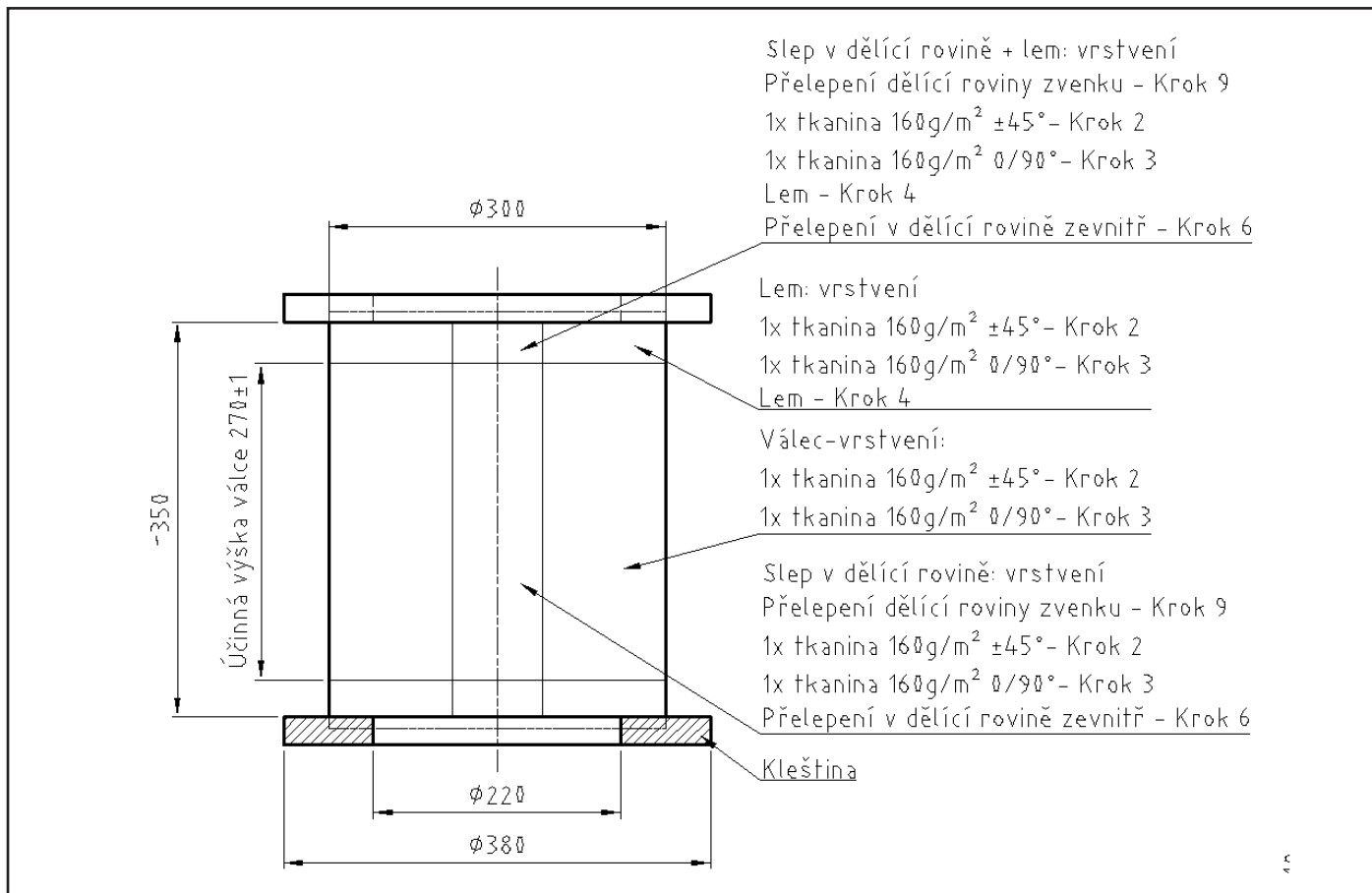


Obrázek 1. Schéma vlepení válce do kleštiny

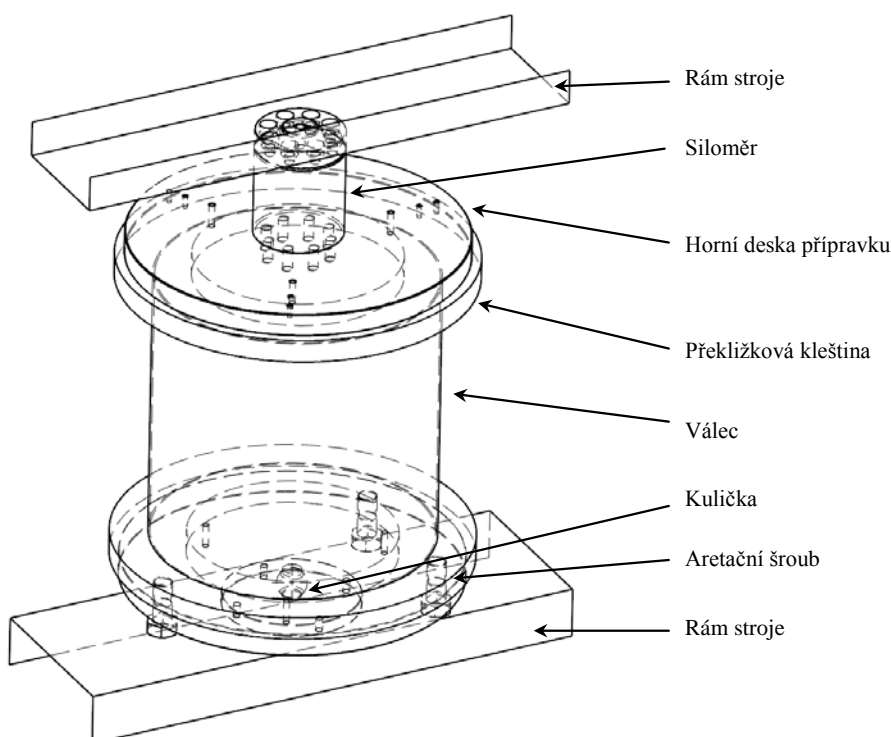
**Příprava měření**

Za účelem zkoušky byly vyrobeny deskové přípravky, které byly přišroubovány k zatěžovacímu stroji. Přípravek byl složen ze čtyř ocelových disků a součástí přípravku byl i siloměr. Spodní deska byla

k rámu stroje uložena sféricky pomocí ocelové kuličky a bylo možné ji nastavit, tak aby byla rovnoběžná s překližkovou kleštinou vzorku. Polohu spodní desky pak bylo možno zajistit třemi stavěcími šrouby k rámu stroje.



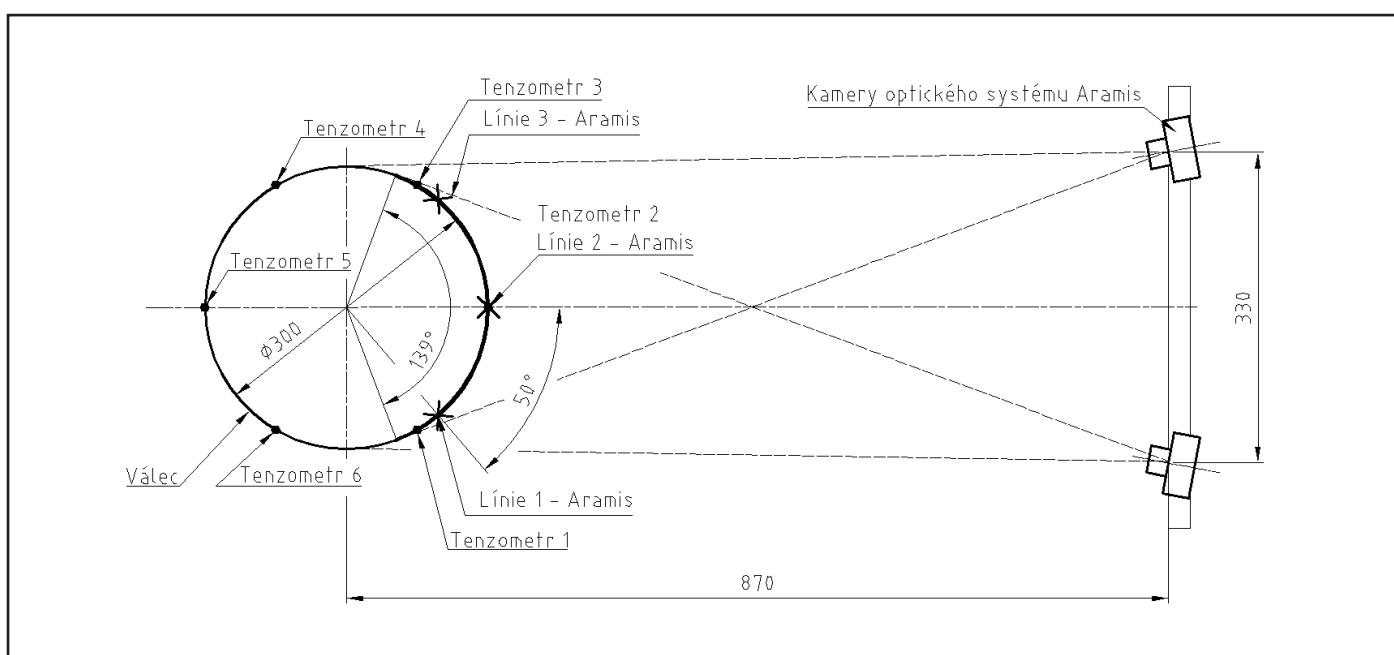
Obrázek 2. Konstrukce vzorku



Obrázek 3. Vzorek v přípravku zatěžovacího stroje.

Měření probíhalo na technologické zkušebně Leteckého ústavu. Hlavními měřenými údaji byla síla a stlačení válce (posunutí). Před každým měřením byla spodní deska seřízena, tak aby byla rovnoběžná se spodní překližkovou kleštinou. Bezprostředně po seřízení přípravku následovalo předzatížení válce, které eliminovalo pozvolný náběh změřené závislosti síly na posunutí. Předzatížení spočívalo v zatížení válce silou 2500N u CFRP válců a 500N u GFRP válců, zafixování dřevěných kleštin válce k zatěžovacím přípravkům stolařskými svěrkami a odlehčení válce. Pro všechna měření byla rychlost posuvu při 0.5 mm/min.

Fotogrammetrický systém Aramis s jednou kamerovou hlavou měl zorný úhel kamer cca 70° po obvodu válce. Posunutí měřené fotogrammetricky bylo vypsáno ve třech místech (liniích po výšce válce - obrázek 4 a 11-16), které byly dány zorným úhlem kamer. Pro systém je nutné, aby vyhodnocované místo bylo vidět oběma kamerami. Krajní body, mezi kterými byl vyhodnocován posuv, byly umístěny na válci co nejbližně dřevěným kleštinám a na vyztuženém lemu válce. Předpokladem bylo, že celkové posunutí bylo realizováno na účinné výšce válce (mezi vyztuženými lemy).



Obrázek 4. Rozmístění tenzometru po obvodu a vzájemná poloha s místy měření Aramisem.

Na válci bylo nalepeno 6 tenzometrů, které byly rozmístěny po obvodu ve vzájemné rozteči 60° (obrázek 4) v polovině výšky válce. Vyhodnocován byl záznam z tenzometrů jen do okamžiku ztráty stability – v lineární oblasti. Předpokladem při měření posuvu tenzometry bylo, že stlačení válce je realizována na účinné výšce válce  $270 \pm 1$ . Výsledná hodnota stlačení byla dopočítána vynásobením změřené hodnoty z tenzometru (v jednotkách  $[\mu\text{m}/\text{m}]$ ) účinnou výškou válce. Při měření digitálním posuvoměrem bylo použito jedno měřidlo. Hrot posuvoměru byl opřen o spodní stranu horní dřevěné kleštiny (obrázek 8a).

## TEORETICKÝ VÝPOČET TUHOSTI VÁLCE

Pro porovnání změřených tuhostí byla vypočítána teoretická tuhost válce (vztah 1). Plocha průřezu válce byla vypočítána z jeho obvodu

a tloušťky stěny. Tloušťka stěny válce odpovídala tloušťce vrstev při předpokládaném objemovém poměru 35%.

$$K = \frac{E_x \cdot S}{L} \quad (1)$$

K	[N/mm]	Tuhost válce
$E_x$	[MPa]	Modul pružnosti skladby válce ve směru zatížení
L	[mm]	Účinná výška válce
S	[mm <sup>2</sup> ]	Plocha průřezu válce

Inženýrské konstanty modulu pružnosti skladby válce (vztah 3) vychází z prvku A11 a A12 matice tuhosti skladby vypočítaných klasickou lamnatovou teorií[2]. Výpočet inženýrských konstant skladby kompozitu bylo provedeno pro předpokládané materiálové konstanty vrstvy (tabulka 3) převzatých z LBA (Spolkový úřad pro letectví)[3] pro kompozity vyráběné ruční laminací při objemovém poměru 35%.

Materiál	$E_{11}$ [MPa]	$E_{12}$ [MPa]	$G_{12}$ [MPa]	$\mu_{12}$ [MPa]	t [MPa]	q[g/m <sup>2</sup> ]
CFRP	39470	39470	1620	0.037	0.52	160
GFRP	16600	16600	3800	0.2	0.34	163

Tabulka 3: Použité materiálové konstanty

$$E_x = \frac{A_{11}(1 - \mu_{xy}\mu_{yx})}{t} \quad ; \quad \mu_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}} \quad ; \quad \mu_{yx} = \frac{A_{12}}{A_{11}} \quad (3,4,5)$$

Materiál válce	$E_x$ [MPa]	S [mm <sup>2</sup> ]	L [mm]	K [N/mm]
CFRP	27464	490	270	49851
GFRP	14133	320.4	285	15891

Tabulka 4: Výsledné inženýrské konstanty

## VÝSLEDKY MĚŘENÍ

Na válcích byly provedeny čtyři série měření, které se lišily typem materiálu válce a způsobem měření (tabulka 5).

	Materiál válce	Počet měřených válců	Typ měření posuvu	Počet opakování měření v sérii
Série 1	CFRP	2	Aramis+ tenzometry	4
Série 2	CFRP	2	Posuvoměr	5
Série 3	GFRP	1	Aramis	3
Série 4	GFRP	1	Posuvoměr	7

Tabulka 5: Seznam provedených měření, počty opakování a použité metody měření posuvu

Vyhodnocení záznamu bylo provedeno v systému Matlab. Podle výsledných průběhů byly vybrány tři hladiny zatížení, ve kterých byl vyčíslen posuv a následně dopočítána tuhost. Předpokladem bylo, že záznam síly pro jedno měření byl vždy jen jeden (posuvu bylo pro jedno měření několik), proto hodnoty posunutí při stejné hladině zatížení jsou zároveň hodnoty posunutí ve stejném časovém okamžiku. Vyhodnoceny byly tuhosti (poměr aktuální síly a příslušného posunutí) při výše uvedených působících silách, směrodatné odchylky a variační součinitele (poměr mezi směrodatnou odchylkou a střední hodnotou). Síla při ztrátě stability byla určována ze závislosti síly na čase. Vybrána byla hodnota při ztrátě únosnosti (skokovém poklesu síly).

### Série 1 - měření CFRP válců Aramisem a tenzometry

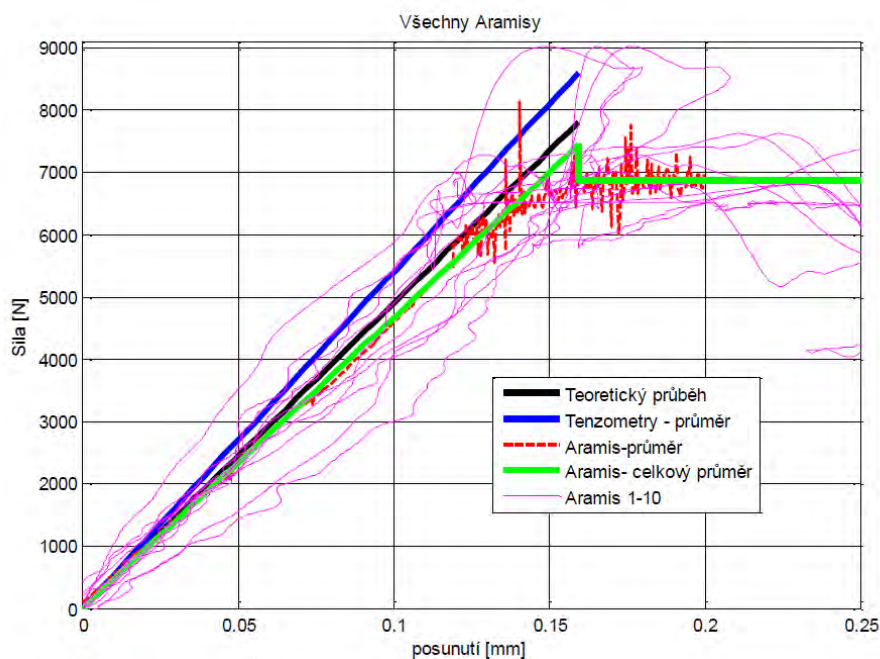
Ze všech průběhů síla – posunutí měřených Aramisem i tenzometry byly vypočítané průměrné průběhy (obrázek 5 a 6). Průměrný průběh z Aramisu byl dále na intervalu posunutí (0.02mm - 0.12mm) zprůměrován do jedné hodnoty tuhosti (zelená křivka na obrázku 5 a 6). Směrnice průměrného průběhu záznamů z tenzometrů byla stanovena z průměrných hodnot tuhosti ve vyhodnocovaných hladinách zatížení z tabulky 7.

	Měření Aramisem		
	Průměry tuhostí [N/mm]	Směrodatné odchylka tuhostí	Variační koeficient [%]
Tuhost při síle 2000 N	47766,4	12519,0	26,2
Tuhost při síle 4000 N	47617,1	10518,3	22,0
Tuhost při síle 5000 N	49894,4	8600,7	17,2

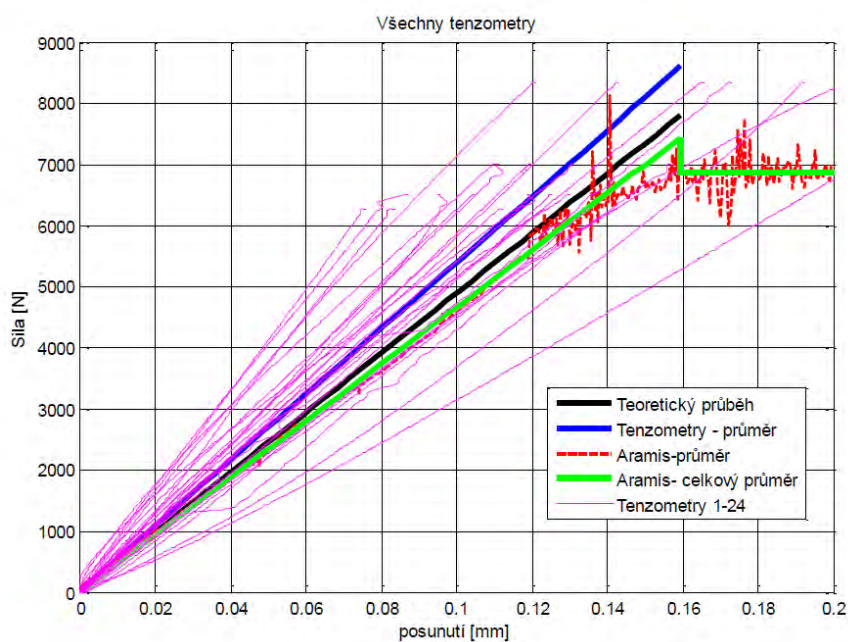
Tabulka 6: Vyhodnocení ze všech záznamů měření Aramisem

	Měření tenzometry		
	Průměry tuhostí [N/mm]	Směrodatné odchylka tuhostí	Variační koeficient [%]
Tuhost při síle 2000 N	57807,7	15498,4	26,8
Tuhost při síle 4000 N	56924,6	13009,2	22,8
Tuhost při síle 5000 N	56552,7	12723,7	22,4

Tabulka 7: Vyhodnocení ze všech záznamů měřených tenzometry



Obrázek 5: Průběhy všech zkoušek CFRP změřené Aramisem



Obrázek 6: Průběhy všech zkoušek CFRP změřené tenzometry

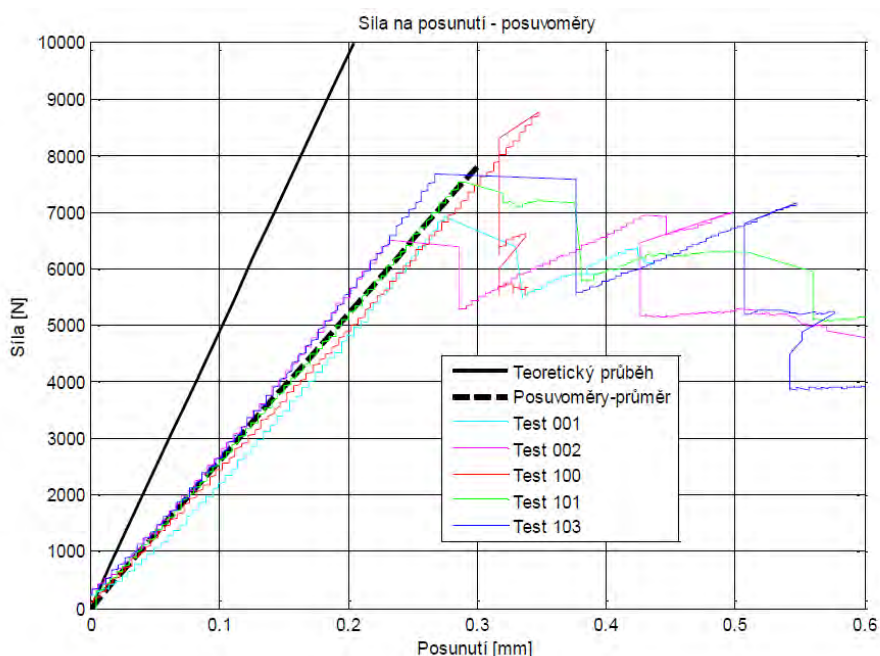


### Série 2 – měření CFRP válců digitální posuvoměrem

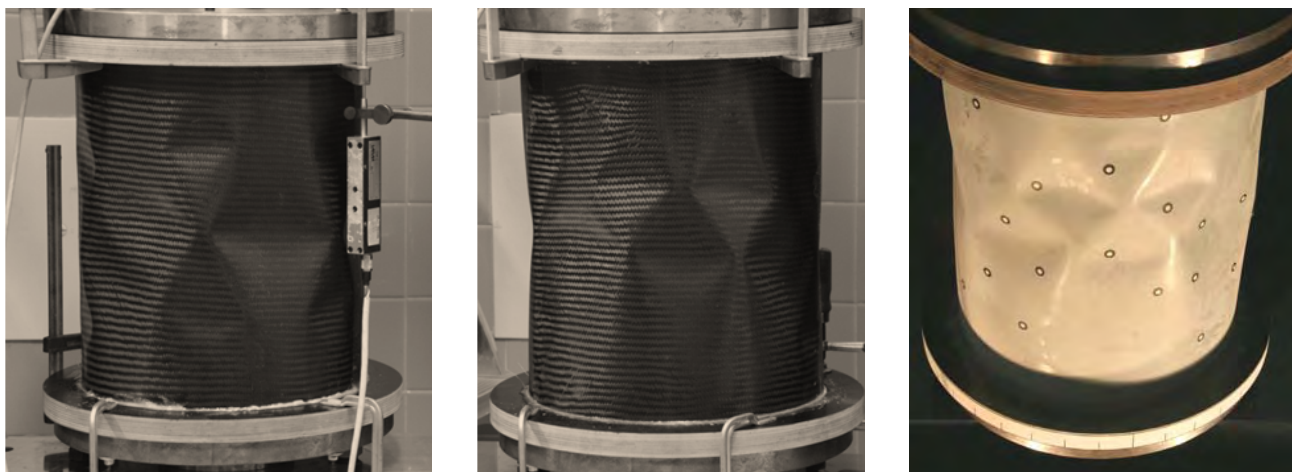
Hladiny zatížení pro vyhodnocení průběhů byly stanoveny při silách 3000N, 5000N, 7000N. Stejným způsobem jako v předešlých sériích byly dopočítány směrodatné odchylky a variační koeficienty pro zmíněné hladiny zatížení (tabulka 8). Průměrná tuhost uvedená v tabulce 10 byla vypočítaná z hodnot v tabulce 8.

	Statistika z měření digitálním posuvoměrem		
	Průměry tuhostí [N/mm]	Směrodatné odchylka tuhostí	Variační koeficient [%]
Tuhost při síle 2000 N	25031,8	2186,5	8,73
Tuhost při síle 4000 N	25587,4	1663,1	6,49
Tuhost při síle 5000 N	25886,4	1686,8	6,51

Tabulka 8: Statistika měření válců posuvoměry



Obrázek 7: Výsledné průběhy síly na posunutí



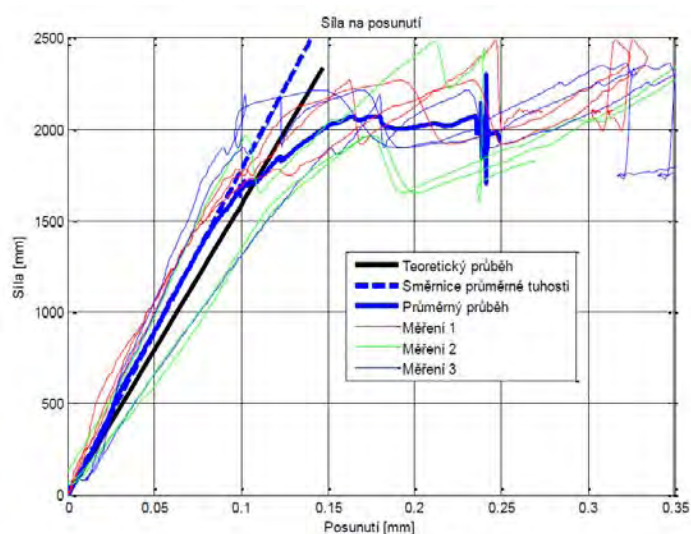
Obrázek 8: Formy ztrát stability měřených kompozitních válců

### Série 3 – měření GFRP Aramisem

Hladiny zatížení pro vyhodnocení třetí série byly stanoveny na 500N, 1000N a 1800N, ve kterých byly dále vyhodnoceny střední hodnoty tuhosti, směrodatné odchylky a variační koeficienty. Ze všech průběhů síla – posunutí měřených Aramisem byl vypočítán průměrný průběhy (obrázek 9).

	Statistika z měření posuvu Aramisem		
	Průměry tuhostí [N/mm]	Směrodatné odchylka tuhostí	Variační koeficient [%]
Hladina zatížení 500 N	19217,1	6081,3	22,1
Hladina zatížení 1000 N	18079,5	3997,0	31,6
Hladina zatížení 1800 N	16115,4	3658,0	22,6

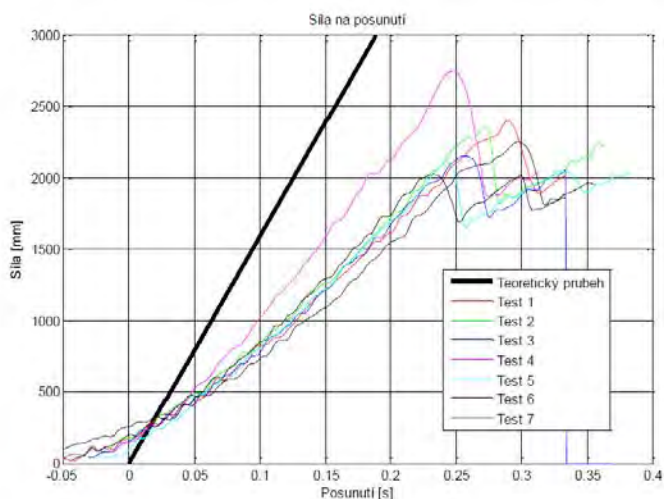
Tabulka 9: Statistika výsledných tuhostí



Obrázek 9: Průběhy síly na posunutí všech měření Aramisem a porovnání s průměrnými a teoretickými průběhy

### Série 4 – měření GFRP válců digitální posuvoměrem

Měření série 4 probíhalo v počátečních fázích projektu, kdy postup měření a vyhodnocení nebyl ještě řádně stanoven. V této sérii nebylo před měřením provedeno předzatížení, které se odrazilo v pozvolném náběhu tuhosti ve výsledných průbězích (obrázek 10). Vyhodnocení nebylo provedeno v hladinách jako v předcházejících sériích, ale v intervalu mezi zatíženími 500 N a 1500 N byla vypočítána tuhost. Jejich průměrná hodnota a poměr vztažený k teoretické hodnotě je uveden tabulce 10.



Obrázek 10: Průběhy síly na posunutí siloměrem a digitálním posuvoměrem, porovnání s průměrnými a teoretickými průběhy

## CHOVÁNÍ PO ZTRÁTĚ STABILITY A SHRNUTÍ MĚŘENÍ

Chování válce po ztrátě stability bylo vyhodnocováno jen z měření Aramisem. Na obrázcích 11-16 jsou fáze po ztrátě stability jednoho z měření válce z CFRP. Nutno zmínit, že probíhaly u každého měření jinak a ztráta stability nevznikala na celém obvodu rovnoměrně a současně. Z hlediska stability můžeme válec rozdělit do třech podoblastí. Dva zakřivené panely a šev v dělicí rovině. První stabilní poruchy nastávaly vždy na jednom ze dvou zakřivených panelů často ve formě pravidelných vln (obrázek 13). Pravidelný vzor byl také měření od měření jiný. Nejmarkantnější rozdíly byly v počtu vln po výšce válce. Zaznamenány byly poruchy s jednou a dvěma řadami vln (obrázek 8).

Po dalším nárůstu zatížení a ztrátě stability švu v dělicí rovině se vlny skokově přerozdělily do náhodného a nepravidelného uspořádání (obrázky 14 -16). Tento průběh po ztrátě stability platil pro válce z CFRP i GFRP.

V tabulce 10 je uvedeno celkové shrnutí výsledků a porovnání s teoretickými hodnotami.

	Série 1	Série 2	Série 3	Série 4
Síla při ztrátě stability – průměr pro všechna měření [N]	7440		2251	
Směrodatná odchylka	900		216	
Průměrná tuhost změřená Aramisem [N/mm]	46624	-	17804	-
Poměr mezi teoretickou tuhostí a celkovou průměrnou změřenou Aramisem [%]	6,47	-	12,04	-
Celková průměrná tuhost změřená tenzometry [N/mm]	57197	-	-	-
Poměr mezi teoretickou tuhostí a celkovou průměrnou změřenou tenzometry [%]	14,7	-	-	-
Průměrná tuhost změřená posuvoměrem [N/mm]	-	26027	-	8369
Poměr mezi teoretickou tuhostí a celkovou průměrnou změřenou posuvoměrem [%]	-	46,8	-	47,33

Tabulka 10: Celkové shrnutí dosažených výsledků

## DISKUZE

1. Změřené tuhosti válce závisely zejména na typu měření posuvu. Tuhosti měřené tenzometry a fotogrammetrickým systémem Aramis dávají odchylku 14,7 % resp. 6,47% u CFRP a 12,04% u GFRP vztaheno k teoretické a očekávané tuhosti válce. Vyšší tuhost naměřená tenzometry může být způsobena lokálně zvýšenou tuhostí válce. Na odstranění tohoto jevu by bylo potřeba použít více tenzometrů. V případě nalepení tenzometrů zevnitř válce by bylo možné měřit posunutí i po ztrátě stability.

2. Vedle uspokojivých výsledků průměrné tuhosti měřené Aramisem a tenzometry vykazují tyto metody vysoký rozptyl od průměrných hodnot 17-26% u Aramisu a 22-26% u tenzometrů pro válce z CFRP a 22-31% pro válce z GFRP. Výsledky měření tenzometry i Aramisem naznačují nutnost používání opakovaných testů a statistického vyhodnocení.

3. Měření Aramisem, zejména u válců z CFRP, vykazovalo neobvyklou nelinearitu v oblasti, kde lze předpokládat lineární závislosti (obrázek 5). Jev lze vysvětlit jednak nedokonalé připraveným měřením či vyhodnocením, nebo tyto průběhy na válci skutečně probíhají. Potom ukazují na proměnlivou tuhost po obvodu i po výšce válce. Ta může být způsobena přirozenými vadami ve struktuře kompozitu, které mají vliv na mechanické vlastnosti materiálu, dále pak nepřesnostmi v účinné výšce válce, která je dána přesností kladení výtuzných lemů na koncích válce. Pro odstranění tohoto jevu by bylo potřeba zpřesnění kladení tkanin při výrobě dalších válců a zvýšení tuhosti kleštín na koncích válce.

4. Měření posuvu posuvoměrem při použité architektuře zkoušky je pro vyčíslení tuhosti válce nedostatečné, ačkoliv přesnost samotného posuvoměru a rozptyl naměřených dat je dostatečný. Při měření byly posuvoměry opřeny o dřevěnou kleštinu válce, tudíž vyhodnocený záznam posunutí byl s jistotou jen záznam posunutí dřevěné kleštiny.

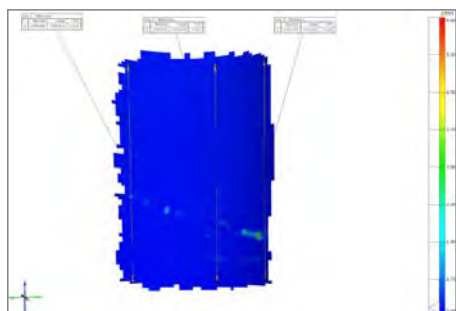
Předpokládáme - li, že skutečná hodnota stlačení více odpovídá teoretické hodnotě než změřené, znamená to, že mezi posuvoměrem a měřenou oblastí válce byly parazitní deformace, které úměrně zatěžovací síle zkreslily záznam posunutí. Poměr mezi teoretickou a změřenou tuhostí byl pro oba typy válců kolem 47%. V případě, že mezi kompozitním válcem a dřevěnou kleštinou probíhají parazitní deformace, dostáváme prostor pro kompenzaci nerovnoměrné tuhosti válce po obvodu, která byla změřena Aramisem. Pro odstranění tohoto jevu by byla potřeba změna konstrukce připojení válců k zatěžovacímu stroji.

5. Variační součinitel síly při ztrátě stability pro všechna měření byl 10-12%. Navíc chování po válce po ztrátě stability probíhalo při každém měření odlišně a stabilitní poruchy nastávaly nepravidelně po obvodu válce. V ideálním případě válce mají ztratit stabilitu v jednom okamžiku. Příčin může být několik: nerovnoměrně rozdělná tuhost kompozitu po obvodu i výšce válce kombinovaná s nedostatečně tuhými kleštinami, nerovnoměrné zatížení válce, popřípadě geometrické imperfekce (válcovitost, nerovnoběžnost kleštin). Pravděpodobně se bude jednat o kombinaci všech výše uvedených. Při dalších měření lze dále vyšetřovat i vliv rychlosti zatěžování na sílu při ztrátě stability.

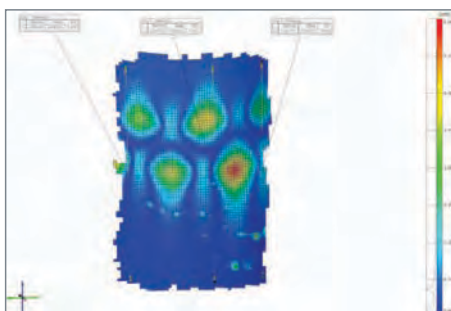
## ZÁVĚR

Měření ztráty stability válců prokázalo, že měření posuvu válce zatíženého tlakem při dané architektuře zkoušky a konstrukce válce je nutné bezprostředně na vyšetřovaném místě. V tomto ohledu se osvědčily bezkontaktní fotogrammetrické metody. Takto obdržená data se blíží teoretickým hodnotám lze s nimi následně pracovat.

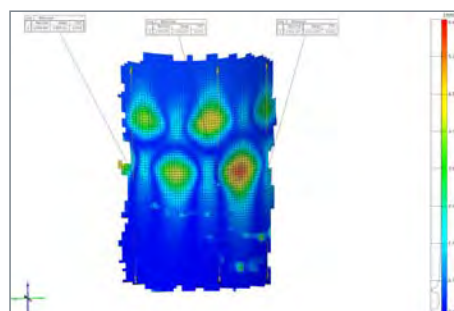
Změřená data budou následně použita pro validaci simulačních metod. Dlouhodobým záměrem na Leteckém ústavu VUT v Brně je vytvořit a ověřit postupy návrhu a pevnostních kontrol kompozitních leteckých konstrukcí vyráběných nízkonákladovými technologiemi, tak aby mohly být tyto konstrukce a technologie použity na vybraných částech primárních a sekundárních konstrukcí letounů kategorie CS-23. Ambicí v zájmu zvýšení konkurenceschopnosti českého leteckého průmyslu je otevřít cestu nízkonákladovým technologiím do výroby dopravních letounů.



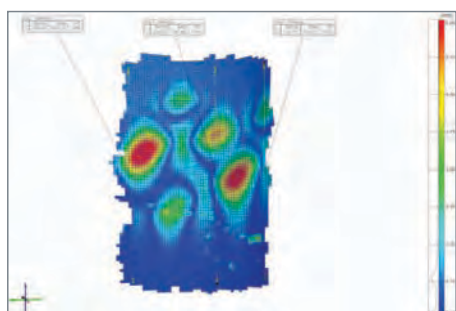
Obrázek 11



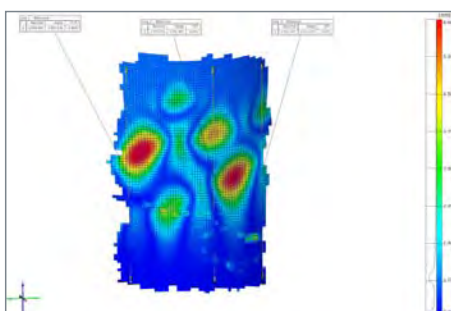
Obrázek 12



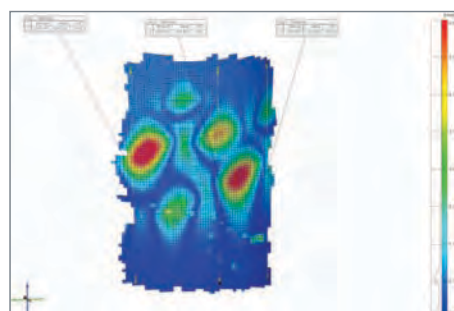
Obrázek 13



Obrázek 14



Obrázek 15



Obrázek 16

### Reference:

- <http://www.cocomat.de/>
- Juračka J., Kompozitní konstrukce v letectví, LU01-2007-OST.ST, 2007
- Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Flieger grupen, Dimensionierungsrichtwerte für den Segel und Motorsegelflugzeug bau, März 1988

# Úpravy vlastností tuhých pěn leteckých kompozitních sendvičových konstrukcí

*Mgr. Jakub Podzimek - VZLU, a.s., Útvar Kompozitní technologie*

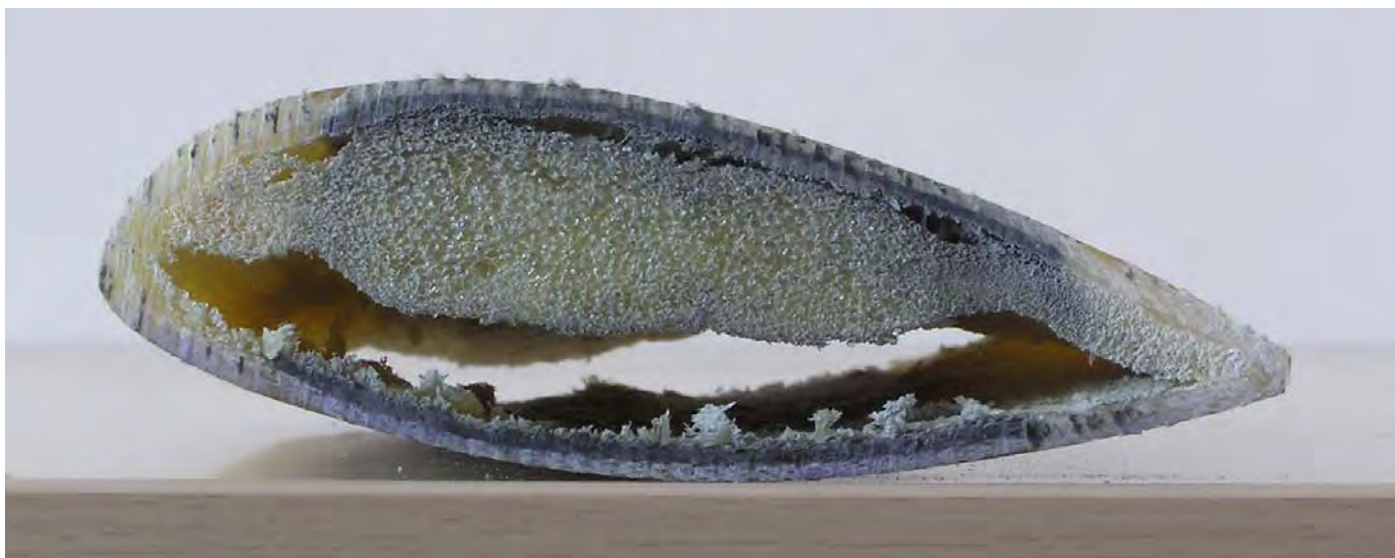
Tvrdé lehčené polyurethanové pěny expandované nadouvadly jsou v kompozitních sendvičových strukturách používány jako výplně, tzv. jádra, pro snížení celkové hmotnosti kompozitního výrobku. Toto jádro kompozitní konstrukce významně ovlivňuje její ohybovou pevnost, respektive její odolnost vůči ztrátě stability v oblasti tlakových napětí povrchových vrstev. V jiných případech je určeno pouze k zaplnění dutiny konstrukce nebo slouží jako součást distribučního kanálu pojiva při infuzní technologii výroby kompozitu. V žádném případě ale nesmí vlastnosti konstrukce nežádoucím způsobem zhoršovat. V následujícím příspěvku bude popsáno hledání vhodné tuhé polyurethanové pěny, resp. systému izokyanát/polyol versus nadouvadlo, a jejich technologické úpravy.

## ÚVOD

Sendvičové kompozitní konstrukce jsou zajímavé velmi příznivým poměrem výsledné tuhosti a vlastní hmotnosti. Jejich odolnost vůči ztrátě stability při tlakovém zatížení je na vysoké úrovni. Jednou z možných variant provedení sendvičové konstrukce je použití konstrukční pěny na vytvoření jádra sendviče, což umožňuje relativně snadnou realizaci tvarově složitých dílů. Vhodně aplikovaná pěna dokáže dokonale vyplnit dutiny konstrukce a zabránit zde kondenzaci vodních par nebo usazování nečistot.

Dalším hlediskem, které je vhodné při návrhu výrobku sledovat, je cena výrobku, resp. materiálů. Proto byla v prvních návrzích a výrobcích použita tuhá polyurethanová pěna s přijatelnou cenou, která je

na trhu dobře dostupná. Tato PUR pěna po vypěnění dosahuje velmi dobré, tudíž nízké hustoty (cca 0,090g/cm<sup>3</sup>). Při bližším testování byla ovšem zjištěna nepříjemná vlastnost tohoto typu PUR pěn. K jejich napěnění se používá oxid uhličitý (CO<sub>2</sub>) získaný z reakce izokyanátu s vodou, kterou obsahuje polyolová složka pěnového systému. CO<sub>2</sub> poté zůstává po vypěnění a vytvrzení PUR pěny uzavřený v buňkách pěny. Uzavře-li se tato pěna do hermetického pouzdra tvořeného kompozitem a ohřeje-li se tato soustava na 80°C, dojde pak ke zvýšení tlaku CO<sub>2</sub> o přibližně 20% (růst teploty z 20°C na 80°C). Zde poté záleží na konkrétní konstrukci výrobku, zda tomuto vnitřnímu tlaku odolá. Tento efekt byl zjištěn při tepelně-klimatických testech vrtulových listů V36o. Hermeticky uzavřené listy se při 80°C nafukovaly, jak je vidět z obrázku 1 a jak je popsáno v publikaci [1].



Obr. 1 - Řez deformovaným vrtulovým listem po ukončení teplotního namáhání při 80°C.

Na základě tohoto pozorování nastal požadavek stavající problém vyřešit. Zvoleny byly tyto možnosti:

- 1) změna použité pěny
- 2) změna nebo úprava technologie přípravy pěny
- 3) úprava vlastností pěny

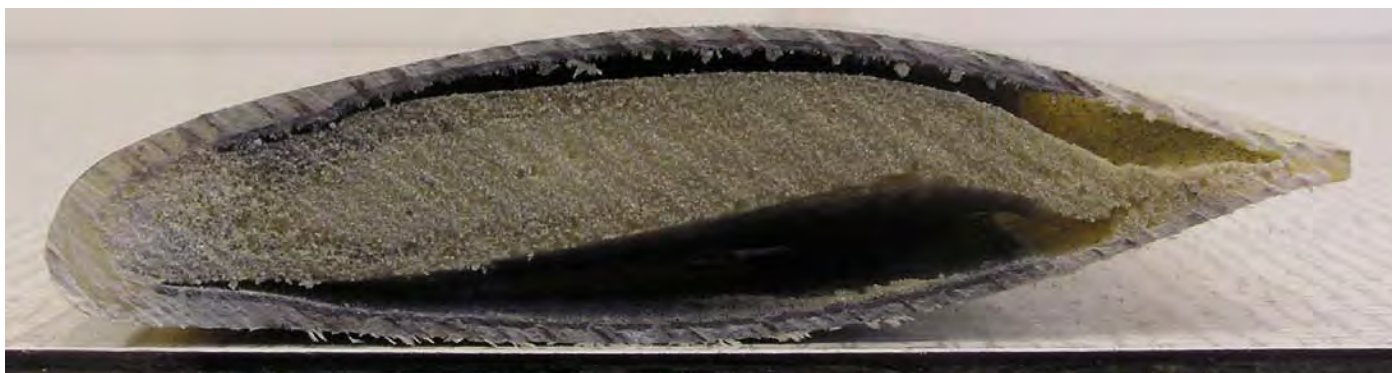
## VÝSLEDKY

### Změna použité pěny

Po konzultaci a doporučení vývojáři firmy Sinpol byl k dalšímu testu vybrán experimentální pěnový systém Sinpol CFC (PUR systém s

freonovým nadouvadlem). Cílem bylo v počátku ověřit, zda je efekt nafukování způsoben jen samotným CO<sub>2</sub> nebo zda je problém způsoben vlastnostmi plyných látek. Dle předpokladu bylo nafukování způsobeno přítomností plyného média v pěně nezávisle na chemické podstatě média, jak je vidět na obrázku 2 a jak je popsáno ve zprávě [2]. K deformaci listu docházelo i přesto, že byla pěna Sinpol CFC tvrdší a stabilnější.

Experimenty s pěnou Sinpol CFC nás přivedly k nutnosti změnit technologický postup přípravy pěny. Důvodem byl příliš rychlý reakční čas monomerů PUR systému a krátká manipulační doba cca 30s. Jednoduchou technologickou úpravou jsme prodloužili manipulační dobu na cca 50s.



Obr. 2 - Řez deformovaným vrtulovým listem V36o-CFC132 po ukončení teplotního namáhání při 80°C.

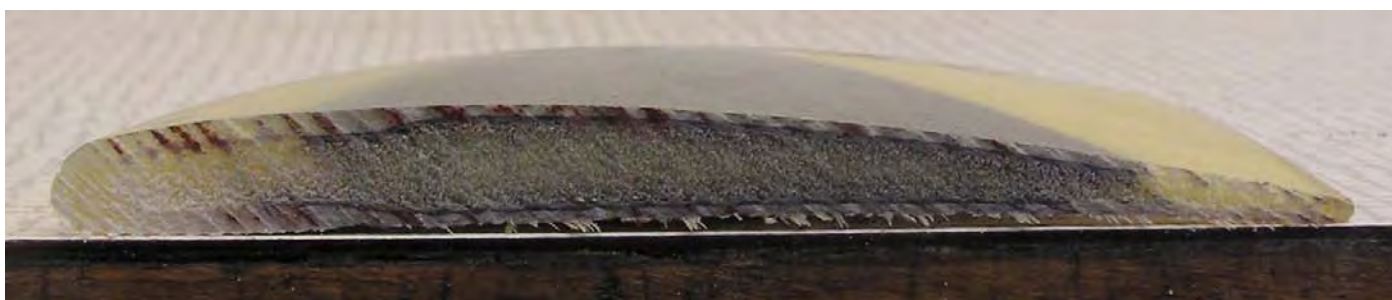
## ZMĚNA NEBO ÚPRAVA TECHNOLOGIE PŘÍPRAVY PĚNY

Od experimentů s PUR systémem vypěňovaným freonem bylo nadále upuštěno a to z důvodů vyšší ceny i kvůli samotným freonům, které jsou nepřijatelné v rámci ochrany životního prostředí. Navíc freonové nadouvadlo rozpuštěné v izokyanátové složce snadno uniká do atmosféry a tudíž jsou PUR systémy s freonem méně vhodné ke skladování.

Pozornost byla opět zaměřena na pěnu Wehomint a technologii její přípravy a zpracování. Vzhledem k tomu, že z podstaty technologie

i samotné chemické reakce bude vždy CO<sub>2</sub> ve vytvrzené pěně přítomen, soustředili jsme se na zbavení vytvrzené PUR pěny CO<sub>2</sub>. Začali jsme tedy PUR vzorky odplyňovat při 80°C. Ovšem zde se tvarově složitě a rozměrnější vzorky začaly horkem deformovat a byly následně nepoužitelné pro samotný výrobek. Spojením si několika fyzikálních a chemicko-kinetických zákonů a úspěšně aplikované technologické úpravy pěny Sinpol CFC na pěnu Wehomint jsme získali pěnu s menší a konstantnější velikostí buněk.

Takto získaná pěna byla stabilnější a snesla teplotní namáhání při 80°C. Vrtulový list připravený s jádrem z takto upravené odplyněné PUR pěny odolával bez deformací teplotnímu namáhání při 80°C, jak je vidět z obrázku 3.



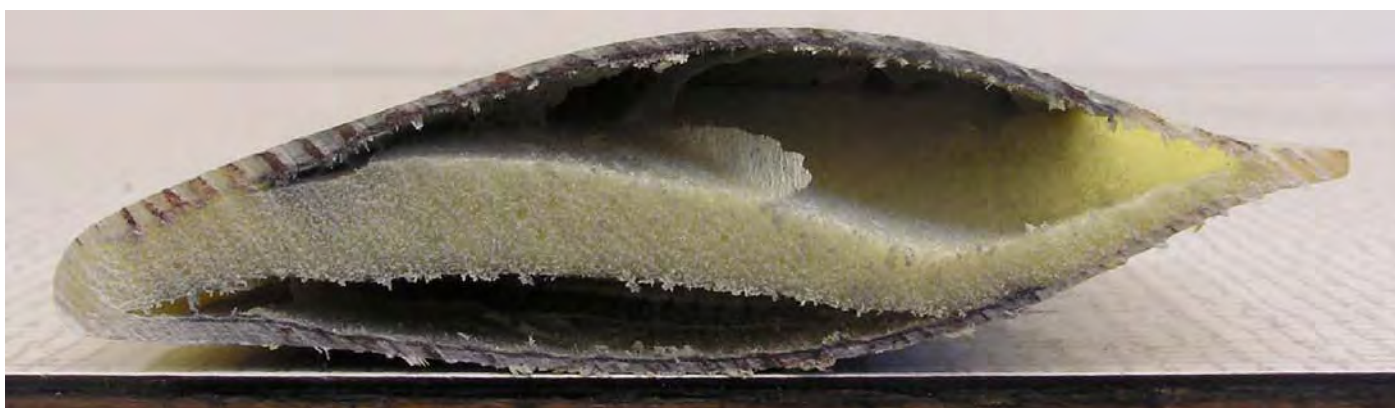
Obr. 3 - Řez vrtulovým listem V36o-WO136 po ukončení teplotního namáhání při 80°C.

V rámci experimentů jsme také provedli zkoušku vrtulového listu s jádrem z pěny Wehomint jen s technologickou úpravou jako u pěny Sinpol CFC, tedy bez odplynění. List se při teplotním namáhání při 80°C zdeformoval, jak je vidět z obrázku 4. K deformaci tedy skutečně dochází vlivem zvyšování tlaku nadouvacího plynu v závislosti na zvyšování teploty. Struktura a mechanické vlastnosti pěny tedy mají zanedbatelný vliv na tento děj.

V dalším kroku jsme se zaměřili na samotný způsob nadouvání PUR pěny. Vycházeli jsme z následující premisy: „Mají-li zbytky residua plynného nadouvadla v pěně deformující účinky při dostatečně zvý-

šené teplotě, pak musíme zvýšit bod varu nadouvadla na přijatelnou mez.“ K této úvaze nás vedly mimo jiné environmentální experimenty, kdy u vrtulových listů s jádrem ze standardní neupravené pěny Wehomint nedocházelo při teplotním namáhání při 50°C k deformaci [1,3]. Dále jsme předpokládali, že pozdější počátek nadouvání povede ke tvrdším pěnám.

Od firmy Sinpol byl získán experimentální polyurethanový systém izokyanát/polyol s vhodnými parametry bez nadouvadla. Jako nadouvadla byly vybrány chemikálie z tabulky 1 s různými teplotami bodu varu.



Obr. 4 - Řez deformovaným vrtulovým listem V36o-W134 po ukončení teplotního namáhání při 80°C.

<i>nadouvadlo</i>	<i>teplota varu [°C]</i>
<i>voda (CO<sub>2</sub>)</i>	<i>- 78,5 (subl)</i>
<i>pentan</i>	<i>36,07</i>
<i>aceton</i>	<i>56,29</i>
<i>trichlormethan</i>	<i>61,15</i>
<i>hexan</i>	<i>68,74</i>
<i>ethanol</i>	<i>78,29</i>

Tab. 1 - Nadouvadla a jejich teploty varu, pro standardní tlak.

Nadouvadlo bylo vždy rozmícháno v polyolové složce a následně byl izokyanát přimíchán do polyolu. Na obrázcích 5-10 jsou vidět jednotlivé pěny při zkušebním volném vypěnění v kelímku.



Obr. 5 – Pěna připravená pomocí vody, resp. CO<sub>2</sub> jako nadouvadla.



Obr. 6 – Pěna připravená pomocí pentanu jako nadouvadla.





Obr. 7 – Pěna připravená pomocí acetonu jako nadouvadla.



Obr. 8 – Pěna připravená pomocí trichlormethanu jako nadouvadla.



Obr. 9 – Pěna připravená pomocí hexanu jako nadouvadla.



Obr. 10 – Pěna připravená pomocí ethanolu jako nadouvadla.

Na obrázcích 7-9 vidíme, že byla pěna na několika místech roztržena. To je bohužel důsledek vyšší teploty varu daných nadouvadec, kdy byl už částečně zpolymerizovaný polyurethan roztrhán teprve se odpařujícím a rozpínajícím nadouvadlem.

Při další sadě experimentů a výrobě PUR desek se jako nejvhodnější ukázaly pěny připravené reakcí vody, pentanu a ethanolu. Ovšem v případě ethanolu bylo seznáno, že napěnění mohla způsobit voda, která je v ethanolu vždy přítomna. Z tohoto důvodu byl ethanol nakonec také vyřazen.

## ÚPRAVA VLASTNOSTÍ PĚNY

V této fázi experimentů byla soustředěna pozornost na změnu vlastností PUR pěny. Sledované vlastnosti byly hustota a tvrdost.

Použit byl opět experimentální systém firmy Sinpol a jako nadouvadlo voda (CO<sub>2</sub>). Výsledky jsou uvedeny v tabulce 2.

<i>číslo</i>	<i>hustota</i>	<i>tvrdost</i>	<i>tvrdost</i>
<i>vzorku</i>	<i>[g/cm<sup>3</sup>]</i>	<i>(Shore A)</i>	<i>(Shore D)</i>
<i>1</i>	<i>0,543</i>	<i>100,0</i>	<i>69,7</i>
<i>2</i>	<i>0,346</i>	<i>89,4</i>	<i>42,9</i>
<i>3</i>	<i>0,277</i>	<i>90,5</i>	<i>33,2</i>
<i>4</i>	<i>0,194</i>	<i>78,1</i>	<i>20,9</i>
<i>5</i>	<i>0,171</i>	<i>69,1</i>	<i>-</i>
<i>6</i>	<i>0,170</i>	<i>65,5</i>	<i>-</i>
<i>7</i>	<i>0,126</i>	<i>50,5</i>	<i>-</i>
<i>8</i>	<i>0,140</i>	<i>54,1</i>	<i>-</i>
<i>9</i>	<i>0,112</i>	<i>40,5</i>	<i>-</i>
<i>10</i>	<i>0,109</i>	<i>46,8</i>	<i>-</i>

Tab. 2 – Vlastnosti experimentální PUR pěny s různými poměry nadouvadla.

Vzorky č.7 až 10 vykazují nelinearitu v poklesu tvrdosti. To bylo způsobeno dosažitelnou metodou měření a nehomogenitami pěny, které jsou při takto nízkých hustotách v pěně vždy přítomné. Obecně se tedy dá říci, že tyto pěny mají tvrdost kolem 40-50 Shore A.

Vzorky 9 a 10 se prakticky přiblížili hustotě i tvrdosti pěny Wehomint (cca 0,090g/cm<sup>3</sup>, tvrdost kolem 45 Shore A).

## ZÁVĚR

Po zjištění, že při teplotním namáhání na 80°C rozpínající se nadouvací plyn deformuje vrtulový list V360, bylo iniciováno podrobnější zkoumání pěn sendvičových kompozitních konstrukcí. Technologickým postupem byla upravena pěna Wehomint na strukturně stabilnější tak, že snesla technologický postup odplynění. Po aplikování obou technologií k deformacím listů již nedocházelo.

Dále byla testována různá rozpouštědla jako nadouvadla PUR pěn. Sice se až na výjimky potvrdil předpoklad „čím vyšší bod varu, tím tvrdší a hustší pěna“, nicméně většina alternativních nadouvadla se uká-

zala jako nevhodná. Voda a pentan byly vybrány jako jediné vhodné.

Sadou experimentů byly připraveny PUR pěny o různých hustotách a tvrdostech při použití vody (CO<sub>2</sub>) jako nadouvadla. Celkově experimenty vedly k sadě technologických postupů na přípravu pěn o různých kvalitách.

### Literatura:

- Podzimek J., Pompe V.: The Effect of Increased Temperature and Moisture on Foam Core Sandwich Composite Designs; Czech Aerospace Proceedings, 4/2010, 6-9
- Podzimek J.: R4313 – Porovnání suché a mokré zkoušky při teplotě 80°C; VZLU, Praha, 2008, 49s
- Podzimek J., Rosa, J.: R4112 – Orientační zkouška nasákavosti kompozitních vzorků při 50°C; VZLU, Praha, 2007, 58s