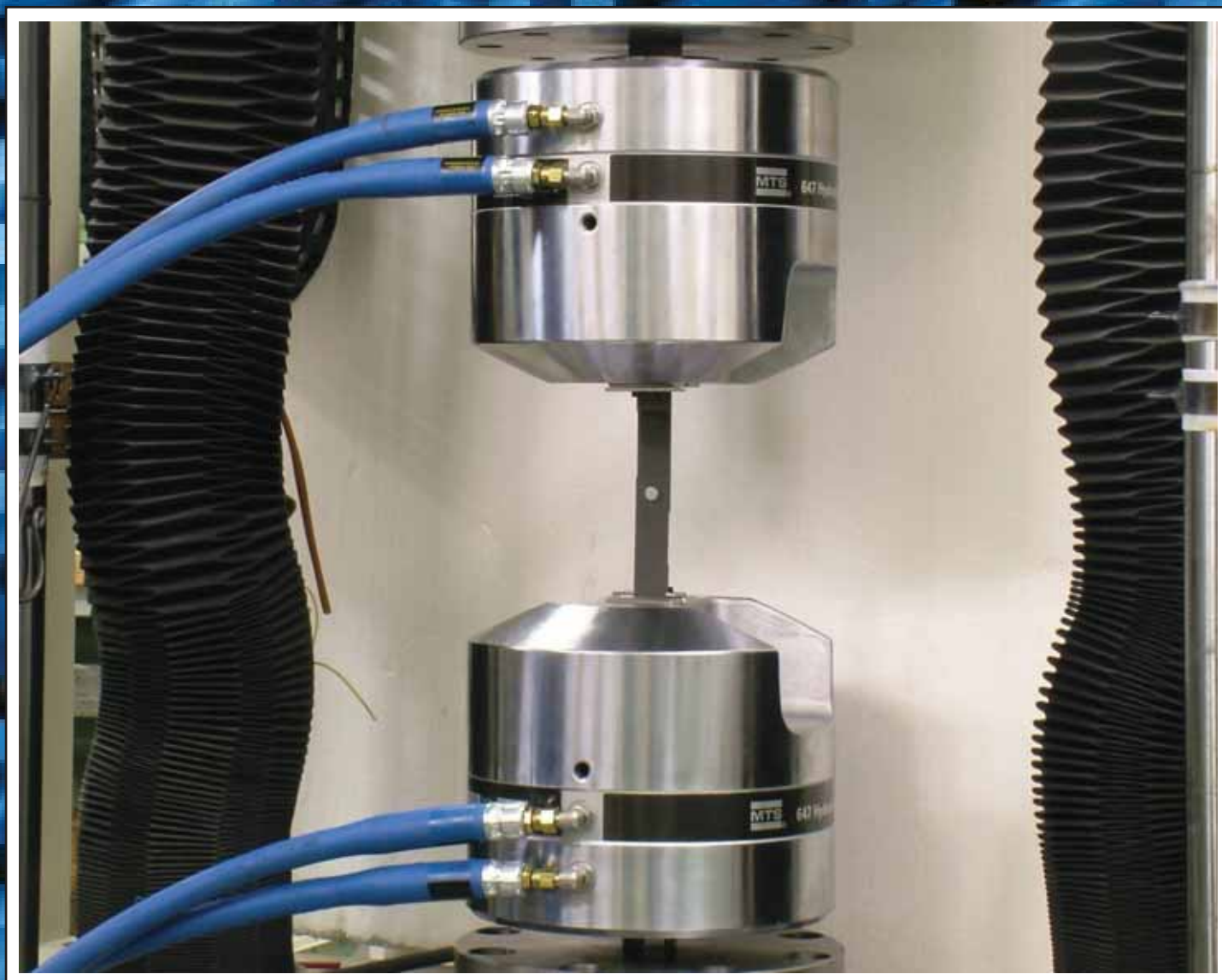


# TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

č. 7 / 2008



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky, přednesené na VI. semináři 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

## **TRANSFER**

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Elektronický sborník VZLÚ, a.s.

Číslo 7, duben 2008, 3. 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:

Ing Ladislav Vymětal (e-mail: [vymetal@vzlu.cz](mailto:vymetal@vzlu.cz))

Technický redaktor, výroba:

Stanislav Dudek ([dudek@vzlu.cz](mailto:dudek@vzlu.cz))

Vydavatel: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.

© 2007 VZLÚ, a.s.

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

## Úvod

Dne 24. dubna 2008 se ve VZLÚ konal VI. vědecko-technický seminář, tentokrát nazvaný „*Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR*“. Tento seminář patří mezi pravidelné akce, pořádané VZLÚ v rámci podpory vědy, výzkumu a vývoje v leteckém průmyslu. Zvolené téma: „*Kompozity v leteckém průmyslu ČR*“, se v této řadě seminářů vyskytuje už počtvrté, vzhledem ke značnému zájmu odborníků o tuto aktuální oblast.

Kompozity ve všech podobách učinily za poslední období v leteckém průmyslu ve všech kategoriích letadel podstatný krok, což se týká i stavu v ČR. Jednodenní jednání ve VZLÚ bylo opět po roce charakterizováno jako významné setkání odborníků z různých podniků leteckého průmyslu, akademických pracovišť, státních úřadů, Armády ČR a zároveň pracovníků LAA ČR. Bylo předneseno celkem deset referátů, které jsou obsaženy v tomto elektronickém sborníku.



## Obsah sborníku

- 5 Výzkum koroze a elektrochemické koroze mechanických spojů v konstrukčních kombinacích kov-kompozit**  
*J. Jironč*
- 22 Výzkum statické a únavové únosnosti mechanických a lepeno-mechanických spojů v kombinacích kompozitních a kovových konstrukcí**  
*J. Jironč, R. Doubrava*
- 40 Aplikace kompozitních materiálů v konstrukci malého dopravního letadla**  
*P. Průcha*
- 45 Recyklace kompozitních materiálů s uhlíkovou výztuží, získané recykláty a jejich aplikace**  
*M. Valeš, K. Cihelník, B. Štekner*
- 55 Zkoušky pro simulaci tváření termoplastového kompozitu**  
*J. Křena, R. Růžek*
- 61 Využití technologie RTM při výrobě kompozitního podvozkového nosníku malého dopravního letadla**  
*F. Martaus*
- 67 Aplikace pokročilých kompozitních materiálů v letectví**  
*R. Pavlica, M. Cervinková*
- 101 Zkoušky kompozitních konstrukcí s velkými deformacemi za zvýšené teploty**  
*J. Juračka, I. Jebáček*
- 112 Nanokompozity s uhlíkovými nanočásticemi**  
*J. Podzimek*
- 116 Aplikace principů *smart structures* v konstrukci leteckého kompozitního dílu**  
*J. Klesa, K. Barák*
- 128 Použití kompozitů v ultralehkých letadlech od roku 1990 do roku 2007**  
*V. Chvála*

# Výzkum koroze a elektrochemické koroze mechanických spojů v konstrukčních kombinacích kov-kompozit

*Ing. Josef Jironč, VZLÚ, a.s., útvar Pevnost konstrukcí, Praha*

Aplikace kompozitních materiálů ve stavbě draků letadel a jejich systémů akceleruje v poslední době zejména v oblasti velkých dopravních letadel. Použití kompozitů v oblasti vojenských letadel a na druhé straně lehkých sportovních, akrobatických a víceúčelových letadel je skutečností již několik desetiletí. Přes veškerou integraci kompozitních konstrukcí se stále ještě letecký konstruktér nevyhne použití spojů mezi kompozitními díly vzájemně i s kovovými částmi. Zejména u uhlíko-epoxidových kompozitů (C/E) je třeba počítat při spojení s ocelovými díly či díly z Al-slitin (včetně vlastních spojovacích prvků) s fenoménem elektrochemické koroze. Praktický výzkum v této oblasti proto může být cenným zdrojem informací při návrhu a realizaci takových spojů, kdy dochází v mnohdy agresivním prostředí ke styku C/E kompozitu s různými kovovými prvky.

## Účel úkolu

Účelem úkolu bylo praktické ověření vzniku galvanické (elektrochemické) koroze na nechráněných nebo různým způsobem chráněných kovových částech letecké konstrukce při styku s uhlíko-epoxidovým kompozitním materiálem. Byly použity konkrétní druhy kovových materiálů a spojovacích prvků s různými druhy povrchových ochran. Hodnotil se vznik a rozsah koroze a rovněž v té souvislosti změny přechodových odporů mezi jednotlivými částmi spojů. Rámcové zadání zkoušek, použité druhy materiálů a typy vzorků byly definovány ve zprávě, viz [1].

Zkoušky na vzorcích jsou základním kamenem poznávání vlastností kompozitních materiálů a výsledky jsou používány při prokazování letové způsobilosti v procesu certifikace. Zkoušky vzorků, dílů, podsestav a sestav tvoří systém průkazu konstrukce, kdy se postupuje od nejjednodušších prvků až ke zkouškám kompletních letadlových celků – princip BBA (Building Block Approach).

## Řešitelé úkolu

Hlavním řešitelem a příjemcem úkolu je VZLÚ, útvar Pevnosti konstrukcí. Dále spolupracovala firma LA composite s.r.o., která dodala kompozitní části vzorků typu A, útvar Leteckých vrtulí VZLÚ (3300) - útvar vývoje kompozitních konstrukcí, jenž vyrobil kompozitní části vzorků typu B. Dalším spolupracujícím pracovištěm VZLÚ

byly laboratoř KTG 3500, v jejichž komorách probíhaly dlouhodobé klimatotechnologické zkoušky s využitím zpracovaných metodik.

Partnerem bylo i Aero Vodochody, kde probíhal nástřik vzorků základní barvou, aplikace konverzního povlaku a bylo využito mikroohmmetru k měření přechodových odporů. Podílela se i údržba ČSA, v jejichž dílnách byly provedeny některé speciální typy mechanických spojů originálním nářadím.

## Literární poznatky a teorie

S rozvojem aplikací kompozitních materiálů při stavbě draků letadel a používáním různých druhů výztužných vláken v kompozitech se objevil problém elektrochemické koroze u některých materiálových kombinací v konstrukčních uzlech. Styk kovových a kompozitních dílů draků letadel je běžnou praxí, ať už je pro jejich vzájemné spojení použito technologie lepení nebo mechanických spojů. V případě mechanických spojů se navíc jedná i o styk kompozitního materiálu s obvykle kovovým spojovacím prvkem typu šroub (svorník) nebo nýt. Z nejčastěji používaných výztužných vláken se tento fenomén týká pouze uhlíkových kompozitů; vlákna skleněná, aramidová či bórová z tohoto hlediska nepředstavují velký problém. Vznik elektrochemického článku mezi uhlíkovým kompozitem a kovovou částí je vyvolán rozdílným elektrochemickým potenciálem těchto materiálů a přítomností elektrolytu, jenž vzniká díky vlhkosti pronikající mezi oba materiály (ještě horší je mořská voda). Elektrochemickou korozi jsou poškozovány kovové části konstrukčního uzlu včetně kovových spojovacích prvků. To, jak nepříznivý vzájemný účinek při spojení dvou materiálů vznikne, je dáno rozdílem v jejich elektrochemických potenciálech a čím je tento rozdíl větší, tím intenzivněji kovy korodují. V tabulce 1. (viz lit. [2]) jsou uvedeny sestupně potenciály známých materiálů používaných v letectví. Pro slitiny hliníku je použito americké označování jednotlivých řad, které však už i v našich podnicích zdomácnělo.

Anoda (+)
Slitiny hořčíku
Zinek
Plátované polotovary ze slitiny hliníku řady 7000
Slitiny hliníku řady 5000
Slitiny hliníku řady 7000
Čistý hliník a plátované polotovary ze slitiny hliníku řady 2000
Kadmium
Slitiny hliníku řady 2000
Ocel a železo
Olovo
Chrom
Mosaz a bronz
Měď

Nerezová a žáruvzdorná ocel
Titan
Stříbro
Nikl a niklové slitiny
Zlato
Uhlíkové kompozity s polymerní matricí
Katoda (-)

*Tab. 1*

Jak je z tabulky 1 zřejmé, největší nebezpečí elektrochemické koroze hrozí při styku s C/E kompozity běžně používaným hliníkovým slitinám a ocelím, menší rozdíl potenciálů naopak vykazují titan, nerezová ocel a slitiny mědi. Dále je zřejmé, že hojně používaná protikorozní ochrana ocelí kadmiováním a zinkováním je při styku s C/E kompozity neúčinná.

Jako ochrana ocelových a duralových konstrukčních částí, které se spojují s díly z C/E kompozitu, se používá vrstva skelné tkaniny. Ta tvoří společně vytvrzenou vnější vrstvu kompozitu v místě styku a lit. [2] doporučuje přesah 100 mm kolem obrysu kovového dílu. Pro stejný účel, t.j. vytvoření bariéry mezi dvěma díly s velmi rozdílným galvanickým potenciálem, se používají také různé tmely a těsnění. Pro obvyklé teploty (od -55°C do 120°C) se používají tmely polysulfidové, pro vyšší rozsahy teplot (-60 až +260 °C) pak tmely na bázi silikonu. Těmito tmely se provádí i dodatečné utěsnění spojovacích prvků, obvykle přetřením závěrné hlavy spoje. Dalším způsobem odseparování C/E a kovových dílů je také provedení vhodného nátěru. Použití tmelů a nátěrů však obvykle neřeší problém vlastních spojovacích prvků, neboť otvory pro ně se většinou provádějí až po aplikaci nátěru a tmel se do otvorů nedostane nebo se v nich neudrží při montáži.

## **Program zkoušek**

Základem zkušebního programu byly dlouhodobé klimatotechnologické zkoušky vzorků vzájemně mechanicky spojených kovových a kompozitních částí. Kompozitní části vzorků byly vždy vyrobeny z uhlíko-epoxidového materiálu s různými povrchovými úpravami. Druhá kovová část vzorku byla vždy vyrobena z Al-slitiny a byly rovněž použity různé typy úpravy jejího povrchu. Kompozitní a kovové části vzorku se vzájemně kombinovaly a spojovaly k sobě pomocí mechanických spojů v podobě šroubů, nýtosvorníků a nýtů z různých druhů materiálů. Jeden zkušební vzorek kov-kompozit byl spojen vždy všemi druhy spojovacích prvků najednou v řadě. Tyto vzorky jsou označeny jako typ A a představují způsoby mechanických spojů mezi kompozitními a kovovými částmi letadlové konstrukce. Výsledky korozního chování vlastních spojovacích prvků jsou samozřejmě reprezentativní i pro mechanické spoje kompozit-kompozit. Další navržené vzorky typu B představují konstrukční řešení, kdy jsou kovové prvky (např. pouzdra, vložky) přímo

zalaminovány do kompozitního dílu a jejich prostřednictvím teprve dochází k dalším spojovacím operacím.

Po provedení klimatotechnologických zkoušek byly všechny vzorky rozebrány, rozříznuty, vybroušeny apod. a byl vyhodnocen jejich korozní stav.

V průběhu zkoušek byly měřeny v definovaných místech i přechodové odpory mezi kovovými částmi vzorků.

### **Klimatotechnologické zkoušky**

Klimatotechnologické zkoušky byly provedeny v klimatotechnologické laboratoři KTG 3500 VZLÚ.

Typické umístění zkoušených typů spojů se na letounech předpokládá v místech s přístupem vnější atmosféry (vlhkost, vnější teplota) mimo horké oblasti kolem zdrojů tepla (motory, výfuky, topení), bez přímého slunečního záření. Podle normy ČLN 0600 „*Druhy klimatických provedení výrobků letecké techniky – Klasifikace a značení*“ byla vybrána nejdrsnější kombinace prostředí WW17: WW(= světová skupina, všechny typy klimatu) 1(= umístění na povrchu letadla + v oblasti podvozku) 7(= typ atmosféry přímořská, průmyslová, znečištěná).

S ohledem na uvedený výběr klimatu, umístění na letounu a charakter zkušebních vzorků byla standardní metodika dle WW17 částečně modifikována, zejména přidáním dlouhodobých teplotně-šokových zkoušek:

1) 56 ČSN EN 60068-2-30

*Zkouška vlhkým teplem cyklická*

(56 dní, Var. 1, 25/40°C, 90/100% r.v.)

2) ČSN EN 60068-2-14 *Zkouška v teplotní šokové komoře, rychlé střídání teplot -55° C, +70° C, výdrž 30 min. na teplotě, přechod 20 vteřin, 500 cyklů*

(21 dní)

3) 21 ČSN ISO 6988

*Zkouška povšechnou kondenzací za přítomnosti SO<sub>2</sub>*

(21 dní) – ½ vzorků

4) 240 ČSN ISO 9227

*Korozní zkouška v solné mlze*

(240 hod.) – ½ vzorků



Průběh všech klimatotechnologických zkoušek zabral asi 98 kalendářních dnů, zkoušky 3. a 4. se prováděly paralelně vždy na 1/2 vzorků.

### **Zkušební vzorky**

Vzorky typu A jsou spojením kompozitní části s částí kovovou pomocí mechanických spojů a na části vzorků ještě kombinace s lepením; vzorky typu B jsou kovové části přímo zalaminované do kompozitního dílu.

### **Vzorky mechanických spojů – typ A**

Vzorky typu A představují mechanický spoj plné uhlíko-epoxidové části konstrukce s kováním nebo konzolou vyrobenou z Al-slitiny. Kompozitní i kovová část vzorku mají plochý tvar s tloušťkou kolem 5 mm a rozměry 40 x 100 mm. Je na nich provedeno vždy celkem 5 různých mechanických spojů v podélné ose vzorku se vzájemnou roztečí 40 mm a okrajovou vzdáleností 20 mm. Skladba a použitý uhlíko-epoxidový materiál kompozitní části vzorku je typickým představitelem používaným ve stavbě celokompozitních částí draku letadel, kovová část je vyrobena ze standardní Al-slitiny typu 2024, spojovací prvky jsou určitým malým výběrem z leteckého spojovacího materiálu běžně užívaného pro tyto účely.

### **Kompozitní části vzorků typu A**

Kompozitní části vzorků jsou vyrobeny z prepregu F913C-HTA(12K)-5-40 se skladbou – kombinací 0° a 90° do potřebné tloušťky ve 4 různých provedeních povrchové úpravy:

- Vzorky vytvrzeny společně s měděnou expandovanou folií typu 2CU4-100A od firmy Dexmet Corporation. Folie je aplikována z jedné strany vzorků a při montáži byly kovové části připojeny k této vodivé straně vzorku.
- Holý stav s jednou stranou vzorků upravenou jemným broušením pro lepení s kovovou částí vzorku lepidlem Hysol EA 9394 – viz lit. [3].
- Uhlíkové vzorky vytvrzeny společně s jednou vrstvou skleněné izolace z prepregu EP 121-44-53 (gramáž 105 g/m<sup>2</sup>), kovová část vzorku připevněna z této strany.
- Vzorky z obou stran nastříkány jednou vrstvou epoxidového základu 44GN60 v tloušťce kolem 35 μm.

### **Kovové části vzorků typu A**

Kovové části vzorků jsou vyrobeny z Al-slitiny 2024 ve 4 různých provedeních povrchové ochrany, vždy po 4 kusech:

- Anodická oxidace – Elox 8 ONL 1831.11. Tloušťka vrstvy 8 μm je orientační, použitelný rozsah je od 5 do 12 μm. Vzorky určené pro lepení byly povrchově upraveny anodickou oxidací v kyselině chromové – speciální postup pro lepení.
- Konverzní povlak - Alodine

- Elox + jedna vrstva epoxidového základu 44GN60 v tloušťce kolem 35  $\mu\text{m}$
- Alodine + jedna vrstva epoxidového základu 44GN60 v tloušťce kolem 35  $\mu\text{m}$

### Mechanické spojovací prvky vzorků typu A

Mechanické spoje byly na každém vzorku provedeny stejně, od každého z 5 druhů po jednom v řadě za sebou v dále uvedeném pořadí:

- Lícovaný šroub M6 ONL 3120.10(4) – to je představitel nevhodného provedení – materiál L-ROL bez úpravy povrchu nebo s kadmíem.



- Lícovaný šroub  $\text{\O}6$  od firmy Fabory, kat. číslo 51044 z nerezové oceli A2.



- Svorník HI-LOK od firmy HI-SHEAR Corporation (USA), v nerezovém provedení (dřík z A286) a i pro tahové namáhání (tension head), velikost -6 ( $\text{\O} 5 \text{ mm}$ ). Může představovat i náhradu za lícované šrouby pro namáhané spoje s kombinovaným zatížením.



- Nýtosvorník Composi-Lok typu BACB30VL6-300D (značení firmy Boeing), jehož dřík s hlavou je vyroben z titanu 6Al-4V, šroubové jádro z nerez A286 CRES a závěrná část z nerez 304 CRES. Je to představitel standardního spojovacího prvku pro kompozity jako náhrada nýtů.



- Standardní jednostranný nýt CR3213 (CherryMax) z Al-slitiny používaný na kovové konstrukce. Tělo nýtu s hlavou je vyrobeno z Al-slitiny 5056 s povrchovou ochranou dle MIL-C-5541, trn je z oceli 8740 dle AMS 6322 a povrchovou ochranou kadmia.



Kompozitní vzorky v provedení s úpravou povrchu pro lepení byly před provedením mechanických spojů slepeny s kovovými částmi lepidlem Hysol EA 9394 v LAC.

Typický vzorek typu A s dokončenými mechanickými spoji je vidět na obr. 1. Zhloubení pod hlavou Composi-Loku bylo nutno provést s ohledem na délku spoje, který se podařilo zajistit. Ze stejného důvodu je u některých šroubů použito více podložek pod maticí.



Obr. 1

### Vzorky typu B

Vzorky typu B jsou čtyři různá kovová pouzdra zalaminovaná v uhlíkovém kompozitním materiálu (tkanina HEXCEL G0986, pryskyřice ARALDIT 5052, tužidlo ARADUR 5052). Na pouzdra byl použit následující materiál:

- Ocel PH13-8Mo, nerezová, vysokopevnostní, svařitelná, magnetická + pasivace
- Ocel 17 246, stand. nerezová, svařitelná, pro méně namáhané součásti + pasivace
- Ocel 300M jako představitel vysokopevnostní letecké nesvařitelné oceli + nízkonavodíkovávající kadmium
- Cínový bronz dle ČSN 423018, jako představitel obecně nekorodujícího materiálu používaného na méně namáhaná pouzdra.

Kovová pouzdra před zalaminováním jsou na obr. 2, na obr. 3 jsou vidět po ovinutí uhlíkovým materiálem.



Obr. 2



Obr. 3

### Zkušební matice vzorků typu A

V tabulce 2 je uvedena zkušební matice a znázorněny všechny kombinace spojení kompozitních a kovových částí vzorků s označením všech 14ti kusů.

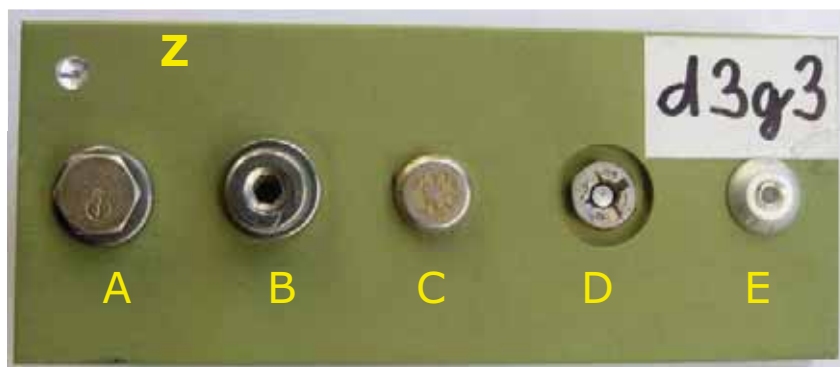
### Měření přechodových odporů

Měření přechodových odporů je metodou, jak měřit stupeň koroze ve vodivých spojích vzorků, to znamená mezi jednotlivými spojovacími prvky vzájemně a kovovými částmi vzorků. Plánováno bylo také měření přechodových odporů mezi spojovacími prvky a Cu-mřížkou aplikovanou na vybraných kompozitních vzorcích, avšak dvouhrotové sondy přesného mikroohmmetru s danou vzdáleností hrotů takové měření na velmi jemných okách Cu-mřížky neumožnily.

Měření se provádělo mezi kovovou částí vzorku, na níž bylo vytvořeno kontaktní místo Z zavrtáním (v případě potřeby obnovované) a hlavou spojovacích prvků A až E, viz obr. 4

zk. matice + značení vzorků		Al-slitina 2024																		
		e) Elox + chromelox					f) Alodine				g) Elox + nátěr			h) Alodine + nátěr						
		1	2	3	4	5	1	3	4	1	2	3	1	2	3					
a) Cu- folie	1	a1e1																		
	2					a2f1														
	3								a3g1											
	4														a4h1					
b) lepi dlo	1		b1e2																	
	2				b2e5															
c) sklo	1			c1e3									c2f3							
	2																			
	3													c3g2						
	4																c4h2			
d) nátěr	1																			
	2				d1e4															
	3																			
	4																		d3g3	
																				d4h3

Tab. 2



Obr. 4

Měření odporů se provádělo na vzorcích po výrobě, několikrát v průběhu klimato-technologických zkoušek a po jejich ukončení.

### **Průběh zkoušek a výsledky**

Všechny vzorky absolvovaly stanovený program zkoušek v korozním prostředí, mezi jednotlivými zkouškami nebo i v jejich průběhu byla na vzorcích typu A prováděna měření přechodových odporů. Po ukončení zkoušek byly vzorky očištěny, danou metodikou byl ohodnocen korozní stav a potom byly vzorky typu A rozebrány demontáží spojovacích prvků a vzorky typu B rozříznutím na dvě poloviny. Rovněž korozní stav spojovacích prvků po demontáži byl jednotně vyhodnocen včetně stavu otvorů pro spoje.

### **Vzorky typu A**

Některé klimatotechnologické zkoušky neměly výrazný vliv na zkoušené vzorky, jiné naopak měly výrazně devastující účinek na některé druhy spojů. Na obr. 5 a 6 je např. vidět vzorek a3g1 (C/E kompozit s Cu-folií + 2024 s eloxem a nátěrem) po zkoušce v prostředí SO<sub>2</sub> před a po očištění. Za povšimnutí stojí úplná likvidace obou hlav nýtu CR, zůstává pouze nerezový trn.



*Obr. 5*



*Obr. 6*

Vzorek a2f1 po absolvování zkoušky v solné mlze je zobrazen před a po očištění od korozních produktů a soli na obr. 7 a 8. V tomto případě je stav všech spojovacích prvků uspokojivý.



*Obr. 7*



*Obr. 8*



## Vzorky typu B

Všechny vzorky typu B (pouzdra) absolvovaly klimatotechnologické zkoušky č. 1 a 2, které se na stavu jejich kovových částí významně neprojeví. Potom 3 vzorky (PH13-8Mo, 17 246 a 300M) absolvovaly zkoušku v SO<sub>2</sub> a jeden vzorek (bronz) v solné mlze.

Na obr. 9 je dokladována vynikající odolnost proti korozi oceli PH13-8Mo po všech zkouškách.



Obr. 9

Naopak ocel 17 246 označovaná za nerezavějící vykazuje na některých plochách (nejvíce na horních vodorovných plochách - vzhledem k poloze vzorku v komoře) stopy po důlkové korozi, viz obr. 10 zobrazující stav vzorku před a po očištění.



Obr. 10

Dle očekávání nejvyšší stupeň koroze vykázal vzorek vyrobený z vysokopevnostní oceli 300M, viz obr. 11 - opět před a po očištění.



*Obr. 11*

Pouzdro vyrobené z bronzu bylo po zkouškách pokryto pouze vrstvou měděnky, viz obr. 12.



*Obr. 12*

Po rozříznutí vzorků a oddělení kompozitní části byl konstatováno, že na všech kovových částech vzorků nejsou stopy po korozi a že vlhkost do styčných ploch nepronikla, přestože kovové a kompozitní části nebyly v okamžiku rozříznutí k sobě již přilepeny pojivovým systémem kompozitu. K rozlepení zřejmě došlo vlivem rozdílných teplotních roztažností materiálů při rychlých teplotních změnách (-55 až +70 stupňů C) během klimatotechnologických zkoušek. Stav je dokumentován např. na obr. 13.



Obr. 13

### Hlavní výsledky zkoušek

Z poznatků a shrnutí, která byla detailně prováděna po každé realizované zkoušce, lze formulovat následující závěry pro vzorky typu A (mechanické spoje):

1. Klimatotechnologická zkouška č. 1 (cyklické vlhké teplo – 56 dnů) nevyvolala žádné korozní účinky a vliv na zvětšení přechodových odporů spojů byl téměř zanedbatelný a na hranici měřitelnosti.

2. Vliv klimatotechnologické zkoušky č. 2 (šokové změny teploty od -55 do +70° C po dobu 21 dnů) lze formulovat následovně:

- a) Žádné korozní účinky na kovovou část vzorku ani mechanické spoje.
- b) Mírné zhoršení přechodových odporů u všech spojů, jedná se o desetiny a jednotky miliohmů.
- c) Výrazné zhoršení přechodových odporů mezi kovovou částí a spojem E (nýt CR) u řady vzorků, jedná se o vzrůst odporu z jednotek miliohmů na stovky miliohmů.

3. Klimatotechnologická zkouška č. 3 (21 dnů v prostředí SO<sub>2</sub>) se výrazným způsobem podepsala korozními účinky na zkoušené 1/2 vzorků:

- a) Projevila se očekávaná koroze na spojích A (šrouby L-ROL), ovšem ne tak závažná, aby mohla ohrozit únosnost spoje.
- b) Kyselé prostředí SO<sub>2</sub> mělo devastující účinek na spoje E (nýty CR), jenž se u řady vzorků projevilo téměř úplnou ztrátou obou hlav nýtu s představitelným vlivem na únosnost takto poškozeného spoje.

c) Na kovových částech vzorků se projevila koroze tam, kde byl použit pouze elox nebo chromelox, vzorky chráněné navíc nátěrem jsou bez koroze nebo v omezené míře pouze na hranách a bocích, kde vrstva barvy byla nedostatečná.

d) Přechodové odpory mechanických spojů se oproti měření po zkoušce č. 2 téměř nezhoršily, výjimku tvoří spoje E (nýty CR), kde díky chybějícím hlavám nebylo jak měřit.

4. Klimatotechnologická zkouška č. 4 (10 dnů v solné mlze) měla na druhou polovinu zkoušených vzorků následující vliv:

a) Na spojích se projevila pouze slabá koroze na typu A (šroub L-ROL), spoje E (nýt CR) byly bez koroze.

b) Naopak se projevila koroze na kovových částech vzorků, které nebyly opatřeny nátěrem; silná koroze se projevila na hranách a bocích i natřených vzorků, kde však zřejmě ochrana nátěrem nebyla kvalitní.

5. Po rozebrání spojů vzorků typu A lze konstatovat následující závěry:

a) Na kovových částech vzorků a na jejich plochách, které byly v přímém styku s uhlíkovými částmi vzorků, se projevila lehká koroze pouze ve dvou případech, a to tam, kde nebyl aplikován nátěr na kovu či kompozitu. Vyplyvá z toho, že elektrochemické korozi lze účinně bránit nátěrem kovu či kompozitu, samotná ochrana Al-slitin anodickou oxidací či konverzním povlakem nestačí.

b) Kvalitu zkoušených mechanických spojovacích prvků lze z hlediska korozní odolnosti seřadit následovně: nejlepší je spoj B (nerezový šroub FABORY), spoj C (nerezový Hi-Lok), spoj D (titanový Composi-Lok) – tam koroduje ocelový šroub-trn, spoj A (šroub L-ROL) a nejhorší je spoj E (nýt CR ze slitiny 5056).

c) Na dřívkách spojů, které byly ve styku s nechráněnou částí kovu i kompozitu, nebyly patrné rozdíly mezi částí v kovu a v kompozitu, nenalezla se žádná koroze, která by byla způsobena elektrochemickými vlivy styku uhlík-kov a obecně lze konstatovat, že použití nerezových šroubů nebo Hi-Loků je z hlediska koroze i elektrochemické koroze bezpečné, a to i bez použití nějakých těsnících hmot. Zcela propadly nýty CR v prostředí SO<sub>2</sub> (průmyslové oblasti, kyselá dešť).

6. Po rozebrání vzorků typu B lze konstatovat:

a) Elektrochemická koroze na styku kov-kompozit se ani u jednoho materiálu neprojevila.

b) Z hlediska obecné korozní odolnosti prokázala vynikající vlastnosti ocel PH13-8Mo, naopak překvapila koroze v prostředí SO<sub>2</sub> u „nerezu“ 17 246 a ocel 300M potvrdila svoji obecně špatnou korozivzdornost.

## Literatura:

- [1] R-3887/06 Zadání zkoušek: *Vzájemné klimatické a korozní vlivy kovových spojovacích prvků a součástí v interakci s kompozitními ulíko-epoxidovými materiály*; Ing. Josef Jironč, VZLÚ, březen 2006
- [2] *ASM Handbook, Volume 21 Composites*
- [3] *Studená lepidla v primární konstrukci letadel kategorie CS/FAR 23*; Ing. B. Cabrnok, LA Composite, listopad 2004

# Výzkum statické a únavové únosnosti mechanických a lepeno-mechanických spojů v kombinacích kompozitních a kovových konstrukcí

**Ing. Josef Jironč, Ing. Radek Doubrava, Ph.D., VZLÚ, a.s., útvar Pevnost konstrukcí, Praha**

S rozvojem používání kompozitních materiálů i na primární konstrukce dnes už všech kategorií letadel roste význam spolehlivého spojování částí letounu navzájem (i přes vysoký stupeň integrace kompozitních konstrukcí a snižování počtu detailů včetně spojovacích operací). Mechanické spoje kompozitních částí navzájem i s kovovými prvky v podobě různých kování, závěsů apod. představují často kritické uzly leteckých konstrukcí, na jejichž spolehlivosti závisí celistvost celé konstrukce, zejména v případech mezních provozních zatížení. I přes vzrůstající podíl lepených spojů na kompozitních konstrukcích mají mechanické způsoby spojování stále svůj význam, častokrát jejich použití vede k vyšší ekonomii výroby i provozu. S ohledem na specifické vlastnosti kompozitních materiálů byla vyvinuta řada speciálních spojovacích prvků, které nacházejí uplatnění právě v této oblasti.

## Účel úkolu

Účelem úkolu byl výzkum statické a únavové únosnosti mechanických a lepeno-mechanických spojů materiálových kombinací kov-kompozit a kompozit-kompozit za použití různých typů spojovacích prvků, v prostředí zvýšené teploty a vlhkosti a se zaměřením také na vliv kvality provedení otvorů pro mechanické spoje. Byly rovněž provedeny výpočty únosnosti spojů a výsledky statických, únavových a residuálních zkoušek tak mají i validační charakter pro analýzy.

## Řešitelé úkolu

Hlavním řešitelem a příjemcem úkolu bylo VZLÚ, útvar Pevnosti konstrukcí. Dále spolupracovala firma LA Composite s.r.o., která dodala všechny kompozitní vzorky. Podílela se i údržba ČSA, v jejíchž dílnách byly provedeny některé speciální typy mechanických spojů originálním nářadím.

## Program zkoušek

Zkoušky mechanických spojů kompozit-kompozit a kompozit-kov byly prováděny za účelem zjištění jejich statické, únavové a residuální pevnosti. Zkoušky probíhaly za

NT (laboratorní teploty), vybrané typy vzorků také v podmínkách HW (hot-wet, prostředí se zvýšenou teplotou a vlhkostí). Program zkoušek byl poměrně rozsáhlý, celkem bylo vyrobeno 186 vzorků různých typů, provedlo se 96 statických zkoušek v podmínkách NT, 30 statických zkoušek za HW, 60 únavových zkoušek a 43 residuálních statických zkoušek. V dalších částech jsou popsány typy vzorků, mechanických i lepených spojů, použité materiály, způsoby zkoušení atd. Zkoumány byly i vlivy kvality provedených otvorů pro mechanické spoje a vliv přídavného ohybu u volných jednostřížných spojů.

Pro každý případ zkoušky, každý typ vzorku a prostředí zkoušky byly vyzkoušeny vždy 3 vzorky, vzorky s dvojstřížným spojem byly zkoušeny po 6 kusech.

Součástí zkušebního programu bylo i zpracování výpočtů únosnosti programem MSC/NASTRAN pro porovnání s výsledky zkoušek.

### **Zkoušky statické pevnosti**

Zkoušky statické tahové pevnosti do poruchy se prováděly na všech typech vzorků a v obou prostředích na zkušební stroji TIRAtest 28500S, který byl doplněn hydraulickými čelistmi MTS 647.10A, viz obr. 1, s vlastním hydraulickým zdrojem.



*Obr. 1*

Pro zkoušky v prostředí HW byly vzorky před vlastní statickou zkouškou dlouhodobě kondicionovány, při zkoušce pak bylo horké prostředí s teplotou 70° C realizováno pomocí teplovzdušných agregátů, které zahřívaly celý vzorek, jehož teplota byla spojitě sledována kontaktním čidlem digitálního teploměru. Pro prostředí zvýšené vzdušné vlhkosti nebylo v průběhu zkoušky realizováno s ohledem na krátký průběh

statické zkoušky (do 10 minut včetně upínání) a dlouhodobost procesu vysychání kompozitního materiálu.

V prostředí NT byla polovina jednostřížných vzorků zkoušena ve volném stavu bez zabránění přídatnému ohybu, viz např. obr. 2; druhá polovina vzorků byla při zkoušce sevřena ve speciálních příložkách, které zabraňují přídatnému ohybu, viz obr. 3.



*Obr. 2*



*Obr. 3*

Během statických zkoušek na stroji TIRAtest 28500S byla vždy zaznamenávána celková deformace vzorků (pohyb příčnicku stroje) v závislosti na síle. Kromě toho byla při zkouškách v podmínkách NT ještě měřena tuhost vzorku, respektive jeho deformace v závislosti na síle v blízkém okolí mechanického spoje optickou metodou pomocí laserspeckle extenzometru ME53 firmy MESSPHYSIK. Tato měření byla využita pro určení směrnice lineární oblasti závislosti deformace na síle a pro následné analýzy. Uspořádání měření s přístrojem ME53 je vidět na obr. 4.





Obr. 4

### Zkoušky únavové pevnosti

Zkoušky únavové pevnosti probíhaly na zkušebních strojích SINUS SCHENCK INSTRON a INOVA, viz obr. 5. Zatěžovalo se sinusovým průběhem tah-tah s konstantní amplitudou, maximální a minimální tahové síly byly pro každou skupinu 3 vzorků určeny individuálně na základě výpočtu z jejich průměrné tahové pevnosti získané ze statických zkoušek provedených na stejném typu vzorku. První polovina všech vzorků určených pro opakované namáhání byla zatěžována na úrovni 50 % (maximum) a 5 % (minimum) průměrné statické pevnosti, takže střední hodnota zatížení byla 27,5 % statické pevnosti, nesymetrie cyklu R odpovídá hodnotě 0,1. Všechny vzorky absolvovaly po 150 000 cyklech, což je hodnota považovaná za hranici neomezené životnosti. Protože z první poloviny vzorků došlo k poruše pouze u jednoho (únavový lom v duralové části vzorku na počtu 145 003 cyklů), bylo pro druhou polovinu vzorků cyklické zatížení zvýšeno na hodnotu 66 % (maximum), 6,6 % (minimum) a 36,3 % (střední hodnota) z průměrné statické pevnosti. Všechny vzorky byly únavově zkoušeny volně, bez přílošek a v prostředí NT., zatěžovací frekvence byla 7 Hz.



Obr. 5

## Zkoušky residuální pevnosti

Všechny vzorky, které bez poruchy absolvovaly opakované namáhání 150 000 cyklů, byly podrobeny zkoušce na zbytkovou statickou pevnost za NT podmínek. Zkoušelo se opět na stroji TIRAtest 28500S s registrací celkové deformace v závislosti na síle. Tuto zkoušku absolvovalo celkem 43 vzorků.

## Zkoušky s vlivem prostředí

Před uskutečněním statických pevnostních zkoušek v prostředí HW byly příslušné vzorky dlouhodobě kondicionovány v klimatické komoře, viz obr. 6. V komoře byla udržována teplota 70° C a relativní vlhkost vzduchu 85 až 90 %. Stupeň absorpce vlhkosti do zkušebních těles byl kontrolován pomocí 4 kusů doprovodných vzorků F1 až F4 o velikosti 50 x 40 mm a tloušťce totožné se zkušebními tělesy (2,65 mm uhlík, 3,5 mm sklo). Materiálově odpovídaly doprovodné vzorky F1 a F2 zkušebním tělesům z uhlíkového kompozitu, vzorky F3 a F4 zase tělesům z kompozitu se skleněnými vlákny.



Obr. 6

Pro určení stavu nasycenosti zkušebních těles vlhkostí bylo použito standardní tzv. sedmidenní kritérium, u něhož se za nasycený stav považuje okamžik, kdy se vážením doprovodných vzorků na přesných laboratorních vahách v intervalu sedmi dnů nezvětší jejich hmotnost o více jak 0,05 %. Tohoto stavu bylo u všech doprovodných vzorků dosaženo nejednou po 52 dnech (1250 hodin) kondicionování.

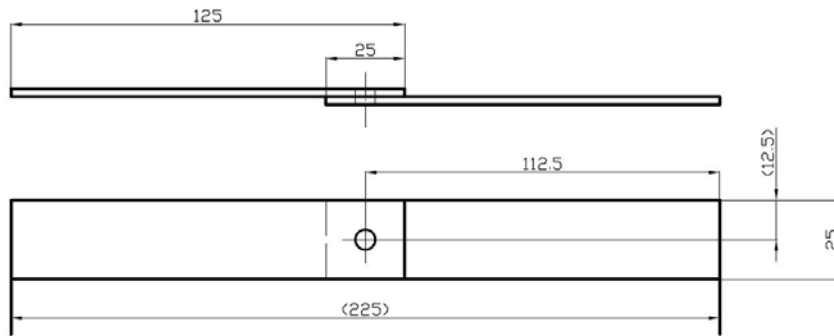
## Zkušební vzorky

Většina zkušebních těles se skládá vždy ze dvou plochých pásků z různých materiálů a jsou spojeny jedním, dvěma nebo třemi spojovacími prvky typu lícovaný šroub, svorník Hi-Lok a nýtosvorník pro kompozity Composi-Lok. Jedná se tedy o jednostřížný spoj, kdy tahová síla působící v podélné ose těles způsobuje vznik přídatného ohybového momentu, viz např. obr. 2. U části vzorků byl tento ohyb eliminován použitím speciálních příložek, obr. 3.

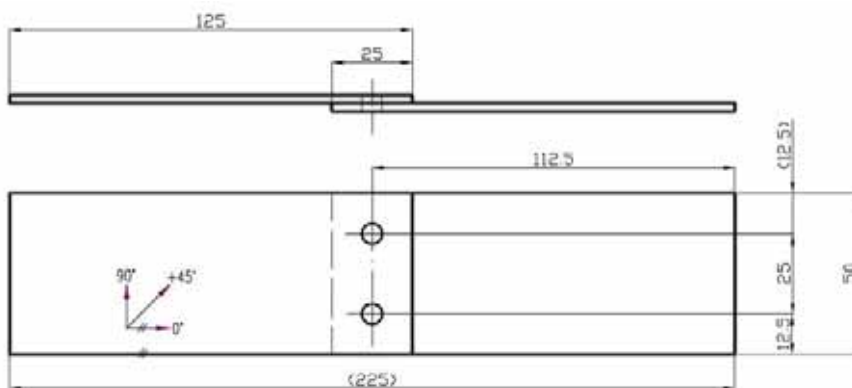
Některé vzorky se šrouby a Hi-Loky byly navíc při spojení lepeny k sobě lepidlem Hysol EA 9394, k vytvrzení lepidla docházelo na již utaženém spoji.

Část vzorků se šrouby má otvory přesně provedené (stružené) a lícované H8, část má otvory pouze vrtané na jmenovitý rozměr.

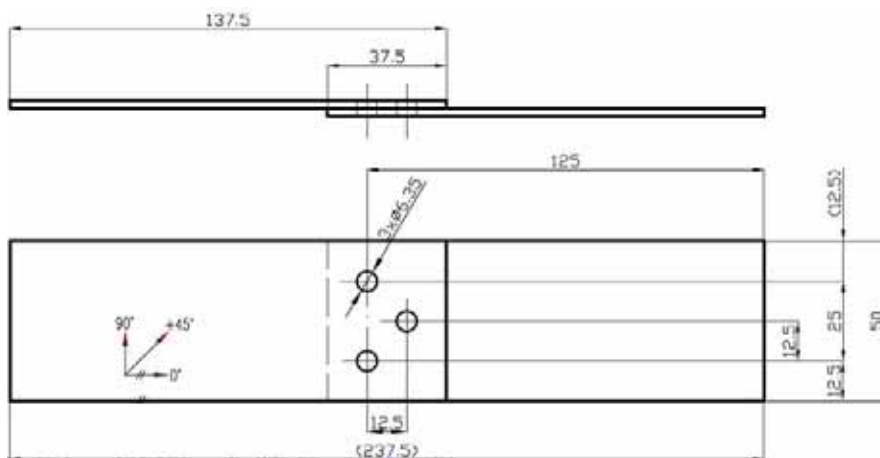
Plošné rozměry vzorků a polohy spojů jsou na obr. 7 – jednoduchý spoj, obr. 8 – jednořadý spoj se dvěma prvky, obr. 9 – dvojřadý spoj se třemi prvky.



Obr. 7

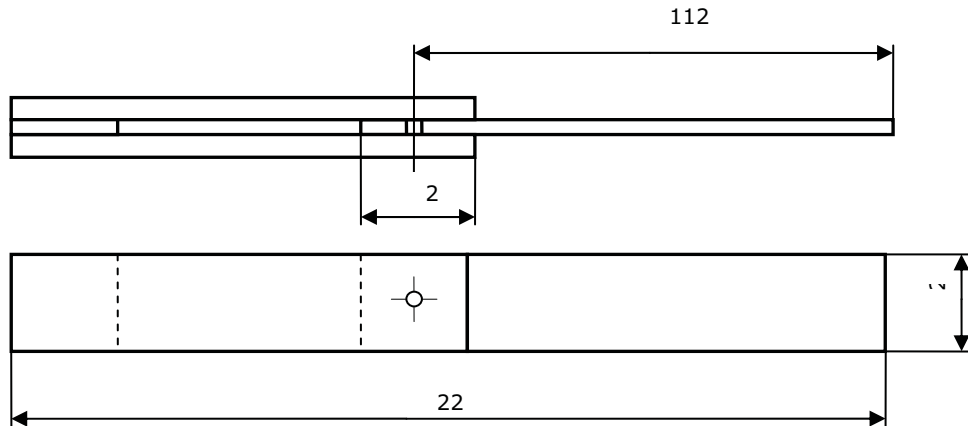


Obr. 8



Obr. 9

Kromě vzorků s jednostřížnými spoji bylo také zkoušeno několik vzorků se spoji dvojtřížnými, viz obr. 10. Spoj byl proveden lícovaným šroubem ONL 3120 Ø 6 mm.



Obr. 10

### Typy spojovacích prvků

Prvním typem spojovacího prvku, v označení vzorků s identifikátorem A, byly lícované šrouby Ø 6 mm se šetihannou hlavou 6x25 (dřík délky 15 mm) z oceli L-ROL.7 dle normy ONL 3120.20. Vzhledem ke svěrné tloušťce a délce lícované části bylo nutno použít podložek (1 pod hlavu, ostatní pod matici). Otvory ve vzorcích byly dvojího provedení: jednak přesné stružené s lícováním H8, jednak volné vrtané vrtákem Ø 6 mm.

Matice šroubů byly dotaženy utahovacím momentem 11 až 12 Nm, který odpovídá momentu při ustřižení instalační části matice svorníku Hi-Lok velikosti -8.

Tento typ spoje byl také použit jako čep pro vzorky dvojtřížných spojů dle obr. 10; identifikátor těchto vzorků je D.

Svorníky byly druhým typem spojovacího prvku, v označení vzorků s identifikátorem B. Byly použity nerezové svorníky Hi-Lok typu HL48-8-4 od firmy Hi-Shear. Jedná se o typ se zvětšenou plochou hlavou i pro tahová namáhání z oceli A286, s povrchovou úpravou kadmiováním, průměru dříku -8 (Ø 6,35 mm) a svěrné tloušťky -4 (od 5 do 6,5 mm). Spoj byl doplněn příslušnými trhacími maticemi HL86.

Otvory pro svorníky Hi-Lok v palcové soustavě byly lícovány s tolerancemi odpovídajícími toleranci H8, instalace byla provedena ve VZLÚ s použitím náhradních nástrojů a byla při ní námatkově kontrolována výrobcem udávaná hodnota kroutícího momentu pro utržení části matice.

Nýtovsvorníky - tímto názvem jsou označovány spojovací prvky Composi-Lok firmy Monogram Aerospace, v označení vzorků s identifikátorem C. Složený název charakterizuje skutečnost, že tyto spoje přejímají z nýtů tvorbu závěrné hlavy deformací k tomu určené části (jako většina jednostranných nýtů), avšak bez současné deformace dříku v otvoru a tím i jeho vyplnění, jako je tomu u nýtů.

Konkrétně byly použity titanové Composi-Loky MBF2111-6-250(300). Tyto nýtovorníky mají Ø 5,03 mm (označení výrobce -6) a kromě titanu na hlavě a dutém dřívku je na ostatní části použito korozivzdorné ocele.

### Druhy spojovaných materiálů

Celkem byly použity 4 druhy materiálů, jejichž kombinacemi vznikla vlastní zkušební tělesa: Al-slitina a ocel ve formě plechu, uhlíko-epoxidový kompozit C/E a sklo-epoxidový kompozit G/E ve formě plochých vzorků s definovanou skladbou.

Jako AL-slitina byl použit plech tl. 4 mm z materiálu Z 42 42 03.62.

Jako ocel (St) byl použit plech tl. 2,5 mm AISI 4130 A dle AMS 6350.

C/E kompozit byl vyroben z celkem 15 vrstev prepregu, z nichž 13 byl jednosměrný F913C-HTA(12K)-5-40% s orientacemi 0° a 90° a 3 vrstvy byly z tkaninového prepregu C/E EP121-C20-40 s orientací 45°. Tloušťka po vytvrzení byla kolem 2,65 až 2,69 mm.

G/E kompozit byl vyroben z celkem 9 vrstev skelného tkaninového prepregu EHG250-68-50 s orientacemi 0°, ±45° a 90°, tloušťka po vytvrzení byla kolem 3,5 mm.

### Zkušební matice

V následující zkušební matici jsou uvedeny vlastnosti jednotlivých typů zkušebních vzorků, druhy zkoušek a počty vzorků:

Spojovací prvek	Provedení spoje	Druh spoje	Kvalita otvoru	Materiály vzorků	Druhy zkoušek			Označení vzorku
					SZ-NT	SZ-HW	ÚZ	
A	S	1	T	C/E+Al	6	6	6	A1
	S	1	V	C/E+Al	6		6	A2
	L	1	T	C/E+Al	6	6	6	A3
B	S	1	-	C/E+Al	6		6	B1
	S	1	-	C/E+C/E	6	6	6	B2
	S	1	-	G/E+G/E	6	6	6	B3
	S	2	-	C/E+Al	6		6	B4
	L	2	-	C/E+Al	6	6	6	B5
	S	3	-	C/E+St	6			B6
	S	3	-	G/E+St	6			B7
C	S	1	-	C/E+Al	6		6	C1
	S	1	-	C/E+C/E	6			C2
	S	1	-	G/E+G/E	6			C3
A	S	1D	-	C/E	6			D1
	S	1D	-	G/E	6			D2

## Vysvětlivky k tabulce:

Sloupce a jejich význam:

Spojovací prvek definuje typ spojovacího prvku:	A = šroub lícovaný ONL 3120.20
	B = svorník Hi-Lok
	C = nýtosvorník Composi-Lok II
Provedení spoje definuje způsob spojení:	S = suché, bez lepidla
	L = lepeno
Druh spoje definuje počet spojů a uspořádání:	1 = jednoduchý s 1 prvkem
	2 = jednořadý se 2 prvky
	3 = dvojřadý se 3 prvky
	1D = dvojstřížný spoj

Kvalita otvoru vyznačuje provedení otvoru:

- T = řádně provedený otvor s předepsanou tolerancí
- V = nestandardně provedený otvor s vůlí
- standardně provedený otvor

Materiály vzorků uvádí druhy materiálů, ze kterých se skládá zkušební vzorek:

- C/E = kompozit uhlík-epoxi
- G/E = kompozit sklo-epoxi
- Al = hliníková slitina Z 424203.62
- St = ocel AISI 4130

Druhy zkoušek definuje typ pevnostní zkoušky a prostředí zkoušky + počty vzorků:

- SZ-NT = statická zkouška v laboratorních podmínkách
- SZ-HW = statická zkouška v HW prostředí
- ÚZ = únavová zkouška v laboratorních podmínkách

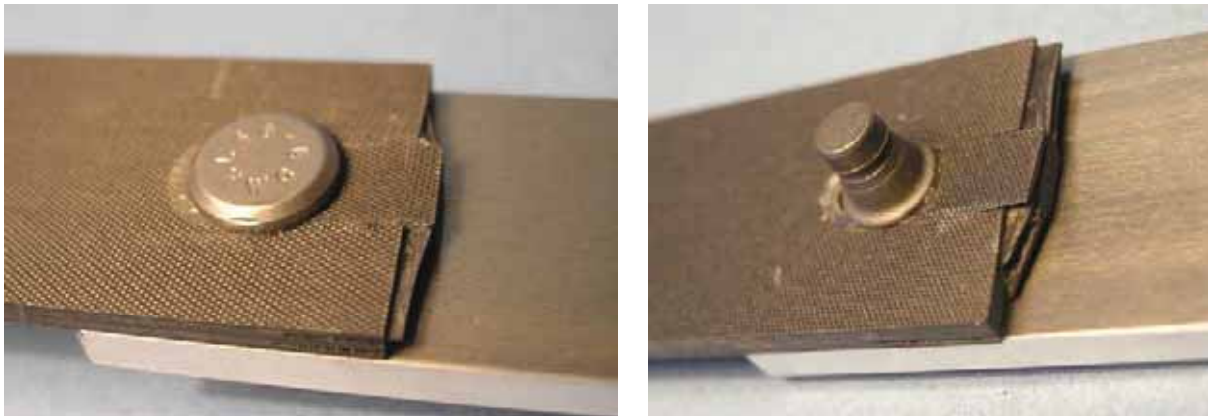
## Zkoušky a jejich výsledky

Podle zkušební matice byly provedeny desítky pevnostních zkoušek a jejich výsledky byly podrobně analyzovány z řady různých aspektů a hledisek:

- Rozptyly výsledků
- Typické poruchy a charakteristiky lomů a poškození
- Vliv příložek pro zabránění přídavnému ohybu u jednostřížných spojů
- Vliv kvality provedení otvoru pro mechanický spoj (vůle)
- Vliv lepidla na únosnost mechanického spoje
- Porovnání výsledků podle druhu spojovaných materiálů
- Vliv typu mechanického spoje a jeho průměru

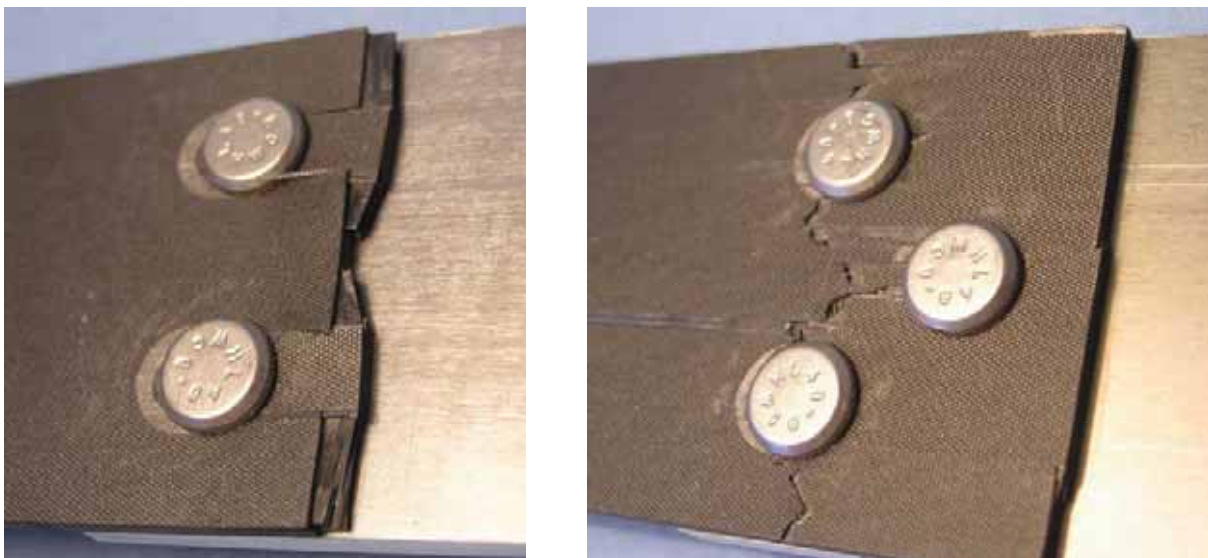
- Porovnání výsledků jednotřížných a dvojtřížných spojů
- Porovnání únosnosti jedno a vícenásobných spojů
- Vliv zvýšené teploty a vlhkosti na únosnost spojů
- Vliv opakovaného namáhání na statickou únosnost spojů - residuální pevnost

S ohledem na zvolené jednotné dimenze kovových částí vzorků se statické poruchy kombinovaných vzorků vždy projevily v kompozitní části, pro materiál C/E a zvolenou skladbu jsou např. na obr. 11 vidět typické smykové poruchy u jednoduchého spoje.



*Obr. 11*

Typické statické poruchy pro vícenásobné spoje v materiálu C/E zobrazuje obr. 12.



*Obr. 12*

U materiálu G/E převládaly s ohledem na nižší tuhost při statických zkouškách jednotřížného spoje poruchy od přídatného ohybu, viz např. obr. 13.



*Obr. 13*

V podmínkách HW se projevilo na charakteru poruchy hlavně u materiálu G/E snížení tuhosti materiálu vlivem absorbované vlhkosti a zvýšené teploty, viz obr. 14.



*Obr. 14*

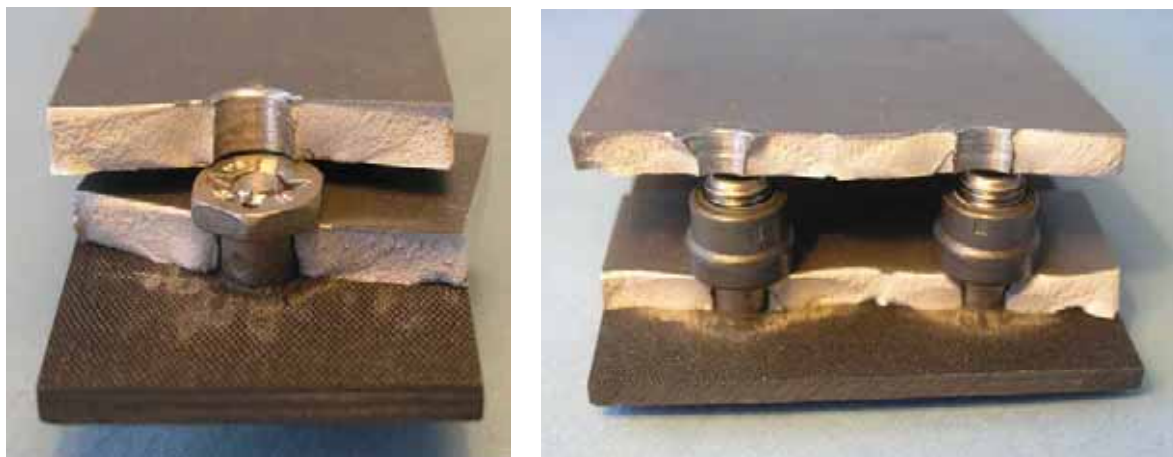
U vzorků, kde byl mechanický spoj ještě "podpořen" použitím lepidla, docházelo pravidelně nejdříve k porušení lepeného spoje po překonání jeho smykové pevnosti, zatížení pak převzal mechanický spoj, takže výsledná únosnost odpovídala samotnému mechanickému spoji z hlediska hodnocení statické pevnosti. Typický charakter poruchy je vidět na obr. 15.





Obr. 15

Při únavových zkouškách se projevilo rozdílné chování ve vlastnostech zvolených kovových a kompozitních materiálů, kdy všechny poruchy kombinovaných vzorků nastaly v kovových částech vzorků z Al-slitiny v místě vzniku přidavného ohybu, jak dokumentuje obr. 16.



Obr. 16

### Všeobecné závěry ze zkoušek

- Při posuzování statické únosnosti jednostřížných spojů byla obava z negativního vlivu přidavného ohybu v průběhu tahového zatěžování. Proto byly při zkouškách na části vzorků použity příložky eliminující tento přidavný ohyb. Nicméně z výsledků vyplývá, že pro navržený uhlíkový materiál není ztráta pevnosti spoje vlivem ohybu příliš významná, až na výjimky je to do 7 %. Pro zkoušky v podmínkách HW je situace i pro C/E trochu horší zřejmě s ohledem na snížení tuhosti vzorků vlivem vlhkosti a tepla – pokles únosnosti je do 14 %. U materiálu G/E s nižší tuhostí byl zaznamenán výraznější pokles únosnosti spoje vlivem přidavného ohybu - kolem 30 %.
- Dalším posuzovaným faktorem byl vliv vůle mezi spojovacím prvkem a otvorem pro něj. V tomto smyslu zkoušky statické ani residuální neprokázaly nějaké významné snížení únosnosti, jednalo se o redukci pevnosti do 4 %.

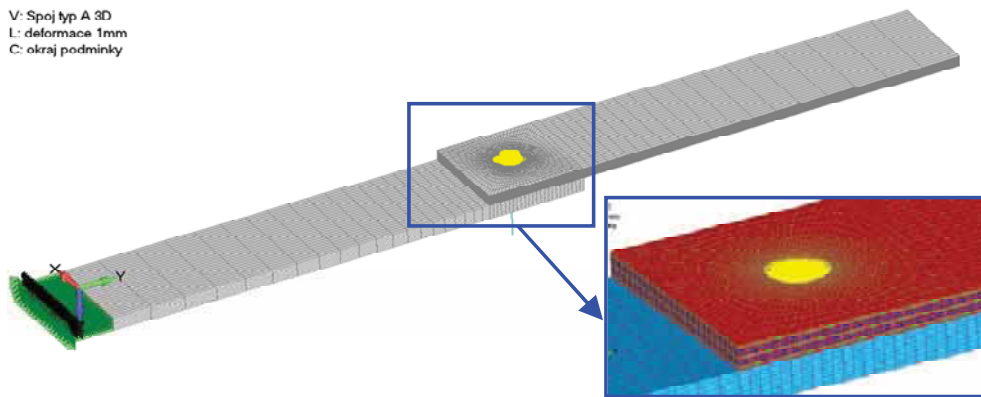
- Porovnáním výsledků únosnosti spojů provedených v jednostřížném a dvojstřížném uspořádání se dospělo k závěru, že dvojstřížné uspořádání vykazuje o 50 % vyšší únosnost oproti volnému jednostříhu, při použití přílozek je stále dvojstřížné uspořádání o 19 % lepší.
- Porovnáním výsledků statické únosnosti v prostředí NT a HW lze konstatovat, že pro materiál C/E není pokles příliš výrazný – jedná se o snížení na 86 až 95 % z únosnosti za NT. Pro materiál G/E je pokles výrazný – na 48 až 56 % pevnosti za NT.
- Zkoušky únavové pevnosti, respektive zkoušky opakovaným namáháním před provedením residuálních statických zkoušek, ukázaly, že zvolený uhlíkový materiál snáší toto zatěžování velmi dobře, limitujícím členem u vzorků, které selhaly, se ukázala duralová část.
- Residuální zkoušky potvrdily (stejně jako statické) malý vliv vŕle mezi spojovacím prvkem a otvorem (o 1,3 % vyšší průměrná residuální únosnost pro spoj bez vŕle).
- Residuální zkoušky prokázaly výbornou odolnost uhlíkového materiálu vŕči opakovanému namáhání a dokonce vlivem „vytrénování“ došlo k mírnému zvýšení únosnosti mechanických spojů oproti únosnosti nových vzorků. Dokonce typicky vyšší nárŕst pevnosti byl zaznamenán u vzorků, podrobených opakovanému namáhání s větší silou než u vzorků, na které působila opakovaně nižší síla. Potvrdila se tedy schopnost daných kompozitních materiálů (C/E) velmi dobře čelit únavovému namáhání a i po dlouhodobém vystavení opakované zátěži nic neztrácet na pevnostních charakteristikách.

## Analýzy mechanických spojů

Pro výpočty pomocí MKP jsou v komerčních programech definovány elementy s vlastnostmi ortotropních vrstev kompozitních materiálů. Ve VZLÚ je jako standardní řešič MKP používaný program MSC/NASTRAN. V tomto programu je možné definovat kompozitní materiál přímo pomocí vlastností standardních 2D elementů. Další možností je modelování jednotlivých vrstev laminy pomocí 3D elementů s anizotropním materiálem.

V případě 2D řešení byl model vytvořen prostřednictvím 2D elementů typu QUAD. Materiál elementů byl definován pomocí modulu pružnosti podél vláken EL, modulu pružnosti kolmo k vláknům ET, modulu pružnosti ve smyku GLT a Poissonovy konstanty vLT. Vlastnosti elementů byly definovány pomocí LAMINATE ELEMENT v preprocesoru FEMAP.

V případě 3D řešení byly použity standardní osmiuzlové elementy typu HEXA. Jednotlivé vrstvy laminy byly modelovány elementy s lokálním souřadným systémem materiálu odpovídajícím orientaci vláken laminy. Materiál elementů byl definován jako 3D anizotropní prostřednictvím matice elastických modulů. Síť konečných prvků a detail modelování jednotlivých vrstev laminy je na obr. 17. Geometrie a okrajové podmínky odpovídají výše uvedenému 2D MKP modelu.



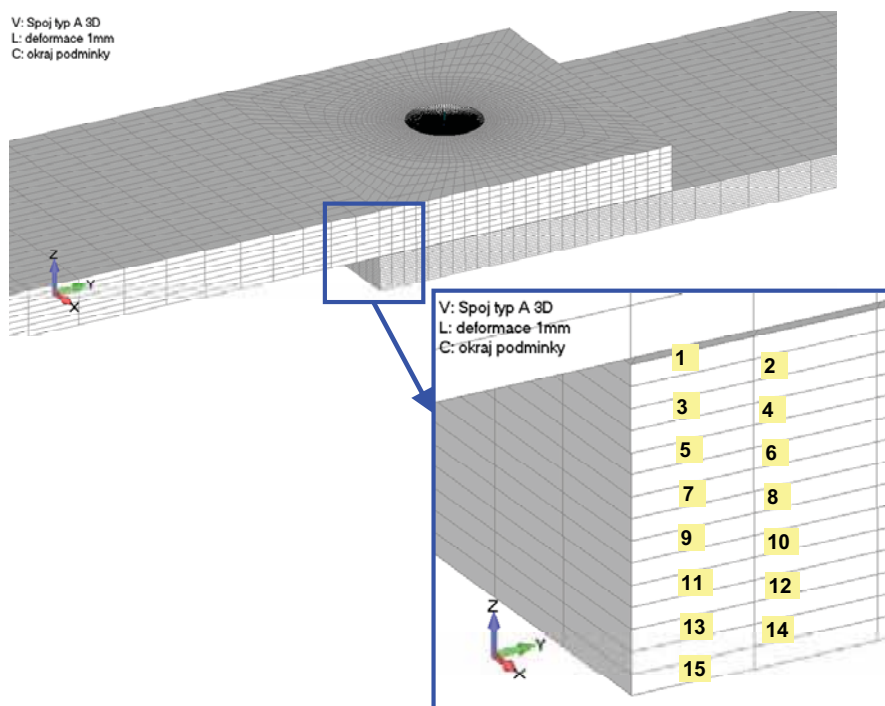
Obr. 17 – 3D model MKP jednostrážného spoje

Část zkušební tělesa tvořená Al materiálem byla v modelu MKP simulována izotropním materiálem s uvážením nelineárního chování. Spojovací prvek byl realizován pomocí 1D elementů simulujících dřík spojovacího prvku a kontakt s otvorem.

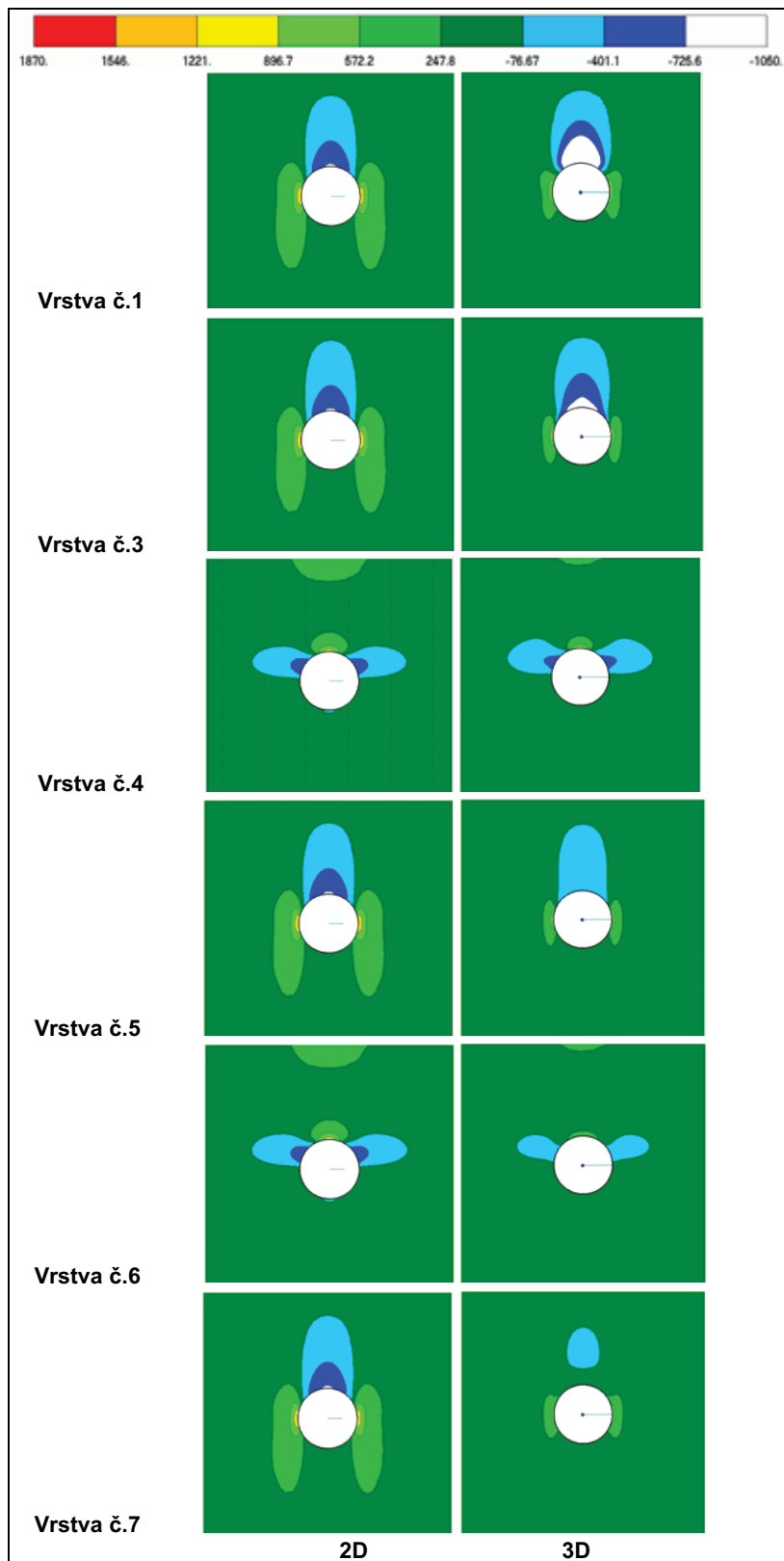
### Výsledky řešení MKP

Pro analýzu výsledků výpočtů MKP byla zvolena zkušební tělesa spoje C/E kompozitu s Al materiálem a jedním mechanickým spojem. Porovnání výsledků výpočtů bylo provedeno z hlediska chování detailních modelů 2D a 3D. Výsledky chování těchto modelů byly následně porovnány s naměřenými hodnotami statické tahové zkoušky.

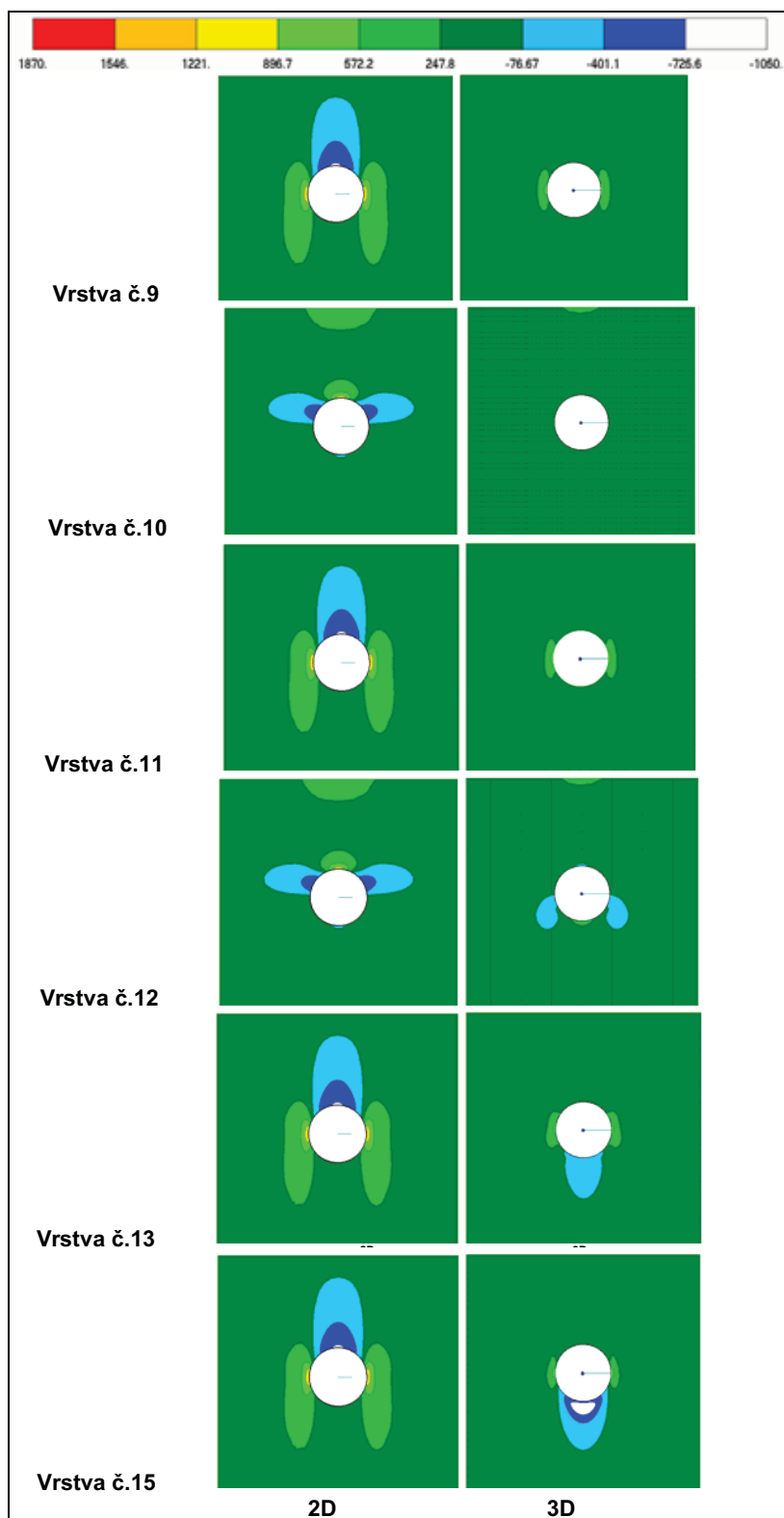
Na obr. 19 až 21 je znázorněno porovnání 2D a 3D MKP výsledků map středního napětí v nosném systému v okolí spojovacího prvku kompozitního materiálu. Systém číslování vrstev laminy je na obr. 18.



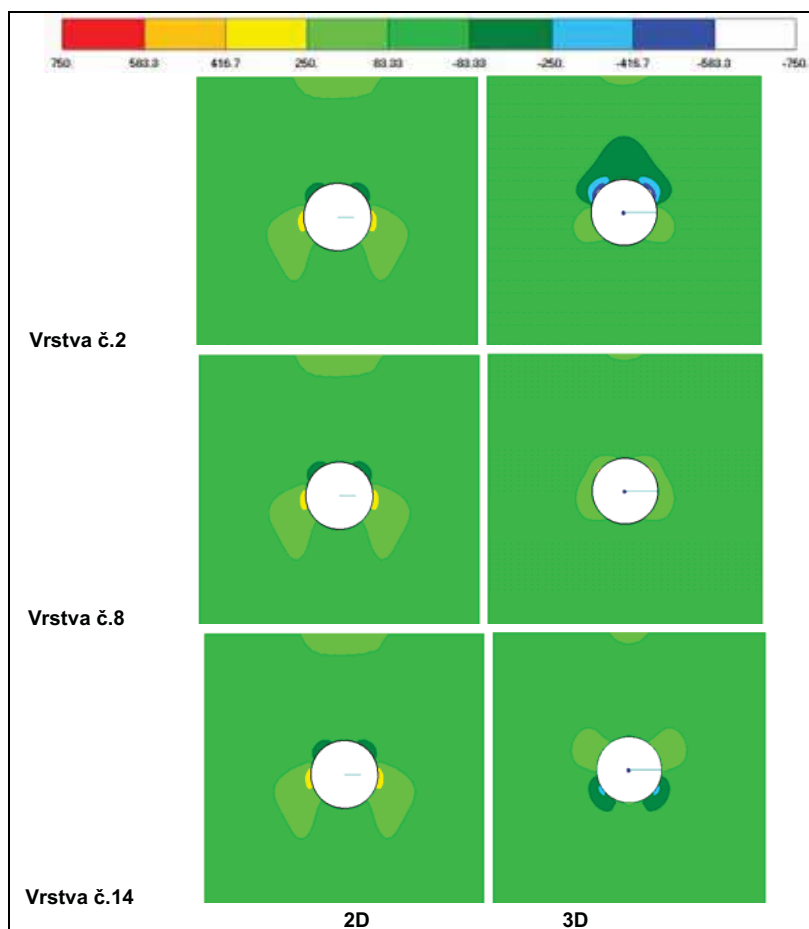
Obr. 18 – Systém číslování vrstev laminy v MKP modelu



Obr. 19 – Porovnání map středního napětí v nosném systému kompozitního materiálu pro 2D (levá polovina obrázků) a 3D (pravá polovina obrázků) [MPa]

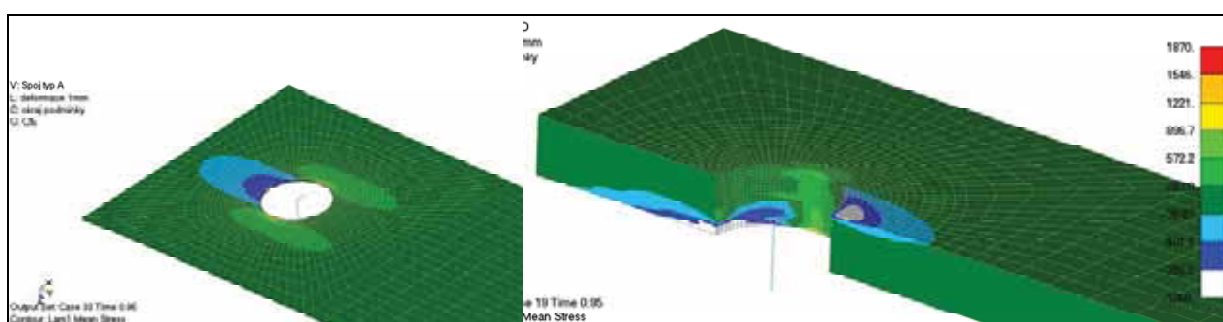


Obr. 20 – Porovnání map středního napětí v nosném systému kompozitního materiálu pro 2D (levá polovina obrázků) a 3D (pravá polovina obrázků) [MPa]



Obr. 21 – Porovnání map středního napětí v nosném systému kompozitního materiálu pro 2D (levá polovina obrázků) a 3D (pravá polovina obrázků) [MPa]

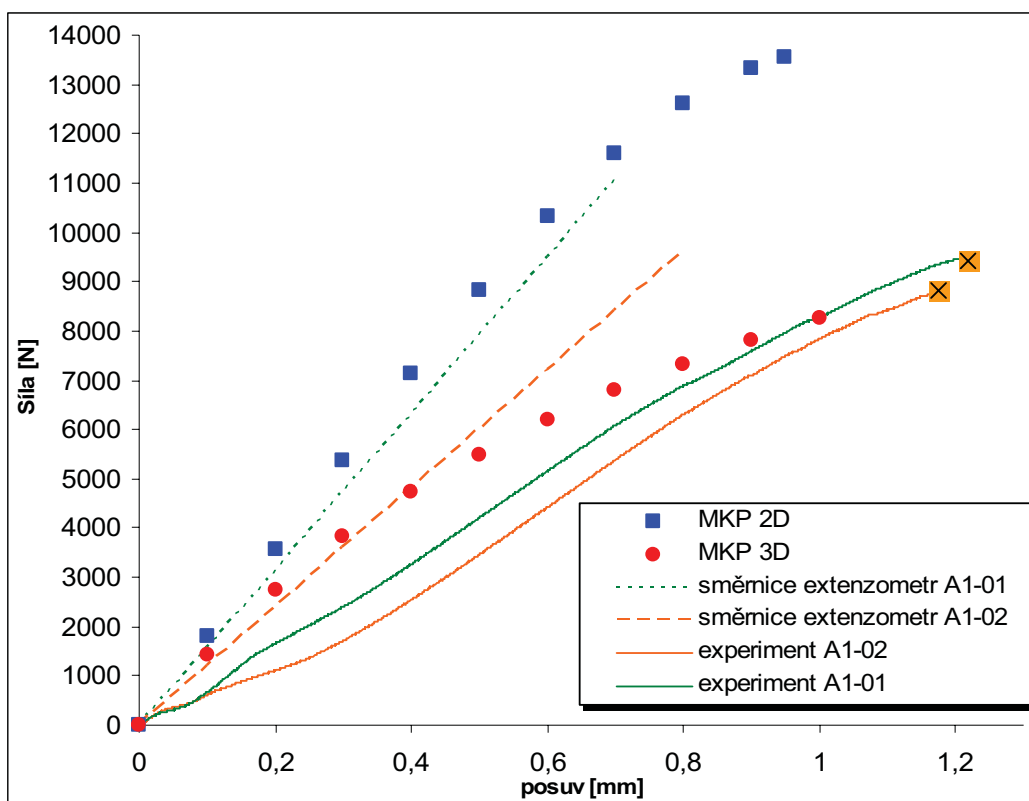
Na obr. 22 je prostorově znázorněno porovnání napěťového chování 2D a 3D MKP modelu v místě spojovacího prvku.



Obr. 22 – Mapy napětí v nosném systému kompozitního materiálu [MPa]

Z obr. 19 až 22 je patrné, že 2D model není schopen postihnout vliv rozložení zatížení od spojovacího prvku po tloušťce zkušební tělesa.

Na obr. 23 je znázorněno celkové porovnání vypočtených a naměřených hodnot na zkušebních tělesech typu A1.



Obr. 23 – Porovnání numerického řešení 2D a 3D s naměřenými hodnotami na zkušebních tělesech jednotřížného spoje

Z obr. 23 je patrné vysoce nelineární chování reálných zkušebních těles především v oblasti počáteční fáze tzv. „sedání“ spojovacího prvku, které numerický model nepostihuje. Srovnání naměřených směrnic okolí mechanického spoje je v dobrém souladu s numerickým řešením pro náhradní model spoje.

### Závěry z analytické části

Výsledky řešení MKP kompozitních materiálů ukazují, že aplikace 2D řešení je z hlediska řešení mechanických spojů a detailní napjatosti nevyhovující. Pro zpřesnění výsledků je nutné provést detailní výpočet na 3D modelech s uvažováním nelineárního materiálu a kontaktní analýzy.

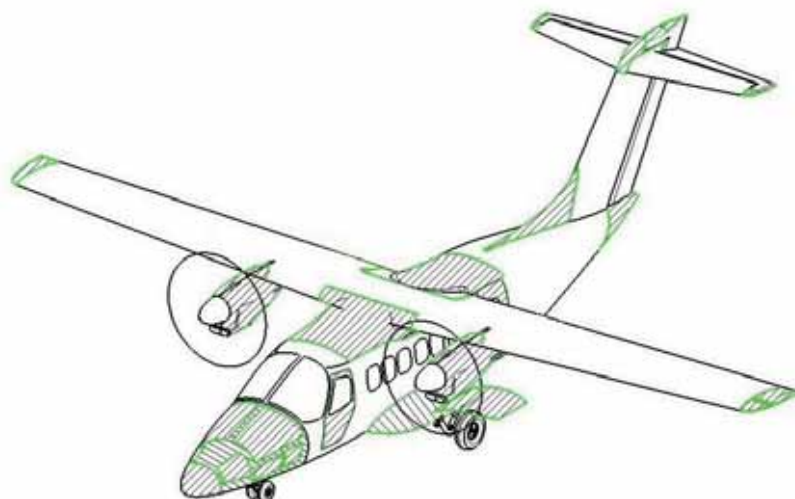
# Aplikace kompozitních materiálů v konstrukci malého dopravního letadla

**Ing. Petr Průcha, LA composite s. r o., Praha**

Příspěvek se zabývá problematikou použití kompozitních materiálů v konstrukci malého dopravního letadla (MDL) v kategorii FAR/CS 23. Primární konstrukce tohoto letounu je navržena z kovových materiálů, kompozitní materiály jsou použity jen na vybraných sestavách, které nejsou součástí primární konstrukce. Z kompozitních částí letounu jsou v článku popsány nosová část trupu, podvozkové gondoly a pilotní dveře. Pozornost je věnována konstrukci dílů i technologii jejich výroby.

## Úvod

Vysoké užité vlastnosti kompozitních materiálů, vedou k jejich stále širšímu uplatnění především v leteckém průmyslu. Na druhou stranu je třeba při návrhu kompozitních konstrukcí uvažovat vliv faktorů, které se nevyskytují nebo jsou dobře popsány u klasických konstrukcí z kovů. To samé je možné konstatovat i o výrobních technologiích, které jsou odlišné od technologií běžně používaných při výrobě kovových konstrukcí. Výše uvedená problematika je popsána na příkladech kompozitních sestav nosové části trupu, podvozkových gondol a pilotních dveří. Na následujícím obrázku jsou zvýrazněny části konstrukce letounu vyráběné z kompozitních materiálů.



*Obr. 1. Kompozitové díly v konstrukci malého dopravního letadla*



## Návrh

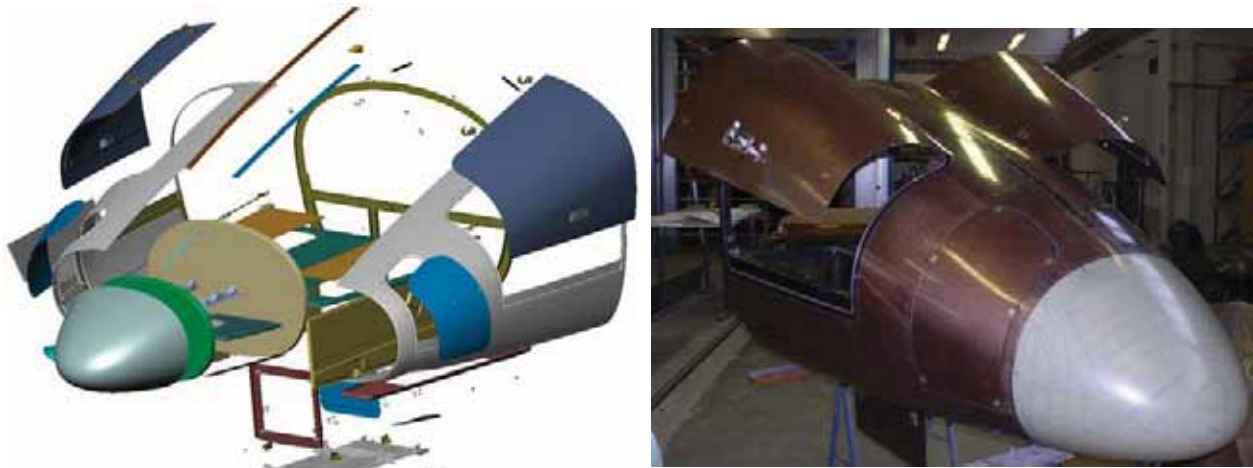
Kompozitové díly jsou navrženy z kompozitního materiálu s výztuží ve formě dlouhých uhlíkových vláken a epoxidovou matricí. Použita je výztuž jednosměrná či tkaninová. Díly sendvičové konstrukce mají jádro navrženo z Nomexové voštiny. K výrobě je využívána prepregová technologie. Pro omezení vlivu účinků blesku a vysokofrekvenčních elektromagnetických polí mají veškeré vnější skořepiny kompozitových dílů v první vrstvě kovovou mřížku. Detaily jsou spojovány především lepením studeným lepidlem s dotvrzováním za zvýšené teploty. Šroubové spoje jsou použity pouze v místě zavedení osamělých sil.

Součinitel bezpečnosti používaný při návrhu je 1,94. Tento součinitel byl stanoven vzhledem k povaze materiálu a technologii výroby. Materiálové hodnoty použitých materiálů byly ověřeny s pomocí mechanických zkoušek za normální teploty i za podmínek zvýšené teploty a vlhkosti.

### Nosová část trupu

Zahrnuje část trupu až po přepážku číslo 3, která je již součástí kovové konstrukce trupu. Konstrukce je tvořena z přepážek, podlah a potahů. Na přepážce 1 je uchycen povětrnostní radar. Mezi přepážkami 1 a 2 je technický prostor s podlahou pro uchycení agregátů. Tento prostor je přístupný přes 4 víka. Mezi přepážkami 2 a 3 jsou umístěny: zavazadlový prostor, technické prostory a šachta předového podvozku. Samotný podvozek je uchycen na kovové konstrukci trupu. K přístupu do zavazadlového prostoru slouží velká víka na obou stranách trupu. Šachtu předového podvozku zakrývají třídílná dvířka. K trupu je nosová část trupu uchycena pomocí šesti šroubových spojů.

Nosová část trupu byla navrhována, tak aby snesla zatížení od setrvačných sil a tlakového rozložení. Pevnostní analýza přední části trupu i jejích detailů byla provedena v MKP programu Cosmos/M. Celková hmotnost instalací a zavazadel v nosové části je 200 kg + uvažovaná vlastní hmotnost 30 kg. Víka a kryty předového podvozku byly navrhovány, aby splnili požadavky na maximální provozní deformace. Protože zavedení osamělých sil je obecným problémem u sendvičových konstrukcí byla statickou a únavovou zkouškou ověřena únosnost kompozitových závěsů sloužících ke spojení nosové části s trupem. Na dalším obrázku je 3D model nosové části a prototyp číslo 001.



Obr. 2. Nosová část trupu 3D model a prototyp 001

### Podvozkové gondoly

Každá podvozková gondola se skládá z potahu, pěti přepážek, schránek, odnímatelných vík a krytů hlavního podvozku. Do gondol se zatahuje hlavní podvozek, který je ale uchycen ke kovové konstrukci trupu. Přepážky a schránky v podvozkových gondolách slouží k uchycení instalací letadlových systémů. K přepážkám jsou také uchyceny kryty hlavního podvozku. Pravá podvozková gondola je na následujících obrázcích.

### Pilotní dveře

Pilotní dveře se nachází na obou stranách trupu. Jejich konstrukce je skořepinová bez použití sendvičových dílů. Dveře se skládají ze dvou skořepin vnitřní a vnější, které jsou k sobě přilepeny, čímž je dosaženo hladkého povrchu z formy na obou stranách dveří. Uvnitř dveří jsou instalovány mechanismy zámků a vzduchová sprcha.

Dveře byly navrženy, tak aby vyhověly požadavkům na maximální provozní deformace a zatížení od manipulace s dveřmi. Kontrolován byl také mechanismus blokování dveří v otevřené poloze pro případ poryvu při otevřených dveřích.

## Technologie výroby

### Technologie výroby dílů

K výrobě jak bylo uvedeno výše je použita prepregová technologie. Polotovarem pro takovou výrobu jsou takzvané prepregy což je výztuž ve formě dlouhých vláken už nasycených matricí. Nevýhoda této technologie je v nutnosti skladování materiálu v mrazícím boxu. Naproti tomu je touto technologií dosahováno nejvyšší kvality výsledného dílu přičemž je zaručena opakovatelnost výroby. Po složení jednotlivých vrstev materiálu do formy je skladba vakuově zabalena a díl je připraven pro vytvrzování. Díly jsou následně vytvrzeny v autoklávu vyjma sendvičových dílů,

které jsou vytvrzovány v peci. Protože byly zvoleny materiály s nízkoteplotním epoxidovým systémem bylo vytvrzování dílů prováděno při teplotě 125° C.

K výrobě byly použity kovové i kompozitové formy. Kovové formy byly zvoleny pro malé díly tvarově hodně složité nebo pro ploché rozměrnější díly jako přepážky či podlahy. Výhodou kovových forem je jejich delší životnost. Dalšími výhodami je větší přesnost a rychlejší uvedení do výroby, protože forma je vyrobena přímo na CNC stroji. Pro rozměrnější díly byly použity formy kompozitové. Základem pro výrobu kompozitní formy je maketa vyrobená na CNC stroji, která svou geometrií odpovídá výslednému dílu. Z makety je následně vyrobena forma. Jako nejvhodnější technologie byla vzhledem k ceně a životnosti formy zvolena ruční laminace. Výchozím materiálem byla výztuž ve formě skleněných či uhlíkových vláken v kombinaci s epoxidovou pryskyřicí. Na obrázku 3 je maketa vnitřní skořepiny nákladových dveří a forma vytvořená na této maketě.



*Obr. 3. Maketa vnitřní skořepiny dveří a forma na ní vyrobená*

Vyrobené díly jsou po obrobení připravené k lepení sestavy. Lepení dílů bylo provedeno dvousložkovým studeným epoxidovým systémem. Přestože se jedná o studené lepidlo je prováděno dotvrzení lepeného spoje v peci. Za účelem zlepšení mechanických vlastností i zkrácení doby lepení. Postup lepení byl následující:

- Suchá sestava dílů na lepícím přípravku. Ustavení vzájemných poloh jednotlivých dílů a jejich spojení pomocí dočasných spojovacích prvků
- Povrchová příprava lepených spojů. Očištění, broušení, očištění a lepení
- Vytvrzení lepených spojů a následné odstranění dočasných spojovacích prvků

Tento postup je dle potřeby opakován. Na obrázku 4 je sestava podvozkové gondoly po vytvrzení lepidla před sejmutím spojovacích prvků. Po dokončení lepených spojů jsou provedeny šroubové a nýtové spoje.



*Obr. 4. Lepená sestava skořepiny podvozkové gondoly a žeber*

## **Závěr**

Úspěšnost aplikace kompozitních materiálů lze hodnotit z několika hledisek, které se navzájem překrývají či spolu souvisí. Dále je proto provedeno jen srovnání hmotnostní a technologické s pomyslnou kovovou konstrukcí. Vzhledem k nedostatku vstupů pro porovnání s kovovou variantou jsou dále uvedené závěry orientační.

Nejprve je srovnávána hmotnost. Pro porovnání je hmotnost dílů v kovové variantě uvažována jako by díl byl vyroben z duralového plechu o tloušťce 0,8 mm. Při takovémto srovnání reálné hmotnosti kompozitového dílu a kovové varianty vychází kovová varianta o 15 % lehčí u levé skořepiny nosové části a o 10 % lehčí v případě podlahy zavazadlového prostoru, ale tuhost sendvičového kompozitového dílu je minimálně o řád vyšší. Je tedy zřejmé, že kovová varianta by musela být těžší než je uvažováno. U dílů jako dveře zavazadlového prostoru jsou hmotnosti srovnatelné, ale tuhost je dokonce o několik řádů vyšší. Celková hmotnost sestavy nosové části trupu je vyšší než uvažovaná, nicméně velký nárůst hmotnosti je způsoben použitím nakupovaných položek (například zámky dveří zavazadlového prostoru 1,2 kg), které nejsou určeny pro použití na letadle a tak je jejich hmotnost nepřijatelná. Na případných sériových kusech budou tyto položky nahrazeny za lehčí. Při porovnání dílů jako skořepina podvozkové gondoly vychází kompozitní varianta lehčí o 20 %. Hmotnost vyrobené podvozkové gondoly je pak o 20 % nižší než hmotnost uvažovaná.

Další hledisko může být například technologické. Skořepinu nosové části trupu lze v případě kompozitové varianty vyrobit ze dvou kusů, skořepinu podvozkové gondoly z jednoho kusu což je v případě výroby z kovu neproveditelné.

Nicméně tento projekt je teprve na počátku a až provoz letounu může odhalit další výhody či nevýhody kompozitních materiálů na letadle této kategorie. Problémem v provozu mohou být například rázy způsobené dopady cizích těles na konstrukci.

# Recyklace kompozitních materiálů s uhlíkovou výztuží, získané recykláty a jejich aplikace

*Miroslav Valeš, Karel Cihelník, Bedřich Štekner, VZLÚ, a.s., Praha*

V posledních letech v letectví, ale i jiných příbuzných průmyslových oborech, výrazně roste podíl vláknových kompozitů s termosetickou maticí ve vztahu k dnes již tradičním konstrukčním materiálům. S tímto trendem ale potencionálně vzrůstá i množství odpadů z těchto materiálů, ať už vznikají jako odpad při výrobě kompozitních dílů, nebo jako odpad po ukončení životnosti výrobků z kompozitních materiálů. Příspěvek se zabývá možnými směry využití obnovených vláken, vzniklých jako produkt procesu recyklace vláknových termosetických kompozitních materiálů, která je ve VZLÚ, v rámci projektu Centra leteckého a kosmického výzkumu, již několik let předmětem výzkumu.

Výzkumný a zkušební letecký ústav v Praze je jedním z mála, a pravděpodobně i jediným tuzemským pracovištěm, který se v několika posledních letech systematicky zabývá problematikou řešení recyklace vláknových kompozitních materiálů s termosetickou maticí. O důvodech nutnosti řešení této problematiky a její aktuálnosti již bylo pojednáno na předchozích seminářích a konferencích z oboru vyztužených plastů a kompozitních materiálů; přesto lze telegraficky připomenout významně se zvyšující podíl těchto materiálů jak v letectví, tak i v jiných průmyslových oborech, obecné („politické“) i konkrétní legislativní tlaky na snižování podílu prosté likvidace odpadů a zvyšování podílu znovužití nebo jiného využití materiálů a také obtížnost samotné technologie recyklace kompozitních materiálů, akcelerované použitím matrice na bázi termosetických pryskyřic.

Technologie, která je ve VZLÚ rozvíjena, je založena na dekompozici zpracovávaného materiálu v uměle vytvořených podmínkách zpracování, které lze charakterizovat jako teplotně-pyrolýzní proces při relativně vysokých teplotách, při kterém dojde k zplynování polymerní složky kompozitů a vyseparování původní vláknové výztuže. Obnovená vlákna pak tvoří dominantní složku výsledných produktů – tedy samotný recyklát.

Tato technologie je v současnosti stále rozvíjena a zdokonalována jak co do metodik zpracování různých typů kompozitních materiálů, technologických parametrů samotného procesu zpracování, či zdokonalování hardwarové části technologického systému. Paralelně s tímto řešením se ale zejména v poslední době zabýváme i následným zpracováním a uplatněním vzniklých recyklátů, resp. jejich použitelností pro další následné technologie a aplikace tak, aby tato obnovená vlákna v nějaké formě mohla být navrácena zpět do průmyslové výroby. Je nutno konstatovat, že v této fázi výzkumu se naše pozornost zaměřuje zejména na

kompozitní materiály s výztuží z uhlíkových vláken s různými typy matric, neboť uhlíková vlákna mají, alespoň dle našeho mínění, významnou perspektivu pro následné uplatnění.



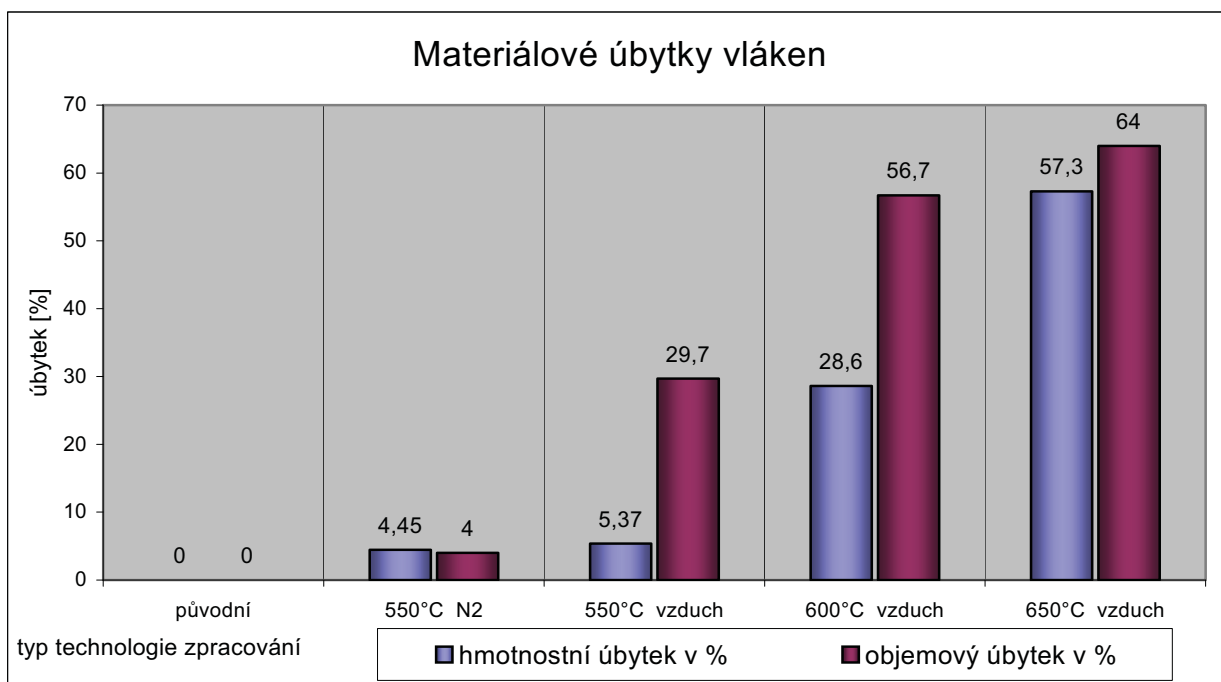
*Obr. 1 - experimentální systém pro teplotní (pyrolýzní) rozklad vláknových termosetických kompozitních materiálů*

Postup prací směřoval v první fázi k určení možných změn vybraných vlastností obnovených vláken oproti vláknům původním (panenským) a to právě v důsledku samotné technologie zpracování, zvláště pak působení vysoké teploty a příslušného plynného prostředí, které při procesu recyklace vzniká, nebo je uměle ovlivňováno. V této oblasti úzce spolupracujeme s TU Liberec, na jejichž pracovištích byla v minulém roce provedena celá řada experimentů s panenskými i obnovenými vlákny, získanými při různých režimech zpracování.

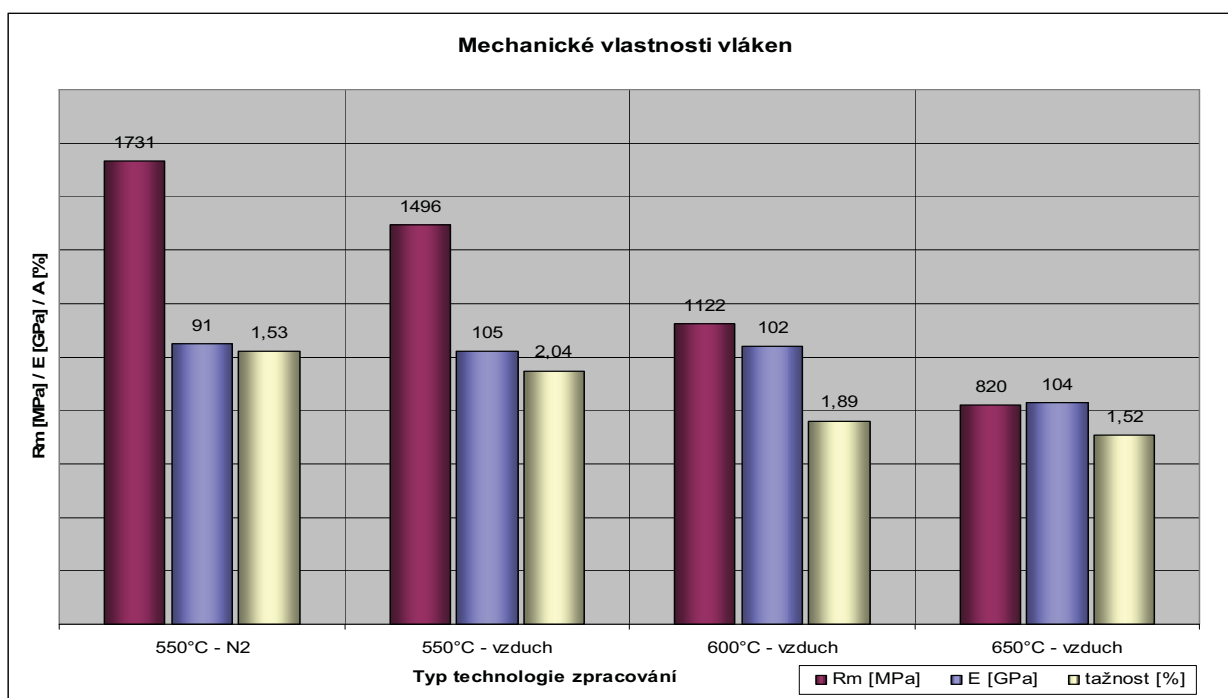


*Obr. 2 – ukázka kompozitního dílu z materiálu typu uhlík-bismaleimid a obnovených uhlíkových vláken (tkaniny)*

Experimenty provedené na TU Liberec byly zaměřeny např. na stanovení meze pevnosti vláknového pramence, nebo na zkoumání rozsahu degradace vláken po procesu jejich obnovy, který vede zejména k jejich nadměrnému opalu, fibrilaci vláken, apod. Na následujících obrázcích č. 3 a 4 jsou shrnuty výsledky některých vybraných experimentů.

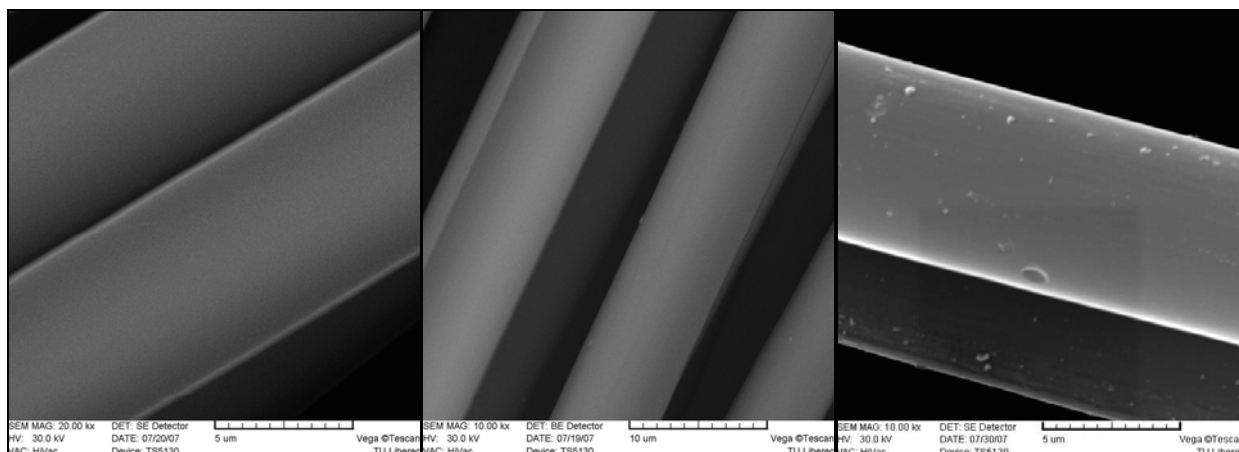


Obr. 3 – vliv parametrů technologie zpracování na úbytky vláken

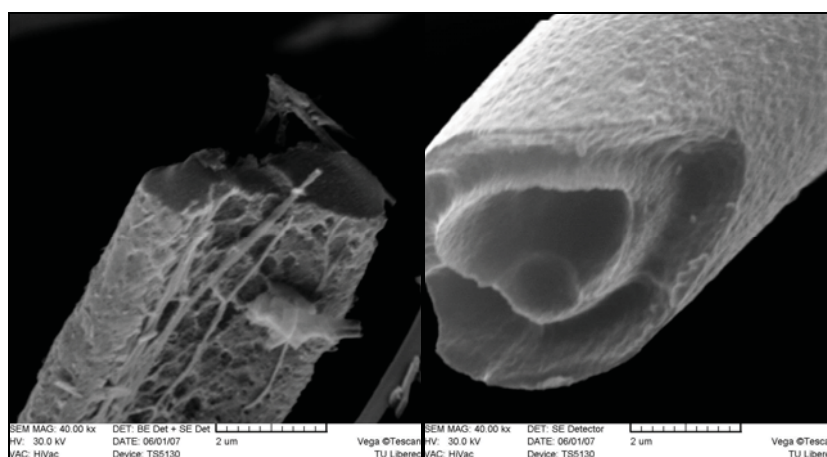


Obr. 4 – vliv parametrů technologie zpracování na mechanické vlastnosti vláken

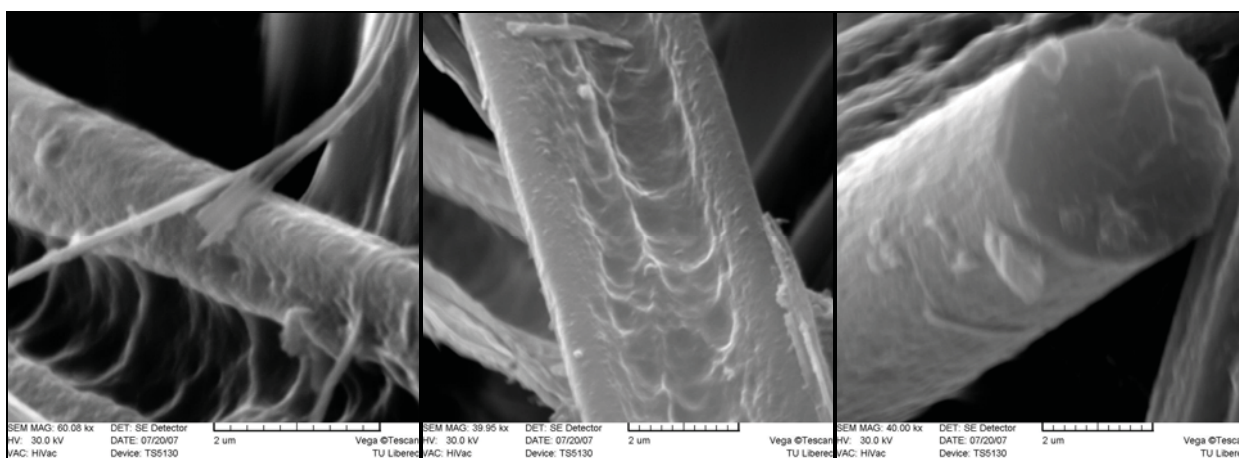
Rozsah možné degradace obnovených vláken je možné velmi dobře pozorovat při hodnocení pomocí elektronového mikroskopu. Následující obrázky ilustrují různý rozsah poškození obnovených vláken, zejména jejich opal či vypálení a fibrilaci, a to opět v závislosti na parametrech procesu zpracování.



Obr. 5 – původní vlákna (vlevo); vlákna zpracovaná při  $T=+550^{\circ}\text{C}$  v  $\text{N}_2$  atmosféře (uprostřed); vlákna zpracovaná při  $T=+550^{\circ}\text{C}$  bez  $\text{N}_2$  (vpravo)



Obr. 6 – vlákna zpracovaná při  $T=+600^{\circ}\text{C}$  bez  $\text{N}_2$

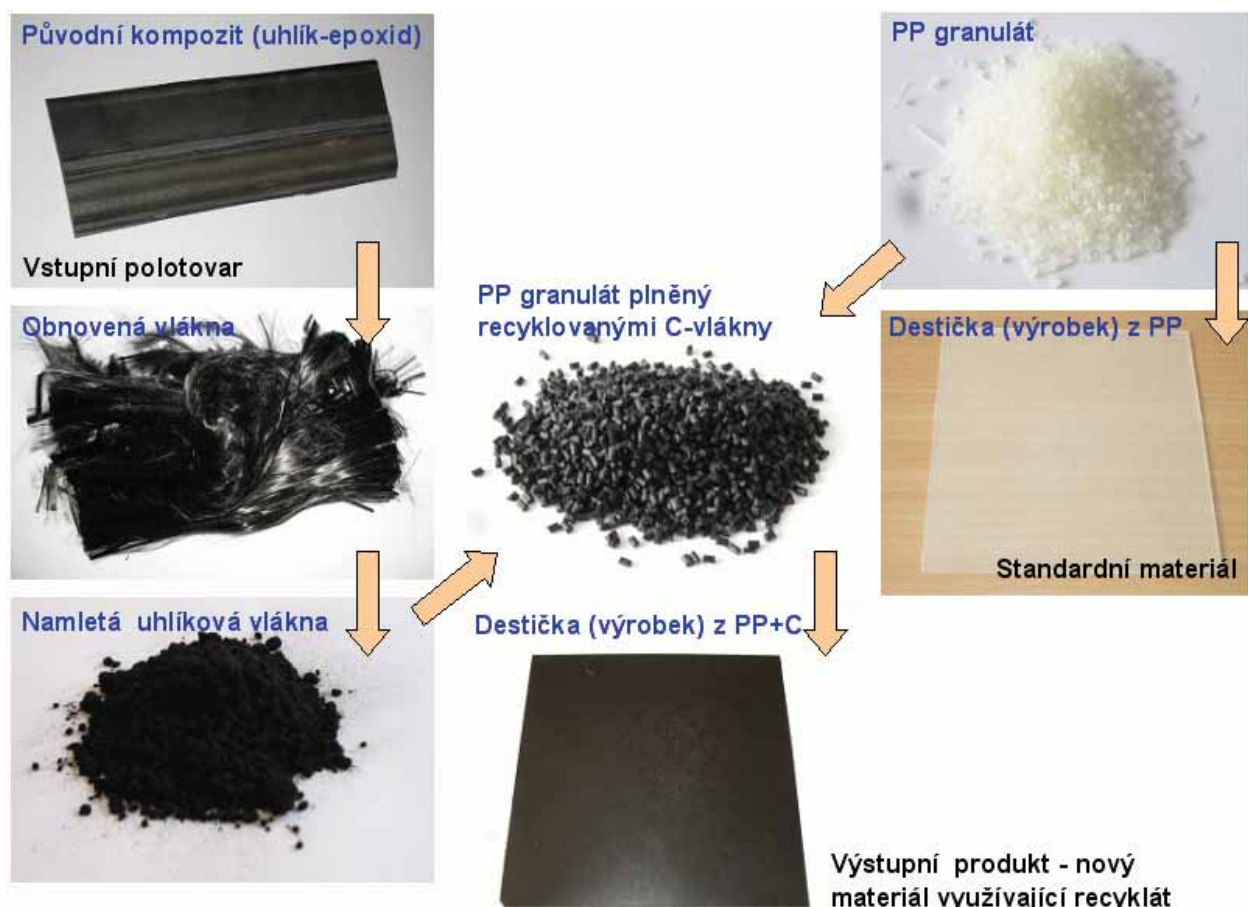


Obr. 7 – vlákna zpracovaná při  $T=+650^{\circ}\text{C}$  bez  $\text{N}_2$



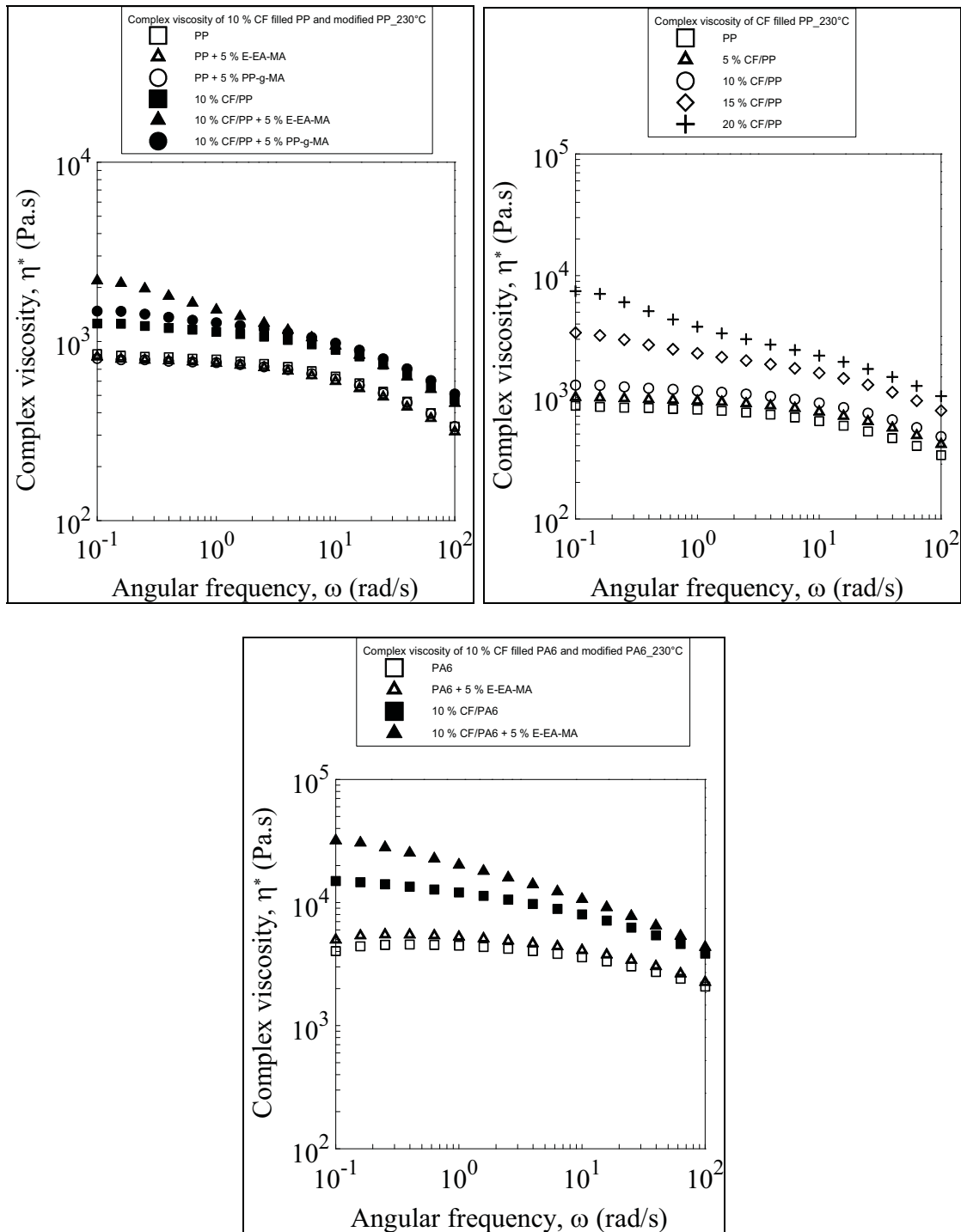
Stanovení vybraných základních parametrů obnovených vláken v kombinaci s parametry procesů zpracování je jedním ze základních předpokladů pro navržení možné, a zejména vhodné, následné aplikace a použití. V této oblasti je rozvíjeno několik paralelních řešení a technologií následného zpracování obnovených vláken. Postup, který je v tuto chvíli z hlediska jeho výzkumu v nejvíce pokročilém stavu, je použití obnovených vláken ve formě částic do termoplastické matrice, tedy vytvoření nové kompozitní struktury částicového charakteru. Tato aplikace předpokládá ještě jeden mezistupeň zpracování vláken a to jejich namletí na vhodný rozměr. Po řadě experimentů jsme dospěli k závěru, že vhodnou délkou pro uvažovanou technologii, s přihlédnutím k proveditelnosti zapracování vláken do termoplastu, je střední délka vláken těsně pod 0,1 mm.

I zde spolupracujeme s odbornými pracovišti v ČR, zejména s Univerzitou Tomáše Bati ve Zlíně. Do této doby proběhlo už několik kol experimentů, které byly zaměřeny na proveditelnost compoundace a následné technologie lisování plněného plastu. Jako vstupní termoplasty byly použity zejména materiály typu PP a PA6; plnění probíhalo v rozsahu cca od 0 do 30% napletého uhlíkového vlákna. Princip použití obnovených vláken v termoplastické matici znázorňuje následující obrázek:



Obr. 8 – schema využití vláknové výztuže původního kompozitu, přes jeho recyklaci, do nového částicového kompozitu s termoplastickou maticí

Je zřejmé, že pro různé varianty a kombinace termoplast + mleté uhlíkové vlákno, s různým stupněm plnění, byly získány výsledné materiály s různými vlastnostmi. Proto následovano provedení mnoha reologických testů pro různé kombinace a byly získány závislosti řady různých vlastností na těchto kombinacích. Jako ukázka mohou sloužit následující diagramy:



Obr. 9 – ukázky z výsledků reologických zkoušek – complex viscosity

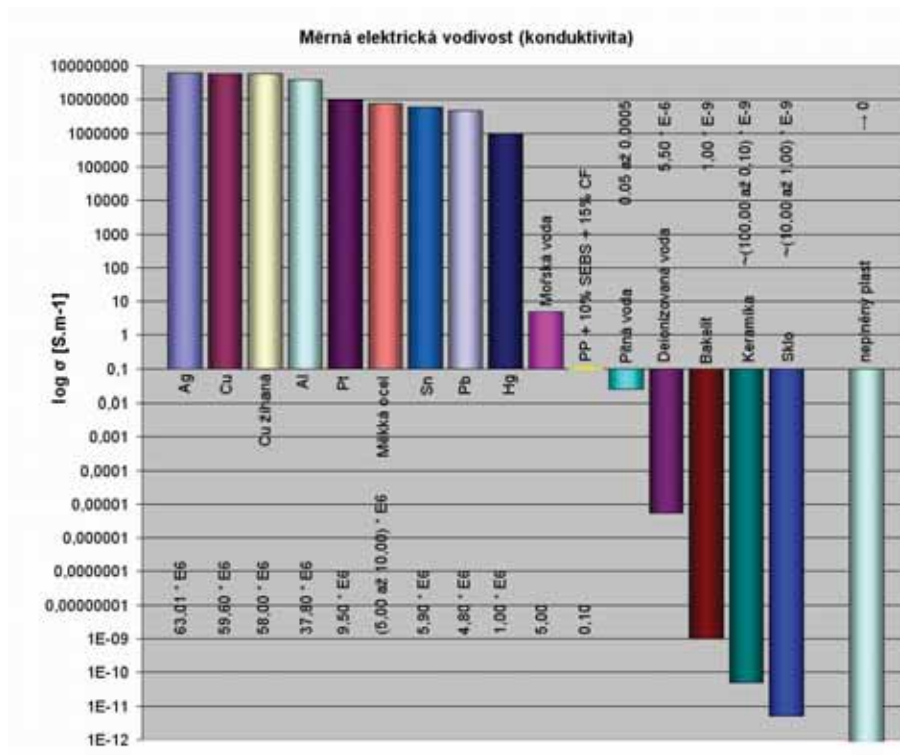
Součástí prováděných zkoušek byly i testy zaměřené na elektrickou vodivost. Je zřejmé, že oproti původnímu, neplněnému plastu, může přidání vhodného podílu mletého uhlíkového vlákna významně tuto vlastnost měnit. Uvedenou vlastnost lze charakterizovat například tzv. měrnou elektrickou konduktivitou dle vztahu:

$$\sigma = \frac{L \cdot G}{S} \left[ S \cdot m^{-1} = \frac{m \cdot \Omega^{-1}}{m^2} = \frac{m \cdot S}{m^2} \right]; \quad kde \quad G = \frac{1}{R} \quad [1]$$

Následující obrázky č. 10 a 11 znázorňují destičku z plastu plněného mletým, obnoveným uhlíkovým vláknem, v jednoduchém přípravku před měřením elektrické vodivosti a porovnání zjištěné konduktivity s jinými vybranými materiály:

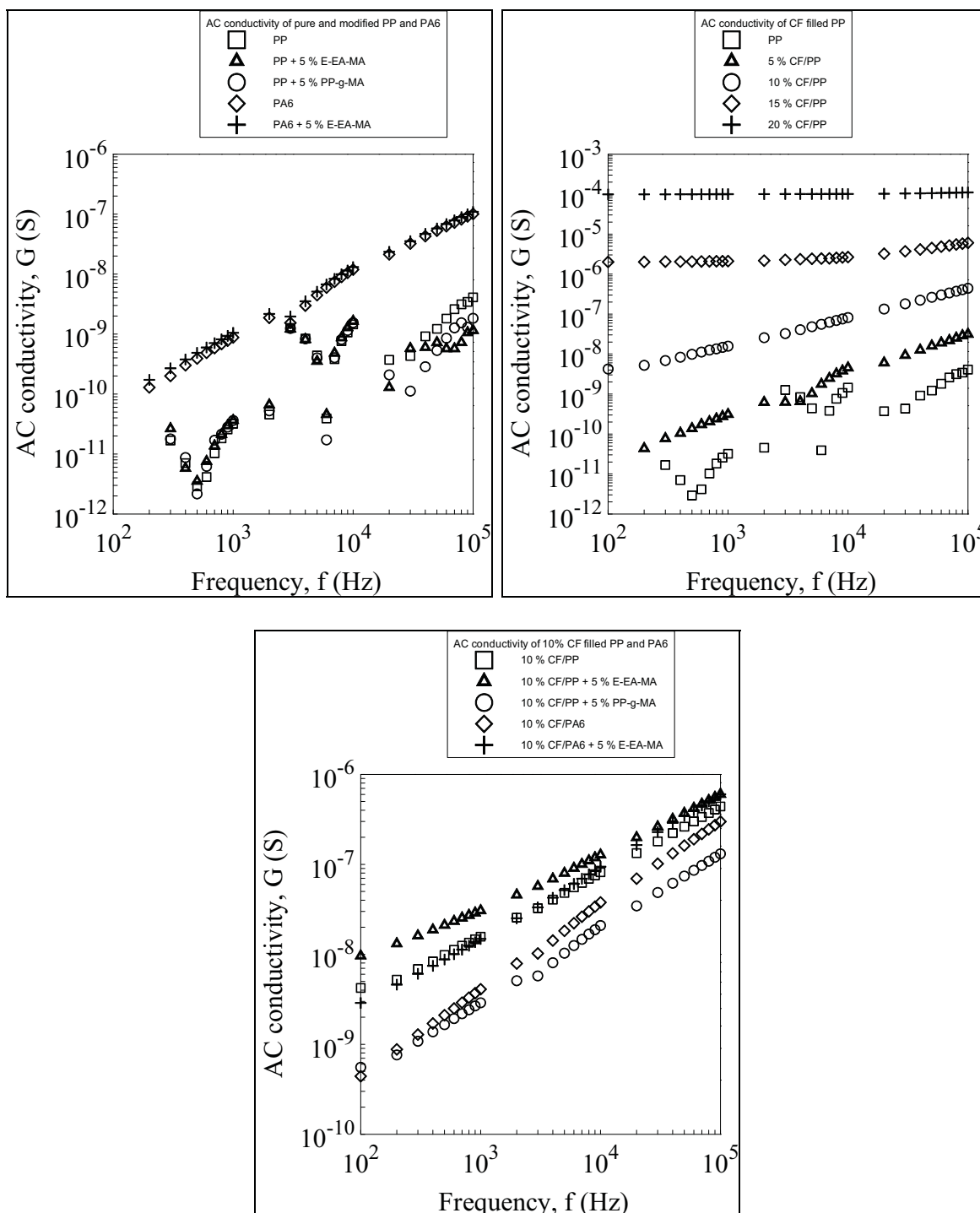


Obr. 10 – plněný termoplast před měřením



Obr. 11 – porovnání konduktivity plněného plastu s jinými materiály

Výsledky tohoto měření korespondují i s výsledky dalších testů, prováděné pro různé typy matric s různým podílem plnění C-vláknem – viz následující diagramy:



Obr. 12 – ukázky výsledků měření vodivosti

Další oblasti zájmu jsou mechanické vlastnosti plněných materiálů. V obecné rovině – materiály plněné mletými, či případně také krátkými uhlíkovými vlákny, lze oproti neplněným materiálům charakterizovat například vyšší tuhostí. Tyto vlastnosti jsou v současné době testovány a výsledky nebyly v době tvorby tohoto textu ještě známy.

Popsaná aplikace obnovených uhlíkových vláken není jedinou možností využití recyklátů kompozitních materiálů. V praxi se též lze velmi často setkat s kompozitními strukturami vyztuženými více než jedním typem vláken (hybridní kompozitní materiály). Příkladem mohou být výrobky tuzemské firmy Technofiber, zaměřené na sportovní odvětví. Následující obrázky reprezentují kombinaci skleněných a uhlíkových vláken a to jak před zpracováním (recyklací), tak i po něm.

Pokud bychom uvažovali stejný způsob využití takto obnovené vláknové výztuže, lze hovořit o směsném plnivu pro budoucí částicové kompozity s termoplastickou matricí, které pak budou mít v důsledku použití jiných materiálů i jiné vlastnosti.



*Obr. 13 – výřez kompozitního dílu – výrobek fy. Technofiber*



*Obr. 14 – obnovená vláknová výztuž – kombinace skelné a uhlíkové tkaniny*



*Obr. 15 – rozklad jednotlivých vrstev obnovené vláknové výztuže (tkanin)*

V předchozím textu byla převážná většina věnována možnostem využití mletých obnovených C-vláken do termoplastické matrice. Existuje ale mnoho dalších technologií, umožňujících využití obnovených vláken, ať už na bázi uhlíku, nebo jiných materiálů. V současné době, opět ve spolupráci s TU Liberec, začínáme rozvíjet technologii, kterou lze označit jako „papírenskou“, nebo jako naplavování vláken. Zde se opět uvažuje především uhlíkové vlákno, které bude pro tyto účely upraveno na délku několika milimetrů až centimetrů. Výsledkem bude tzv. uhlíkový papír, u něhož se předpokládají některé velmi významné vlastnosti a který bude mít perspektivu svého uplatnění ať už jako samotný produkt, nebo jako polotovary – např. opět do kompozitních struktur. Jinou možností je technologie práškové metalurgie (po namletí vláken), kdy obnovená vlákna budou spolu s jiným materiálem (např. na bázi fluoroplastů) zpracovávána na nové polotovary, ať už prostým listováním, nebo metodou CIP (cold isostatic pressing).

Závěrem lze uvést, že přes počáteční nedůvěru se daří rozvíjet technologie recyklace vláknových termosetických kompozitních materiálů, ale také postupy pro další zpracování získaných recyklátů. Tento posledně zmíněný krok je totiž nezbytným završením celého recyklačního procesu a bez něj by technologie recyklace postrádala smysl.

# Zkoušky pro simulaci tváření termoplastového kompozitu

**Ing. Josef Křena, Letov letecká výroba, s.r.o., Praha**

**Dr. Ing. Roman Růžek, VZLÚ, a.s., Praha**

Výroba kompozitových dílů tvářením z rovných desek probíhá pomocí pozitivní a negativní formy. Rozvinutelné tvary se tváří celkem snadno, avšak při nerozvinutelných plochách stoupá se stupněm jejich složitosti riziko vad, jako jsou přeložky, vrásky a podobně. Pro predikci chování materiálu při tváření existuje simulační SW. Zásadní důležitost pro věrohodné výsledky simulace však mají správné materiálové vlastnosti jakožto vstupní hodnoty. Přednáška pojednává o nestandardních experimentech, které měly za cíl kvantifikovat vybrané charakteristiky termoplastového kompozitu mající rozhodující vliv na tvářecí proces.

## Úvod

Při procesu výroby dílů z termoplastových kompozitů je nutná dvoudílná forma, jejíž výroba je poměrně nákladná finančně i časově. Především při složitějším tvaru výrobku je rizikem pouhý empirický návrh formy. Ne vždy lze hotovou formu následně upravit tak, aby se odstranily vady výlisku. Takovými vadami mohou být přeložky, vrásky a rozdílné tloušťky v ploše dílu. Vývoj takovým způsobem se může několikanásobně prodloužit nebo také výroba výlisků v neoptimalizované formě vede k relativně vysoké zmetkovitosti.

Řešením je použití vhodného SW pro simulaci tvářecího procesu. Takto lze najít kritická místa, kde by docházelo k nevhodnému zvlnění materiálu, nadměrnému napětí nebo deformaci materiálu. Stejným nástrojem lze také hledat optimální tvar kompozitového polotovaru. Také ten ovlivňuje výsledek tváření.

Pro tento projekt byl zvolen systém PAM-FORM od firmy ESI Group. Protože materiál, který se v daném procesu používá je poměrně nový, není obsažen v materiálové knihovně daného SW. Je známo, že firmy Boeing i Airbus tento SW již začaly používat, avšak materiálová vstupní data jsou know-how každého uživatele.

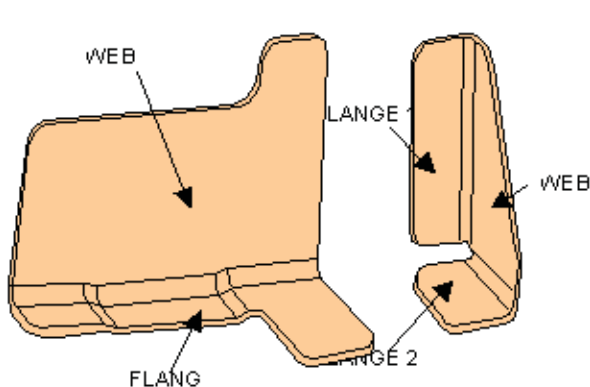
PAM-FORM je v principu nelineární metoda konečných elementů, která může řešit tvářecí proces probíhající v čase při proměnné teplotě a velkých deformacích pro vrstevnaté kompozity. Výstupem jsou zobrazení napětí, deformací a tvarů i v průběhu času.

Charakteristiky uváděné v materiálovém listu polotovaru jsou určeny spíše pro konstruktéra dílů a nikoli pro technologa, který se zabývá simulací tváření

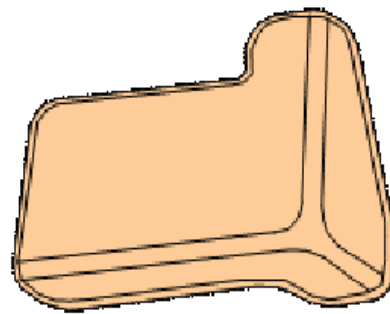
probíhajícím při teplotě 300-320° C. Při této teplotě má matrice prakticky nulovou pevnost a její vlastnosti souvisí především s viskozitou.

## Pilotní projekt

Pro ověření SW byla zvolena úloha integrovaného styčníku podélníku a přepážky přední části trupu A 350 XWB. Stávající provedení A1 je nýtovaná sestava dvou detailů. Cílem projektu je vyrobit integrovaný díl B2.



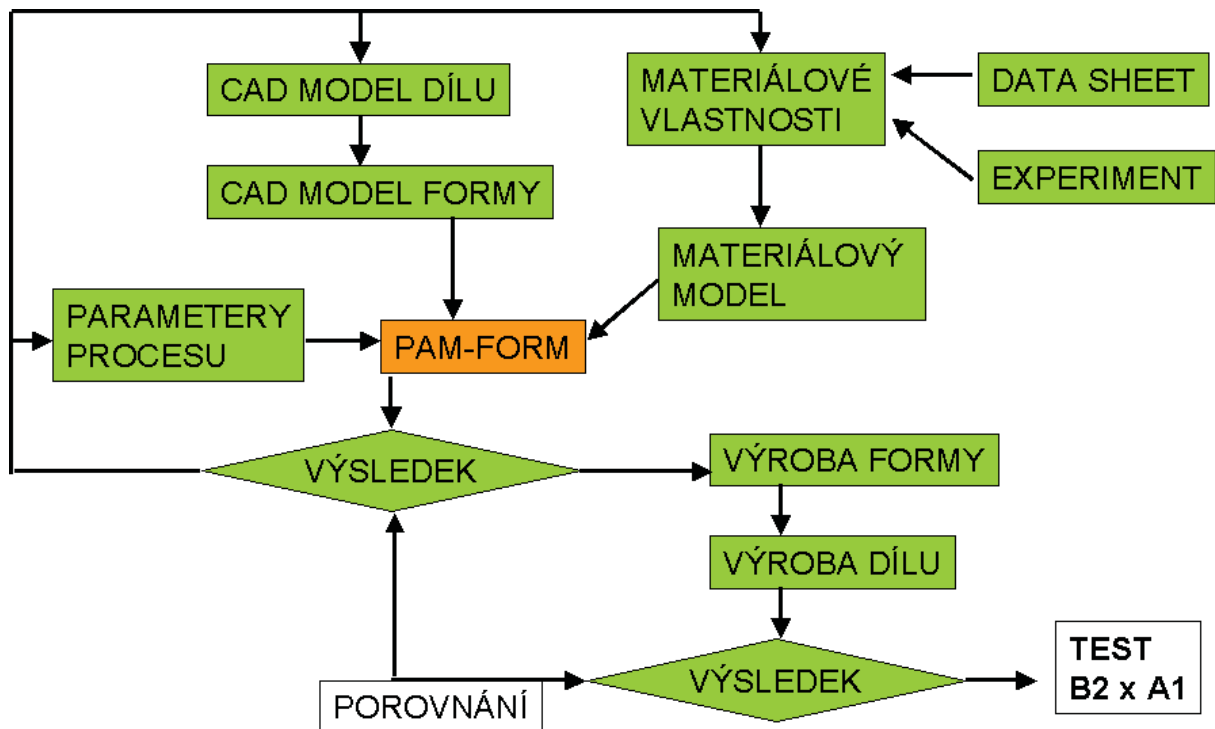
Obr. 1. Složený díl A1



Obr. 2. Integrovaný díl B2

Na následujícím blokovém schématu jsou znázorněny postupné kroky projektu. CAD model dílu B2 byl dán podobou dvoudílného typu A1. Základní materiálové vlastnosti jako například E moduly byly převzaty z materiálového listu. Avšak vlastnosti charakterizující tváření musely být dohledány experimentálně. Zatímco pro tváření plechu je rozhodující jeho tažnost, tak pro kompozity s nekonečnými vlákny je tažnost relativně zanedbatelná. Nejvíce přispívá k tváření interlaminární smyková deformace mezi vrstvami a intralaminární v rovině každé vrstvy. Soubor naměřených materiálových vlastností byl použit při modelování experimentů tak, aby simulace odpovídala realitě v uspokojivé shodě. Takto vzniknul materiálový model, který představoval nejen kvantifikaci vstupních parametrů, ale i typy použitých elementů v daných pozicích. Otestovaný materiálový model byl pak následně použit při simulaci tváření řady variant skutečného dílu. Pro vybranou variantu byla zhotovena výkresová dokumentace formy. Ve formě budou vyrobeny prototypy a jejich geometrie se bude verifikovat s modelem. Na základě rozdílů se bude model opět modifikovat k dosažení přijatelné shody. Posledním krokem pilotního projektu je pak destruktivní zkouška složeného dílu A1 a integrovaného dílu B2. Závěrem proběhne tuhostní, pevnostní a nákladové porovnání.





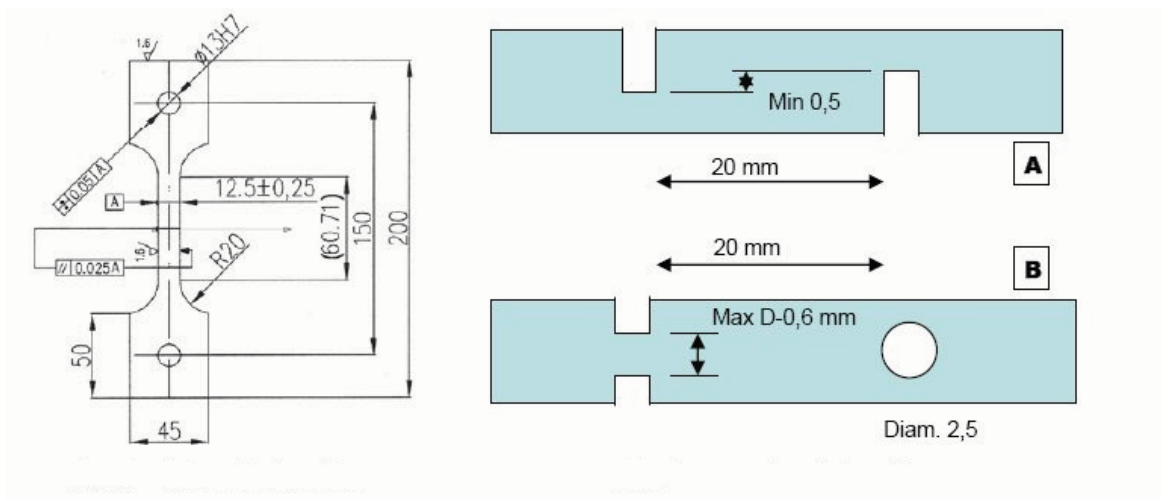
Obr. 3. Blokové schema projektu

## Experimentální program

Byly navrženy experimenty, které umožňují měřit charakteristiky rozhodující pro tvářecí proces.

### Zkouška interlaminárního smyku tahem (vzorky O a Z)

Zkouška a tvar zkušební tělesa byla navržena tak, aby mohla být provedena v teplotní komoře pracující alespoň do 330° C. Smyk mezi vrstvami byl vyvolán tahem upraveného zkušební tělesa. Byla navržena jednak varianta "Z" s jednou smykovou rovinou a jednak varianta "O" se dvěma smykovými rovinami.



Obrázek 4. Zkušební tělesa pro zkoušku interlaminárního smyku

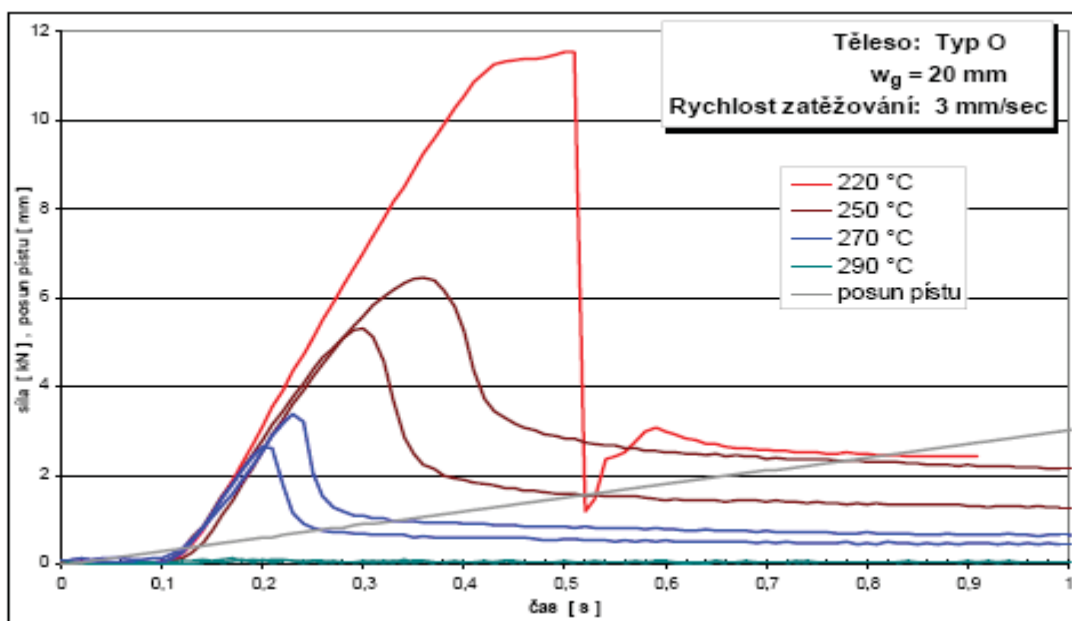
Zkoušky byly postupně provedeny za následujících podmínek. Byly použity dvě konstantní rychlosti posuvu pístu zkušebního zařízení: 0,01 mm/sec ( 0,6 mm/min) a 3,00 mm/sec (180,0 mm/min). Přičemž vyšší rychlost modeluje podmínky tváření.

Protože při experimentu mají vrstvy tendenci se oddělovat, byly použity broušené vnější příložky vzájemně fixované s distancí 5,40 mm. Tak se zajistilo, že vrstvy budou po sobě klouzat a příliš se nevzdálí.

Experimenty byly realizovány při normální teplotě, 100° C, 150° C, 220° C, 250° C, 270° C, 290° C a 310° C,

Zkušební těleso bylo na požadovanou teplotu postupně ohříváno rychlosti cca 2,5° C/min. Po dosažení cílové teploty bylo těleso vystaveno požadované teplotě po dobu 30 minut pro stabilizaci homogenního teplotního pole v systému těleso-upínací přípravek. Teplota soustavy přípravek/těleso byla kontrolována jedním termočlánkem umístěným na přípravku.

V průběhu každé zkoušky byl pořizován záznam průběhu síly měřené na siloměru zkušebního zařízení v závislosti na čase.



Obr. 5. Typický průběh síly v závislosti na čase při interlaminární zkoušce za zvýšené teploty

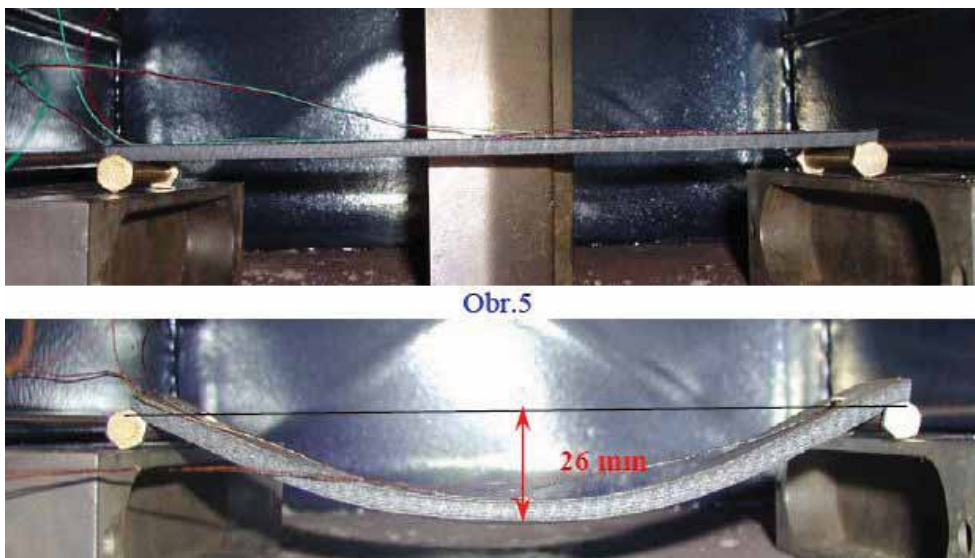
### Zkouška interlaminárního smyku ohybem

Ohybová zkouška využívá skutečnosti, že tahová pevnost při zvýšené teplotě v rovině vrstev je o několik řádů vyšší než smyková pevnost mezi vrstvami. Deformace kompozitového nosníku při teplotě, kdy matrice je již v plastickém stavu, je dána tedy interlaminární smykovou deformací.

Těleso o rozměrech 4,3 x 43 x 335 mm bylo uloženo na dvou podporách vzdálených 320 mm. Umístěno bylo v teplotní komoře a byly na něj nalepeny tři termočlánky (na krajích a uprostřed) umožňující trvalý záznam závislosti teploty na

čase. Při pomalém kontinuálním nárůstu teploty byl sledován průhyb nosníku vlastní vahou. Počátek trvalých změn byl zaznamenán při teplotě cca 279° C.

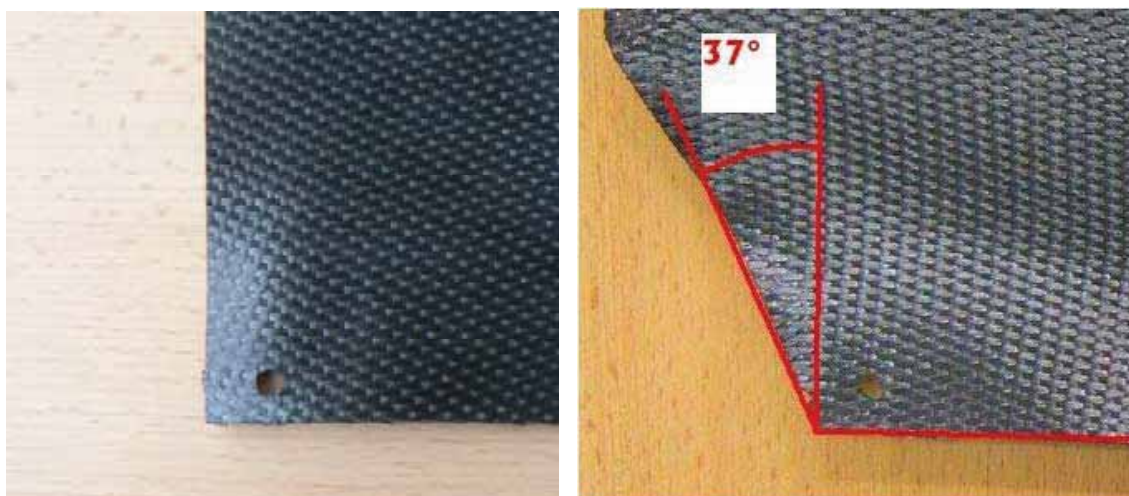
Tloušťka tělesa se vlivem ohřátí při zkoušce zvětšila ve střední části o cca 0,9 mm. Na deformovaném tvaru na obrázku 6 je zřetelně vidět na koncích nosníku typickou smykovou deformaci průřezu.



Obr. 6. Zkouška interlaminárního smyku ohybem (počáteční a konečný stav)

### Zkouška intralaminární smykové deformace

Jednou z důležitých veličin materiálového modelu je úhel zablokování smykové deformace tkaniny. Jedná se o charakteristiku tkaniny, která je ovlivněna typem vazby a utažením pramenců. Experimentálně bylo třeba nalézt úhel zkosu, při němž prudce roste smyková tuhost jedné vrstvy. Za tímto účelem byla při teplotě cca 300° C oddělena od desky jedna vrstva a následně smykově tvářena. Tímto způsobem byl nalezen úhel zablokování 37°.



Obr. 7. Vrstva kompozitu před a po zkoušce intralaminární smykové deformace

## Závěr

Z uvedených experimentů byly získány důležité charakteristiky pro popis tvářecího procesu. Není samozřejmě možné získat pro tak složitý děj vyčerpávající popis. Mnoho parametrů bylo v materiálovém modelu zjednodušeno a doplněno pouze z teoretické analýzy.

Předpokládá se, že při verifikaci na reálném prototypu bude nutné provést do materiálového modelu další zásahy. Odladěný model nebude užitečný jen pro optimalizaci technologie. Poskytne totiž také informaci o vnitřním pnutí a změně orientaci vláken po tváření v jednotlivých vrstvách. Taková data pak lze použít pro zpřesnění dimenzování pomocí metody konečných elementů.

## Literatura:

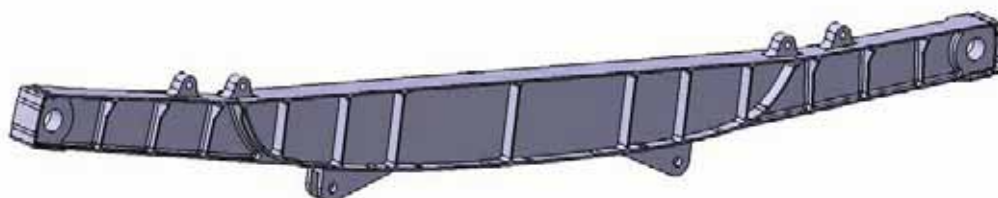
- [1] Růžek R.: *Metodika stanovení termomechanických vlastností kompozitového materiálu s termoplastovou matricí*; Report No.R-4225, VZLÚ, 2007

# Využití technologie RTM při výrobě kompozitního podvozkového nosníku malého dopravního letadla

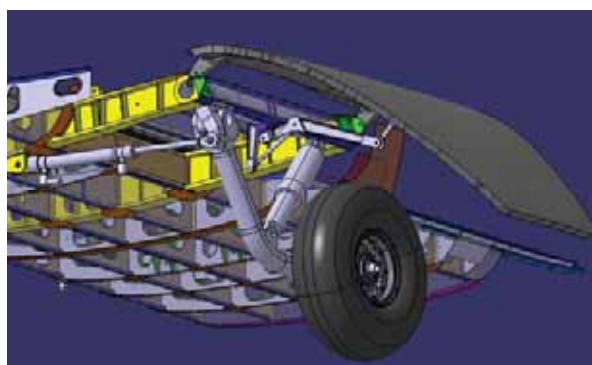
**Ing. František Martaus, VZLÚ, a.s., Praha**

Příspěvek dokumentuje konstrukční a technologický vývoj podvozkového nosníku malého dopravního letounu v alternativním kompozitním provedení. Cílem projektu je zachytit současné trendy světových výrobců letecké techniky, kteří stále častěji nahrazují klasické frézované výkovky kompozity. Přínosem je snížení hmotnosti, lepší únavové vlastnosti a parametry "fail safe", v některých případech i nižší výrobní náklady. V příspěvku je popsán konstrukčně - technologický vývoj na zmenšených (zkrácených) vzorcích a následně výroba prototypu nosníku v provedení uhlík / epoxid infuzní metodou RTM. Projekt je realizován ve spolupráci s firmou LA Composite s.r.o. a za finanční podpory ze státních prostředků prostřednictvím Ministerstva průmyslu a obchodu ČR.

## Vzorová frézovaná varianta podvozkového nosníku malého dopravního letadla



*Obr. 1 Nosník je řešen jako klasický frézovaný díl z kovaného polotovaru*

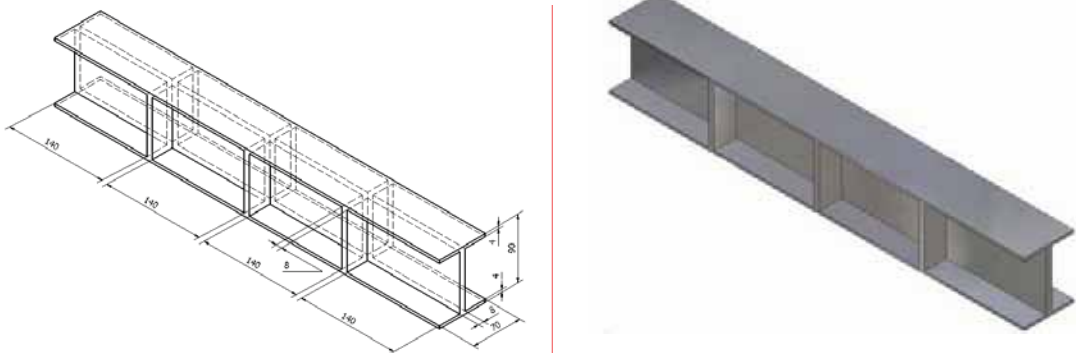


*Obr. 2 Typická pozice nosníků ve spodní části trupu*

## Podvozkový nosník v kompozitním provedení (VZLÚ)

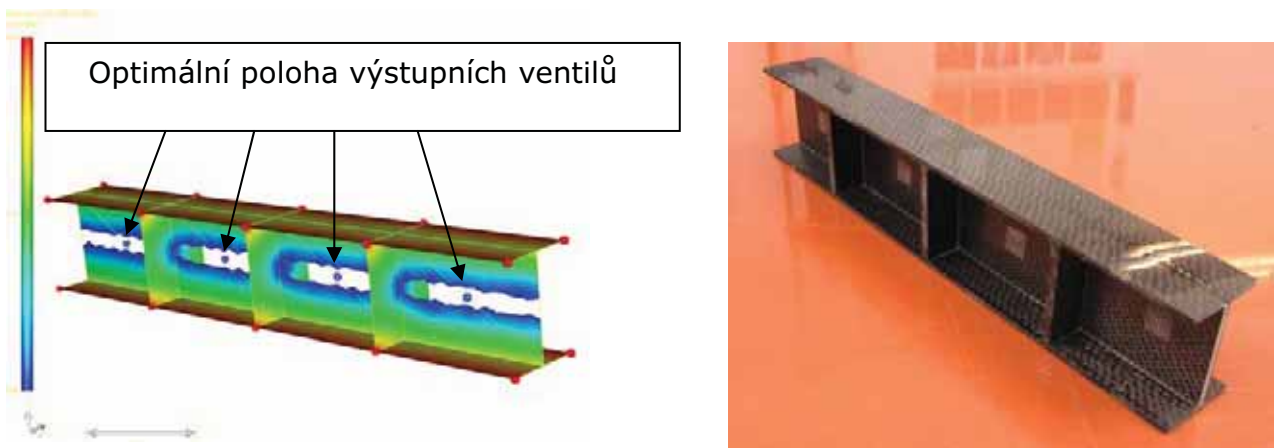
### Konstrukční varianta 1: Stojina / Pásnice

Při zachování původní „kovové/frézované“ konstrukční koncepce (obr. 1) je kompozitní provedení typickým reprezentantem dílu vhodného pro zpracování technologií RTM. Tato výrobní metoda je obecně vhodná pro díly tvarově komplikované, s velkými změnami tlouštěk, s relativně vysokými požadavky na geometrickou přesnost a jakost povrchu.



Obr.3 Konstrukční varianta 1- zkrácený vzorek pro ověření skladby vrstev a výrobní technologie

### Konstrukční varianta 1 – numerické modelování infuzního procesu RTM na zkráceném technologickém vzorku (aplikace RTM WORX 2.8)

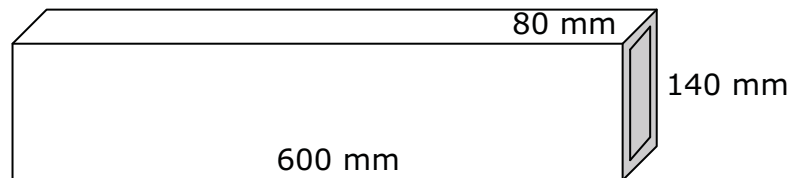


Obr. 4 Závěrečné sekvence simulace plnění formy znázorňují optimální polohu výstupních ventilů formy. Vpravo technologický vzorek konstrukční varianty 1

### Konstrukční varianta 2: Uzavřený profil

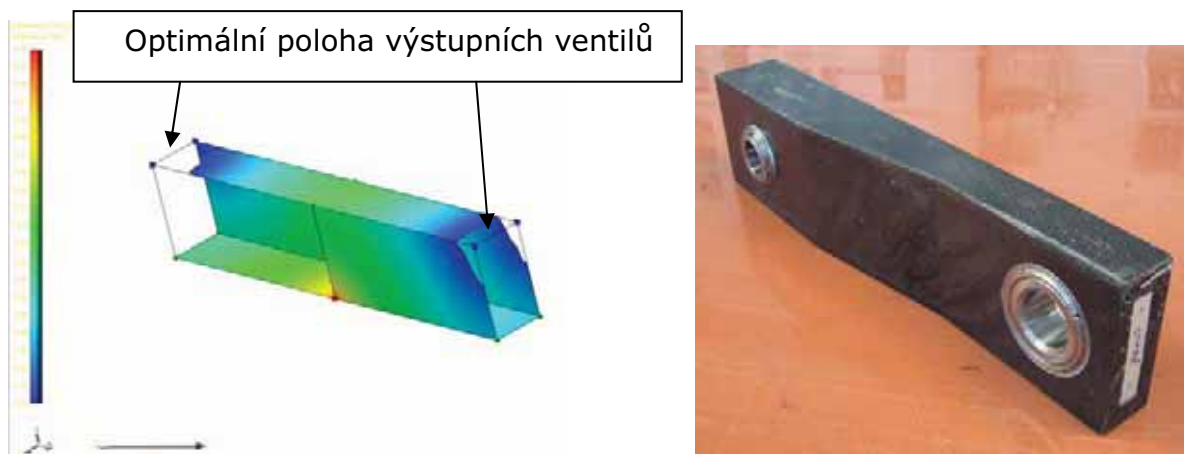
V průběhu řešení úkolu byla po provedení detailního rozboru zatížení dílu přehodnocena konstrukční koncepce nosníku. Byla navrženo nové uspořádání

(konstrukční varianta 2) založené na uzavřeném silnostěnném profilu obdélníkového průřezu. Dutina nosníku je vyplněna tvrdou konstrukční pěnou a tvoří tak zároveň vnitřní část přípravku. Způsob výroby dílu metodou RTM zůstal zachován. Toto řešení dílu se ukázalo být výhodnější jak z konstrukčního, tak technologického hlediska a odpovídá i analogickým zahraničním konstrukcím (viz např. závěsy spoilerů A 340).



*Obr. 5 Konstrukční varianta 2: Zkrácený vzorek pro ověření skladby vrstev a výrobní technologie*

### **Konstrukční varianta 2 – numerické modelování procesu RTM na zkráceném technologickém vzorku**



*Obr. 6 Závěrečné sekvence simulace plnění formy znázorňují optimální polohu výstupních ventilů formy. Vpravo technologický vzorek konstrukční varianty 2 už se zabudovaným kováním*

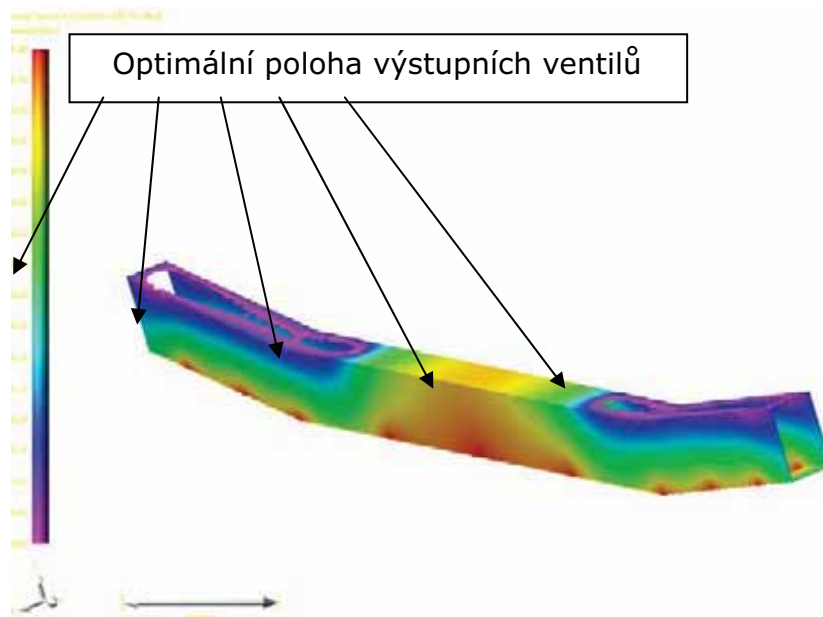
Po zabudování kování byl technologický vzorek konstrukční varianty 2 využit pro statickou tahovou zkoušku. Zkouška byla provedena na zkušebním stroji TIRA útvary Pevnosti konstrukcí VZLÚ, a.s. Konstrukční varianta 2 byla následně zvolena jako výchozí pro konstrukci nosníku v reálné velikosti.



*Obr. 7 Statická tahová zkouška na zkušebním stroji TIRA. Jsou patrná čidla vyhodnocující stav vzorku z hlediska akustické emise. Vpravo vzorek po zkoušce*

### **Prototyp č. 1 v reálné velikosti**

### **Numerické modelování procesu RTM**



*Obr. 8 Závěrečné sekvence simulace plnění formy znázorňují optimální polohu výstupních ventilů formy*





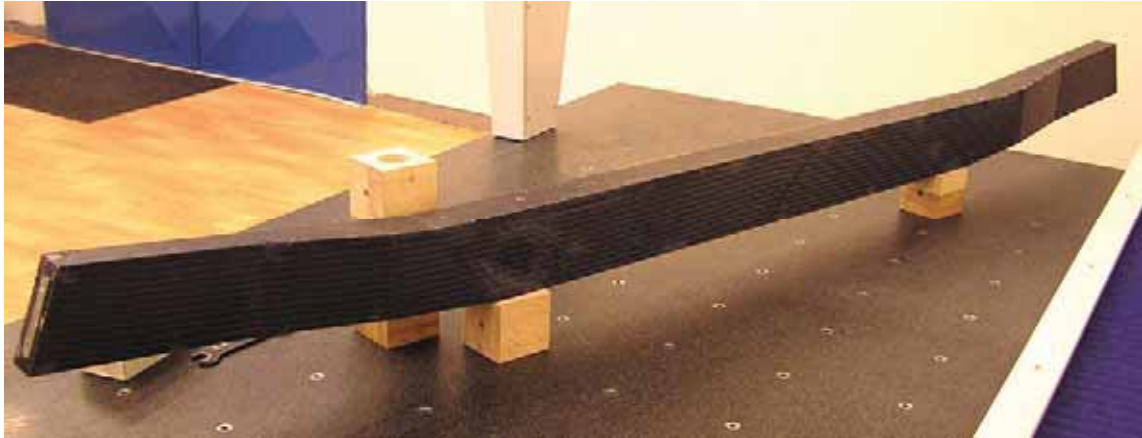
*Obr. 9 Jádno nosníku 1:1 z konstrukční pěny ALCAN AIREX®*



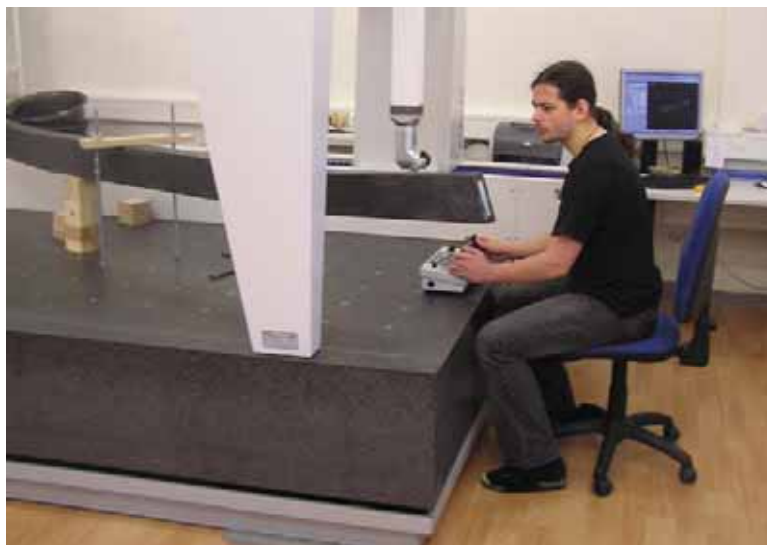
*Obr. 10 Navrstvená "suchá" skladba nosníku*



*Obr. 11 Proces RTM. Vpravo: tlumení exotermní polymerační reakce pojivového systému Araldite® 5052 ve vodní lázni*



*Obr. 12 Vytvrzený nosník (bez kování)*



*Obr. 13 Geometrická kontrola na měřicím stroji Zeiss Accura (pracoviště útvaru Leteckých vrtulí VZLÚ, a.s.)*

## **Závěr**

Doposud provedený konstrukčně technologický vývoj kompozitního nosníku malého dopravního letadla naznačil další možný směr aplikace kompozitů ve stavbě letadel, tentokrát v silově namáhaných silnostěnných konstrukcích. Cílem projektu je zvládnout komplexní řetězec návrh - technologický vývoj - výroba - zkoušky dílu tohoto typu. O konečných výsledcích řešení úkolu rozhodnou ještě plánované rozsáhlé zkoušky jak statické, tak dynamické. Zajímavé jistě budou i naměřené mechanické parametry po dlouhodobé expozici v "hot-wet" podmínkách. V druhé fázi řešení úkolu je plánováno zabudování a zkoušení nosníků v sestavě celokompozitní trupové sekce malého dopravního letadla (projekt FT - TA3 "Černý trup").

Projekt pokračuje ještě v tomto a v příštím roce.

# Aplikace pokročilých kompozitních materiálů v letectví

**Ing. Richard Pavlica, Ph.D., Ing. Markéta Cervinkova, Ph.D.**  
**5M, s.r.o., Na Záhonech 1177, 686 04 Kunovice**

Příspěvek shrnuje požadavky na kompozitové díly v leteckém průmyslu v kontextu dostupných technologií. Prostor je zde věnován zejména LF Technologii, která se jeví velmi progresivní díky svobodě návrhu kompozitového dílu, variabilitě použití, opakovatelnosti výroby v úzkých mezích tolerance, ekonomické výhodnosti i hygieně práce. V příspěvku jsou shrnuty zásady návrhu a výroby kompozitů LF Technologii a jsou zde představeny jednotlivé materiály využívané touto technologií. Výhodnost použití technologie je demonstrována na několika dílech vyrobených LF Technologii. V závěru je nastíněn další budoucí potenciál této technologie.

## Základní požadavky na kompozity v letectví

Veškeré materiály používané v letectví jsou charakteristické vynikajícím poměrem mezi hmotností a pevností, příp. hmotností a tuhostí. Z toho důvodu jsou v letectví jako tradiční materiály používány dural a pro náročnější aplikace titan. Tyto materiály pak byly a jsou s výhodou používány v sendvičových konstrukcích, které jsou velmi lehké a zároveň tuhé. S příchodem plastů, zejména pak kompozitů, se tento trend začal dramaticky měnit, neboť za relativně dostupnou cenu lze v leteckých konstrukcích používat uhlíkové kompozity, které se staly velmi populární svou velmi nízkou hmotností a zároveň excelentní pevností převyšující kovy, při vynikajících hodnotách modulu pružnosti dosahujících mnohdy hodnot oceli, příp. ve speciálních aplikacích tyto hodnoty i převyšující. Srovnání je uvedeno v tab. I.

Materiál	GRP	CRP	Ocel	Hliník
Pevnost v ohybu (Mpa)	600-1100	1000-2500	370-1800	200-400
Ohybový modul (Gpa)	40-55	100-180	210	70
Hustota (g/cm <sup>3</sup> )	2,1	1,5	7,8	2,7
Pevnost/hustota	280-520	660-1650	45-230	75-150
Modul/hustota	19-26	65-120	27	26

CRP - pultruzní profil vyztužený uhlíkem v jednom směru

GRP - pultruzní profil vyztužený sklem v jednom směru

*Tab. I Srovnání základních vlastností kompozitů a některých kovů*

Vedle uhlíkových kompozitů se v leteckých aplikacích také používají kompozity vyztužené sklem, které mají o něco vyšší hustotu, než uhlíkové kompozity, ale zároveň jsou řádově levnější při srovnatelných pevnostech. Velkou nevýhodou je však nízký modul pružnosti, a proto se sklem vyztužené kompozity využívají spíše na sekundárních leteckých konstrukcích. Další velkou výhodou kompozitů, ať už uhlíkových či sklem vyztužených, je jejich vynikající odolnost vůči únavě, kterou opět výrazně převyšují kovy.

Kompozitní materiály nepřinesly do letectví pouze nové materiálové vlastnosti, ale zároveň i nové možnosti tvarových dílů, které při zpracování kovů nebyly myslitelné. Jedná se zejména o velké díly prostorově komplikovaných tvarů s množstvím sférických ploch. Výrobou dílů ve formě kompozitových skořepin v jednom kuse došlo ke zredukování spojů a tím vzrostla spolehlivost dílů při dalším snížení hmotnosti dílů.

S nástupem kompozitů se však objevily před konstruktéry také nové problémy:

- Kompozity jsou anizotropní materiály. Při jejich návrhu je nutno uvažovat směr namáhání, což dělá výpočty kompozitových dílů velmi náročnými ve srovnání s kovy.
- Kompozity jsou složeninou výztuže, která je nositelem tuhosti a pevnosti a zároveň polymerní matrice, která udává teplotní odolnost kompozitu a jeho odolnost vůči rázu.
- Polymerní matrice má viskoelastické chování, které je u kovů prakticky neznámé.
- Velké množství kombinací výztuží a polymerních matic poskytuje téměř neomezené možnosti klade velké nároky na konstruktéry.
- Složení kompozitu má přímý dopad na výběr výrobní technologie kompozitového dílu. Konstruktor tyto technologie musí znát, má-li navrhnout optimální složení dílu, který bude vyrobitelný.

Z výše uvedeného je patrné, že kompozity sice přinesly naprosto nové možnosti do leteckých a jiných konstrukcí, ale zároveň kladou značné nároky na znalosti a zkušenosti konstruktérů, což je v současné době jejich největším limitem. Důsledkem pak je, že jsou stále předepisovány tradiční materiály, neboť velká většina konstruktérů se obává kompozity použít, příp. je použije chybně, neboť k nim přistoupí jako k izotropnímu materiálu.

## Srovnání technologií výroby kompozitů

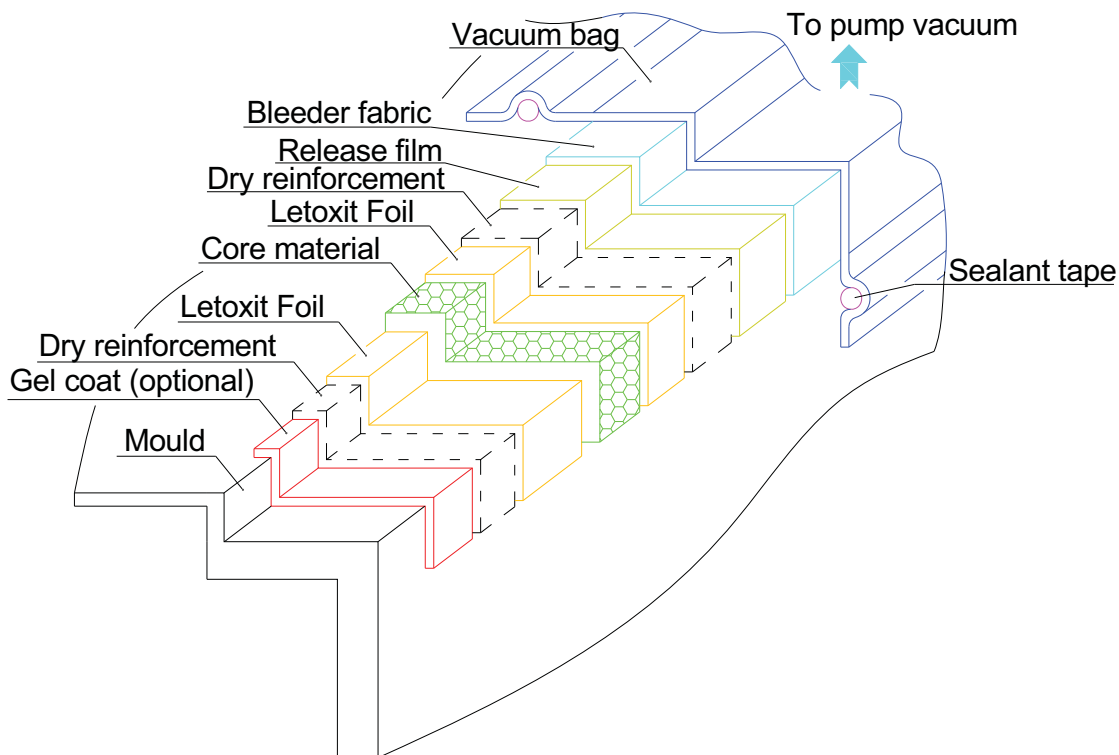
Při výrobě kompozitů se v závislosti na tvaru výrobku využívá celé řady technologií od nejprimitivnější ruční laminace až po nejnáročnější technologie jako je např. kladení prepregů. Jejich srovnání je uvedeno v tabulce II, kde nejsou zařazeny některé speciální technologie použitelné pouze pro výrobu určitých tvarů, kam patří např. pultruze pro výrobu profilů.

Technologie	Výhody	Nevýhody
Ruční laminace	Levné formy Levné suroviny Nenáročná na zařízení Vhodná i pro malé série	Nízký obsah výztuže Velký obsah vzduchu Pracnost Obtížná opakovatelnost Menší přesnosti Mokrý otevřený proces
Laminace pod plachetkou	Vyšší obsah výztuže Lepší opakovatelnost	
RTM	Levné formy Levné suroviny Malá pracnost Uzavřený proces Vyšší obsah výztuže Sendviče s pěnou Vhodná i pro malé série	Dlouhý tok pryskyřice Mokrý proces
VARTM	Lepší prosycení Kratší výrobní cyklus	
Prepregy	Suchý proces Malá pracnost Velmi vysoký obsah výztuže Sendviče s pěnou i voštinou Minimální tok pryskyřice Výborná opakovatelnost	Velmi drahé zařízení Drahé formy Drahé suroviny Špatná dostupnost surovin Složitá logistika Vysoká teplota zpracování
RFI	Vysoký obsah výztuže Suchý proces Postačí vakuum Krátký tok pryskyřice Relativně levná	Vysoká teplota zpracování Není možná výroba sendvičů

Tab. II Srovnání jednotlivých technologií výroby kompozitů

## LF Technologie

S ohledem na nevýhody konvenčních technologií a potřeby redukovat ceny výrobků, 5M s.r.o. vyvinula a patentovala velmi efektivní technologii pro výrobu sofistikovaných a relativně levných kompozitních struktur, která byla nazvána Letoxit Foil Technology, zkráceně LF Technologie. Je založena podobně jako RFI na uložení suché výztuže a jádrových materiálů do separované formy. Základní rozdíl je, že místo filmu pryskyřice na formě je suchá výztuž prokládána vrstvami směsi pryskyřice a tvrdidla ve formě folie o přesně definované tloušťce, která má komerční název Letoxit Foil a je podle ní nazvaná celá technologie. Kompozice výztuže a polymerní matrice je podobně jako v případě RFI opatřena materiálem pro odsátí vzduchu a je uzavřena a utěsněna do formy pomocí pryžové plachetky či tažné plastové folie. Vytvrzování probíhá za zvýšené teploty, obvykle vyšší než 120° C za asistence vakua. Pro vytvrzování je možno použít autokláv, zvláště pokud má být dosaženo co nejvyššího obsahu výztuže, není to však nezbytné. Schema LF Technologie je uvedeno na Obr. 1. Vytvrzený díl vyjmutý z formy je možno použít bez dalších úprav povrchu, neboť ten je adekvátní kvalitě povrchu formy - je možné dosáhnout velmi kvalitních a lesklých povrchů. Další výhodou ve srovnání s prepregy je nutnost skladovat pouze jednu pryskyřici za nižších teplot a výztuže již mohou být skladovány za standardních podmínek. Velmi se tak zjednoduší i logistika zásobování.



Obr. 1 Schema LF Technologie

## **Materiály pro LF Technologii**

### **Letoxit Foil pryskyřice**

Základní komponentou LF Technologie je Letoxit Foil, což je obvykle flexibilní film na bázi reaktoplastu, který je směsí pryskyřice, nejčastěji epoxidu, a tvrdidel latentních za pokojové teploty. Základním typem je Letoxit Foil LFX 023, která je na bázi epoxidu. Barva filmu je nažloutlá, ale na přání zákazníka je možno dodávat i jiné barevné modifikace. Standardní plošné hmotnosti jsou od 100 do 800 g/m<sup>2</sup>.

### **Odsávací tkanina**

Odsávací tkanina zajišťuje dobrou evakuaci vzduchu s kompozice dílu. Odsávací tkanina proto musí být dostatečně tlustá a porézní a to i při stlačení, ke kterému dochází při evakuování dílu. Obecně může být použit jen typ odsávací tkaniny, která si uchová požadované vlastnosti i při teplotách vytvrzování.

### **Separáčnii film**

Separáčnii film je obvykle perforovaná tažná folie odolávající teplotám o cca 20° C vyšším, než je teplota vytvrzování. Její funkcí je zajistit separaci vyráběného dílu od odsávací tkaniny při zachování dobré schopnosti evakuovat z dílu vzduch. Perforace nesmí mít příliš velké otvory, aby nedocházelo k nežádoucímu odsávání pryskyřice do odsávací tkaniny.

### **Separátor**

Musí mít velmi dobrou afinitu k formě a velmi dobrý separáčnii efekt ke kompozitu. Tyto vlastnosti si musí udržet i při teplotách vytvrzování. Pro kompozitové díly, u kterých se předpokládá další povrchová úprava, nesmí být použit silikonový separátor.

### **Výztuže**

Obrovskou výhodou LF Technologie je značná variabilita použití výztuže díky její relativně snadné impregnaci v průběhu procesu. Ta se projevuje možností volit různý obsah a orientaci výztuže. Také lze kombinovat různé typy materiálů. Nejpoužívanějším typem výztuže jsou tkaniny jak na bázi skla či uhlíku, tak také aramidu či čediče. Je možno použít také hybridní tkaniny na bázi výše zmíněných materiálů.

### **Jádrové materiály**

Základní úlohou jádrových materiálů je zvýšit tloušťku dílu a tím i jeho tuhost při minimálním nárůstu hmotnosti dílu. Jádrové materiály mohou být v případě nutnosti umístovány v rámci sestavovaného dílu pouze lokálně.

## Voštiny

Pro díly vyráběné LF Technologií lze použít širokou škálu voštin od nomexových přes hliníkové až po PP. Limitujícím faktorem je odolnost teplotě vytvrzování. Dalším limitujícím faktorem je velikost buňky voštiny, kdy především pro aplikace, kde záleží na dobrém vzhledu nelze doporučit voštiny s velikostí buňky větší než 10 mm.

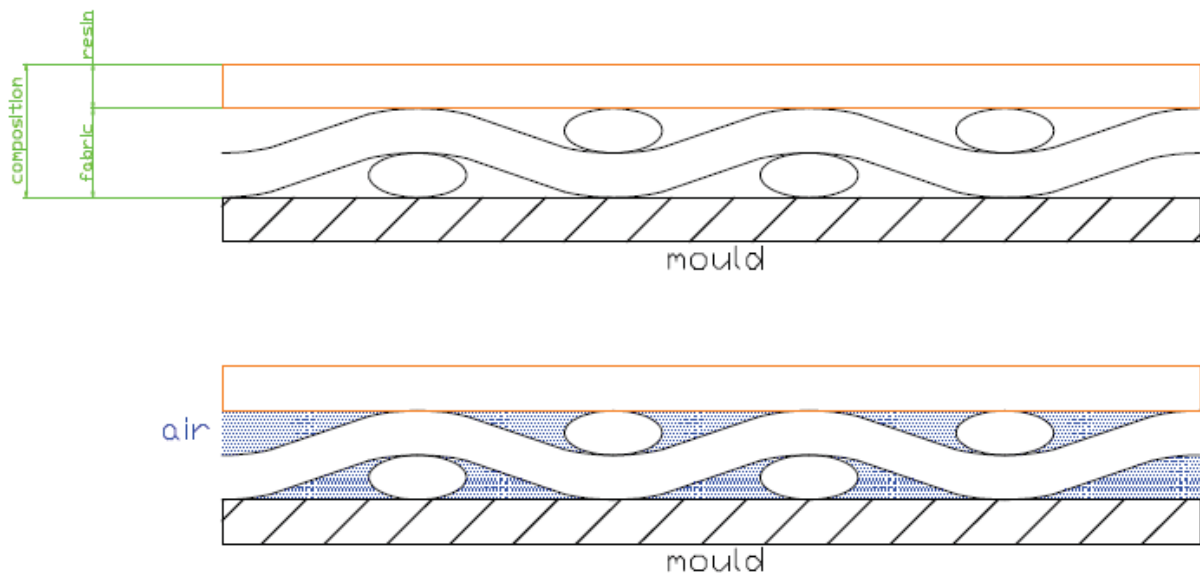
## Pěny

Lze použít různé typy pěnových materiálů. Limitujícím faktorem je však jejich teplotní odolnost, neboť použité pěny musí odolávat min. tlaku 100 kPa při teplotě vytvrzování. Pro díly vyráběné v autoklávu je požadovaná odolnost vůči tlaku vyšší.

## Návrh kompozitu pro LF Technologii

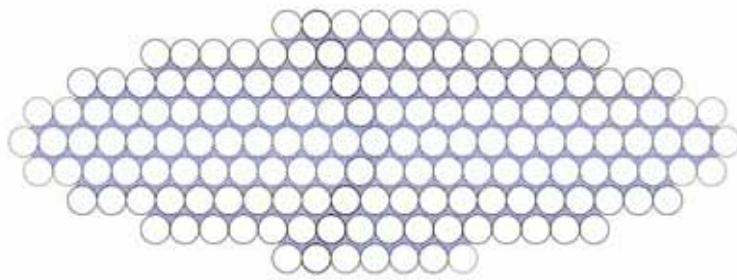
### Základní princip

Nejdůležitější parametry pro správné sestavení dílů LF Technologií jsou, mimo požadované mechanické vlastnosti, plošná hmotnost, tloušťka výztuže a použitý sizing výztuže. Poměr hmotnosti tkaniny a pryskyřice je daný především geometrií tkaniny, která je charakterizována tloušťkou a plošnou hmotností. Platí, že pro prosycení kompozice je nutný dostatečný obsah polymerní matrice, aby byla dokonale smočena všechna vlákna v tkanině a zároveň vyplněny veškeré mezery mezi nimi, viz Obr. 2 až 4.

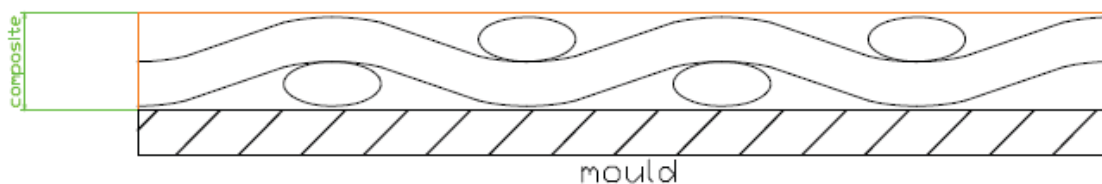


Obr. 2 Obsah vzduchu mezi vlákny v tkanině





*Obr. 3 Obsah vzduchu mezi elementárními vlákny v rovingu*



*Obr. 4 Vlákna smočená pryskyřicí a s tím spojený úbytek tloušťky suché kompozice*

Na Obr. 2 je suchá kompozice před zahřátím. Tloušťka kompozice je rovna součtu tloušťky filmu pryskyřice a výztuže, v tomto případě tkaniny. Je patrné, že suchá kompozice obsahuje velké množství volného prostoru vyplněného vzduchem před jeho evakuací pod vakuem.

Na Obr. 3 je zobrazen objem vzduchu mezi jednotlivými elementárními vlákny rovingu či vláken tkaniny. Při dobré impregnaci musí být nezbytně smočena i tato elementární vlákna.

Prosycená kompozice je patrna na Obr. 4. Vzduch je plně nahrazen pryskyřicí. Tloušťka kompozice je nižší o objem pryskyřice impregnující tkaninu.

## Výpočet teoretického obsahu pryskyřice Letoxit Foil

Teoretický obsah pryskyřice v kompozitu je kalkulován z tloušťky kompozitu, hustoty Letoxit Foil a plošné hmotnosti použité výztuže a jejich hustoty.

$$LFX_{theor} = \left( t - \frac{m_r}{\rho_r} \right) \cdot \rho_{LFX}$$

$LFX_{theor}$  nutná plošná hmotnost pryskyřice Letoxit Foil (g/m<sup>2</sup>)

$t$  tloušťka kompozitu (μm). Nesmí být nižší než tloušťka použité výztuže.

$m_r$  plošná hmotnost výztuže (g/m<sup>2</sup>)

$\rho_r$  hustota materiálu výztuže (g/cm<sup>3</sup>)

$\rho_{LFX}$  hustota Letoxit Foil (g/cm<sup>3</sup>)

## Procesy při výrobě kompozitů LF Technologií

Během výroby kompozitového dílu se v jednom kroku dějí tři navazující procesy. Jedná se o:

- 1) evakuaci vzduchu ze suché kompozice
- 2) impregnaci kompozice pryskyřicí
- 3) vytvrzení pryskyřice

Jednotivé procesy musí následovat po sobě tak, že než začne druhý, první už musí být ukončen. Tak např. není možné impregnovat výztuž, pokud je v kompozici ještě vzduch, neboť ten je během impregnace uzavřen tekutou pryskyřicí a zůstává v kompozitu bez možnosti úniku. Zvláště pak při použití pouze vakuu i malé množství vzduchu vytváří velké dutiny.

### 1. Evakuace vzduchu ze suché kompozice

Základní předností LF Technologie je možnost vyrábět kompozity s velmi nízkým obsahem vzduchu, což je dáno tím, že vzduch z výztuže je před impregnací pryskyřicí evakuován pod vakuem a pryskyřice ve formě Letoxit Foil obsahující minimum vzduchových bublin pak kapilárními silami a tlakovými poměry do tohoto uvoněného prostoru nateče za zvýšené teploty (nad teplotou impregnace). Aby však bylo možno vyrobit kompozity s minimálním obsahem vzduchu, je nutno zajistit dokonalou evakuaci vzduchu ze suché kompozice.

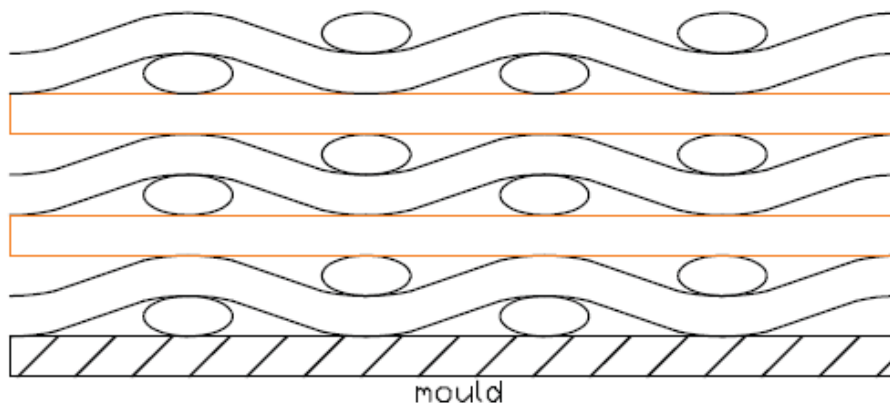
Dokonalá evakuace vzduchu není možná bez správné kompozice výztuže a pryskyřice a správného režimu samotného vakuování.

## Pravidla pro uložení vrstev výztuže do formy

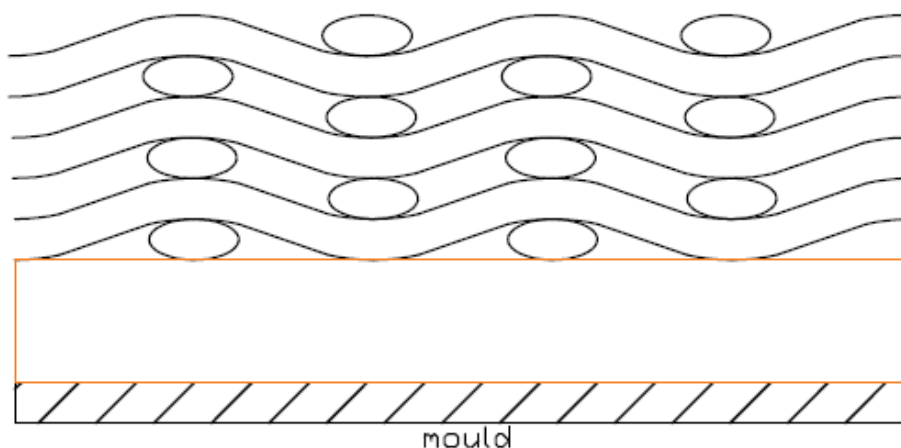
Vrstvy materiálů ukládané do formy se řídí jednoduchými pravidly:

- 1/ V kompozici musí být vždy dostatek pryskyřice pro impregnaci výztuže.
- 2/ Musí být co nejsnadněji evakuovatelný vzduch z prostor ve výztuži a jádrovém materiálu, viz. následující kapitola. Z toho důvodu Letoxit Foil musí být perforována a poslední vrstva sousedící se separačním filmem musí být vždy tkanina!
- 3/ Vrstvy musí být uloženy tak, aby je bylo možno impregnovat – platí pravidlo, že vrstvy pryskyřice by měly ležet vůči tkanině ve směru odsávání vzduchu. V kompozici mezi tkaninou, kterou je nutno impregnovat, a pryskyřicí nesmí být vložena žádná nepropustná vrstva, jako např. pěna ani žádná příliš porézní vrstva, jako např. voština.
- 4/ Vrstvy výztuže musí být uloženy volně a nesmí vytvářet tzv. mosty. Výztuž v kritických místech je vhodné rozstříhnout, pokud to umožňuje návrh dílu.
- 5/ Vrstvy se na sebe fixují zvýšenou teplotou, např. za použití horkovzdušné pistole. Kompozice s běžnými pryskyřicemi Letoxit Foil nesmí být zahřáta nad cca 100° C déle než 1 minutu, neboť může docházet k nareagování pryskyřice a její zhoršené schopnosti impregnovat výztuž. Pryskyřici si lze nalepit na tkaninu na vyhřívaném stole dopředu a do formy již nanášet vrstvu výztuže dohromady s vrstvou pryskyřice.

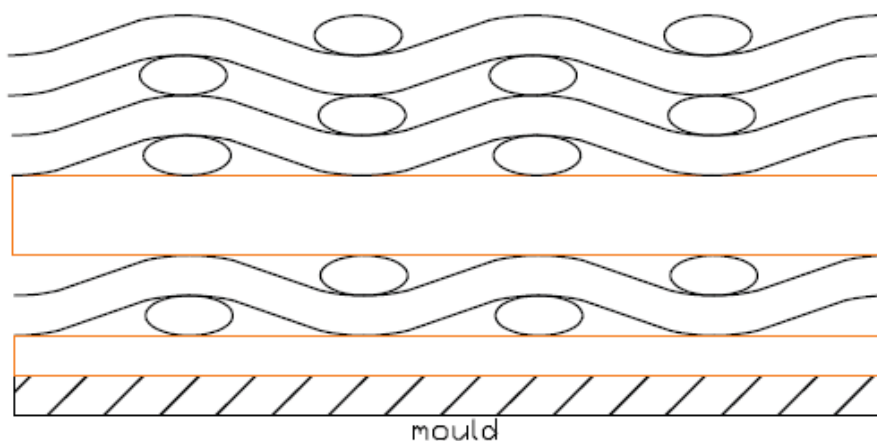
Příklady uložení vrstev pryskyřice a výztuže jsou na uvedeny na následujících obrázcích.



Obr. 5 Střídavé uložení výztuže a pryskyřice



*Obr. 6 Sdružené uložení výztuže a pryskyřice*



*Obr. 7 Optimalizované uložení výztuže a pryskyřice*

### **Pravidla pro evakuaci kompozice**

1/ Dosažený podtlak musí být dostatečný. Za dostatečný podtlak je považován tlak 75 kPa. Čím vyšší hodnota rozdílu tlaku, tím lépe.

1/ Evakuace pod vakuem musí být dostatečně dlouhá – vzduch musí mít možnost opustit kompozici.

2/ Čerpání vzduchu z kompozice musí být po co nejkratší dráze, viz. Obr. 9. Vrstvy Letoxit Foil je proto vhodné perforovat. Je nutno si uvědomit, že několik vrstev Letoxit Foil na sobě, které byly perforovány zvlášť, neplní tuto funkci, protože otvory ve folii jsou zaslepeny druhou vrstvou pryskyřice. Více vrstev Letoxit Foil se musí perforovat dohromady.

3/ Uzavřený vzduch mezi formu a Letoxit Foil či mezi jejími vrstvami není možné odsát, viz. Obr. 8. Pokud se taková situace objeví, je nutno takové místo

s uzavřeným vzduchem propíchnout ještě před evakuací. To v menší míře platí i pro výztuž uzavřenou mezi dvě vrstvy pryskyřice (zalepení přesahem filmu pryskyřice přes okraj tkaniny po obvodu dílu).

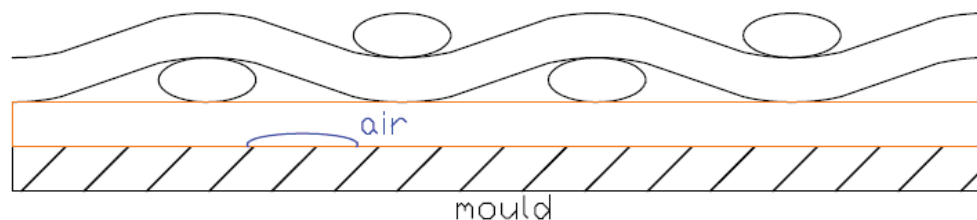
4/ Evakuovat je nutno za pokojové teploty. Za zvýšené teploty dojde k zalepení suché tkaniny pryskyřicí a znemožnění odsátí vzduch. Při vyšší teplotě také dochází k uzavření perforace Letoxit Foil.

5/ Ventily pro odsátí tkaniny musí být účelně rozmístěny tak, aby dráha čerpaného vzduchu byla co nejkratší.

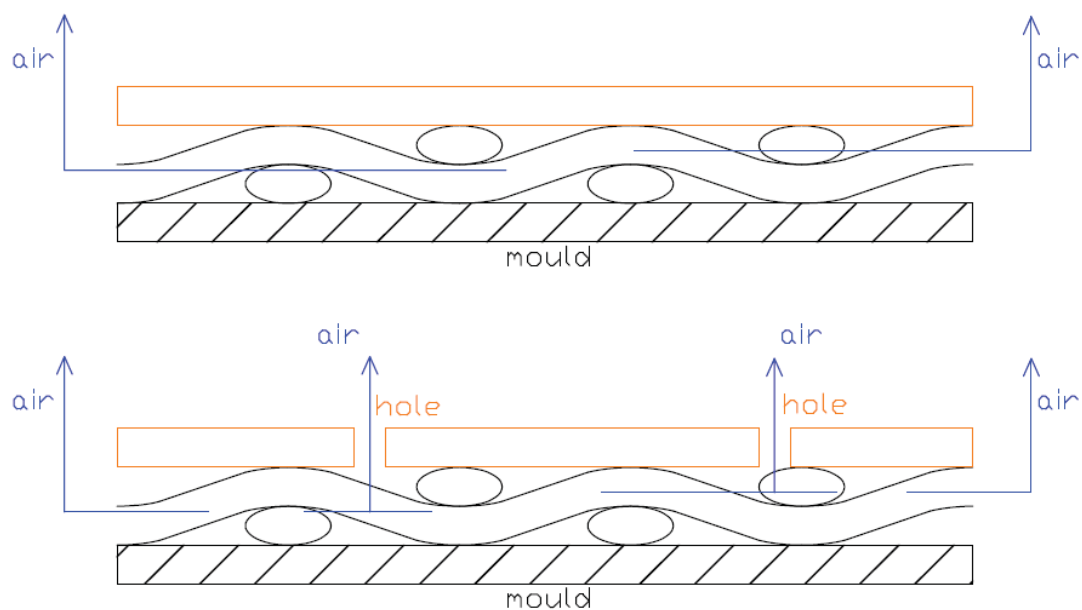
6/ Separační film musí mít dostatečně hustou perforaci adekvátní velikosti otvorů

7/ Odsávací tkanina musí pokrývat co největší plochu dílů, zejména pak kritická místa radií. Pod ventily je vhodné, aby byla odsávací tkanina zdvojená

8/ Separační film, odsávací tkanina i vakuovací pytel musí být uloženy volně. Nesmí tvořit tzv. mosty.



Obr. 8 Uvěznění vzduchové bubliny mezi formu a Letoxit Folií.



Obr. 9 Srovnání délky evakuace vzduchu v případě neperforované a perforované Letoxit Foil.

## 2. Impregnace výztuže

Kompozice dílů pro výrobu LF Technologií je suchá. Aby bylo možno získat velmi dobrý díl, je nutno suchou výztuž prosytit a takto prosycenou kompozici výztuže a pryskyřice vytvrdit. Velkou výhodou LF Technologie je, že impregnace výztuže a vytvrzování dílů probíhá v jednom kroku. Na druhé straně je nutno brát v potaz, že pokud se během impregnace stane chyba, tak se na tuto obvykle nepřijde a na vyrobeném díle se objeví defekt.

Proces impregnace závisí materiálově na dvou faktorech – pryskyřici a výztuži.

### Výztuž

Aby došlo k dobré impregnaci je nutno, aby u výztuže byly splněny následující podmínky:

- 1/ Výztuž musí mít vhodný sizing, tj. musí být snadno smáčena pryskyřicí
- 2/ Výztuž musí mít vhodné geometrické rozložení, tj. musí svou strukturou umožnit impregnaci pryskyřicí. Zde se jako problematické jeví zejména:

- - jednosměrné rovingové tkaniny
- - samotné rovingy
- - velmi hustě tkané jemné tkaniny

Pro prosycení problematických materiálů je nutno použít typ Letoxit Foil, který má za vyšší teploty nízkou viskozitu. Zároveň je nutno zajistit delší čas pro odsátí vzduchu a příp. ponechat vydrž na tzv. impregnační teplotě, viz. dále.

### Pryskyřice – Letoxit Foil

Letoxit Foil je jak již bylo zmíněno za běžné teploty ve formě folie více méně nelepivé. Jedná se o směs pryskyřice a tvrdidla, která je za pokojové teploty latentní. Lze ji tedy po omezenou dobu skladovat za běžné teploty (v řádu dnů). Zkracuje se tak ale čas pro její spotřebu. Vzhledem k charakteru Letoxit Foil jsou definovány tři velmi důležité technologické teploty:

- 1/ Teplota manipulace
- 2/ Teplota impregnace
- 3/ Teplota vytvrzování

#### 1/ Teplota manipulace

Teplota manipulace je definovaná jako interval teplot, ve kterém je možno s daným typem pryskyřice Letoxit Foil pracovat. V tomto intervalu se jedná o velmi flexibilní materiál s přiměřenou tažností a lepivostí. Interval teploty manipulace je ohraničen spodní a horní hranicí.

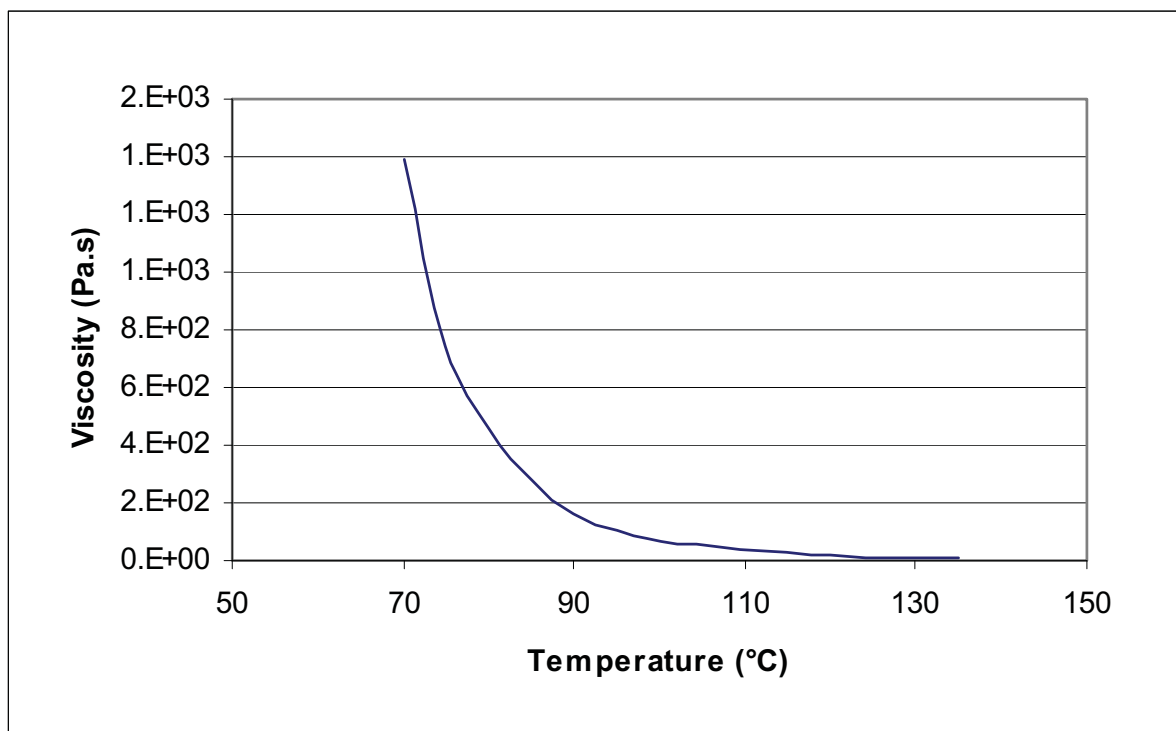
Spodní hranice intervalu je dána teplotou, pod kterou je materiál velmi křehký a během zpracování se láme. Tato teplota je obvykle cca 20° C. Při velmi opatrné manipulaci lze pryskyřici zpracovávat i při nižší teplotě, ale riziko lámání folie je vysoké a obecně nelze při těchto teplotách zpracování pryskyřice doporučit

Horní hranice intervalu

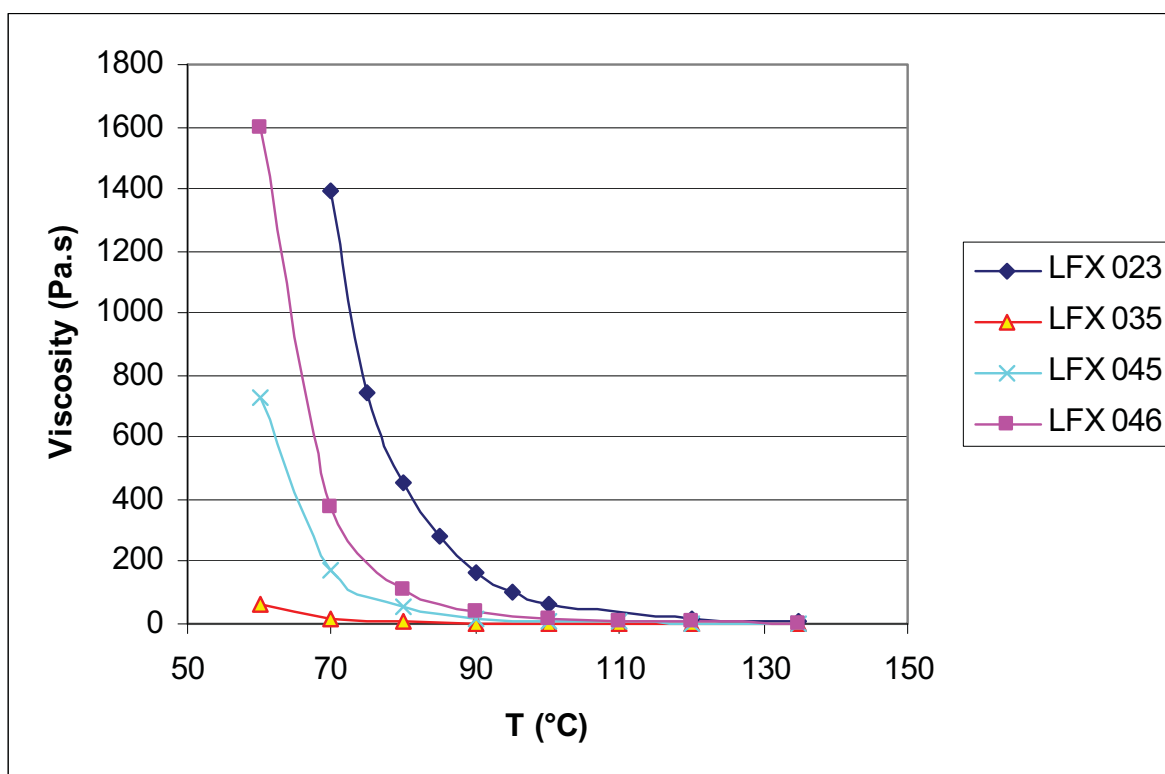
Je dána teplotou, při které již začíná být film pryskyřice velmi lepkavý a tažný. Nad touto teplotou už je Letoxit Foil zpracovatelná pouze na nosiči, např. nanesená na výztuži.

## 2/ Teplota impregnace

S rostoucí teplotou se pryskyřice Letoxit Foil stává lepkavou a velmi tažnou. S dalším nárůstem teploty pak tento materiál začíná zvolna téci a je schopen impregnovat tkaninu. Teplota, při které pryskyřice začíná přecházet do toku se nazývá teplotou impregnace. Je to tedy hodnota teploty, při které lze počítat s tím, že výztuž začne absorbovat pryskyřici do své struktury. Ve chvíli, kdy se kompozice dílu dostane na tuto teplotu, tak již musí být dokonale odsát všechen vzduch. Tato teplota se pro různé typy pryskyřic výrazně liší. Typický průběh změny viskozity s rostoucí teplotou je možno vidět na následujících obrázcích.



Obr. 10 Závislost viskozity na teplotě pro pryskyřici Letoxit Foil LFX 023. Teplota impregnace je okolo 80° C.



Obr. 11 Závislost viskozity na teplotě pro různé typy pryskyřic Letoxit Foil

Při teplotě impregnace pryskyřice již dostatečně dobře teče a impregnuje výztuž. Zároveň však ještě velmi pomalu reaguje. Toho lze využít především u materiálů, které se špatně impregnují. V těchto případech je celá kompozice ponechána na teplotě vytvrzování po nějakou dobu, kterou je nutno určit experimentálně pro každý materiál. Obecně však platí, že čím delší čas tím lépe. Ve chvíli, kdy je výztuž řádně impregnována, je možno zvýšit teplotu a díl vytvrdit. Pokud není výztuž dobře impregnována, není možné zvyšovat teplotu na teplotu vytvrzování!

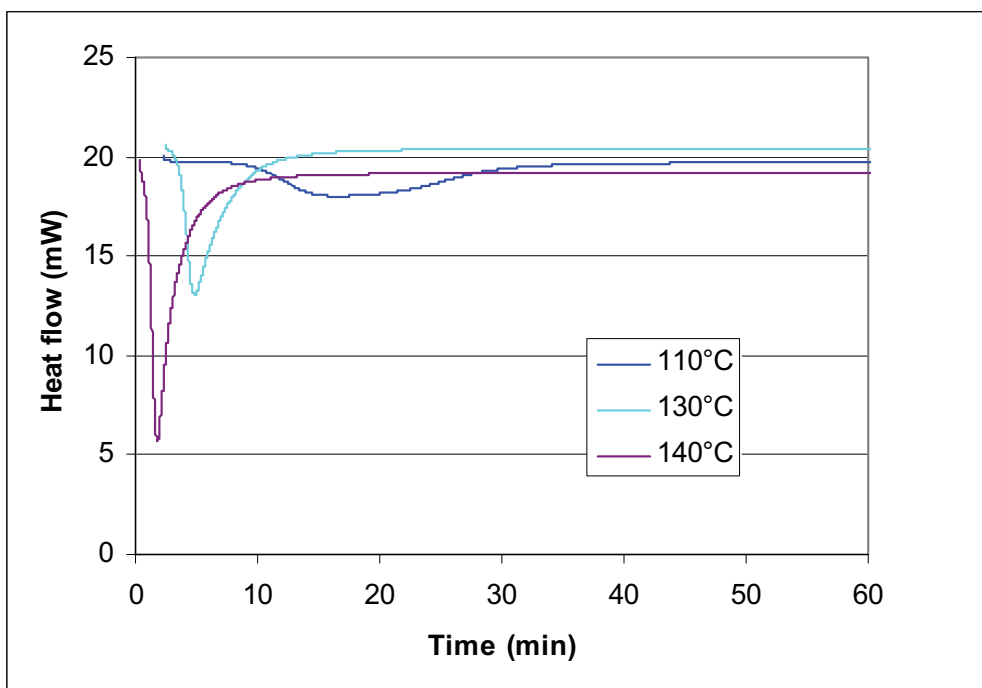
### 3/ Teplota vytvrzování

Jedná se o teplotu, při které Letoxit Foil vytvrzuje. Při vytvrzování velmi rychle roste viskozita až dosáhne bodu gelu. Viskozita se pak dále zvyšuje, pryskyřice „tvrdne“, a získává s postupujícím časem vytvrzování čím dál lepší mechanické vlastnosti. Základní předpoklady pro správné vytvrzení Letoxit Foil jsou následující:

- - Dostatečně vysoká teplota v celém průřezu dílu
- - Ponechání na teplotě vytvrzování nezbytně nutný čas.

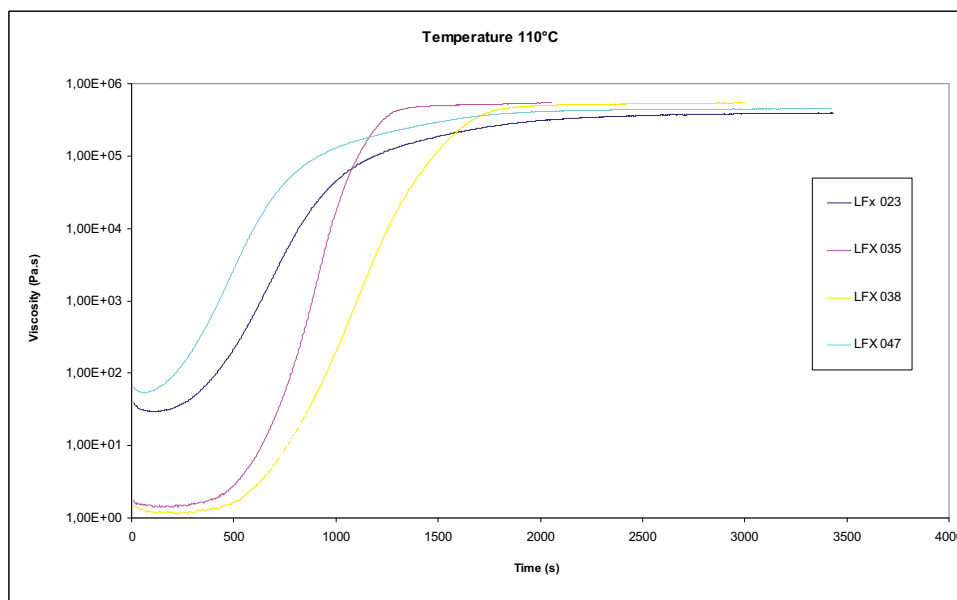
Nejnižší teplota vytvrzování se pohybuje okolo 90° C pro většinu typů pryskyřic, nicméně doba vytvrzování při této teplotě je velmi dlouhá a dosahované vlastnosti vytvrzené pryskyřice nejsou optimální. Závislost rychlosti vytvrzování na teplotě je možno vidět na následujícím obrázku.



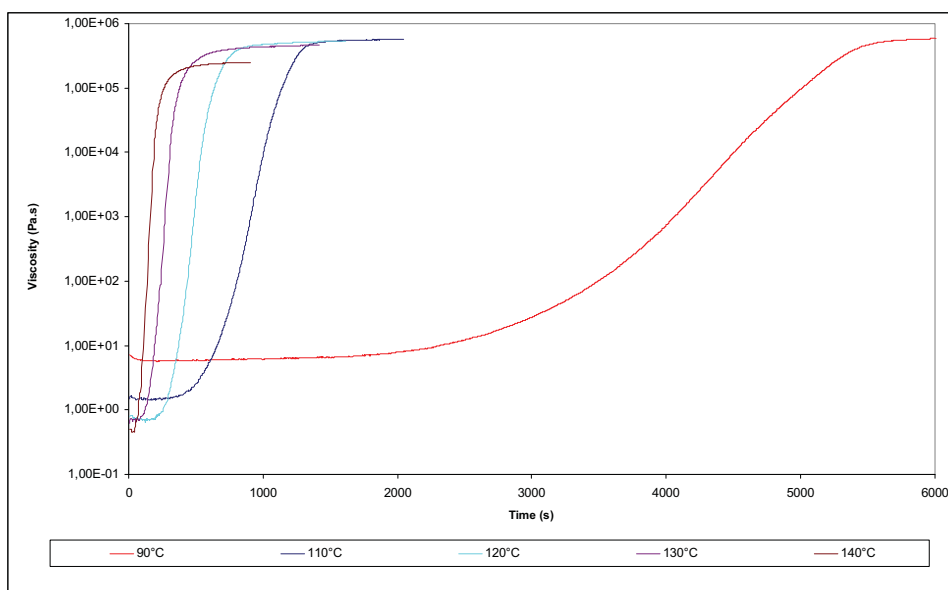


Obr. 12 Závislost rychlosti reakce na teplotě pro Letoxit Foil LFX 035

Rychlost vytvrzování se také výrazně mění s typem použité pryskyřice. Srovnání některých typů pryskyřic je možno vidět na následujícím Obr. 13.

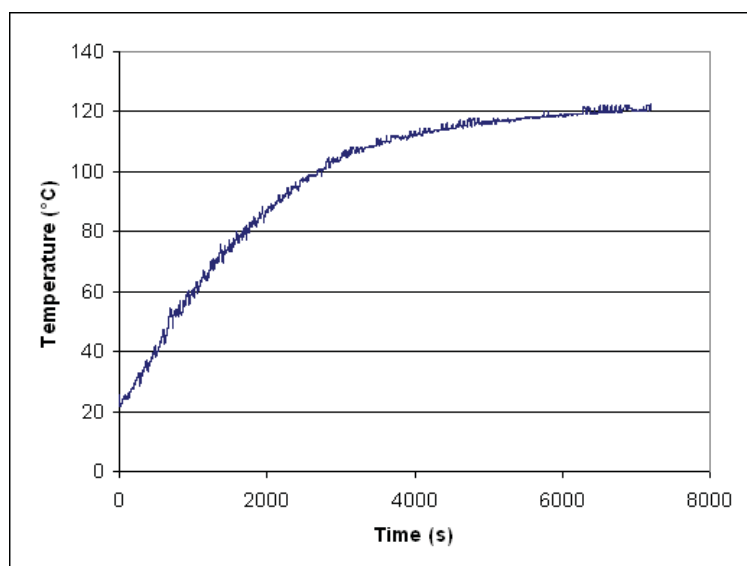


Obr. 13 Závislost viskozity na čase při teplotě vytvrzování 110° C pro různé typy pryskyřic Letoxit Foil. Je patrná různá rychlost nárůstu viskozity, což značí různou rychlost reakce.



*Obr. 14 Závislost viskozity na čase při různých teplotách vytvrzování pro pryskyřici Letoxit Foil LFX 035.*

Pro dostatečné vytvrzení a tím i získané mechanické vlastnosti je nezbytné, aby teplota vytvrzování byla dosažena v celém dílci. Rychlost růstu teploty v dílu je závislá především na tloušťce dílu. S rostoucí tloušťkou roste s druhou mocninou čas potřebný pro dosažení rovnovážné teploty uprostřed dílu. Tento čas také závisí na typu ohřevu. Uhlíková výztuž vede teplo lépe, proto se rychleji prohřívá než skleněná výztuž. Stejně tak kontaktní ohřev v lise je neúčinnější, naopak ohřev v sušárně bez nucené cirkulace je nejméně účinný.



*Obr. 15 Závislost teploty na čase uprostřed dílu tlustého 2.3 mm složeného z uhlíkové tkaniny. Teplota sušárny 120° C.*

## Výběr pryskyřice

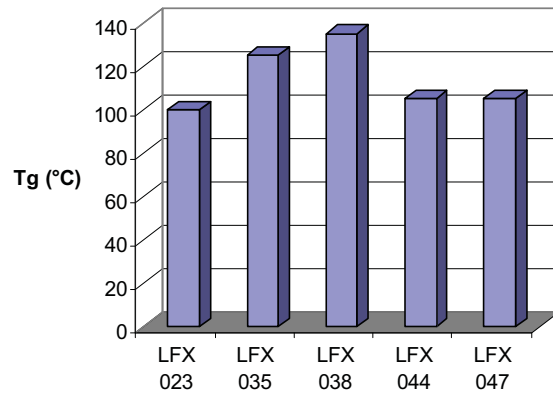
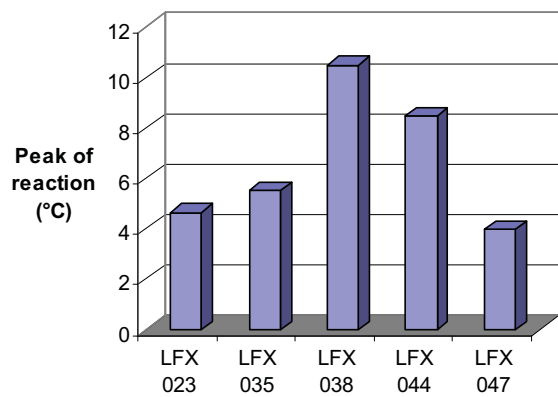
Pryskyřice je nutno vybírat dle několika kritérií a výsledná volba je kompromisem mezi nimi. Tato kritéria jsou:

- - Teplota skelného přechodu Tg
- - Požadované mechanické vlastnosti
- - Schopnost impregnace
- - Technologické a kapacitní možnosti
- - Požadavky na hořlavost
- - Cena pryskyřice a náklady na zpracování

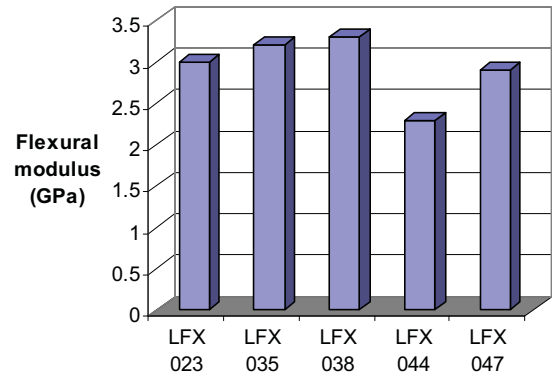
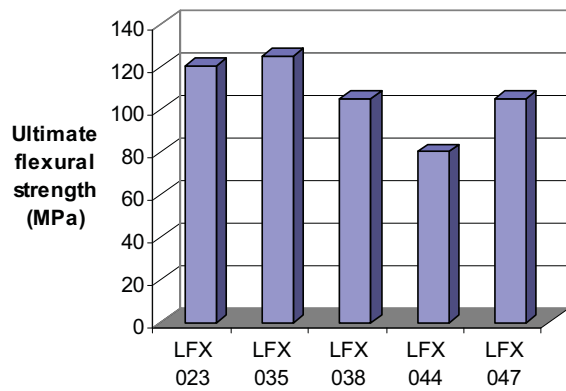
Pryskyřice	Typ pryskyřice	Hustota (g/cm <sup>3</sup> )	Typická teplota vytvrzování (° C)	Typická doba vytvrzování (min)	Peak při 120° C (min)	Tg vytvrzováno 60 min při 120° C (° C)	Max. Tg (° C)	Výhoda
LFX 023	Epoxy	1.19	120	60	4.65	95	100	Základní typ
LFX 035	Epoxy	1.19	120	60	5.5	122	125	Vyšší Tg, nízká viskozita
LFX 038	Halogenated epoxy	1.39	120	60	10.5	127	135	Samozhášivá dle FAR 23
LFX 039	Modified cyanoester	1.24	180	180	2.2*	180*	300	Vysoké Tg
LFX 040	Modified cyanoester	1.21	180	180	2.3*	190*	250	Vysoké Tg
LFX 044	Modified epoxy	1.14	120	60	8.5	95	105	Vysoká rázová houževnatost
LFX 047	Epoxy	1.19	120	30	4.0	100	105	Rychlé vytvrzování, vytvrzování při teplotě 85° C
LFX 054	Epoxy	1,15	120	60	10.2	130	155	Vyšší Tg, lepivé, nízká viskozita
LFX 055	Epoxy	1,15	120	60	10.0	130	155	Vyšší Tg, nižší lepivost
LFX 056	Epoxy	1,30	120	60	6.0	120	120	Samozhášivá dle FAR 25

\* Vytvrzováno 3h při teplotě 140° C, dotvrzení 4h při 200° C a 4h při 250° C

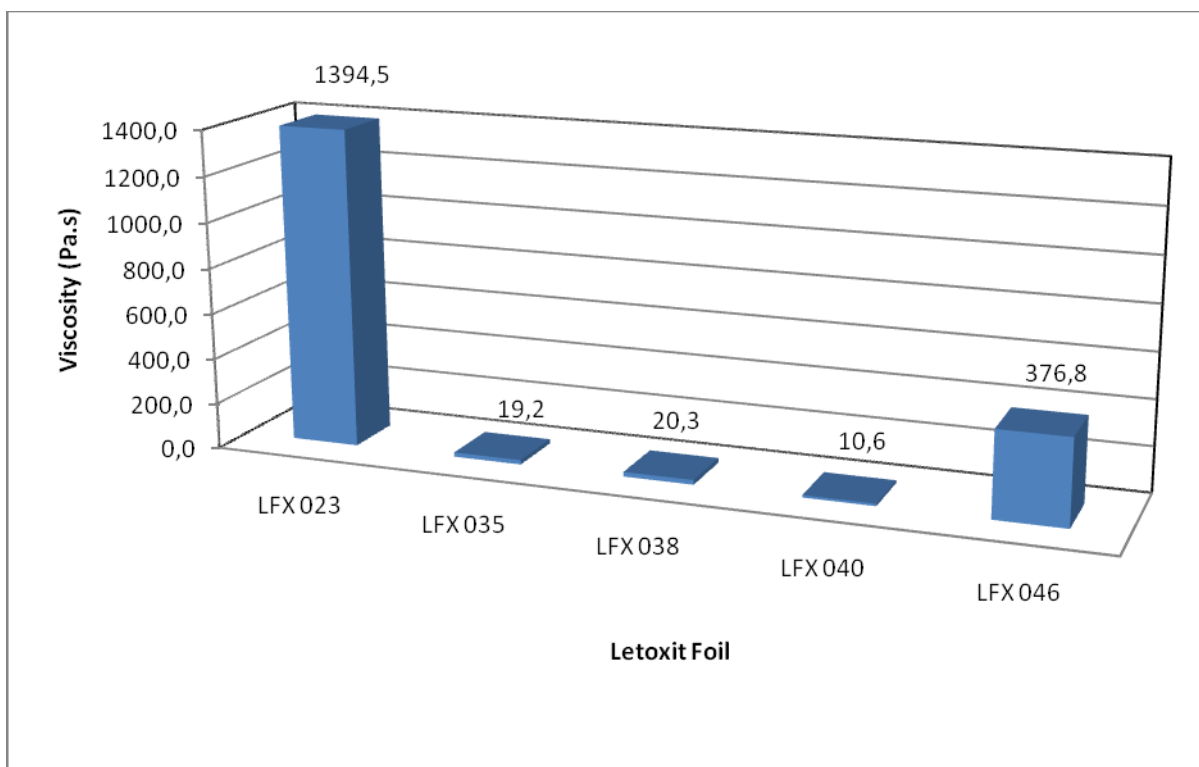
Tab.III Přehled dostupných typů pryskyřic



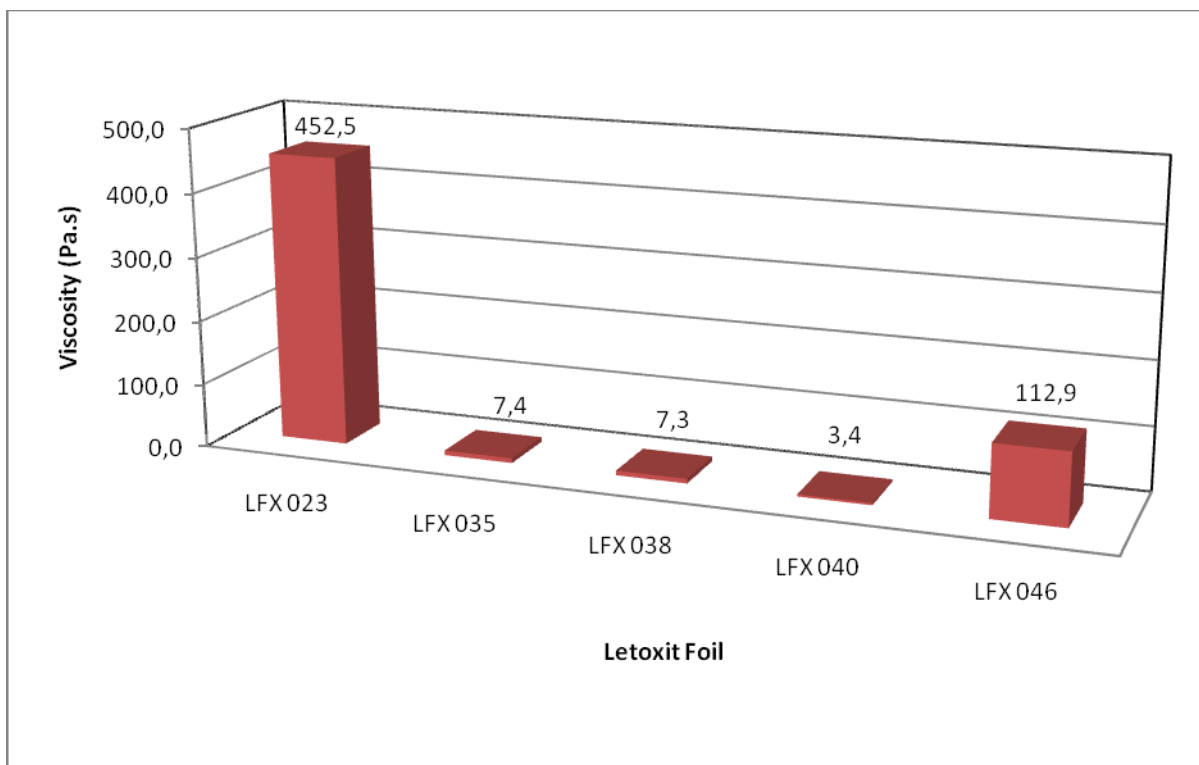
*Obr. 16 Rozdíly mezi pryskyřicemi v rychlosti reakce a dosaženém Tg*



*Obr. 17 Rozdíly mezi pryskyřicemi v mechanických vlastnostech*



Obr. 18 Hodnoty viskozit pro různé pryskyřice v oblasti teploty impregnace - teplota 70° C



Obr. 19 Hodnoty viskozit pro různé pryskyřice v oblasti teploty impregnace - teplota 80° C

## Použití speciálních materiálů

LF Technologie umožňuje včleňovat do kompozitů některé speciální materiály. Pro letectví jsou to zejména různé typy mřížek pro zvýšení elektrické vodivosti kompozitů, využití speciálních uhlíkových profilů pro zvýšení tuhosti kompozitových dílů. Další materiál vyvinutý pro LF Technologii a prepregy je tmel LH 161 s velmi nízkou hustotou pro vytváření vodotěsných a pohledových hran voštinových sendvičů. Přehled vlastností a použití těchto materiálů je uveden níže.

## Kovové mřížky

Kovové mřížky se v letectví používají v kompozitech pro svedení statické elektřiny pláštěm letadla, zejména jako ochrana při úderu bleskem. LF Technologie umožňuje kombinaci vrstvy Letoxit Foil a suché mřížky na povrchu kompozitového dílu při jeho výrobě. Mřížku je možno také použít ve formě semipregu, kdy je mřížka zaválcována do vrstvy Letoxit Foil. Materiál lze použít jako povrchovou vrstvu jak při výrobě LF Technologií, tak jej lze snadno kombinovat s epoxidovými prepregy. Povrchová vrstva vyztužená mřížkou při použití semipregu je prakticky bez bublin, jak je patrné na mikroskopickém snímku mřížky vytvrzené v LFX 023, viz. Obr. 18.



*Obr. 20 Použití měděné mřížky jako semipregu na uhlíkovém kompozitu pro prototyp EV 55. Vlevo pak detail struktury mřížky v epoxidové pryskyřici.*

## Uhlíkové profily

Uhlíkové profily vyráběné pultruzí jsou jednosměrně vyztužené kompozity s nejvyšším dosažitelným obsahem výztuže. Z toho také vyplývají jejich excelentní vlastnosti podél profilu, které nemají konkurenci mezi kompozity vyrobenými ostatními technologiemi. Mimo to je technologie pultruzního tažení velmi levná a tím i tyto profily jsou za relativně nízké ceny. Jedná se však o kompozity ve formě profilu s konstatním průřezem, což je velmi limitující pro použití těchto materiálů. Přehled vlastností uhlíkových pultruzních profilů je uvedeno v tabulce níže.

Maximální ohybová pevnost (DIN EN ISO 178)	Min. 1300 MPa
Maximální tahová pevnost (EN ISO 527)	Min. 2350 MPa
Tlaková pevnost (ISO 14126)	Min. 950 MPa
Ohybový modul pružnosti (DIN EN ISO 178)	Min. 115 000 MPa
Tahový modul pružnosti (EN ISO 527)	Min. 160 000 MPa
Tlakový modul pružnosti (ISO 14126)	Min. 110 000 MPa
Hustota	1550 – 1600 kg/m <sup>3</sup>
Objemový obsah vláken	67 %
Polymerní matrice	Epoxidová pryskyřice

*Tab. IV Vlastnosti uhlíkových profilů pro vyztužení kompozitových dílů*

Uhlíkové profily si našly uplatnění zejména v nosnících letadel a jako kompozitových skořepin



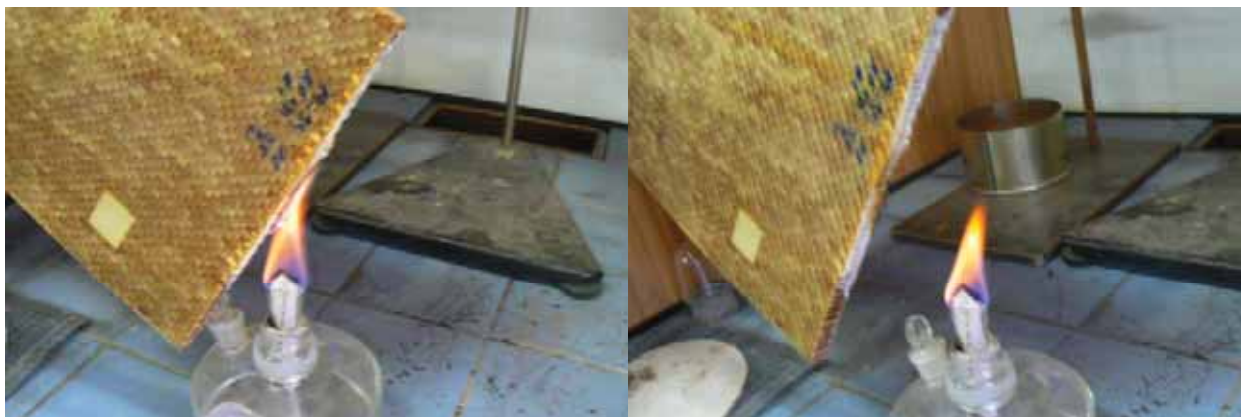
*Obr. 21 Kompozitový nosník křídla větroně LAK 25*

## Speciální tmely

Kompozitové díly pro letectví jsou velmi často sendvičové konstrukce s voštinovým jádrem. Při výrobě těchto dílů vzniká problém s hranou otevřenou do struktury voštiny a tím i do kompozitového dílu. Tato místa jsou velmi citlivá a proto je nutno je perfektně utěsnit, nejčastěji různými tmely. Pokud tmelení probíhá dodatečně je velmi pracné a tím i drahé a zároveň má negativní vliv na přesnost a estetiku vyrobeného dílu. Tyto tmely jsou navíc přidáním materiálem, tedy materiálem zvyšujícím hmotnost dílu. Z toho důvodu na požadavek výrobce letadel Airbus byl v 5M vyvinut tmel LH 161 vytvrditelný při výrobě dílu přímo ve formě s hustotou nižší než  $0,7 \text{ g/cm}^3$ . Tmel zároveň splňuje požadavky na hořlavost dle FAR 25 a eliminuje nutnost dodatečného tmelení dílu.

	Unit	Requirements	Measured
Number of components	pcs	1	1
Storage stability at $-18^\circ \text{ C}$	months	Min. 6	Min. 6
Application time at $23^\circ \text{ C}$	hours	Min. 72	Min. 168
Cure time at $120^\circ \text{ C}$	minutes	Max. 60	45
Viscosity at $25^\circ \text{ C}$	Pa.s	As low as possible	160
Density	kg/m <sup>3</sup>	Approx. 600	695
Compressive strength at $-55^\circ \text{ C}$	MPa	Min. 40	54
Compressive modulus at 23	GPa	Min. 1,5	2,0
Flammability vertical 60s – burn length	mm	Max. 152	85
Flammability vertical 60s – after flame time	s	Max. 15	2
Flammability vertical 60s – after time of drips	s	Max. 0	0
Flammability vertical 12s after storage in test medium – after flame time	s	Max. 15	0
Flammability vertical 12s after storage in test medium – after time of drips	s	Max. 0	0

Tab. V Vybrané vlastnosti tmelu LH 161

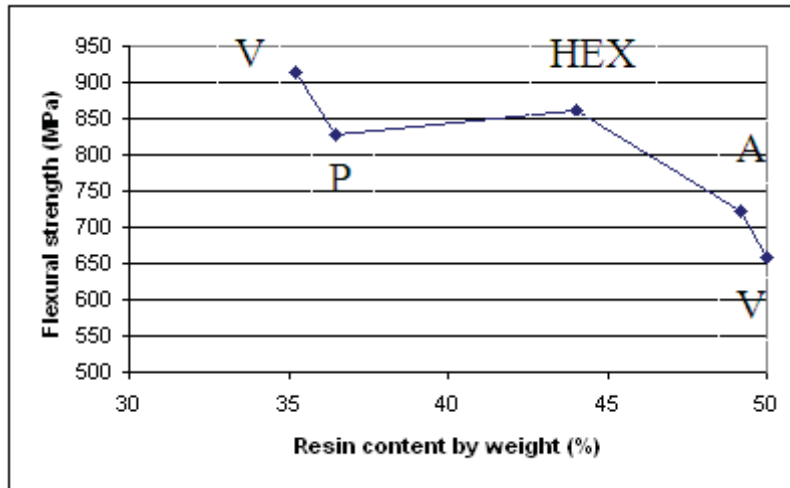


Obr. 22 Orientační zkouška hořlavosti tmelu v hraně voštinového sendviče



## Srovnání LF Technologie s prepregy

LF Technologie je velmi variabilní a v leteckém průmyslu je schopna konkurovat výrobě kompozitů z prepregů, neboť dosažitelný obsah pryskyřice v kompozitu je srovnatelný v případě obou postupů. Stejně tak mechanické vlastnosti kompozitů dosahované LF Technologií jsou srovnatelné s parametry kompozitů vyrobených prepregovou technologií, viz. obr. 23 a 24.



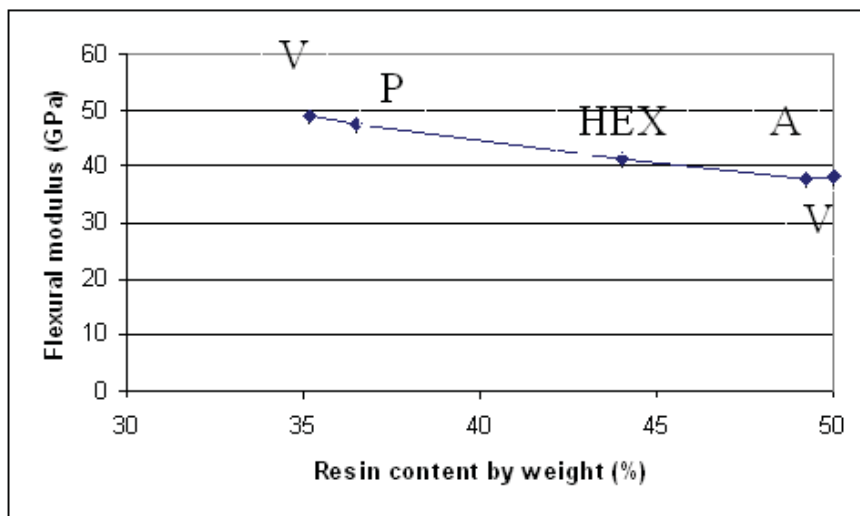
Obr. 23 Srovnání pevností v ohybu uhlíkového kompozitu o různém obsahu pryskyřice. Kompozity byly připraveny různými postupy

V - Kompozit připravený LF Technologií pod vakuem

P - Kompozit připravený LF Technologií v lise

HEX - Kompozit připravený v autoklávu z prepregu Hexcel

A - Kompozit připravený LF Technologií v autoklávu



Obr. 24 Srovnání modulu pružnosti v ohybu uhlíkového kompozitu o různém obsahu pryskyřice připraveného různými postupy

## Konkrétní aplikace LF Technologie

### Interierové díly pro letoun M101 Expedition



*Obr. 25 Letoun M101 Expedition*

LF Technologie byla použita při výrobě interierových dílů letounu M101 Expedition.

Byly to díly:

- - Dveřní panel opatřený víkem a mechanismem pro zasunutí stolku
- - Podokenní panel opatřený víkem a mechanismem pro zasunutí stolku
- - Kolejnice závěsu
- - Pravý a levý refreshment kabinet

Díly byly vyrobeny v souladu s normou FAR 23, kde byl kladen důraz zejména na nehořlavost dílů a hmotnost při dosažení maximální tuhosti. Všechny díly byly vyrobeny jako sendviče s nomexovým jádrem potaženým tenkým potahem vyrobeným ze dvou vrstev skleněné tkaniny 160 g/m<sup>2</sup> impregnované samozhášivým systémem LFX 038. V dílech se nachází velké množství montážní bodů, které byly řešeny hliníkovými inserty vkládanými do suché skladby ještě před vytvrzením dílů. Hrany byly přímo ve formě tmeleny. Díly pak byly vyráběny pouze v jednom kroku. Teplota vytvrzování byla 120° C a doba vytvrzování 1h.



*Obr. 26 Interier M101 Expedition s patrným podokenním panelem a vytaženým sklápěcím stolkem*



*Obr. 27 Podokenní panel před potažením koženkou. V panelu je patrna voštinová struktura i v ostrých rádiusech a inserty pro ukotvení víka sklápěcího stolku*



*Obr. 28 Refreshment kabinet opatřený nátěrem. Díl byl dimenzován pro přetížení 2G při plném naložení plechovkami a konvicemi*



*Obr. 29 Refreshment kabinet před nátěrem. Je patrná voštinová stavba dílu a inserty pro spojování dílů a uchycení závěsů*

## Přepravní box pro osoby zasažené chemickými látkami či nakaženými infekčními chorobami

Přepravní box je reakcí na ohrožení ptací chřipkou a chemickými zbraněmi. Je řešen jako dezinfikovatelné lůžko složené ze dvou částí, a to dna a poklopu. Dno je vyrobeno ze sendviče se skleněným potahem impregnovaným Letoxit Foil a nomexovou voštinou o tloušťce 12 mm v jádru. Víko pak ze sendvičového lemu a plexisklového krytu s průchody pro ošetřování převážené osoby. Box je hermeticky uzavíratelný a přetlakovatelný. Technické řešení splňuje náročné požadavky na tuhost a pevnost lůžka, které bylo koncipováno pro přenos v podvěsu vrtulníků. Z toho důvodu bylo dno vyztuženo voštinou i v rozích o radiu 100 mm a závěsy řešeny inserty z hliníku.



Obr. 30 Přepravní box



Obr. 31 Přepravní box naložený ve vrtulníku

## Stropní panely na L-410

Panely byly náhradou nevyhovujících starých panelů při repasu letounu L-410. Konstrukce panelů byla sendvičová s potahem z koženky, kdy požadovaná hmotnost panelů byla  $600 \text{ g/m}^2$ . Z toho důvodu bylo použito potahů vyztužených jednou vrstvou skleněné tkaniny  $110 \text{ g/m}^2$  na nomexovém jádru. Tvarové části panelů byly tvořeny jádrem z pěny. Panely opět splňovaly požadavky na hořlavost dle FAR 23.



*Obr. 32 Letoun L-410, ve kterém byly stropní panely instalovány*



*Obr. 33 Pohled do interieru letoun L-410 s instalovanými stropními panely*

## Pohledové kompozity z uhlíkové tkaniny

Při aplikaci uhlíkových tkanin je obvykle velmi důležitý perfektní vzhled vyrobených kompozitů. Ten v případě použití prepregů bývá kritický, neboť v kompozitu se nachází množství pinholes. LF Technologie nabízí velmi pohodlné řešení vzhledu kompozitů a to i pro tak problematické tkaniny jako je uhlíková rovingová tkanina TeXtreme švédského výrobce Oxeon. Tkanina je vyrobena z uhlíkového rovingu 24k, který je problematické prosytit. Z toho důvodu byla aplikována pryskyřice LFX 035 s velmi nízkou viskozitou při teplotě impregnace.



*Obr. 34 Aplikace Letoxit LFX 035 na uhlíkovou tkaninu TeXtreme fy Oxeon*

## Řešení spojů kompozitů vyrobených LF Technologií

LF Technologie umožňuje použít v různých místech jednoho dílu různé množství pryskyřice, které je však přesně definované. Tak lze optimalizovat obsah výztuže podle namáhání rozdíl od prepregů, které mají konstantní obsah pryskyřice v celé ploše. Toho se s výhodou využívá při vlepování různých insertů, které jsou často nejnamáhanější částí dílu.



*Obr. 35 Uhlíková kolenní ortéza vyrobená LF Technologií fy ING Corporation. Nahrazení původně použitého prepregu došlo ke snížení ceny ortézy a především k bezpečnějšímu zachycení kloubu ortézou do laminátu, viz. detail.*



*Obr. 36 Kompozitový insert v sendviči s voštinovým jádrem a skleněným potahem*



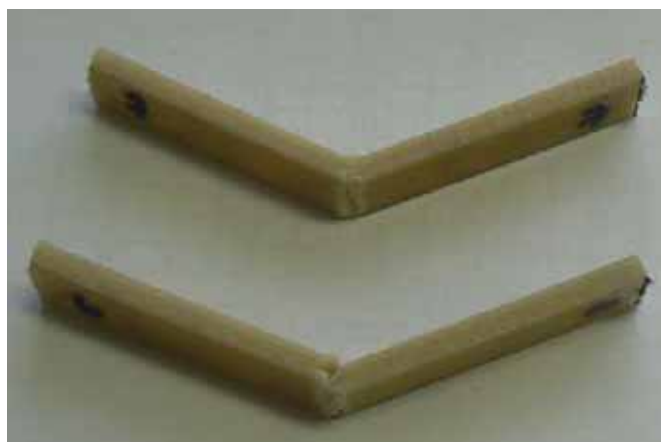
## Termoplasty - další oblast pro LF Technologii

Termoplasty vyztužené nekonečnými vlákny jsou dynamicky se rozvíjejícím odvětvím kompozitů, díky krátkému produkčnímu cyklu a jejich částečné recyklovatelnosti. Na druhé straně se termoplastické kompozity zpracovávají lisováním při vysokých teplotách, většina nejméně při 200° C. Jsou proto nutné drahé kovové formy a relativně drahé zařízení. Z toho vyplývá, že se termoplastické kompozity vyplatí zejména pro výroby s velkými sériemi jako je automobilový průmysl a na některé díly pro letecký průmysl. Mezi nejpoužívanější materiály patří různé typy PA, PP, polyuretany, PPS a pro speciální aplikace PEEK.

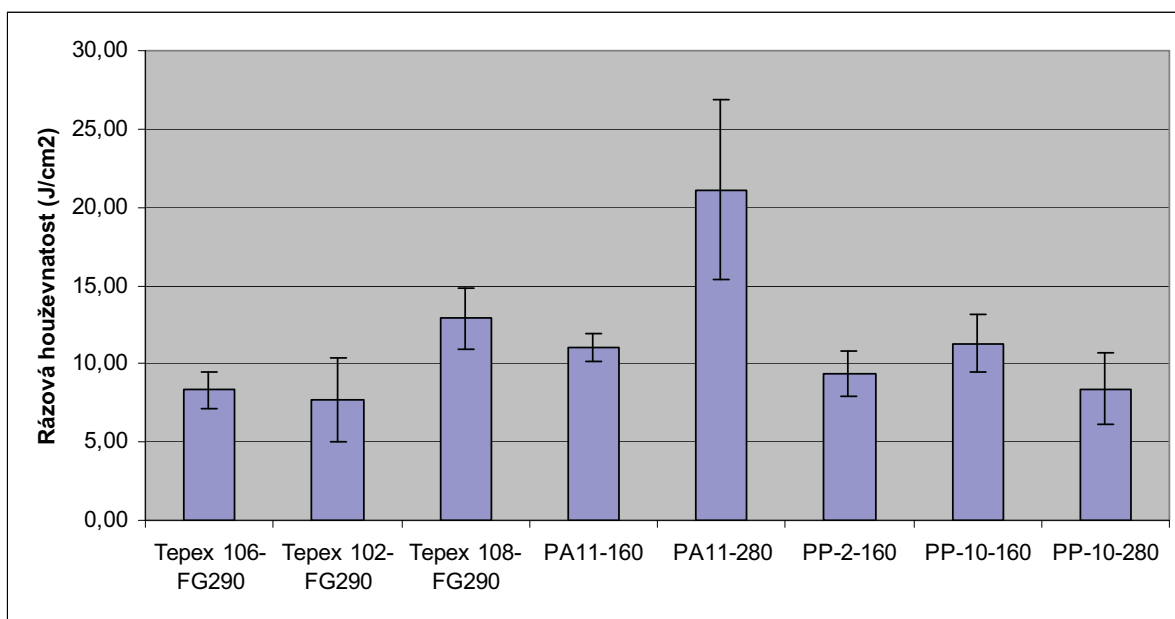
V rámci zkoušek LF Technologie byly testovány materiály společnosti Bond Laminates, viz. tab. VI a vzorky polymerů připravených ve formě fólie během spolupráce 5M a UTB. Vzorky ze společnosti Bond Laminates byly vylisovány z jednotlivých vrstev termoplastického prepregu do desek při doporučených teplotách zpracování. Vzorky 5M byly lisovány v lise dohromady se suchou výztuží, čímž došlo k částečné simulaci LF Technologie. Polymery pro vzorky 5M byly PA11 a PP. Složení desek vyrobených z materiálů Bond Laminates a 5M bylo vypočítáno tak, aby bylo použito stejné množství vrstev podobných skelných tkanin a dosažen stejný obsah výztuže. Desky pak byly rozřezány a vzorky vyzkoušeny na ohyb a rázovou houževnatost.

Vzorek	Výztuž	Polymer	Obsah (%)	Plošná hmotnost (g/m <sup>2</sup> )	Tloušťka (mm)
Tepex 106-FG290	Sklo	PA 12	47	550	0,24
Tepex 102-FG290	Sklo	PA 66	45	530	0,25
Tepex 108-FG290	Sklo	TPU	45	530	0,25

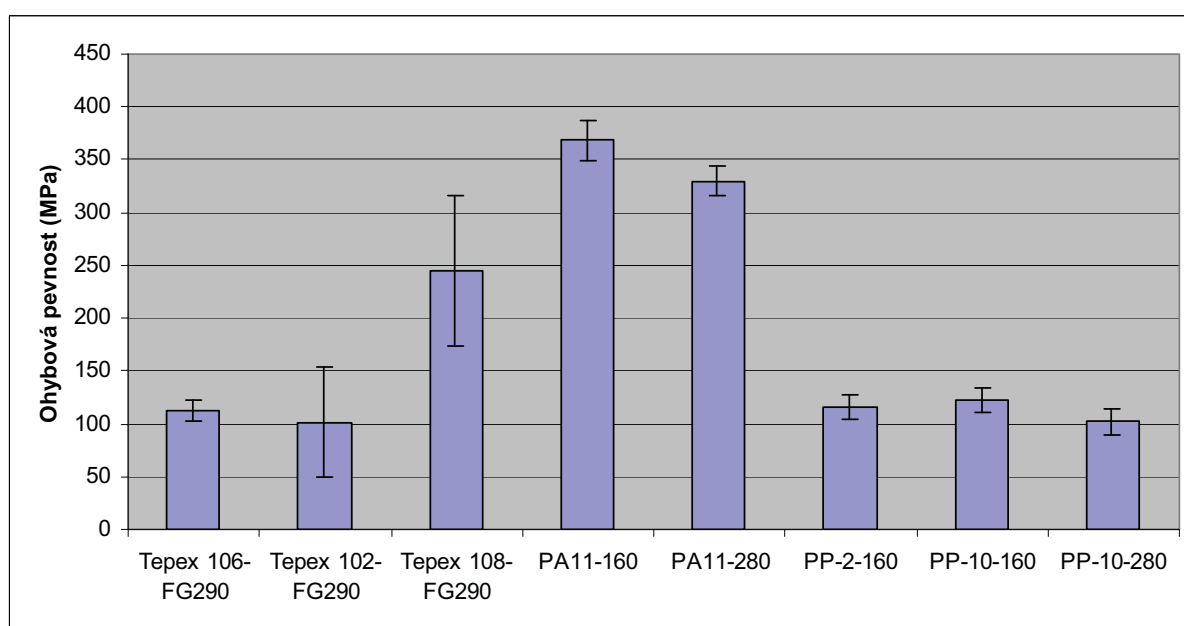
Tab. VI Vzorky termoplastických prepregů od Bond Laminates



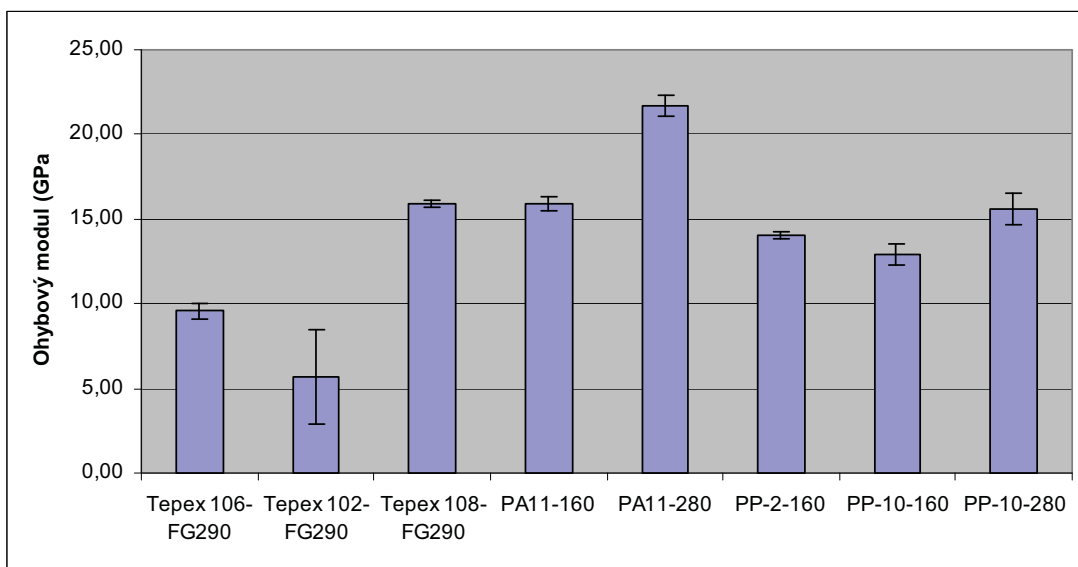
Obr. 37 Zkušební tělísko kompozitu 5M vyrobeného z PA 11 po zkoušce rázové houževnatosti. Je patrné, že nedošlo k delaminaci vzorku.



Obr. 38 Srovnání rázové houževnatosti vzorků kompozitů vyrobených z materiálů Bond Laminates a 5M.



Obr. 39 Srovnání ohybové pevnosti vzorků kompozitů vyrobených z materiálů Bond Laminates a 5M.



*Obr. 40 Srovnání ohybových modulů vzorků kompozitů vyrobených z materiálů Bond Laminates a 5M.*

Z výsledků vyplývá, že vzorky z materiálů 5M vykazovaly srovnatelné a nebo lepší vlastnosti, než vzorky komerčně dodávaného materiálu. Zvláště zajímavým se jeví materiál PA11, který byl vybrán pro další experimenty. Ty spočívaly v přípravě tenké kompozitové skořepiny prostorově relativně složitého tvaru s hranami a ostrými radiusy. Vzorek byl připraven standardním postupem při LF Technologii pouze za zvýšené teploty a asistence vákua v sušárně. Byla použita duralová forma a teplota přípravy vzorku byla 200° C.



*Obr. 41 Vzorek tenké prostorové skořepiny vytvořený pod vakuem ze skelné tkaniny a vrstvy fólie PA 11 LF Technologii. Vlevo lícová část, vpravo rub dílu. Délka vzorku je cca 100 mm.*

Z výsledku je patrné, že LF Technologie má jednoznačně potenciál být vhodnou technologií pro výrobu termoplastových dílů.

## Závěr

V příspěvku byly shrnuty zásady použití LF Technologie a její srovnání s jinými technologiemi výroby kompozitů. Na základě uvedených poznatků lze konstatovat, že LF Technologie je vhodnou technologií pro výrobu kompozitů pro letectví při dodržení základních pravidel pro design dílů a její použití. LF Technologie dává velký prostor pro optimální naladění vlastností dílů, nicméně je na druhou stranu technologií vyžadující kvalifikované a pečlivé pracovníky chápající její princip.

Velkou výhodou LF Technologie je její potenciál pro výrobu termoplastických kompozitů, který byl v příspěvku představen.

Vývoj termoplastických kompozitů je realizován za podpory MPO v rámci projektu *Trvalá prosperita*, číslo projektu 2A-1TP1/131.

## Literatura:

- [1] Pavlica, R., Hrbacek, J., Cervinkova, M., Pavlinek, V.: *LF Technology – Way to Optimised Composite Structures*; In Airtec 2006, CD, 2006.
- [2] <http://composite.about.com/>
- [3] [www.jecshow.com](http://www.jecshow.com)
- [4] Pavlinek L, Pavlica R. Research Report, *Project Impuls* (2005) Zlin.
- [5] Obadal M, Pavlica R. Research Report , *Project Impuls* (2004) Zlin.

# Zkoušky kompozitních konstrukcí s velkými deformacemi za zvýšené teploty

**Doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D. , Ing. Ivo Jebáček, Ph.D., Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické v Brně**

Článek pojednává o realizaci zkoušek kompozitních konstrukcí s velkými deformacemi během zkoušky a realizaci těchto zkoušek za zvýšené teploty. Článek popisuje navržený postup, metodiku zatěžování křídla, jeho ohřevu a výsledky získané při realizaci zkoušek.

## Úvod

Provozní podmínky leteckých konstrukcí mohou být velmi různorodé, závislé na provozovateli a místě provozování letadla. Jejich konkrétní specifikace pro návrh letadla je dána stavebními předpisy a specifikacemi zainteresovaných dohlédacích úřadů.

V souladu se aktivitami Centra leteckého a kosmického výzkumu na Leteckém ústavu FSI VUT v Brně zkoušet letecké konstrukce v rámci certifikačního procesu a věnovat se blížeji kompozitním konstrukcím a vlivu prostředí na jejich mechanické vlastnosti vyvstaly postupně problémy s realizací těchto zkoušek. Jako první problém lze definovat velké deformace kompozitních konstrukcí pod zatížením, například křídel, a s tím související přerozdělení, či změnu zatížení. Druhým problémem je ohřev konstrukce a udržení zvýšené teploty konstrukce během celé zkoušky. Požadavek ohřevu vychází z provozních podmínek specifikovaných v § 613 předpisů, který definuje normální rozsah teploty konstrukce až do hodnoty 54° C (pro kategorii kluzáků dle CS-22), případně do teploty 70° C (pro kategorii GA. Související požadavky předpisu pak specifikují povinnost prokázat únosnost konstrukce v celém rozsahu teplot, tj. až do teploty výše uvedených limitů. Tento problém není nijak významný u kovových konstrukcí, avšak pro kompozitní konstrukce se stal natolik závažným, že bývá dohlédacími úřady požadována průkazná zkouška konstrukce křídla za této zvýšené teploty.

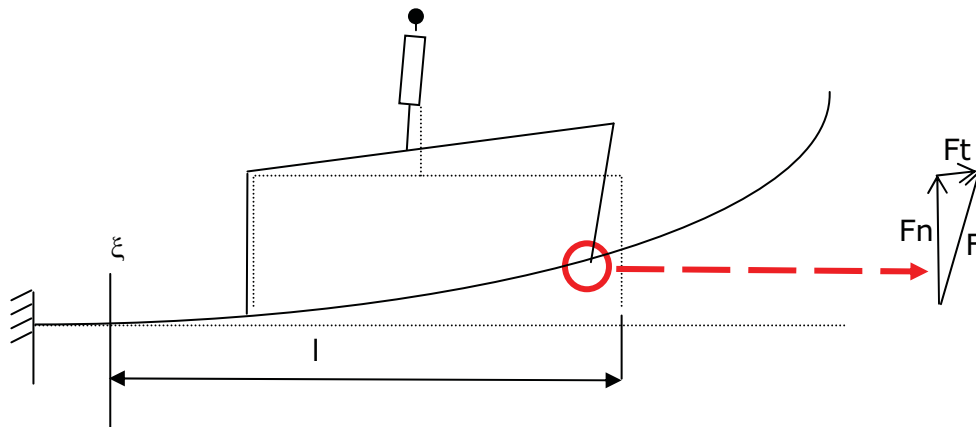
Zkouškami s vlivem deformace jsme se na Leteckém ústavu zabývali již v minulosti, vliv teploty na zkoušky kompozitních konstrukcí byl již také popsán [1], ale globálnější shrnutí zkoušek je provedeno až nyní po sérii zkoušek křídel s rozpětím až 20 m a deformace konce až 3 m.

## Vliv deformace

### Popis problému

Při realizaci zkoušky je nutné simulovat zatížení v provozu vhodným systémem. Osvědčil se vahadlový systém, který pomocí hydraulického válce přes systém vahadel zavádí jednotlivé síly do konstrukce. Výhodou vahadlového systému je jeho schopnost poklesu velikosti zatížení, jestliže nastane skoková deformace. Při poruše se skokově zvýší deformace, a protože zatěžování je plynulé, poklesne zatěžující síla, čímž je obsluha informována o změně chování konstrukce a může zastavit zatěžování, aniž dojde k totální destrukci konstrukce. Tento efekt je velmi významný u kovových konstrukcí, méně však u kompozitních, kde naakumulovaná energie ve formě deformace je podstatně vyšší.

Další výhodou vahadlového systému je odpovídající zavádění síly do konstrukce. Definováním velikosti vahadel systému je možno docílit zavedení požadované velikosti zatížení v dostatečné přesnosti. Tradičně se návrh systému provádí na nedeformovaný tvar konstrukce, protože pokud má zatěžovaná konstrukce velkou tuhost, je její deformace pod zatížením malá a změna zatížení vlivem deformace je zanedbatelná. Jestliže se však konstrukce deformuje více, je odchylka zatížení od požadované velikosti vyšší (viz obrázek níže).



Obr. 1. Vliv deformace na změnu zatížení

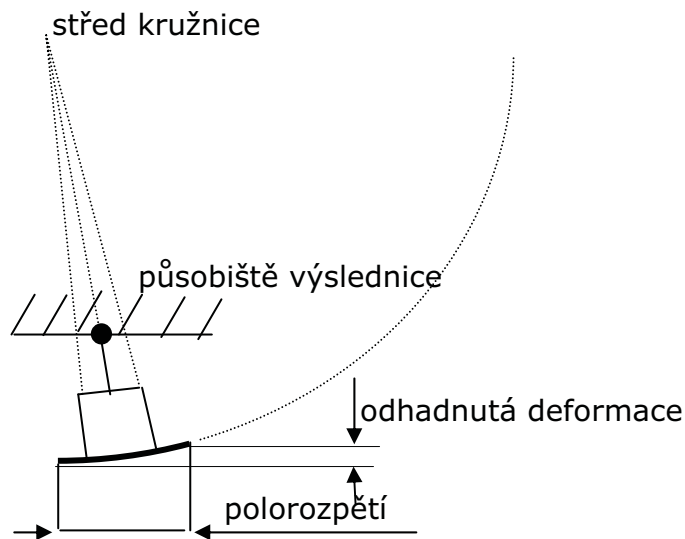
Jestliže původně navržená zatěžující síla  $F$  by měla vyvozovat v daném řezu  $\xi$  ohybový moment  $M = F \cdot l$ , pak pro velké deformace se tato síla rozdělí na normální složku  $F_n$  a tečnou složku  $F_t$ . Je zřejmé, že skutečně vyvozený ohybový moment je menší, protože vzdálenost  $l$  je menší a moment od tečné složky navíc odlehčuje. Dalším negativem je zavádění tečné složky do konstrukce, která však reálně na křídlo nepůsobí. Při použití kleštín pak tečná složka může způsobovat jejich ohýbání, případné posouvání. Tento vliv je významnější na konci křídla, kde jsou největší deformace.

Protože je nutno eliminovat výše uvedené jevy, byly vyvinuty různé způsoby jak daný problém řešit. Pro naše účely rozdělme si problematiku na dva jevy. Prvním je nutnost zohlednění posuvu výslednice zatížení blíže ke kořenu křídla, druhým pak

nutnost zohlednění změn vzdáleností vahadel a deformace na tvar vahadlového systému a přerozdělení zatížení. Ve světě se první problém řeší posouváním působiště celkové zatěžující síly (poloha válce, či jeřábu) během zatěžování, nebo se natáčí přípravek, do kterého je upevněno křídlo.

### Naše řešení problému

Zkušebna Leteckého ústavu zavedla metodiku navrhování vahadlového systému a působiště výsledné síly na deformovaný stav, čímž je dodrženo, že při max. zatížení je do konstrukce zaváděno odpovídající požadované zatížení. Problém je ovšem se správným definováním deformovaného stavu. Pokud je proveden pevnostní výpočet konstrukce MKP, či analyticky se stanovením průhybové čáry, je situace návrh mnohem přesnější. Přesto u většiny zkoušených konstrukcí není známý průběh deformace křídla, proto provedeme kvalifikovaný odhad deformace konce křídla, a deformovaný tvar se nahradí obloukem kružnice s velkým poloměrem. Tak získáme teoretické působiště síly ve středu kružnice a směrnice všech zatěžujících sil ve vahadlech, ale i směrnici celkové zatěžující síly a směrnice dílčích zatěžujících sil ve vahadlovém systému. Takto navržený systém se podstatně více blíží požadovanému zatížení.



Obr. 2. Princip návrhu vahadlového systému

Detailní návrh vahadlového systému předpokládá, že všechny síly v systému mají směrnici orientovanou do středu kružnice. Poté co nadefinujeme síly působící do kleštín, stanovíme délku táhel první vrstvy a odměříme vzdálenost mezi konci táhel. Na tuto vzdálenost navrhne vahadlo s polohou výslednice. Dále určíme směr výslednice a nadefinujeme opět délku táhla. Tento postup se opakuje dokud nezískáme jednu výslednici a její směr. Z výšky upevňovacího bodu válce pak stanovíme jeho polohu.

Výše uvedeným postupem jsme navrhli vahadlový systém a vyřešili problém jeho tvaru. Zůstal však problém polohy výslednice. Pro velké deformace (nad 10%) nelze umístit působiště výslednice přímo do stanoveného bodu, ale je třeba jej postupně

dosáhnout během zatěžování. Proto se většinou hydraulický válec zavěsí na zařízení umožňující posuv působíště. V případě naší zkušebny provádíme zavěšení vahadlového systému přímo na portálový jeřáb umožňující pohyb ve všech třech směrech.

Pomocí takto navrženého systému jsme již provedly zkoušky několika kompozitních křídla letounu (například letounů UFM-13 o polorozpětí 6,5m s deformací 1,4 m, listu větrné elektrárny VV 315 o délce 14,2 m s deformací 3,25 m a křídla letounu UFM-10 o polorozpětí 5m s deformací 0,7m, či TSA křídla s polorozpětím 20 m a deformaci konce až 3 m).

### **Shrnutí problematiky**

Uvedená metodika návrhu vahadlového systému umožňuje provádět zkoušky křídel jejichž deformace při max. zatížení se pohybují kolem 10% rozpětí, oproti klasickým konstrukcím, kde se deformace pohybují kolem 5% rozpětí. V extrémních případech lze zkoušet konstrukce s deformací dosahující až 20% rozpětí. Ze zkušeností se však doporučuje uvedené konstrukce rozdělit (tak jak jsou technologicky dělené) a zkoušet každou část samostatně.

## **Zkoušky s vlivem teploty**

Porozhlédneme-li se po Evropě, lze tuto zkoušku provést ve speciální hale, či pouze ve speciálně postaveném prostoru [1]. Toto provedení zkoušek je buď velmi nákladné (stavba speciální haly či prostoru), a někdy i nevhodně řešené. Tím je míněno například vytápění a odkrývání obrovského prostoru pro jeřáb a problém chladnutí konstrukce. Vyvinuli jsme proto řešení [2], ve kterých se stále častěji objevovala myšlenka ohřevu křídla v pytli, s teplým vzduchem.

### **Popis řešení ohřevu**

Navržené řešení vycházelo z úvahy, že pro ohřev je třeba využít minimální prostor z důvodů tepelných ztrát a nárokům na topidlo. Přitom musí být možné zkušební vzorek zatěžovat v okolí, které si udržuje požadovanou teplotu. Při rozpětí křídla kolem 20 m a deformaci 4 m s hloubkou zatěžovacích kleštín do 2 m to představuje prostor cca 80 m<sup>3</sup>. Zajistit rovnoměrnost ohřevu takového prostoru je velmi náročné, zvláště pak s ohledem na nebezpečí lokálního přehřátí konstrukce. Proto jsem se zvolili variantu obalení vlastního vzorku do fólie, která zabraňuje úniku teplého vzduchu z okolí vzorku a která se může se vzorkem i deformovat. Takto „obalený“ vzorek lze umístit do relativně malého boxu (cca 4krát menšího než by si vyžadoval při známých řešeních) společně s topidlem, který se po temperaci otevře a následně proběhne zkouška standardním způsobem. Po zvážení nákladů a rychlosti stavby ohřívacího boxu jsme zvolili variantu velkých polystyrénových desek o rozměrech 4 x 1,2 m různé tloušťky, které umožňují jednoduchou stavbu boxu z lehkého materiálu s výbornou izolací.



Současně s návrhem boxu jsme řešili problém topidla. Vzhledem k rozdílné výkonové náročnosti různých typů zkoušek jsme potřebovali výkonný, ale přitom dobře regulovatelný zdroj tepla. Po různých variantách externích topidel (např. naftových horkovzdušných agregátů) a vhánění teplého vzduchu jsme si navrhli vlastní modulový systém elektrického odporového vytápění, jehož výhodou je snadná regulace a čistota provozu.

Tento přístup ke zkoušce byl již několikrát ověřen realizací skutečné zkoušky.

### **Aplikace navrženého řešení**

Možnost ověření navrženého systému se vyskytla vzápětí při realizaci několika zkoušek. K připravené standardní zkoušce, byly na vzorek a do dutin vzorku instalovány termočlánky pro kontrolu teploty. Tato sestava pak byla zabalena do igelitové fólie. Pod připravenou sestavu bylo na polystyrénovou desku umístěno několik topidel rozdělených do šesti samostatných sekcí, každé o výkonu 2 kW. Ke každé sekci topidel bylo instalováno regulační čidlo. Po přípravě sestavy zkoušky následovalo obestavění prostoru opět polystyrenovými deskami, tentokrát tloušťky 200 mm, které mohou již samostatně stát na rovné podlaze. Následovalo zakrytí víkem z polystyrenových panelů (obr. 3). Otvory kolem táhel k vahadlům zatěžovacího systému byly zatěsněny.

Po uzavření boxu bylo zahájeno vytápění. Ohřev konstrukce probíhal obvykle 5 hodin do doby než bylo dosaženo minimální požadované teploty 54° C na posledním čidle. Poté následovalo prohřívání po dobu 2 hod s udržováním teploty. Přesto docházelo k mírnému narůstání teploty tak, že vně pytle bylo v okamžiku zahájení zkoušky lokálně dosaženo až 63° C a uvnitř pytle max. 61° C. Naměřený rozsah teplot uvnitř pytle byl 55-61° C.



*Obr. 3 Ohřev vzorku v termoboxu*

Vlastní zkouška byla zahájena otevřením víka a odstraněním čelní stěny boxu, aby bylo možné snímat fotograficky průběh deformace vzorku.

Během zkoušky za dobu 6 minut byl registrován pokles 22° C na povrchu igelitového pytle (z 63° C na 41° C), uvnitř pytle pak o 5-6° C a uvnitř konstrukce o 2° C. Za dalších 6 min. došlo k poklesu teploty na vnějším povrchu pytle o 5° C (na 36° C) a uvnitř konstrukce o další 2-3° C.

### Další série zkoušek

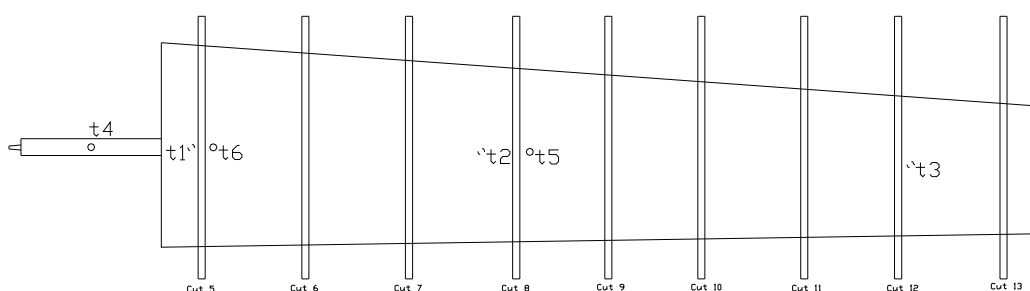
Po tomto prvním ověřovacím testu následovala série dalších zkoušek vnějšího křídla a centrolánu, během nichž byly stanoveny základní parametry ochlazování vytemperovaného vzorku.

V tabulce 1. je uvedena rychlost ochlazování vzorků křídla pro jednotlivé zkoušky a teplotní čidla. Rychlost ochlazování byla vypočtena jako lineární závislost z teploty změřené při otevření teplotního boxu a teploty změřené po ukončení zkoušky nebo při lomu zkoušeného vzorku.

Zaměříme se nejprve na výsledky zkoušek vnějšího křídla. Obě zkoušky byly provedeny bez izolační fólie na konstrukci. Pozice jednotlivých čidel jsou uvedeny na obr. 4. Sensory t1 a t3 byly umístěny v konstrukci křídla (t1 - hlavní nosník, t2 - zadní nosník). Senzor t2 byl v prostoru pro aerodynamické brzdy a zbývající senzory byly na horní straně potahu.

Test	dt1	dt2	dt3	dt4	dt5	dt6	Délka zk. [ s ]	Graf č.
	[°C/min]	[°C/min]	[°C/min]	[°C/min]	[°C/min]	[°C/min]		
Křídlo celé 07-1, igelit. fólie	-2,64	-2,40	-1,79	-2,24	-1,31	-1,13	173,55	1
Centrolán 07-2, igelit. fólie	-0,31	-1,75	-0,05	-0,43	-0,37	-3,37	78,4	2
Vnější křídlo 08-1, bez fólie	-2,53	-2,43	-0,71	-1,12	-	-1,60	245	3
Vnější křídlo 08-1, bez fólie	-0,62	-3,03	-1,63	-2,24	-4,97	-4,39	118,6	4
Centrolán 08-2, bez fólie	-0,41	-1,10	-1,15	-3,52	-3,23	-3,47	98,3	5

Tabulka 1. Rychlost ochlazování při jednotlivých zkouškách

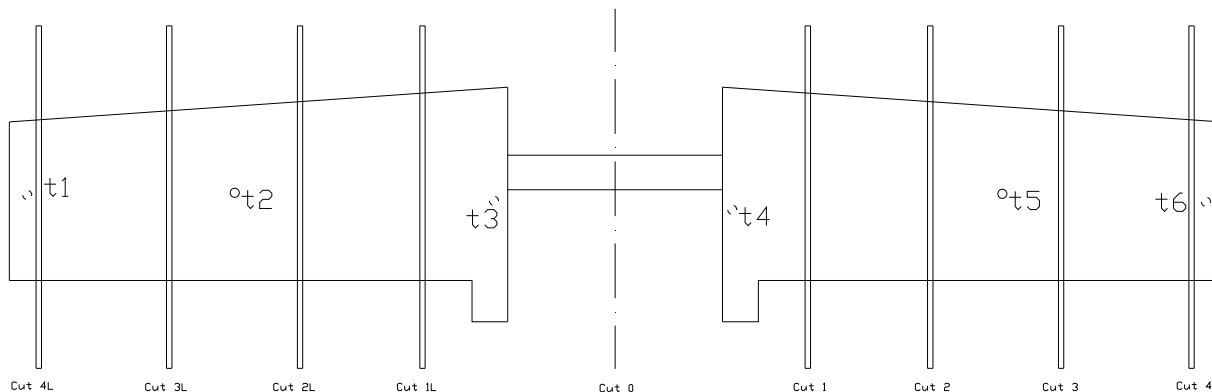


Obr. 4 Umístění teplotních čidel pro zkoušky vnější křídlo

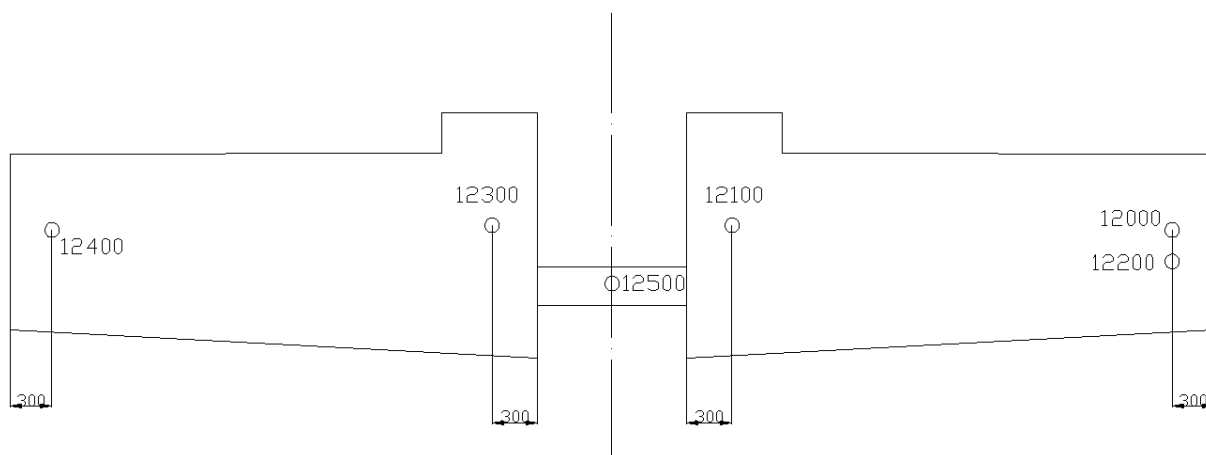
Následovaly zkoušky centrolánu (obr.5), opět bez izolační fólie. Sensory t1, t3, t4 a t6 byly umístěny uvnitř konstrukce na hlavním nosníku. Sensory t1 a t6 byl v místech ocelové náhrady vnějšího křídla. Ostatní senzory byly umístěné na horním potahu konstrukce.

Pro následné zkoušky s ochranou fólií zobrazuje zkušební vzorek obr. 6. Senzor 12000 značí t1, senzor 12100 značí t2, atd. Sensory 12400, 12300, 1200 a 12100

byly umístěny uvnitř konstrukce křídla na hlavní nosník. Senzory 12200 a 12400 byly umístěny poblíž ocelové náhrady vnějšího křídla, kde docházelo k velkému ochlazování, protože náhrady nebyly vyhřívány. Senzor 12500 byly umístěny na horní pásnici hlavního nosníku.



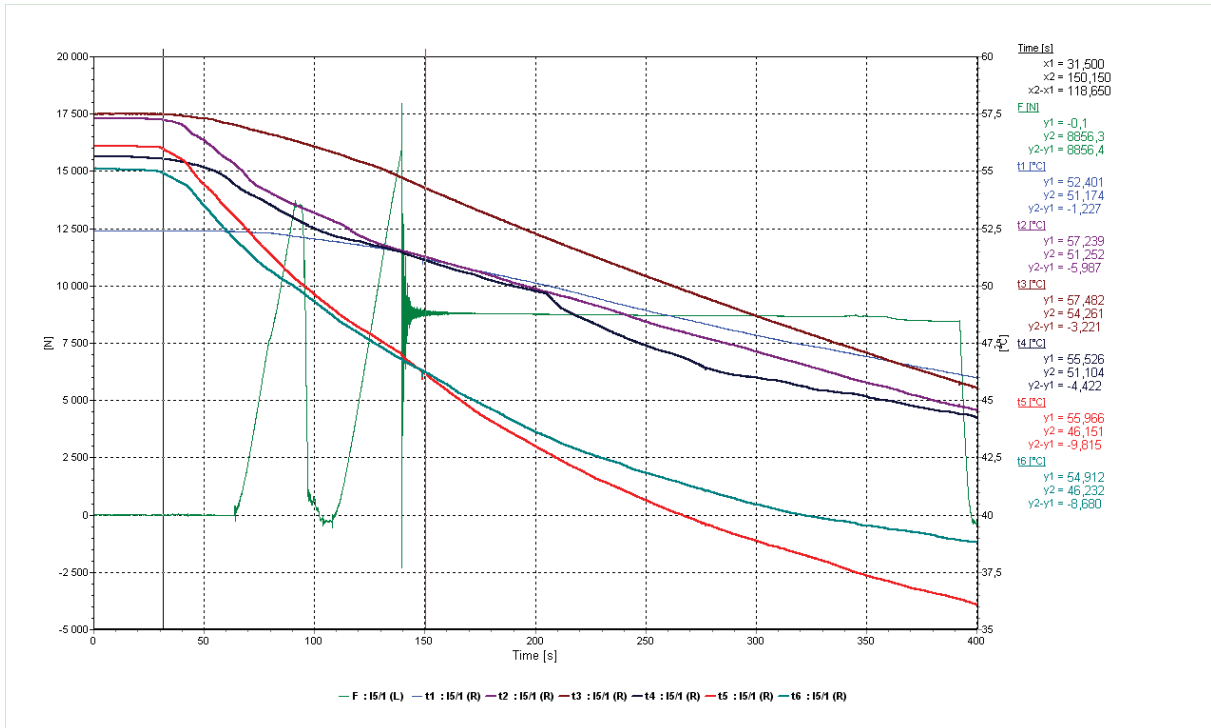
*Obr. 5 Umístění teplotních čidel pro zkoušky centrolánu 08-1*



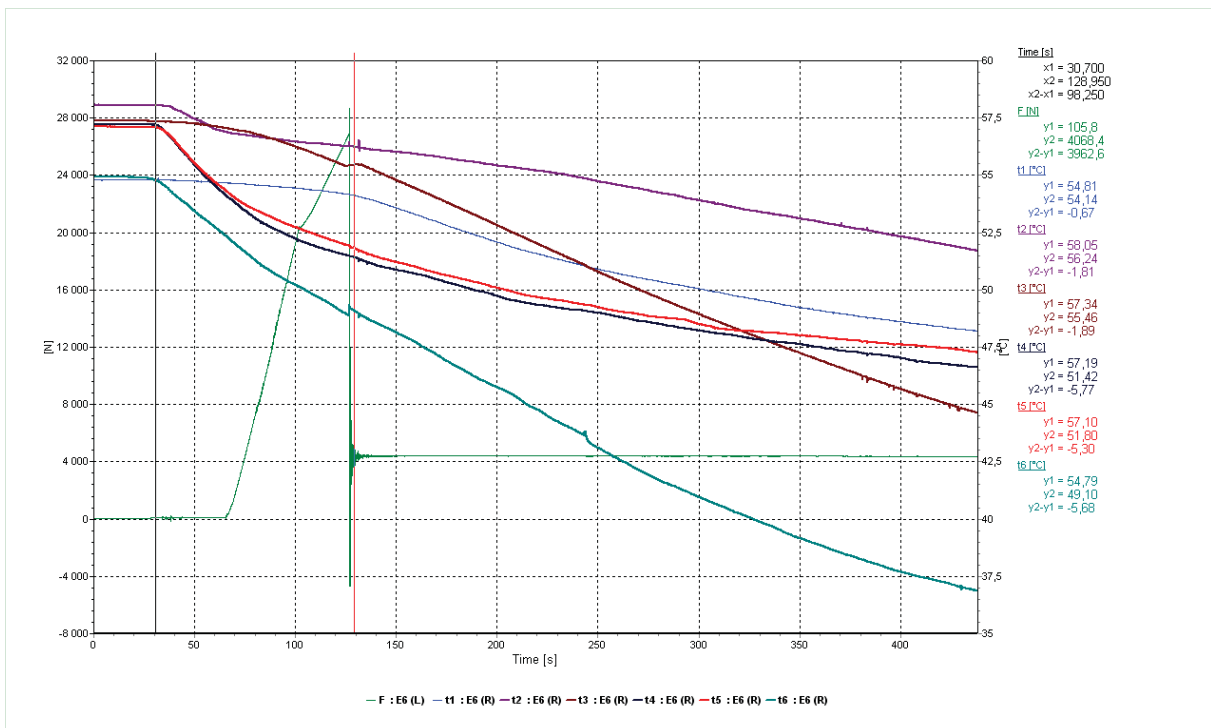
*Obr. 6 Umístění teplotních čidel pro zkoušky centrolánu 07-2*

Posledním popisovaným případem byly zkoušky celého křídla. V tomto případě byly všechny senzory umístěny na potahu křídla a křídlo se sestávalo z jeho vnitřní a vnější části (viz. obr. 4 a 5). Zde pak jednotlivé měřené body jsou následující:

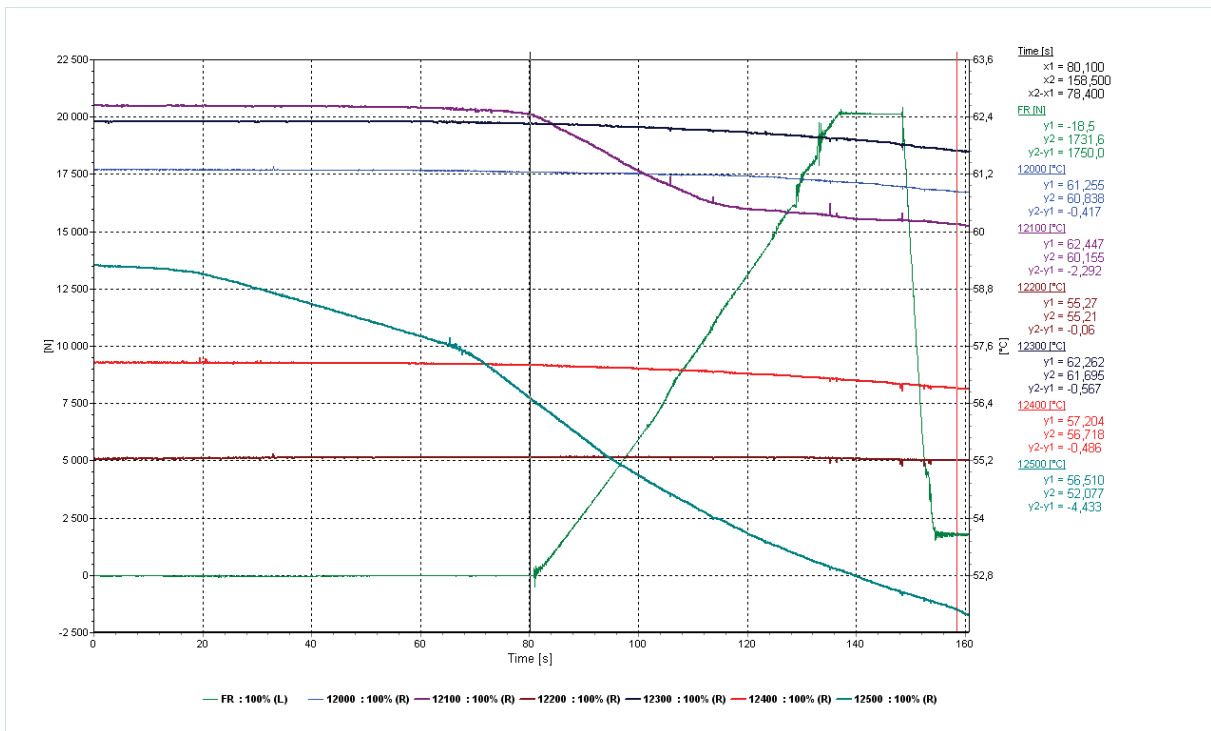
- t1 - point 12000 – mezi kleštinami č. 1. a 2;
- t2 - point 12100 – mezi kleštinami No. 3. a 4;
- t3 - point 12200 – mezi kleštinami No. 5. a 6;
- t4 - point 12300 – mezi kleštinami No. 6. a 7;
- t5 - point 12400 – mezi kleštinami No. 8. a 9;
- t6 - point 12500 – mezi kleštinami No. 10. a 11.



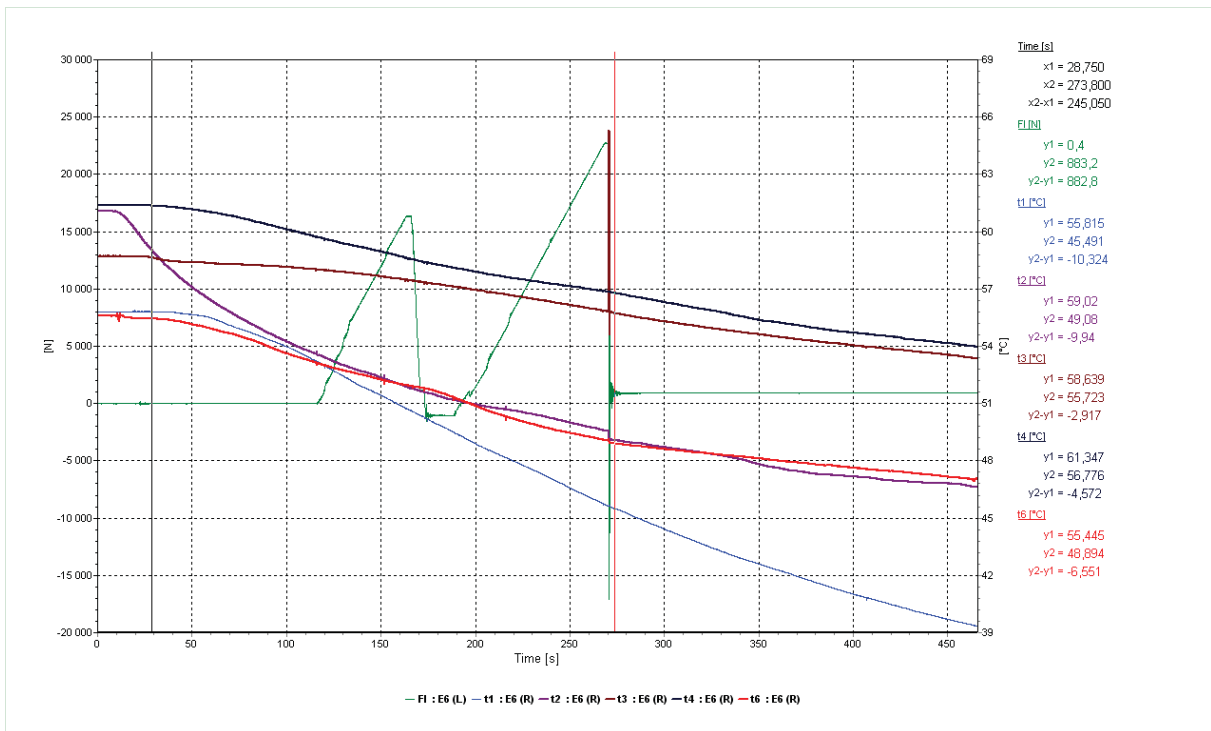
Graf 1. Ochlazování – test: Vnější křídlo 08-1



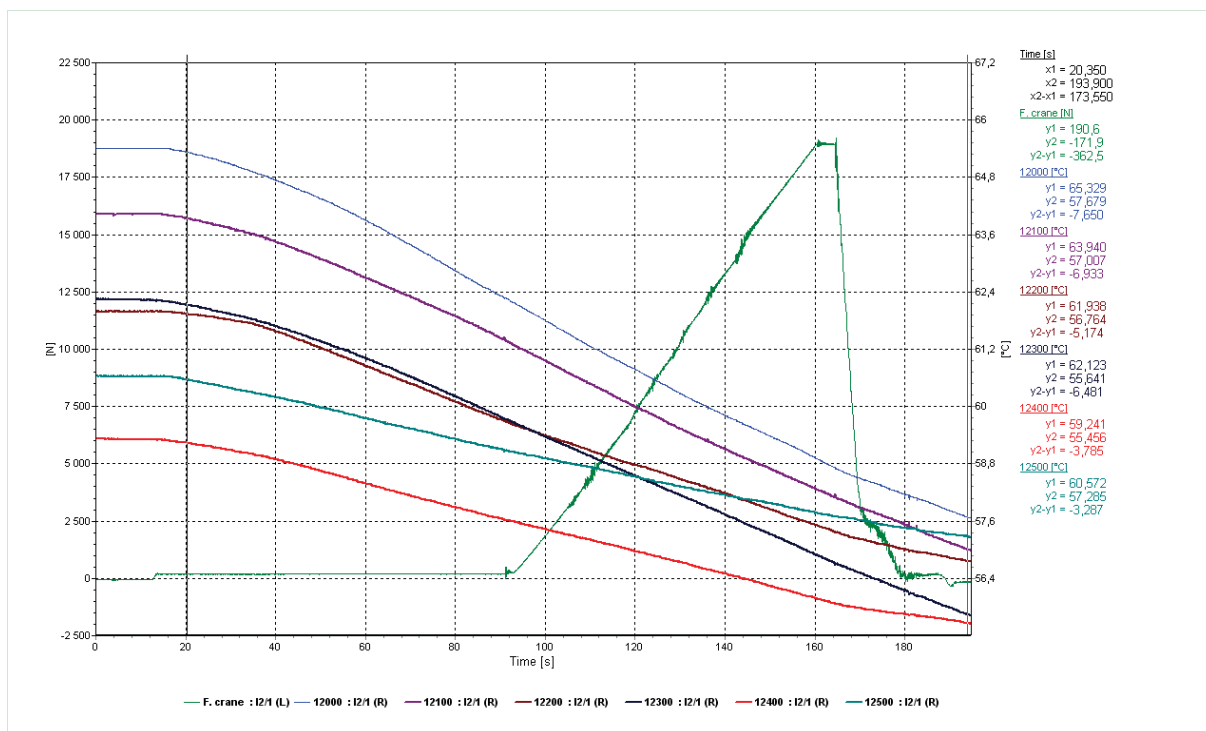
Graf 2. Ochlazování – test: Vnější křídlo 08-2



Graf 3. Ochlazování – test: Centroplán 07-2, igelitová fólie



Graf 4. Ochlazování – test: Centroplán 08-1, bez fólie



Graf 3. Ochlazování – test: Celé křídlo 07-1, igelitová fólie

Z uvedeného vyplývá, že pomalejší ochlazování je při použití foliového pytle, avšak nikoliv výrazné. V případě nutnosti vizuálně sledovat povrch zkoušeného vzorku lze na základě těchto údajů a odhadu celkové doby zkoušky vypočítat na kolik stupňů musí být vzorek přehřát, aby v době předpokládané poruchy měl ve všech místech konstrukce minimální teplotu požadovanou leteckými předpisy.

## Závěrečné shrnutí

Při zpětném hodnocení zkoušky a systému temperance vzorku můžeme tvrdit, že navržený systém temperance kompozitního křídla s velkou štíhlostí je vhodný a byla prokázána plnohodnotná funkčnost. Dále bylo ověřeno, zda je možné, aby během zkoušky nedošlo k poklesu teploty pod požadovanou mez. V praxi to znamená, že temperance zkoušeného vzorku musí být asi o tři až čtyři stupně vyšší než je požadavek předpisů (v našem případě 54°C) a zároveň zkouška musí být provedena v časovém okamžiku nejlépe do tří minut, což znamená v případě jakékoliv prodlevy znovu sestavení teplotního boxu a čas pro dohřev vzorku. Pro samotnou temperaci se osvědčilo umístění teplotních čidel pro regulaci topného systému pod vzorek (nahřívána strana) a umístění čidel pro kontrolu teploty uvnitř konstrukce zkoušeného vzorku, které je měřena současně se zatížením a odkud lze přímo odečíst teplotu v kritickém místě v době ukončení zkoušky.

## Literatura:

- [1] Juračka J.: *Realizace zkoušky kompozitní konstrukce za zvýšené teploty*; Transfer 3/2008, str. 27-33, ISSN: 1801-9315, Praha, 2007
- [2] Juračka J.: *Užitný vzor č. 17625, Zařízení pro zkoušky leteckých kompozitních konstrukcí za zvýšené teploty*; Brno, 2007

# Nanokompozity s uhlíkovými nanočásticemi

**Mgr. Jakub Podzimek – VZLÚ, a.s., Praha, divize Letecké vrtule**

V příspěvku jsou uvedeny výsledky experimentů s uhlíkovými nanotubami a epoxidovou matricí. Analyzovány byly mechanické vlastnosti a teplota skelného přechodu, různě tepelně zpracovaných vzorků, plněných různými koncentracemi uhlíkových nanotub.

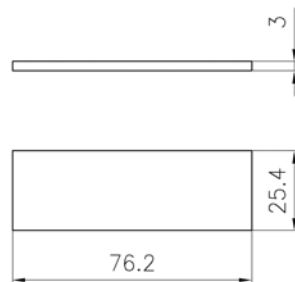
## Úvod

Nanomateriály a nanotechnologie se dnes těší značné přízni a pozornosti vědců i průmyslových společností. Uhlíkové nanotuby jsou nadějným materiálem blízké budoucnosti, který se testuje v mnoha aplikacích a jehož vlastnosti jsou intenzivně studovány. Naše práce je zaměřena na změnu mechanických vlastností epoxidové matrice po přidání určitého množství uhlíkových nanotub. Spolu s vlivem koncentrace nanotub byl sledován i vliv různých způsobů dotvrzení matrice.

## Experimentální část

### Příprava vzorků

Požadované množství uhlíkových nanotub bylo rozmícháno v potřebném množství epoxidové pryskyřice. Následně bylo do směsi přidáno tužidlo, směs řádně rozmíchána a odplyněna. Do přípravku byla směs plněna technologií RTM. Takto připravené desky byly rozřezány na menší panely, které byly vytvrzeny na požadovanou teplotu. Z vytvrzených panelů byly připraveny vzorky pro zkoušky ohybové pevnosti o rozměrech uvedených na obrázku 1. V případě desek, bez příměsí nanotub (desky s čistou matricí), byl postup obdobný, pouze bez počátečního kroku rozmíchávání nanotub v epoxidové pryskyřici.



Obr. 1 Rozměry vzorků pro zkoušky pevnosti v ohybu



## Vytvrzení vzorků

Jednotlivé sady vzorků prodělaly celkem tři různé způsoby dotvrzení. První sada (viz tabulka 1) byla vytvrzena při laboratorní teplotě. Druhá sada (viz tabulka 2) byla vytvrzena při 50° C a třetí sada (viz tabulka 3) byla vytvrzena při teplotě 100° C.

## Identifikace vzorků

Jednotlivé sady vzorků jsou označeny tříznakovým kódem. První znak udává teplotu, při které byla sada vytvrzena (A - laboratorní teplota, B - 50° C, C - 100° C). Druhý znak, číslice, udává koncentraci nanotub ve vzorku. 1 - nejnižší koncentrace (čistá pryskyřice), 6 - nejvyšší koncentrace. Stejná čísla značí vždy stejnou koncentraci nanotub. Třetí znak, X, značí pořadové číslo vzorku v jednotlivé sadě. Každá sada měla vždy šest vzorků.

## Výsledky

### Mechanické vlastnosti

Při pohledu do tabulek 1 až 3 zjistíme, že z hlediska změny mechanických vlastností se projevuje přítomnost nanotub v matrici prakticky zanedbatelně. Pevnost v ohybu se nemění nebo jsou změny tak malé, že z provedených zkoušek nelze stanovit procentuelní změnu.

U změřených modulů pružnosti v ohybu platí obdobný závěr jako pro pevnosti, nicméně je možno vysledovat tendenci k vyztužení s nárůstem objemového podílu nanotub, což odpovídá našemu očekávání.

Zdaleka nejvýrazněji se na mechanických charakteristikách projevuje způsob tepelného zpracování – dotvrzení. Tento vliv převyšuje význam přítomnosti nanotub. Jak lze z tabulek s výsledky vysledovat, dotvrzení, ať už při 50° C nebo 100° C výrazně snižuje rozptyl sledovaných vlastností.

Označení sady vzorků	Pevnost v ohybu - střed [MPa]	Pevnost v ohybu - min [MPa]	Pevnost v ohybu - max [MPa]	Variační koeficient - pevnost [%]	Modul pružnosti v ohybu [GPa]	Var. koef. - modul pružnosti [%]
A1X	117,957	115,428	120,081	1,496	3,601	0,497
A2X	127,191	101,627	132,893	9,851	3,610	0,314
A3X	107,489	89,004	116,339	11,032	3,610	0,273
A4X	123,915	100,186	132,632	10,177	3,603	0,574
A5X	114,997	107,737	118,745	4,053	3,641	0,601
A6X	101,758	89,703	113,432	9,166	3,711	0,679

*Tab. 1 Výsledky zkoušek pevnosti v ohybu pro vzorky vytvrzené při laboratorní teplotě*

Označení sady vzorků	Pevnost v ohybu - střed [MPa]	Pevnost v ohybu - min [MPa]	Pevnost v ohybu - max [MPa]	Variační koeficient - pevnost [%]	Modul pružnosti v ohybu [GPa]	Var. koef. - modul pružnosti [%]
B1X	119,490	116,352	121,885	1,696	3,424	0,496
B2X	118,601	115,532	120,085	1,398	3,444	1,210
B3X	131,092	129,653	132,071	0,659	3,483	0,300
B4X	119,867	118,565	121,210	0,871	3,477	0,724
B5X	117,468	115,791	118,867	1,084	3,488	0,593
B6X	121,298	120,275	122,441	0,813	3,556	0,422

*Tab. 2 Výsledky zkoušek pevnosti v ohybu pro vzorky vytvrzené při 50° C*

Označení sady vzorků	Pevnost v ohybu - střed [MPa]	Pevnost v ohybu - min [MPa]	Pevnost v ohybu - max [MPa]	Variační koeficient - pevnost [%]	Modul pružnosti v ohybu [GPa]	Var. koef. - modul pružnosti [%]
C1X	111,425	109,760	113,367	1,115	3,023	0,613
C2X	110,980	105,492	112,833	2,472	3,046	1,312
C3X	114,680	101,711	125,494	8,491	3,122	0,826
C4X	112,173	110,807	113,662	1,009	3,059	1,102
C5X	115,007	112,796	116,631	1,201	3,117	0,509
C6X	113,530	105,495	120,475	5,672	3,132	0,879

*Tab. 3 Výsledky zkoušek pevnosti v ohybu pro vzorky vytvrzené při 100° C*

### **Teplota skelného přechodu**

T<sub>g</sub> u čistých vzorků bez příměsí odpovídala nebo byla mírně nižší než uvádí výrobce. V případě vzorků s příměsí zjistíme při pohledu do tabulky 4 zajímavou závislost. Ve všech případech T<sub>g</sub> roste s koncentrací nanotub. Nejlepších výsledků bylo dosaženo při dotvrzení 50° C, kdy rozdíl teplot skelného přechodu mezi vzorky s žádnou (T<sub>g</sub> = 79,65° C) a s maximální (T<sub>g</sub> = 92,65° C) příměsí nanotub činil 13° C. Při dotvrzení na vyšší teplotu, v našem případě 100° C, klesá vliv nanotub a převažuje vliv většího síťování na teplotu skelného přechodu. Vliv nanotub se pak projevuje až při vyšší koncentraci nanotub.

Označení sady vzorků	Tg [° C]	Dotvrzení
A1X	66,34	lab. teplota
A2X	71,85	
A6X	75,43	
B1X	79,65	50° C
B2X	88,50	
B6X	92,65	
C1X	116,56	100° C
C2X	116,89	
C6X	121,26	

Tab. 4 Hodnoty teploty skelného přechodu vybraných vzorků

## Závěr

Původním cílem práce bylo zjistit, jakým způsobem je možno upravit mechanické a tepelné charakteristiky matrice pomocí uhlíkových nanotub.

Z mechanického hlediska nejsou obdrženy výsledky v tomto smyslu povzbudivé. Ovšem v případě změny teploty skelného přechodu (viz tabulka 4 - B1X vs. B6X) byly dosaženy překvapivé a žádané výsledky.

Velmi pozitivním zjištěním je skutečnost, že vhodným tepelným zpracováním a přípravou dochází k nezanedbatelnému snížení rozptylu změřených charakteristik. Jinými slovy, bude-li použito nanočástic k úpravě určitých specifických vlastností matrice, tepelným zpracováním lze matici navrátit mechanické vlastnosti, které by měla, pokud by nebyly nanočástice přítomny a k tomu ještě zvýšit Tg daného materiálu. Tepelným zpracováním pak poměrně jednoduše snížíme negativní dopady přítomnosti nanočástic.

Příspěvek byl zpracován za využití finančních prostředků Výzkumného záměru MSM0001066904 "Výzkum chování kompozitních materiálů v primární konstrukci zařízení s rotujícími nosnými plochami".

# Aplikace principů *smart structures* v konstrukci leteckého kompozitního dílu

Jan Klesa a Karel Barák, VZLÚ, a.s., Praha

Inteligentní konstrukce ("smart structures") jsou příkladem inspirace moderních technologií přírodou. V článku jsou shrnuty vlastnosti piezoelektrických materiálů. Charakteristika vlastností piezoelektrických materiálů je doplněna výsledky experimentálního měření projevů hystereze a tečení (creepu). Dále je zkoumána možnost použití piezoaktuátorů v konstrukci demonstrátoru bezzávěsového kormidla a je popsána technologie lepení použitá při jeho výrobě. Na závěr jsou uvedena experimentálně změřená závislost výchylky odtokové hrany kormidla na napětí.

## Úvod

Vývoj inteligentních konstrukcí ("smart structures") byl zahájen v osmdesátých letech. Dnes jsou v centru zájmu mnoha výzkumných institucí všude na světě. Jejich koncepce je inspirována živými organismy v přírodě. Skládají se ze tří částí – výkonných členů (aktuátorů - odpovídají svalům živočichů), senzorů (odpovídají orgánům smyslového vnímání živočichů) a řídicího systému (odpovídá nervové soustavě živočichů). Všechny tyto systémy jsou navzájem integrovány a tvoří kompaktní celek. Vzájemné funkční vazby mezi jednotlivými částmi jsou prakticky identické jako v tělech živočichů. Oproti běžně používaným konceptům nabízí mnoho výhod. Mohou například monitorovat svůj stav nebo aktivně reagovat na změny ve svém okolí.

Jednou ze základních částí "smart structures" jsou aktuátory. Běžné typy aktuátorů (např. hydraulické válce nebo servomotory) jsou prakticky nepoužitelné vzhledem k nemožnosti jejich integrace do konstrukce. To vede k používání výkonných členů na jiných fyzikálních principech. Jedná se například o materiály měnící svůj tvar při změně elektrického pole (piezoelektrické, elektrostriční a elektrorheologické materiály), magnetického pole (magnetostricční a magnetorheologické materiály) nebo změně teploty (slitiny s tvarovou pamětí).

V mnoha aplikacích se v současnosti používají aktuátory založené na piezoelektrických materiálech. Umožňují snadné začlenění do konstrukcí, jsou lehké a umožňují dosažení dostatečně velkých deformací. Lze je využít jako aktuátory i senzory. Jejich provoz je energeticky nenáročný, protože piezoelektrické materiály reagují na elektrické pole a při běžném provozu je proud nutný k jejich napájení zanedbatelný.

Uvažovalo se také o možnostech použití slitin s tvarovou pamětí (často se používá zkratka SMA z anglického výrazu Shape Memory Alloys). SMA umožňují dosažení velkých deformací a velkých sil. Reagují na změnu teploty a pokud je nutné udržet materiál v deformovaném stavu, je nutné udržovat zahřátý na teplotu určenou výrobcem (pro technické aplikace je to teplota cca 70 až 90° C, pro aplikace v lékařství se vyrábí slitiny s tvarovou pamětí, u kterých je nutný ohřev na teplotu cca 35° C). Nejvyšší dosažitelná rychlost deformace je nižší než u piezoelektrických materiálů (maximální provozní frekvence je u SMA cca 1 Hz oproti cca 10 kHz u piezoelektrických materiálů). Vzhledem k energetické náročnosti provozu slitin s tvarovou pamětí bylo rozhodnuto použít pro stavbu demonstrátoru bezzávěsového křídélka výkonné členy z piezoelektrických materiálů.

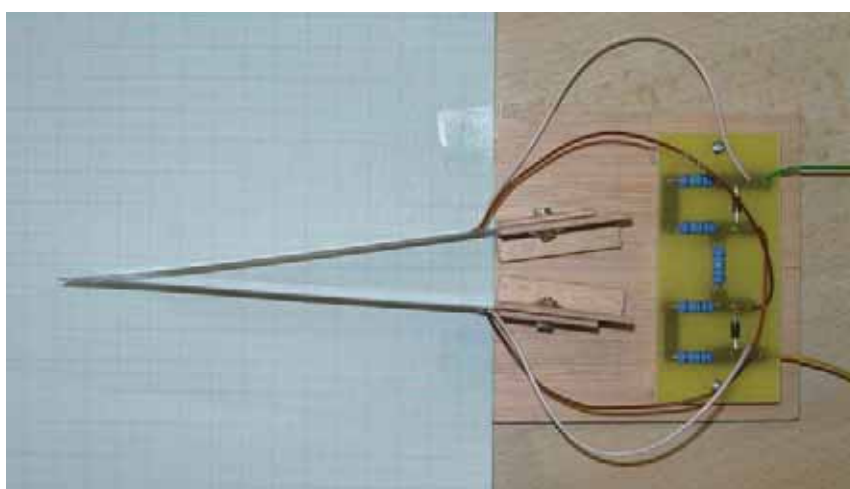
## **Konstrukce bezzávěsového kormidla**

Konstrukce bezzávěsového kormidla vychází z konstrukce bezzávěsového elevonu vyvinutého v rámci výzkumného programu "DARPA/AFRL/NASA/Northrop Grumman Smart Wing Program" (viz [4]). Použití tohoto druhu kormidel se odtoková hrana křídla nebo vodorovné ocasní plochy zakřivuje plynule a dochází ke snížení odporu letounu a ke zlepšení letových vlastností (plynule zakřivený povrch křídla je méně náchylný k odtržení proudění než skoková změna tvaru při vychýlení konvenčního kormidla). Podle [4] byl nejprve vyroben demonstrátor odtokové hrany s možností plynulého zakřivení poháněný standardním modelářským servem. Podle tohoto demonstrátoru byl následně postaven model části odtokové hrany kormidla, u kterého byly k řízení výchyly použity piezoaktuátory MFC.

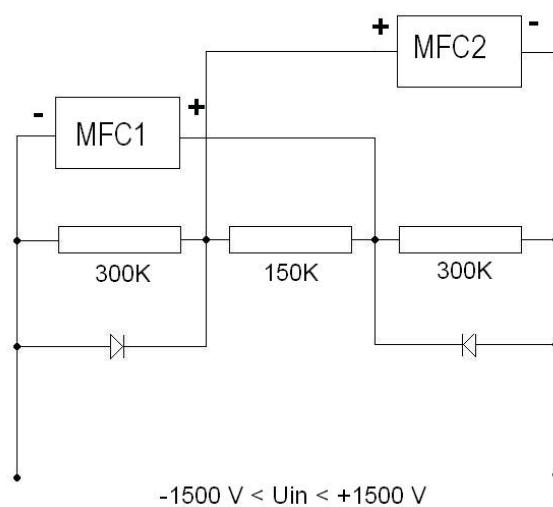
K výrobě demonstrátoru bezzávěsového kormidla vychylovaného piezoaktuátory MFC byly zvoleny aktuátory typu MFC 8507 P1 s rozměry aktivní plochy 85 x 7 mm a s vlákny orientovanými rovnoběžně s delší hranou piezoaktuátoru. Kormidlo bylo vyrobeno z destičky skelného laminátu (dvě vrstvy skelné tkaniny 100g/m<sup>2</sup> + epoxidová pryskyřice). Mezi napájecí zdroj -1500 až +1500 V byl zapojen odporový dělič doplněný dvěma diodami tak, aby napětí na piezoaktuátorech bylo v rozsahu povoleném výrobcem (tj. -500 až +1500 V) při vstupním napětí -1500 až +1500 V. Tak bylo možné využít plně provozní napěťový rozsah bez rizika poškození nebo přepólování piezoaktuátorů i při použití jednoho napájecího zdroje. Celkový pohled na demonstrátor kormidla vychylovaného piezoaktuátory je na obr. 1 a 2. Na obr. 12 a 13 je porovnání neutrální polohy a maximální výchyly tohoto kormidla.



Obr. 1 Celkový pohled na demonstrátor bezzávěsového křídélka vychylovaného piezoaktuátory



Obr. 2 Pohled shora na demonstrátor bezzávěsového křídélka vychylovaného piezoaktuátory a odporový dělič s přívodem napájecího napětí



Obr. 3 Schema zapojení odporového děliče tak, aby na piezoaktuátorech MFC bylo napětí v rozsahu -500 až +1500 V při vstupním napětí -1500 až +1500 V

## Piezelektrické materiály

Základní vlastností piezelektrických materiálů je tzv. piezelektrický jev, tj. při změně elektrického pole působícího na těleso z piezelektrického materiálu dochází k deformaci tohoto tělesa a při deformaci tělesa vzniká elektrické pole.

Pro použití v inteligentních konstrukcích jsou vhodné dva typy piezelektrických materiálů – na keramické bázi (označují se anglickou zkratkou PZT) a piezelektrické materiály na polymerní bázi (označují se anglickou zkratkou PVDF). PZT materiály mají vyšší teplotní odolnost (vyšší Curieovu teplotu, tj. teplotu, při které ztrácí piezelektrické vlastnosti), vyšší modul tuhosti v tahu a vyšší hodnotu materiálových konstant  $d_{31}$  a  $d_{33}$ . PVDF materiály jsou lepšími elektrickými izolanty a mají vyšší průrazné napětí a vyšší maximální hodnotu elektrického pole. Porovnání některých vlastností PZT a PVDF dle [2] je uvedeno v tab. 1.

Materiál	PZT G1195	PZT G1278	PVDF
Curieova teplota [° C]	360	190	100
Max. intenzita el. pole [kV/m]	600	600	40 000
$d_{31}$ [pm/V]	190	250	23
Modul pružnosti v tahu [GPa]	63	60	2

Tab. 1, Porovnání vlastností různých typů piezelektrických materiálů podle [2]

Piezelektrické materiály reagují pouze na elektrická pole působící ve směru polarizace a ve směru opačném. Polarizace se provádí silným elektrickým polem (intenzita elektrického pole potřebného k polarizaci je materiálovou charakteristikou a je blízká elektrické pevnosti materiálu). Jak vyplývá z předchozího textu, piezelektrické materiály mají anizotropní vlastnosti, pro jejichž popis se zavádí kartézská souřadná soustava se směry jednotlivých os označenými 1, 2 a 3. Směr polarizace a všechny veličiny vázané k tomuto směru se označují indexem 3, směry na něj kolmé se značí indexy 1 a 2. Po přivedení elektrického pole ve směru polarizace (3) dojde k prodloužení ve směru 3 a ke zkrácení ve směrech 1 a 2. Vazbu mezi deformací  $\varepsilon$  a intenzitou elektrického pole  $E$  lze aproximovat vzorci (1) a (2).

$$\varepsilon_1 = d_{31} \cdot E_3 \quad (1)$$

$$\varepsilon_3 = d_{33} \cdot E_3 \quad (2)$$

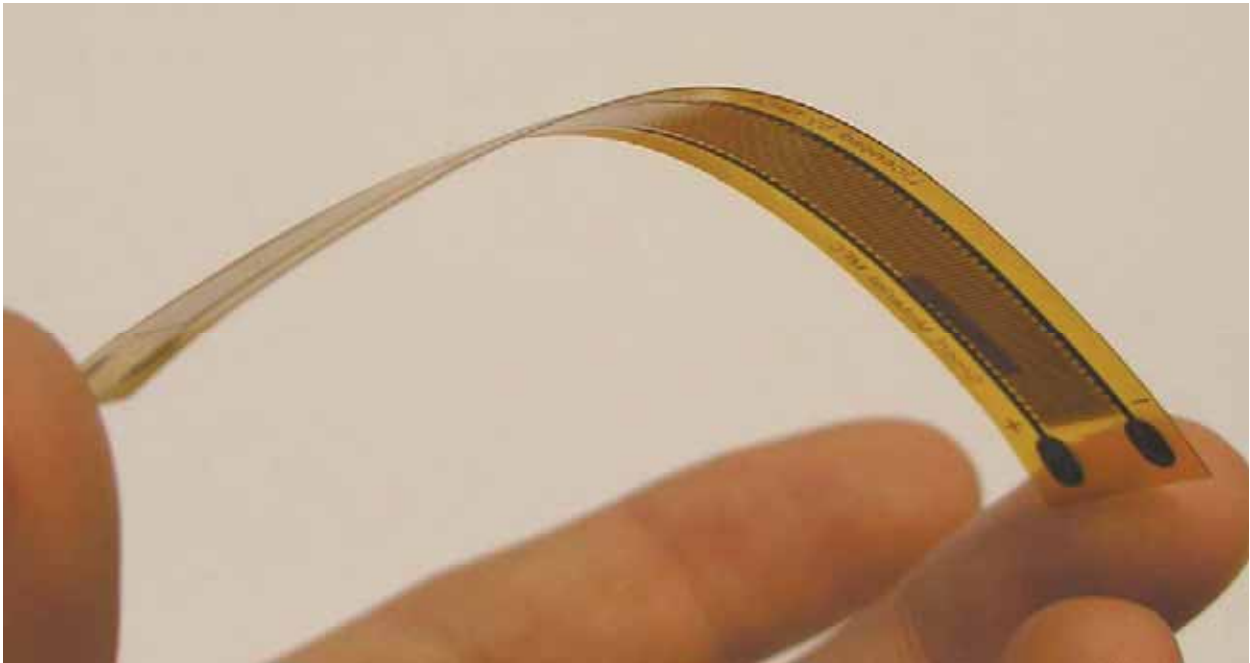
Absolutní hodnota  $d_{31}$  je nižší než  $d_{33}$ . Závislost deformace a elektrického pole popsaná (1) a (2) je lineární. Chování piezelektrických materiálů má vykazuje nelineární charakter. Tyto vlastnosti nejsou těmito zjednodušenými vzorci zachyceny. Typickými vlastnostmi jsou hystereze a tečení (creep). K tečení, tj. zvětšování volné

deformace piezoelektrického materiálu při nemněné intenzitě elektrického pole dochází při vyšších intenzitách elektrického pole.

## Piezoaktuátory MFC

K testování vlastností piezoelektrických materiálů a k výrobě demonstrátoru bezzávěsového kormidla byly použity piezoaktuátory MFC (Macro Fiber Composite) vyvinuté v NASA a v současnosti vyráběné firmou Smart Material GmbH.

Piezoaktuátory MFC mají tloušťku 0,3 mm a jsou ohebné (viz obrázek 1). Jsou vyrobeny z vláken piezokeramického materiálu obdélníkového průřezu 0,356 x 0,178 mm. Umožňují dosažení vysoké deformace, protože směr vláken je shodný se směrem polarizace. Jejich deformace se určí pomocí konstanty  $d_{33}$  a tím je zaručeno maximální využití schopností materiálu. Technická data piezoaktuátorů MFC dle údajů výrobce jsou uvedena v tab. 2.



*Obr. 4 Demonstrace ohebnosti piezoaktuátorů MFC (zde typ MFC 8507 P1, rozměry aktivní plochy 85 x 7 mm). Maximální poloměr zakřivení ve směru vláken povolený výrobcem je 1,7 palce (43,18 mm)*

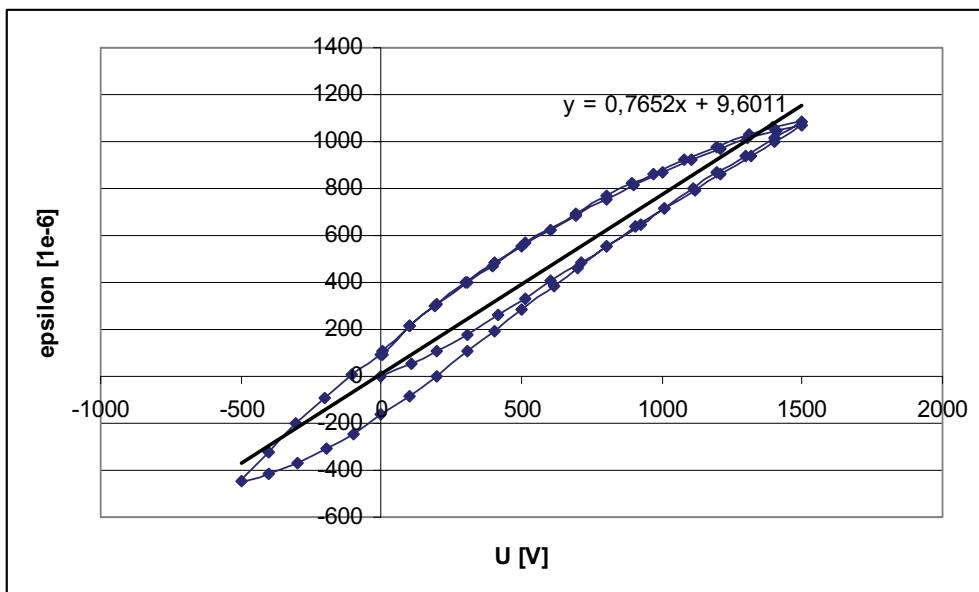


$d_{33}$ ( $ E  > 1\text{kV/mm}$ )	4,6e+02 pC/N
$d_{31}$ ( $ E  > 1\text{kV/mm}$ )	-2,1e+02 pC/N
$d_{33}$ ( $ E  < 1\text{kV/mm}$ )	4,0e+02 pC/N
$d_{31}$ ( $ E  < 1\text{kV/mm}$ )	-1,7e+02 pC/N
Vzdálenost elektrod	0,5 mm
Polarizační napětí	+1500 V
E1	30,34 GPa
E2	15,86 GPa
Max. kladné napětí, $V_{\max}$	+1500 V
Max. záporné napětí, $V_{\min}$	-500 V
Max. provozní deformace	cca 4500 ppm
Max. provozní teplota	66°C
Životnost (1kV p-p)	> 10e+08 cyklů
Životnost (2kV p-p)	> 10e+07 cyklů
Provozní frekvenční rozsah	< 10 kHz

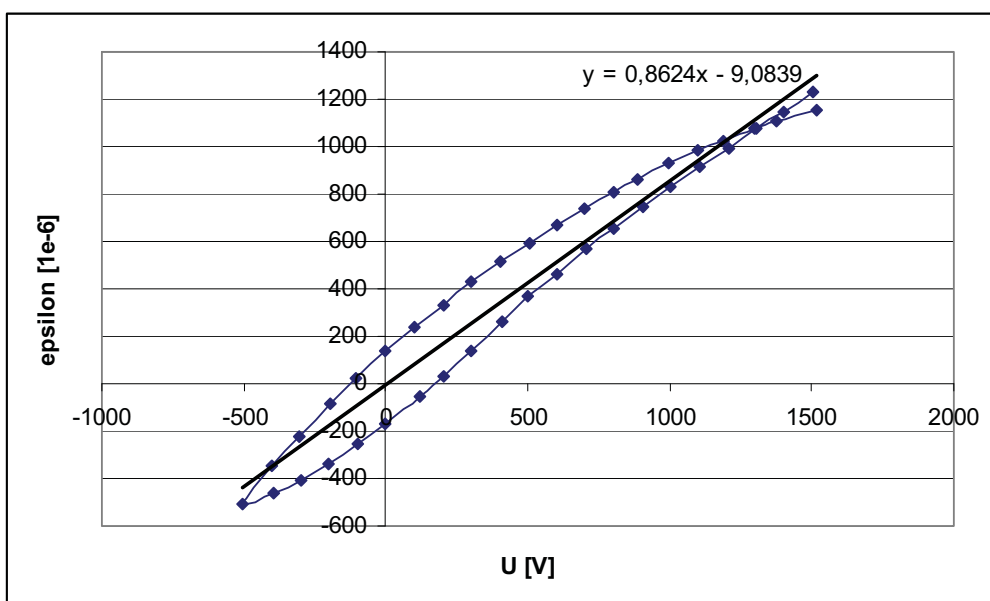
Tab. 2 Technická specifikace piezoaktuátorů MFC dle údajů výrobce

## Creep a hystereze u piezoaktuátorů MFC

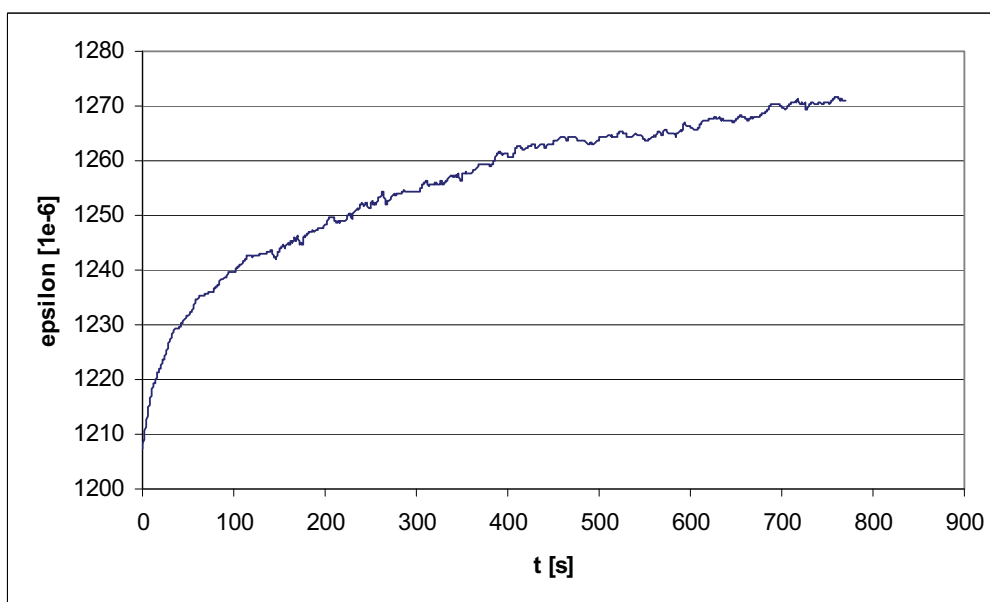
U piezoaktuátorů MFC se projevují creep a hystereze, což jsou vlastnosti typické pro piezoelektrické materiály. Na obr. 5 je experimentálně změřená hysterezní smyčka piezoaktuátoru MFC 8507 P1 při odečtu hodnoty deformace okamžitě po dosažení daného napětí. Na obr. 6 je hysterezní smyčka stejného piezoaktuátoru při dvouminutové prodlevě mezi dosažením přivedením požadované úrovně napětí na elektrody a odečtem hodnoty deformace. Z obr. 5 a 6 je zřejmý vliv creepu na tvar hysterezní smyčky. Deformace piezoaktuátoru byla měřena pomocí tenzometru nalepeného na jeho povrch. Na obr. 7 je stejným způsobem experimentálně zjištěná časová závislost tečení (závislost deformace na čase) při konstantním napětí +1500 V na elektrodách piezoaktuátoru MFC 8507 P1.



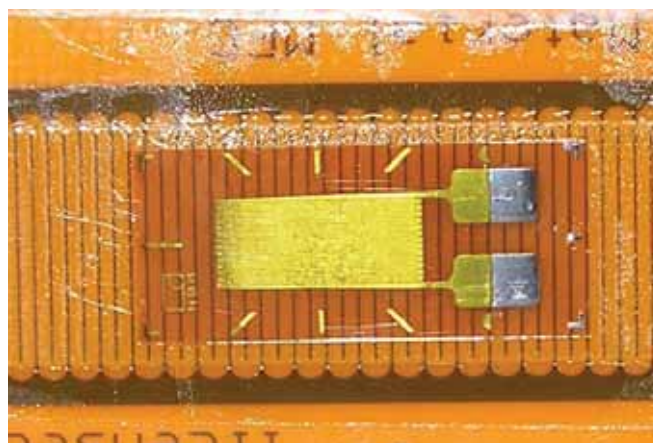
Obr. 5 Hysterezní smyčka piezoaktuátoru MFC 8507 P1 při odečtu hodnoty deformace okamžitě po dosažení požadovaného napětí na elektrodách



Obr. 6 Hysterezní smyčka piezoaktuátoru MFC 8507 P1 při odečtu hodnoty deformace 2 minuty po dosažení požadovaného napětí na elektrodách



Obr. 7 Tečení (creep) piezoaktuátoru MFC 8507 P1 při napětí na elektrodách +1500V



Obr. 8 Detail tenzometru nalepeného na povrchu MFC 8507 P1 pro měření deformace (použito při měření hysterese a creepu), jsou dobře patrné elektrody v aktuátoru MFC kolmé na směr vláken piezoelektrického materiálu

## Technologie lepení piezoaktuátorů MFC na kompozitní konstrukci

Výrobce aktuátorů MFC, firma Smart Materials GmbH, doporučuje použití epoxydových lepidel k připevnění jejich piezoaktuátorů na konstrukci. Při výrobě demonstrátoru bezzávěsového kormidla bylo třeba přilepit piezoaktuátor typu MFC 8507 P1 na kompozitovou desku (2 vrstvy skelné tkaniny 100g/m<sup>2</sup> + epoxydová pryskyřice) o rozměrech 160 x 20 mm. Před lepením byly obě lepené plochy důkladně odmaštěny a očištěny směsí isopropanolu a acetonu. Pájecí body byly během lepení chráněny před znečištěním pomocí samolepicí plastové pásky. K vlastnímu lepení byla po-

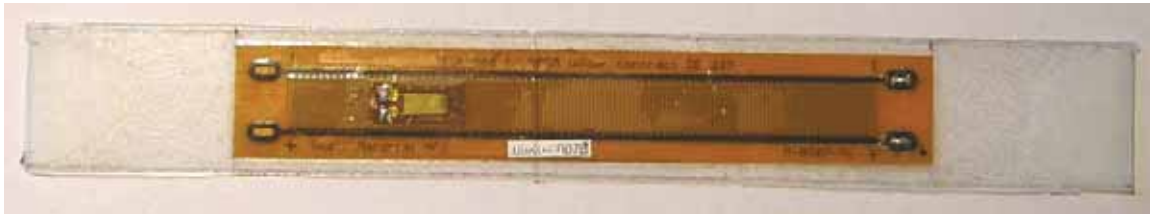
užita laminační pryskyřice L285 s tvrdidlem 287. Po dobu vytvrzování byly k sobě obě lepené plochy podtlakově přitisknuty, viz obr. 9. K tomu bylo použito standartní vybavení pro výrobu kompozitních dílů v laboratoři Ústavu letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT v Praze. Podtlak zajišťuje rovnoměrné a šetrné přitisknutí aktuátoru na desku (pro správnou funkci je nezbytné, aby obě části byly k sobě přitisknuty co nejtěsněji, ale zároveň je třeba pracovat přiměřeně opatrně, aby nedošlo k poškození keramických vláken v piezoaktuátoru). Tato metoda lepení se plně osvědčila a jejím výsledkem je kvalitní spojení aktuátoru MFC s deskou skelného laminátu.



*Obr. 9 Piezoaktuátor MFC přilepený na laminátovou destičku v přípravku na podtlakové přitisknutí, před odčerpáním vzduchu*



*Obr. 10 Piezoaktuátor MFC přilepený na laminátovou destičku v přípravku na podtlakové přitisknutí, po odčerpání vzduchu*



*Obr. 11 Piezoaktuátor MFC nalepený na laminátové desce, po vztvrzení lepidla a vyjmutí z přípravku*

## **Závislost výchylky kormidla na napětí**

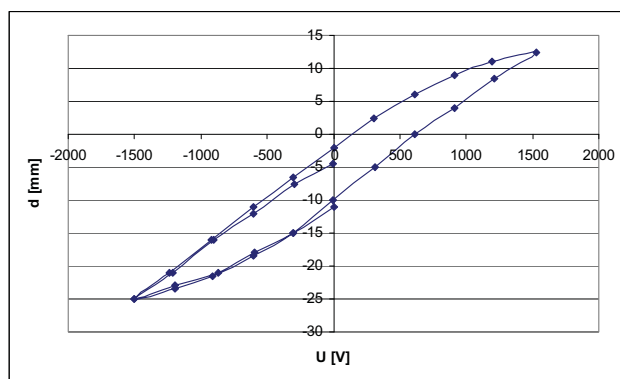
Byla experimentálně změřena závislost výchylky odtokové hrany kormidla na napětí přivedeném na odporový dělič. Měření bylo provedeno pro napětí v rozsahu -1500 až +1500 V. Výchylka odtokové hrany byly odečtena ihned po dosažení požadovaného napětí na vstupních svorkách odporového děliče. Výsledky měření jsou na obr. 14. Závislost vykazuje hysterezi stejného charakteru jako závislost výchylky na napětí samotného piezoaktuátoru (Obr. 5).



*Obr. 12 Demonstrátor bezzávěsového křídélka vychylovaného piezoaktuátory, neutrální poloha*



*Obr. 13 Demonstrátor bezzávěsového křídélka vychylovaného piezoaktuátory, maximální výchylka*



Obr. 14 Závislost výchylky odtokové hrany demonstrátoru bezzávěšového kormidla vychylovaného pomocí piezoaktuátorů na napětí přivedeném na vstupní svorky odporového děliče

## Závěr

Byly zkoumány možnosti použití piezoaktuátorů MFC (Macro Fiber Composite) k vychylování bezzávěšového kormidla. Byla úspěšně ověřena možnost použití laminační pryskyřice L285 k lepení piezoaktuátorů na kompozitní konstrukci a možnost podtlakově přitlačit lepené součásti k sobě aniž by došlo k poškození vláken z piezokeramického materiálu v aktuátoru MFC. Piezoaktuátory jsou schopné vychylovat kormidlo dané koncepce. K jejich řízení je ovšem nutné vzhledem k hysterze piezoelektrických materiálů použít řídicí systém se zpětnou vazbou. Problémem této koncepce je nízká tuhost kormidla, která by zřejmě v praxi vedla k výskytu nežádoucích aeroelastických jevů. Zvýšení tuhosti kormidla pomocí zvýšení tuhosti kompozitních desek je nevhodné (konstrukci je nutné deformovat, pokud chceme vychýlit kormidlo). Situace by mohla být řešena použitím kompozitních materiálů z piezokeramických vláken na výrobu celého křídélka místo použití desky kompozitu sklo + epoxy s nalepenými aktuátory MFC.

## Použitá literatura

- [1] Florance J. P., Burner A. W., Fleming G. A., Hunter C. A., Graves S. S., Martin C. A.: *Contributions of the NASA Langley Research Center to the DARPA/AFRL/NASA/Northrop Grumman Smart Wing Program*; AIAA paper 2003-1961
- [2] Kelly A., Davidson R., Uchino K.: *Comprehensive Composite Systems*; Volume 5, pp 469-474, Elsevier Science, 2000
- [3] Moses R. W., Wieseman C. D., Bent A. A., Pizzochero A. E.: *Evaluation of New Actuators in a Buffet Loads Environment*; NASA, 2001
- [4] Raney, D. L. et al.: *Wind Tunnel Tests of an RPV with Shape-Change Control Effector and Sensor Arrays*; AIAA Guidance, Navigation & Control Conference, 16-19 August 2004, Providence, Rhode Island, AIAA paper 2004-5114.

- [5] Renton W. J.: *Aerospace and Structures: Where are we headed?*; International Journal of Solids and Structures 38 (2001), pp 3309-3319
- [6] Udd E.: *Fiber Optic Smart Structures*; John Wiley & Sons, New York, 1995
- [7] Ye L., Lu Y., Su Z., Meng G.: *Functionalized composite structures for new generation airframes: a review*; Elsevier Science, 2005
- [8] Wilbur M. L., Yeager W. T., Wilkie W. K., Cesnik C. E. S., Shin S.: *Hover Testing of NASA/ARMY/MIT Active Twist Rotor Prototype Blade*; NASA, 2000
- [9] Wilbur M. L., Wilkie W. K.: *Active Twist Rotor Control Applications for UAVs*; NASA, 2004
- [10] *Technical Characteristics of FLEXINOL*; Dynalloy Inc.
- [11] *Macro Fiber Composites*; Smart Material Corporation

# Použití kompozitů v ultralehkých letadlech od roku 1990 do roku 2007

**Ing. Václav Chvála, hlavní technik LAA ČR**

**Úvodem:** LAA byla založena v roce 1989 jako občanské sdružení, které mělo za cíl umožnit občanům ČR létat a stavět ultralehká letadla. LAA získala v roce 1990 pověření od ministerstva dopravy ke správě této kategorie. Od té doby má LAA technický úsek, který má na starosti certifikace typových letadel a řídí sbor inspektorů techniků, kteří působí v regionech. Nejvyšším technickým odborným orgánem je Technická komise LAA..

## Hrubé porovnání náročnosti a výhod základních druhů technologie používaných při výrobě UL letadel:

**Trubková šroubovaná konstrukce:** výrobně pracné, drahé trubky, velmi omezená možnost aerodynamického tvarování. Začátky výroby kategorie UL.

Hlavní výhoda: nízké náklady na přípravu výroby, snadné opravy v provozu.

**Dřevěná konstrukce:** Velmi pracná konstrukce náročná na kvalifikovanou pracovní sílu. Nelze urychlit pracovní kroky – nutnost vytvrzení lepidla. Výhodou je možnost dosáhnout velmi lehké konstrukce. Pracná povrchová úprava letounů. Vstupní materiály jsou poměrně levné. Nízké náklady na přípravu výroby.

**Kovová konstrukce** z tenkých plechů z AL slitin. Pracná výroba, náročná na odbornou pracovní sílu. Má jistá omezení v aerodynamickém tvarování letounů. Touto technologií lze dosáhnout velmi lehké konstrukce.

**Kompozitová konstrukce:** Lze navrhnout a vyrobit téměř jakýkoliv tvar letounu – dosažení aerodynamicky výhodné konstrukce. Lze dosáhnout přesného dodržení tvaru konstrukce a výborných povrchů. Nevýhodou je vysoká náročnost a náklady na výrobu forem, která se ekonomicky vrátí při větší sérii vyrobených letadel. Výhodou je nižší náročnost na odbornou kvalifikaci pracovníků ve výrobě.

Ale o tom která konstrukce bude obchodně nejúspěšnější rozhoduje zákazník. Zákazník rozhodne co si koupí, bude ho zajímat výkon, vybavení, přitažlivost letounu. V kategorii UL které nejsou určeny pro komerční použití, velmi často rozhoduje obchodní zdatnost prodejce. A zde mají kompozitové letouny s možností zajímavého designu určitou výhodu.



## Použití kompozitů v UL letadlech:

- 1) Prvním hromadně vyráběným výrobkem z kompozitů byly vrtule. Prvním typem byly vrtule **Stratos 03**, firmy Stratos , později Junkers. Jednalo se o kombinaci kompozitu z uhlíkových a skelných vláken. Vrtule byla dutá, dřík průř. 42 mm. Vrtule byly určeny především pro dvoutaktní motory Rotax, které vyžadovaly nízký moment setrvačnosti pro reduktor typu B. Vrtule byly velmi lehké, bylo jich vyrobeno několik tisíc . Výroba od roku 1990.  
Od té doby jsou stále ve výrobě kompozitové vrtule vyráběné firmami **Sport Prop, Faturík, Kašpar a synové, Woodcomp, VZLÚ**.

Popis typů je nad rámec této přednášky.

- 2) Ultralehká letadla v jejichž konstrukci byly použity kompozity a jejich některé specifikace:

(Jsou uváděna UL letadla, která získala Typový průkaz LAA ČR)

**D-7 Straton Mini**, jednomístný UL, konstruktér Ing. Olšanský. ( 1989) Přední část jednomístného letounu tvořila skelná kompozitová skořepina, která byla zevnitř zesílená překližkovými bočnicemi a žebry – nosný prvek. Celek tvořil pevné skříně.

$V_{NE} = 140$  km/h; Vyrobeno bylo cca 80 letadel, převážně amatérsky.



*D-7 Straton Mini*

**D-8 Moby Dick**, dvoumístný letoun, konstruktér a konstrukce obdobná jako u předešlého. Výrobní firma Pro Fe Nové Město nad Metují. Přední nosná část letounu byla tvořena kompozitovou skořepinou (polyesterový sklokompozit), se zesílením překližkovými díly a žebry z polystyrenu a překližky. (1991)

$V_{NE} = 136$  km/h; Výroba cca 67 letounů, z větší části amatérsky.



### *D-8 Moby Dick a jeho konstrukce*

**LK 2 Sluka**, jednomístný UL, Letov Air, konstrukce Ing. Šimůnek, Ing.Kamarýt, Tesař. Trubková konstrukce. Sklokompozitová kapotáž přední části trupu, nenosná . (1990); Výroba 74 kusů.



*LK 2 Sluka*

**TL 32 Typhon**, dvoumístný UL firmy TL Ultralight, šroubovaná trubková konstrukce. Sklokompozitová kapotáž trupu je nenosná. Rok 1993; výroba cca 250 kusů.



*TL 32 Typhon*

**FITI I a FITI II.** Celokompozitový podvozek pro motorový závěsný kluzák. Jednomístný a dvoumístný. Nosná samonosná skořepina ze skelného kompozitu, včetně kompozitového nosníku (dutý) zadních kol.

Výroba firma Justra Stratos. Rok 1993; výroba cca 100 kusů.



*FITI I a FITI II*



**JORA**, dvoumístný UL, konstrukce O. Olšanský (1993), výroba firma JORA Vraclav. První celokompozitový trup ze skelného kompozitu. Trup má příčné a podélné zesílení nalaminovanými žebírky a podélníky. Pod kolenama pilotů je integrální nádrž, která je pevnostní součástí konstrukce trupu. Návrh podle zkušeností, navrženo pro co nejnižší hmotnost. Při podnikových zkouškách se postupně zatěžovalo a když konstrukce začala ujíždět, tak se daném místě zesílila a ve zkouškách se pokračovalo. Prototyp s dřevěným křídlem (profil UL 2) a motorem Rotax 503, s minimální povrchovou úpravou vážil 196 kg. (a nikdy už tato hmotnost nebyla dosažena). Alternativně byl překližkový obal torzní skříně křídla vyráběn ze skelného kompozitu.

$V_{NE} = 165 \text{ km/h}$ ; vyrobeno cca 70 kusů. Část amatérsky, kompozity vždy dodávala firma.



*Jora*

**OD ROKU 1996 dochází ke změně stavebního předpisu: 450 kg MTOM a  $V_{SO} = 65 \text{ km/h}$ .**

**CORA**, obdoba JORY, konstr. Ing. Olšanský 1996. Drobné úpravy trupu a křídlo alternativně o půdorysu obdélník s vnějšími částmi lichoběžníkovými nebo křídlo obdélníkové. Vyráběla firma Fanatasy Air v Písku, také pod obchodními názvy **Allegro a Legato**. Křídlo a OP kovové z tenkých plechů, částečně potažené plátnem. Amatérsky vyráběné letouny měly křídlo dřevěné.

$V_{NE} = 165 \text{ km/h}$ ; vyrobeno cca 60 letounů.



*Cora*

**ST 4 Azték**, dvoumístný UL, konstruktér Ing. Šimůnek, výroba firma Letov Air. Trubková konstrukce. Sklokompozitová kapotáž trupu je nenosná. Podvozek – kompozitové pružiny. Rok 1996.

$V_{NE} = 140 \text{ km/h}$ ; Výroba cca 20 kusů



*ST 4 Azték*

**Pegass**, dvoumístný UL, kopie kanadského typu Pelican. Celokompozitový trup, skelný kompozit - sendvič. Křídlo s kovovou torzní skříní. Rok 1998.

$V_{NE} = 200 \text{ km/h}$ ; Vyrobena cca 20 kusů.



*Pegass*

**D-10 Tukan**, dvoumístný UL tandemové uspořádání, konstruktér Ing. Olšanský. Celokompozitový trup skelný kompozit s místními zesíleními přilaminovanými žebírky a podélníky. Motor v trupu, zatahovací pylon s vrtulí. Křídlo dřevěné. Rok 1998.

$V_{NE} = 125 \text{ km/h}$ ; výroba firma Pro-Fe , vyrobeno 17 letounů.



*D-10 Tukan*

**TL-96 Star**. Dvoumístný UL. Firma TL Ultralight, Hradec Králové. Konstrukce Tlustý, Lelák, návrhy kompozitů a výpočty Ing. Kábrtové. První celokompozitový dolnoplošník v ČR. Konstrukce trup skelný kompozit, epoxidová pryskyřice, sendvič. Ve spodní přední části trupu je integrální nádrž, která současně tvoří pevnostní prvek trupu. Křídlo a OP mají sendvičové potahy, dvoudutinová konstrukce. Nosník má pásnice ze skelných vláken - rowing. Podvozek – kompozitové pružiny. Rok 1998.

$V_{NE} = 255 \text{ km/h}$ ; Vyrobeno cca 250 kusů.



*TL-96 Star*

**ZEPHYR**, dvoumístný UL, konstrukce Ing. Olšanský, výroba ATEC vos. Libice nad Cidlinou. Celokompozitový trup, skelný kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky. Křídlo a OP dřevěné, částečně potažené plátnem. Alternativní potah torzní skříně laminátovou skořepinou. Podvozek – kompozitové pružiny. Rok 1998.  $V_{NE} = 225$  km/hod; vyrobeno společně s typem Zephyr 2000 celkem 198 letounů.



*Zephyr*

**UFM 11 / 13 Lambáda**. Dvoumístný UL, konstrukce P. Urban, výpočty a návrhy technologie kompozitů Ing. Kábrtové. Výroba firma Urban Air Libchavy. Celokompozitový letoun. Trup skelný kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky. Křídlo potahy sendvič skelný kompozit. Pásnice nosníku uhlíkové - rowing.  $V_{NE} = 190$  km/h; rok 1998. Vyrobeno celkem 137 letounů.



*UFM Lambáda*

**UFM-10 Samba.** Dvoulístný UL, konstrukce P.Urban, výpočty a návrhy technologie kompozitů Ing. Kábrtové. Výroba firma Urban Air Libchavy. Celokompozitový letoun. Trup skelný kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky. Křídlo potahy sendvič skelný kompozit. Pásnice nosníku uhlíkové. Podvozek – kompozitové pružiny.

$V_{NE} = 260 \text{ km/h}$ ; rok 2000. Vyrobeno 45 kusů.



*UFM-10 Samba*

**Allegro 2000.** Dvoulístný UL, konstrukce vychází z původního typu Allegro, pře-konstruovali Ing. P a M. Kábrtové, jiná profiláž křídla a další úpravy. Trup skelný kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky. Podvozek – kompozitové pružiny.

$V_{NE} = 220 \text{ km/h}$ ; rok 2000. Vyrobeno více než 300 kusů všech variant (Allegro, Legato).



*Allegro  
2000  
a jeho  
konstrukce*



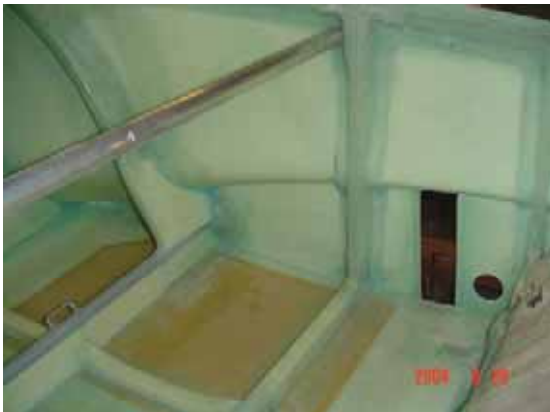


**QUALT 200 L.** Dvoumístný dolnoplošník smíšené konstrukce. Návrh konstrukce Vladimír Bláha, výpočty Ing. Kábrtové. Výroba firma FMP s.r.o. Lomnice nad Popelkou. Trup celokompozitový částečně sendvičový. Ocasní plochy celokompozitové se sendvičovými potahy. Křídlo dřevěné, potažené překližkou podlepenou pěnovým polystyrenem– sendvič. Podvozek – kompozitové pružiny. Rok 2000.

$V_{NE} = 252 \text{ km/h}$ ; Vyrobeno 30 letounů.



*Qualt 200 L*



**ZEPHYR 2000.** Dvoumístný UL, původní konstrukce Ing. Olšanského modifikována, výroba ATEC vos. Libice nad Cidlinou. Celokompozitový trup, skelný kompozit, alternativně uhlíkový kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky, epoxydová pryskyřice. Křídlo a OP dřevěné, s částečným potahem plátnem. Alternativní potah torzní skříně laminátovou skořepinou. Podvozek - kompozitové pružiny

$V_{NE} = 275 \text{ km/h}$ ; rok 2001. Vyrobeno 198 letounů všech variant Zephyr.



*Zephyr 2000*

**TL 2000 Sting.** Dvoumístný UL. Firma TL Ultralight, Hradec Králové. Konstrukce vychází z typu TL 96 Star, návrh letounu, kompozitové konstrukce a výpočty Ing. Kábrtové. Konstrukce - trup uhlíkový kompozit, sendvič. Křídlo a OP sendvičové potahy, dvoudutinová konstrukce. Nosník má pásnice z uhlíkového rowingu. Podvozek - kompozitové pružiny.

$V_{NE} = 290 \text{ km/h}$ ; rok 2002. Vyrobeno cca 260 letounů.



*TL 2000 Sting*

**Banjo MH.** Jednomístný UL, konstrukce Ing. Olšanský. Verze s motorem v zaklápěcí formě nebo čistý UL kluzák. Kompozitový trup, skelný kompozit s místními zesíleními podélníky a žebírky. Křídla a OP dřevěné. Výroba firma Pro-Fe Nové Město nad Metují, která také dokončila výpočty, dokumentaci a certifikaci.

$V_{NE} = 136 \text{ km/h}$ ; rok 2003. Vyrobeno celkem 34 letounů.





*Banjo MH a jeho konstrukce*

**S-Wing.** Dvoumístný UL. Držitel Typové dokumentace Ing. Rajchl. Původní návrh a konstrukce Ing. Sadílek. Dotažení k certifikaci, návrhy kompozitů a výpočty Ing. Kábrtové. Konstrukce křídla je neobvyklá obdobná konstrukcím z 30. let např. německého Dornieru nebo Blohm & Voss. Hlavní nosník tvoří kompozitová trubka, která současně přenáší krutové zatížení. Na trubce jsou navlečena kompozitová žebra a křídlo je potažené plátnem. Konstrukce trupu je skelný kompozit, sendvič. OP mají sendvičové potahy. Podvozek - kompozitové pružiny. Konstrukce z let 1998, získala certifikaci v roce 2003.

$V_{NE} = 195 \text{ km/h}$ ; vyrobeno 15 kusů.





*S-Wing a detaily jeho konstrukce*

**Samba XXL.** Dvoulístný UL, konstrukce vychází z typu UFM 10 Samba, výpočty a návrhy technologie kompozitů Ing. Kábrtové. Výroba firma Urban Air Ústí nad Orlicí. Celokompozitový letoun. Trup skelný kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky. Křídlo potahy sendvič skelný kompozit. Pásnice nosníku uhlíkové. Podvozek - kompozitové pružiny.

$V_{NE} = 260 \text{ km/h}$ ; rok 2004. Vyrobeno cca 75 kusů.



*Samba XXL*

**ATEC 321 FAETA** dvoumístný UL, vychází z typu Zephyr, konstrukce, výpočty Ing. Franěk a P. Volejník, výroba ATEC vos. Libice nad Cidlinou. Celokompozitový trup, uhlíkový kompozit s místními zesíleními žebírky a podélníky, epoxydová pryskyřice. Křídlo má kompozitové potahy, sendvič, nosník křídla dřevěný. OP kompozitové potahy voštinový sendvič, nosníky dřevěné. Podvozek kompozitové pružiny.

$V_{NE} = 270 \text{ km/h}$ ; rok 2005. Vyrobeno cca 41 letounů.



*ATEC 321 FAETA*

**VL-3** Dvoumístný UL, konstrukce, výpočty a návrhy technologie kompozitů Ing. Kábrtové, firma Vanessa; výroba firma AVECO Choceň.

Celokompozitový letoun. Trup: uhlíko-skelný kompozit sendvičová konstrukce. Křídlo potahy uhlíko-skelný kompozit, sendvičová konstrukce, pásnice nosníku uhlíkové - rowing. Ocasní plochy obdobné konstrukce. Zatahovací podvozek, kompozitové pružiny hlavních podvozkových nohou.

$V_{NE} = 302 \text{ km/h}$ ; rok 2007. Vyrobeno celkem 25 letounů.



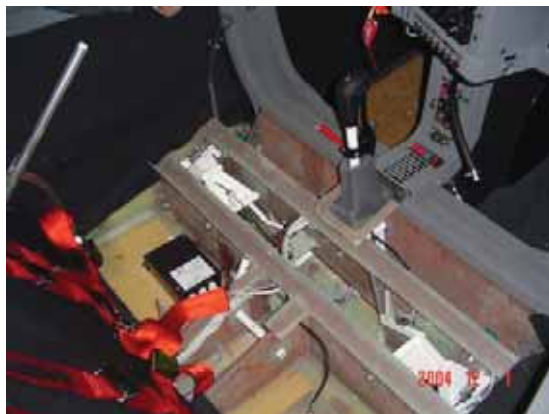
### VL-3

**D4BK Fascination.** Dvumístný UL, konstrukce Ing. Dallach, návrhy technologie kompozitů Ing. Dallach, Německo, a firma UL Jih Kaplice. Od roku 1999 výroba pouze pro německý trh.

Celokompozitový letoun. Trup skelný kompozit, sendvičová konstrukce. Křídlo potahy skelný kompozit sendvičová konstrukce, pásnice nosníku uhlíkové. Technologie křídla s žebry vyřezanými z tvrdé pěny. Ocasní plochy obdobné konstrukce, nosník duralová trubka. Zatahovací podvozek, kompozitové pružiny.

$V_{NE} = 270 \text{ km/h}$ ; certifikace LAA v roce 2007. Vyrobeno celkem 75 kusů všech variant.





*D4BK Fascination*

## **Závěrem:**

V současné době probíhá certifikace dvou celokompozitových letounů a jednoho letounu s celokompozitovým trupem.

## **Příloha:**

Tabulka počtů letounů s kompozitovou konstrukcí registrovaných v rejstříku LAA ČR.

## Počty letounů s kompozitovou konstrukcí registrovaných v rejstříku LAA ČR

Typ	Počet míst	1991	1992	1993	1994	1995	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	Součet
D-7 Stratton Mini	1	10	8	14	17	7	4	5	6	3			2			1			77
D-8 Moby Dick	2		4	7	14	12	8	2	4	5				2	1	2	2		65
JORA	2			1	7	10	9	6	6	3	2	6			2				52
CORA	2						15	14	19	13	9			2		3		1	76
ST 4 Azték	2					1	1	2	2	1				2					8
D 10 Tukan	2					1	1	1	2										5
TL 96 STAR	2								6	19	17	7	1	4		1			55
Zephyr	2							1	5	6	3	7	3		3	3			31
UFM 11/13 Lambáda	2									2	2	1	3		4	4	4		20
UFM10 Samba	2									2	3	5	2						12
QUALT 200 L	2									3		5	1	2	2		1	1	15
Allegro 2000	2										4	3	3	1	2	2	1	4	20
ZEPHYR 2000	2										3	1	6	2	1			1	14
TL 2000 STNG	2									1		3	4	6	8	8	8	11	49
Banjo MH	1									3	4	3	2	1	2		1	1	17
Samba XXL	2											1		3	5	4	3	6	22
ATEC 321 Faeta	2													1	2	2	3		8
D4BK Fascination	2											2	2	1	2	3		3	13
VL-3	2														1	2	5	3	11
Ostatní kompozitové										7	6	6		3	13	13	8	12	68
Součet komp.		10	12	22	38	31	37	31	50	68	53	50	29	30	48	48	36	45	638
UL celkem		15	45	96	123	106	125	98	124	174	154	131	103	103	139	144	101	118	1899
Podíl letounů s využitím kompozitů v %			26,6	22,9	30,8	29,2	29,6	31,6	40,3	39	34,4	38,2	28,2	29,1	34,5	33,3	35,6	38,1	33,6