

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Číslo 3 duben 2007



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na IV. semináři VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo “Metody zkoušení a výsledky experimentů kompozitních materiálů a konstrukcí v leteckém průmyslu České republiky”.

ISSN 1801-9315

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Elektronický sborník VZLÚ, a. s.

Č. 3, duben 2007, 2. 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)

Technický redaktor, výroba:

Ing. Zbyněk Hruška (hruska@vzlu.cz),

Stanislav Dudek (dudek@vzlu.cz)

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

© 2007 VZLÚ, a. s.

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

ISSN 1801-9315

IV. vědecko-technický seminář

Dne 12. dubna 2007 se ve VZLÚ konal již čtvrtý vědecko-technický seminář, tentokrát nazvaný „Metody zkoušení a výsledky experimentů kompozitních materiálů a konstrukcí 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 – se v této řadě seminářů vyskytuje již potřetí, vzhledem ke značnému zájmu odborníků o tuto aktuální oblast. Na jednodenním semináři, jehož se zúčastnilo 65 odborníků, přednesli pracovníci výzkumu, vývoje a výroby z několika institucí a firem leteckého průmyslu (včetně odborníků z hostitelského VZLÚ, a. s.) celkem 10 referátů. Převážná část těchto referátů je obsažena v tomto elektronickém sborníku.

Obsah sborníku

- 2 Návrh a technologické zkoušky celokompozitního nosníku podvozku malého dopravního letounu vyráběného metodou RTM**
V. Pompe, F. Martaus, M. Hraška
- 17 Experimenty pyrolýzního rozkladu při recyklaci kompozitních materiálů s termosetickou matricí**
M. Valeš, B. Štekner
- 27 Realizace zkoušky kompozitní konstrukce za zvýšené teploty**
J. Juračka
- 34 Technologie výroby leteckých dílů z kompozitu na bázi uhlíkového vlákna a termoplastické matrice**
J. Křena
- 42 Numerické simulace porušení kompozitů a jejich experimentální ověření**
V. Laš, R. Zemčík, T. Kroupa
- 68 Typy poruch tenkostěnných kompozitních konstrukcí v návaznosti na experimentální zkoušky**
M. Kábrt
- 79 Porovnání vlivu kompenzace při tenzometrickém měření kompozitních materiálů**
R. Doubrava
- 88 Zkoušky nových konstrukčních prvků řízení malých sportovních letounů**
J. Stehlík, T. Marczi, K. Blahouš, R. Poul

Návrh a technologické zkoušky celokompozitního nosníku podvozku malého dopravního letounu vyráběného metodou RTM

**Ing. Vilém Pompe, Ph.D., Ing. František Martaus, Ing. Matěj Hraška,
VZLÚ, a. s., – Letecké vrtule**

Konstrukce a příprava technologie výroby dílů z kompozitních materiálů jsou mnohem těsněji provázané procesy, než je obvyklé v oboru klasických konstrukčních materiálů. Je možno konstatovat, že změna technologie výroby kompozitu často předznamenává jak změnu reálného provedení, tak i významně odlišné konečné vlastnosti díla. Samotné kompozity je pak možno použít jako prostou materiálovou náhradu, často s frustrujícími výsledky, nebo jako systém, který umožňuje dosažení kvalitativně odlišných návrhových parametrů díla, které nejsou dosažitelné s použitím klasických materiálů. V tomto případě se ovšem výsledná konstrukce zpravidla zásadně liší od konstrukce kovové a nenapodobuje ji. To vše je pak dosaženo za příslušnou cenu, která musí být přiměřená nové užitné hodnotě.

Základní konstrukční rozvaha

Zhodnocení možných přínosů kompozitního materiálu

Před zahájením prací na novém kompozitním výrobku je vhodné zvážit skutečné možné přínosy plynoucí z použití kompozitu. Za velmi dobrý vstup do této problematiky je možno považovat orientační porovnání základních materiálových charakteristik, například dle Tab. 1 na následující stránce.

Tab. 1 Porovnání základních materiálových charakteristik

Materiál	Modul pružnosti [GPa]	Pevnost v tahu [MPa]	Hustota [kg/m ³]
Ocel	cca 210	800 až 1100	7850
Hliníkové slitiny	cca 73	cca 400	2780
Uhlíkové vlákno, běžná kvalita	cca 200 až 230	3100	2600
Epoxidová matrice	cca 3,5 (zanedbatelné vůči vláknu)	70 (zanedbatelné vůči vláknu)	1150
Jednosměrový kompozit, 50 % objemu vlákno	cca 100	cca 1500	1875
Kompozit s ortogonální vazbou výztuže, 50 % objemu vlákno	cca 48	cca 530	1875

Uvažujme pro jednoduchost jako referenční konstrukci ocelový prizmatický nosník. Z výše uvedené tabulky plyne, že nosník stejného průřezu vyrobený z hliníkových slitin bude mít cca třetinovou hmotnost a při stejném obtížení dosáhne trojnásobných maximálních průhybů. Maximální dovolené hodnoty napětí budou poloviční nebo menší.

Prakticky tedy bude nosník podstatně lehčí, zároveň nezanedbatelně poddajnější a o zhruba poloviční pevnosti.

Porovnáním vlastností uhlíkového vlákna a epoxidové matrice zjistíme, že pro základní úvahy můžeme považovat příspěvky pojiva k celkové tuhosti a pevnosti kompozitu za zanedbatelné. Nakonec správně provedená konstrukce z kompozitních materiálů má výztuž nebo její část vždy orientovanou do směru přenášeného zatížení.

Budeme-li předpokládat cca 50% objemový podíl uhlíkového vlákna, můžeme odhadnout charakteristiky kompozitních vrstev dle výše uvedené tabulky pro jednosměrovou i křížovou vazbu výztuže.

Nosník shodného průřezu jako ocelový, vyrobený z materiálu s pevností a modulem srovnatelným s jednosměrovou orientací vlákna v tabulce, by měl méně jak čtvrtinovou hmotnost oproti ocelovému, poloviční tuhost, resp. dvojnásobnou poddajnost, a tudíž i dvojnásobné průhyby při stejném zatížení a zdánlivě téměř dvojnásobnou pevnost.

Takovýto nosník ve skutečnosti vyrobit nelze, protože zavedení některých složek sil z podvozkové nohy a reakcí v závěsech do trupu by bylo provedeno kolmo ke směru vláken, a tudíž ve směrech, ve kterých jsou dominantní vlastnosti matrice a rozhraní vlákno/matrice. A ty jsou technicky vzato nulové. Reálný kompozitní nosník musí

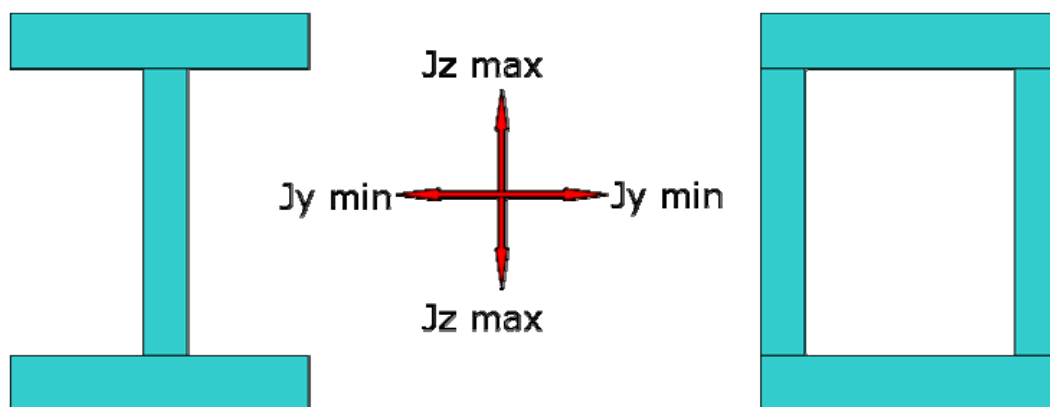
mít alespoň významnou část výztuže provedenou z tkaniny s křížovou vazbou vlákna a s materiálovými vlastnostmi zhruba polovičními (při poměru vláken útek-osnova: 50 %-50 %).

Dále platí, že u ohybově namáhaného kompozitního nosníku rozhoduje o jeho pevnosti odolnost vůči tlakovému namáhání, nikoliv tahová pevnost, a vliv přítomných imperfekcí, které tuto pevnost ještě dále snižují. V konečném důsledku je tedy možno u složitě namáhané kompozitové konstrukce na bázi uhlík/epoxy očekávat pevnost a tuhost rovnocennou nebo mírně nižší než u konstrukcí z hliníkových slitin při cca 75 % hmotnosti. Dosažení charakteristik ocelových konstrukcí je možné jen pro speciální případy konstrukčního provedení a příznivé způsoby zatěžování (převážně tahové bez vlivu imperfekcí v orientaci vláken).

Provedený rozbor tedy naznačuje, že aplikace uhlíkového kompozitu jako prosté materiálové náhrady bez využití programovatelnosti vlastností a nových technologických možností, nepředstavuje výrazný potenciál pro zlepšování parametrů konstrukcí. V širším kontextu (řízení jakosti, klimatické vlivy, defektoskopie, atd.) spíše naopak.

Vliv tvaru průřezu

Jestliže samotná přítomnost kompozitu v konstrukci neznamená automaticky pozitivní přínosy k vlastnostem díla, snad s výjimkou příznivější hmotnosti, musí být tohoto efektu dosaženo využitím vnitřního uspořádání konstrukce. U prizmatického nosníku je takovouto charakteristikou jeho průřez.



Obr.1 Otevřený průřez nosníku v levé části obrázku má velký rozdíl momentů setrvačnosti k osám "y" a "z" oproti uzavřenému tvaru v pravé části. Není tedy výhodný pro ohybové namáhání v obou směrech a má i horší vlastnosti pro přenos smykového toku

Z klasické teorie aplikované na homogenní materiály víme, že pro přenosy složitějšího systému zatěžujících sil a momentů jsou výhodnější uzavřené profily. Otevřené, případně i nesymetrické průřezy, jsou tvarově nevýhodné pro přenos smykového zatížení a mohou vnášet do konstrukce nežádoucí složky deformací (posuvů). Rozdílnost momentů setrvačnosti otevřených profilů v hlavních rovinách

pak určuje rozdílnou únosnost nosníku ve směru velkého a malého momentu setrvačnosti.

Kovové nosníky vyráběné třískovým obráběním z polotovarů jsou nejspíše vyrobitelné právě v podobě otevřených profilů. Kompozitové nosníky mohou být ve spojení s vhodnou technologií relativně snadno vyrobeny jako uzavřené profily, v ideálním případě s prakticky nepřerušným vláknem ve všech hlavních směrech zatěžování, včetně přenosu smykového namáhání (kroucení nosníku).

Vlivy komplexního obtížení nosníku

Základní konstrukční rozvahu je třeba uzavřít zhodnocením způsobu obtížení nosníku a jeho rozmanitosti co do počtu a směrů působících složek. Pro dobře navrženou kompozitní konstrukci platí, že veškerá vnášená namáhání jsou ve směru vláken výztuže.

Nedodržení tohoto pravidla předznamenává budoucí problémy s životností a spolehlivostí konstrukce, protože se do těchto charakteristik začnou promítat dominantním způsobem charakteristiky matrice a rozhrní vlákno/matrice.

Kompozity jsou heterogenní anizotropní materiály, respektive směsi materiálů, které mají výhodné vlastnosti plynoucí právě z této charakteristiky. Jakmile jsou zatěžovány v mnoha osách a rovinách, do kterých musí být dle výše uvedené úvahy orientováno vlákno, začnou se měnit v kvaziizotropní prostředí, jehož výhodnost ve srovnání s izotropními kovovými konstrukčními materiály klesá (viz Tab. 1).

Obdobně problematické je zavádění osamělých sil, které vede k lokálnímu přetěžování struktury materiálu a rychlé degradaci vlastností konstrukce.

U podvozkového nosníku se nedá předpokládat jednoduchý způsob obtížení, zejména co do počtu směrů působících účinků. Lokálně zavedené síly jsou navíc velmi dynamické a v některých případech působí dokonce i kolmo k rovině laminátu, tedy v nejméně příznivém směru. Z těchto důvodů se nelze ubránit hybridnímu provedení konstrukce, ve které jsou silové účinky zachycovány prostřednictvím kovových vložek a jimi příznivěji přerozděleny do kompozitu. Toto řešení je všeobecně známo, je třeba ale podotknout, že snižuje účinnost použití kompozitů z hlediska uspořené hmotnosti.

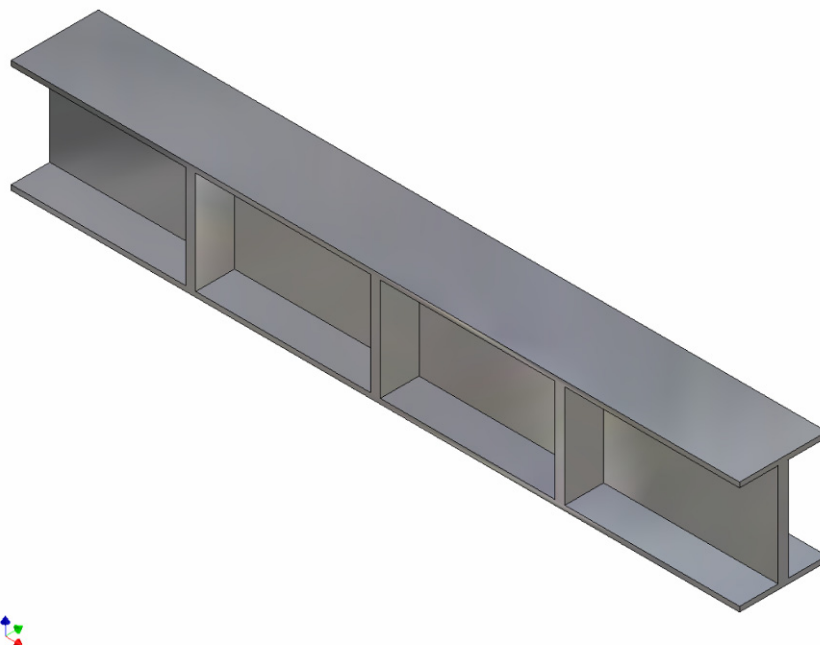
Modelový nosník

Pro účely technologické studie byly vyrobeny segmenty střední části podvozkového nosníku. Cílem studie bylo prověřit možnost výroby nosníku s otevřeným i uzavřeným průřezem injektážní technologií.

Otevřený průřez

Otevřený průřez reprezentuje klasické provedení nosníku s dvěma pásnicemi a jednou stojinou. Pásnice a stojina jsou stabilizovány řadou pravidelně rozmístěných výztuh.

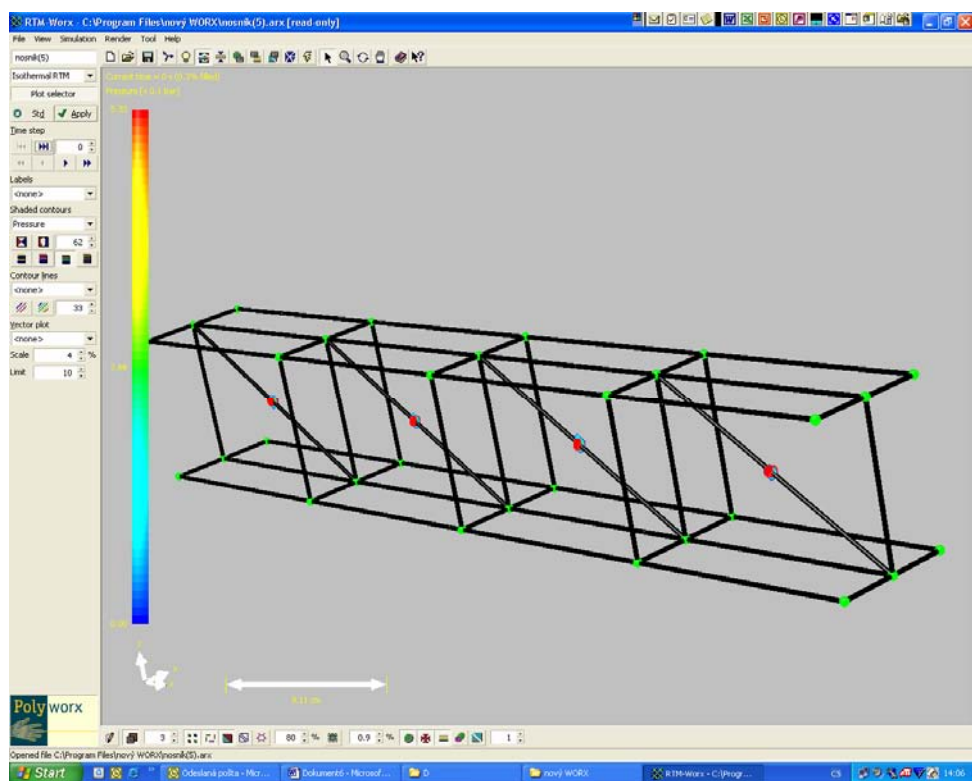
Toto provedení je vlastně napodobením frézovaného nosníku z hliníkových slitin. Zvolená infuzní technologie výroby umožňuje přípravu suché výztuže celého segmentu a závěrečné proinjektování pojivem v jediné operaci.



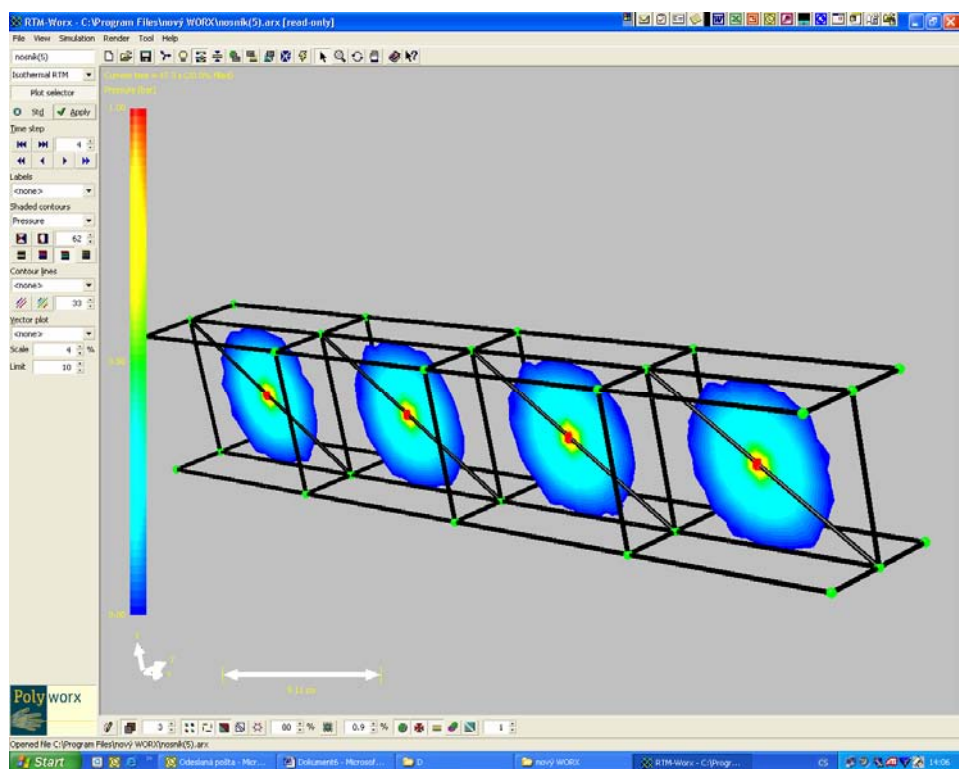
Obr. 2 Segment střední části podvozkového nosníku. Konstrukce de facto napodobuje provedení kovového nosníku vyrobeného frézováním

Tvarová složitost nosníku má svůj průmět do složitosti skladby vrstev výztuže. Spolehlivost infuzního procesu zase závisí na místní propustnosti výztuže, která je dána vlastnostmi tkaniny, zhutněním vrstev výztuže, orientací a vazbou vláken a dalšími faktory. Nevhodné rozmístění vtoků a výtoků na formě má za následek neprosycené oblasti, jejichž odhalení předem je obtížné. U rozměrných dílů hraje roli i časový faktor, protože může dojít k předčasnému ztuhnutí pojiva a "zamrznutí" infuzního procesu.

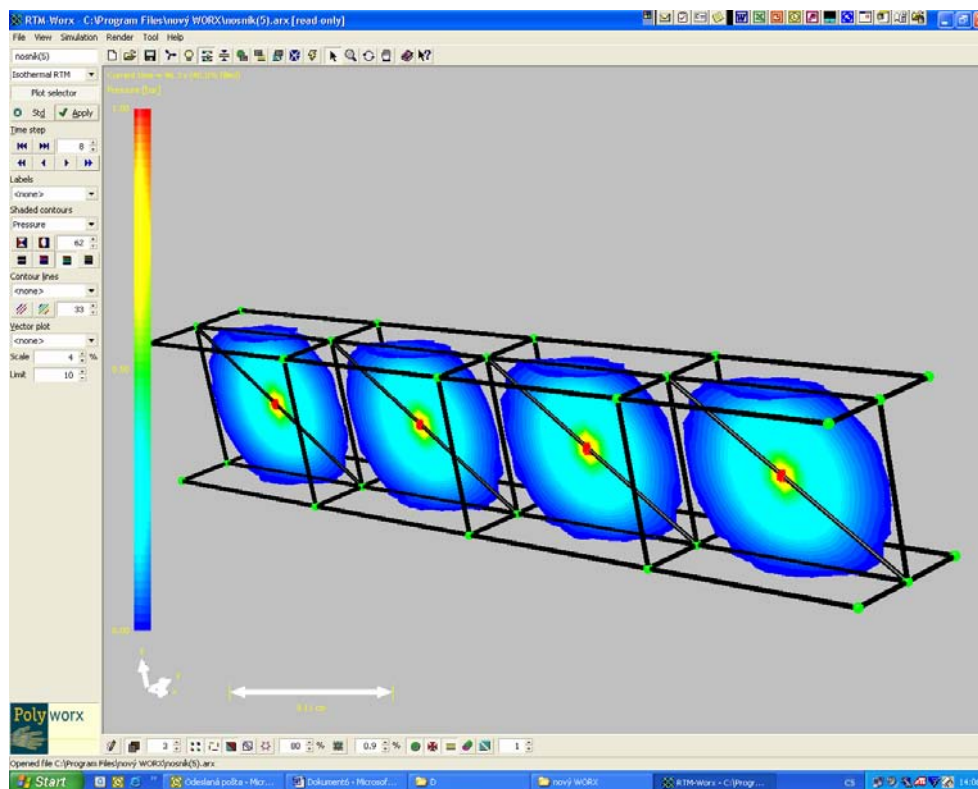
K optimalizaci návrhu forem je využíván MKP systém, který umožňuje simulaci infuzního procesu. Sekvence výsledků výpočtů pro segment nosníku je uvedena níže. Za nimi jsou uvedeny snímky z výroby reálného kusu.



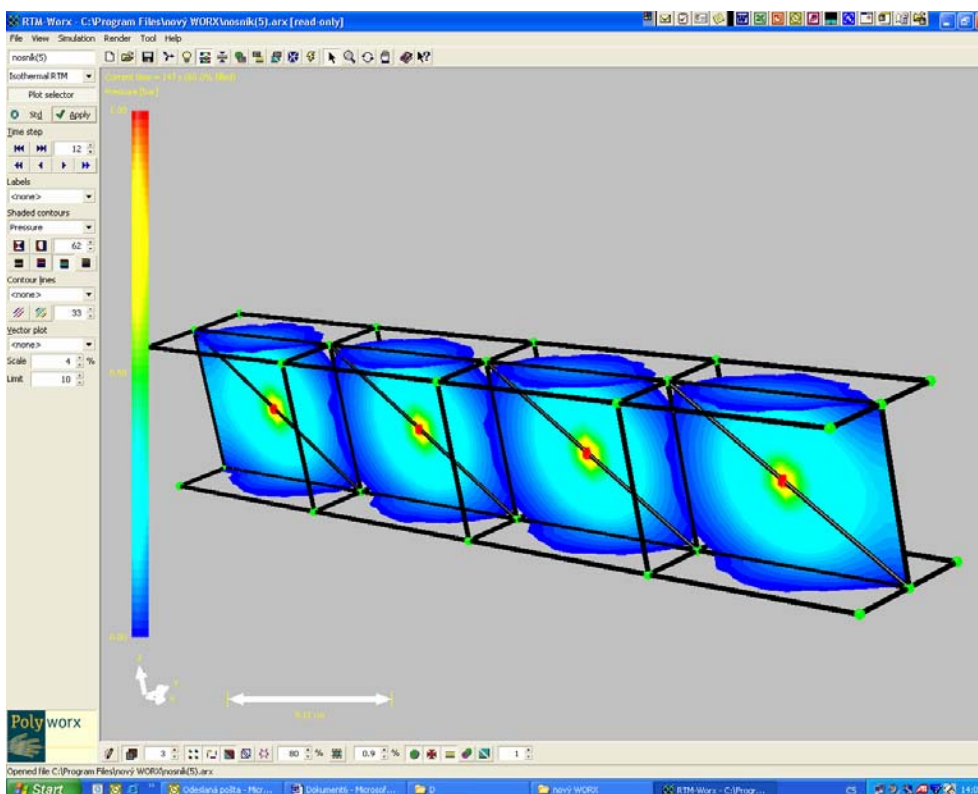
Obr. 3 Výpočtový model segmentu nosníku v okamžiku zahájení infuze



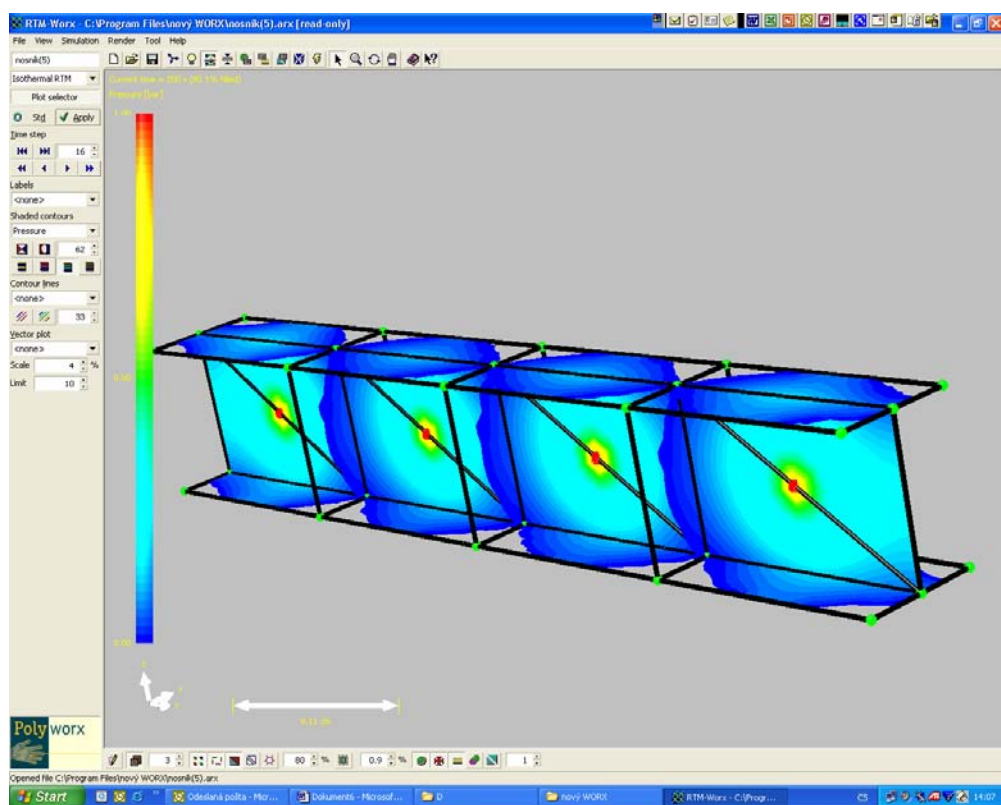
Obr. 4 Snímek v čase $T + dT_1$



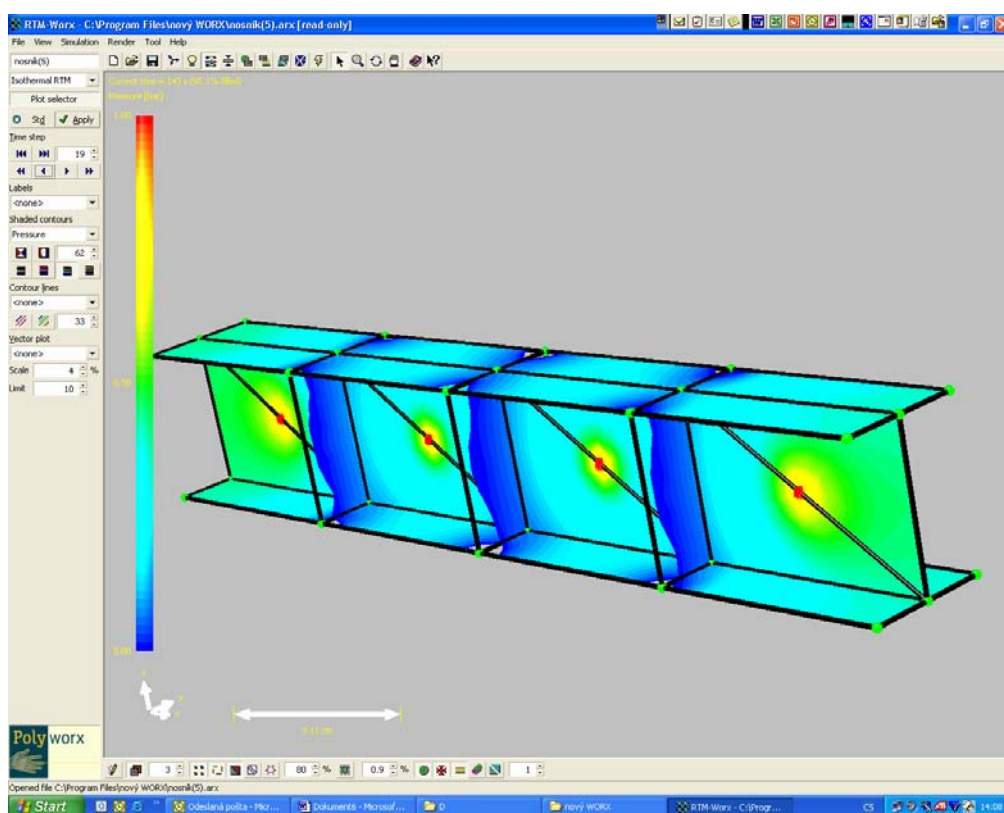
Obr. 5 Snímek v čase $T+dt_2$



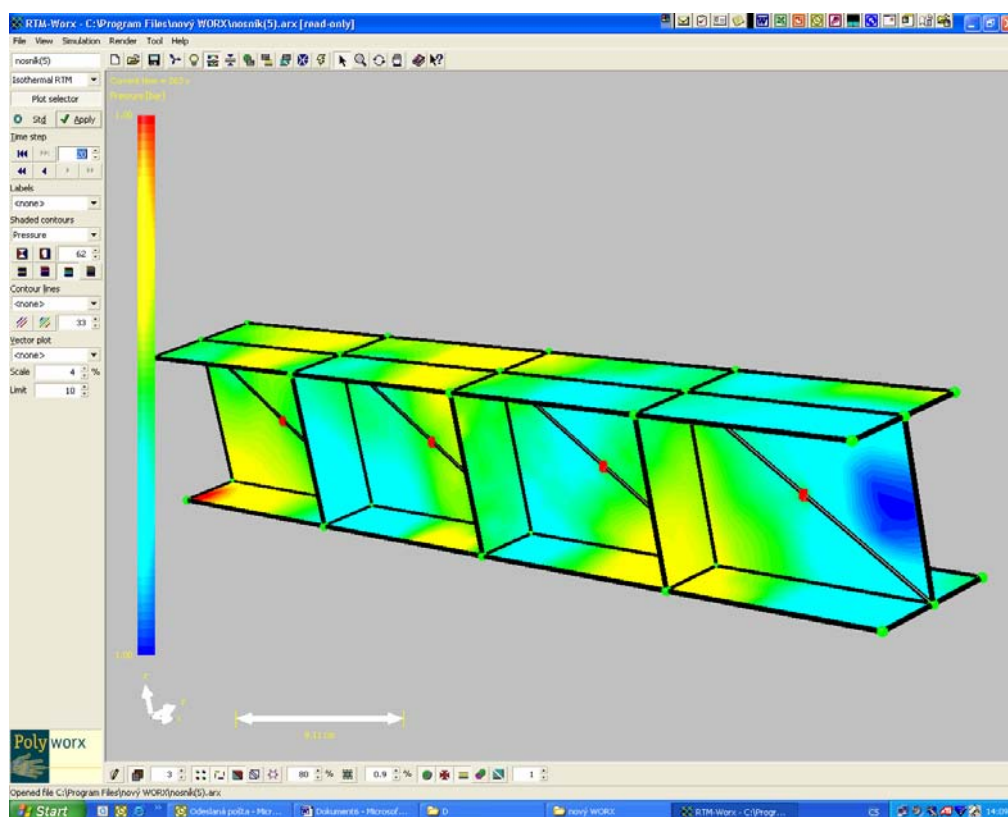
Obr. 6 Snímek v čase $T+dt_3$



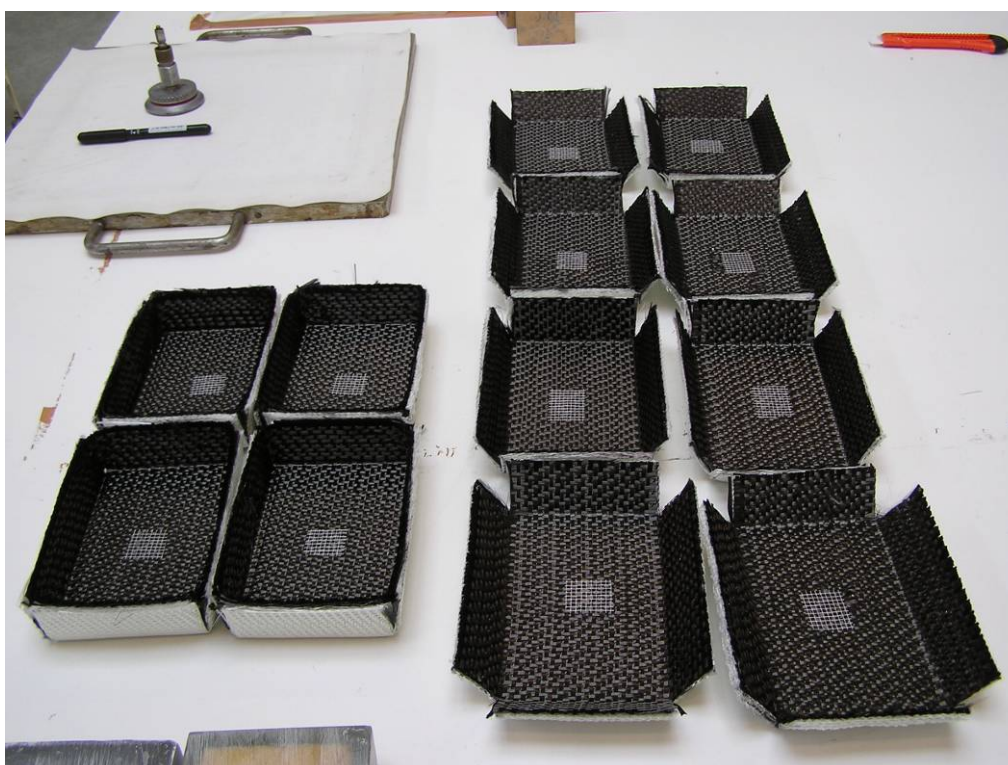
Obr. 7 Snímek v čase $T+dT4$



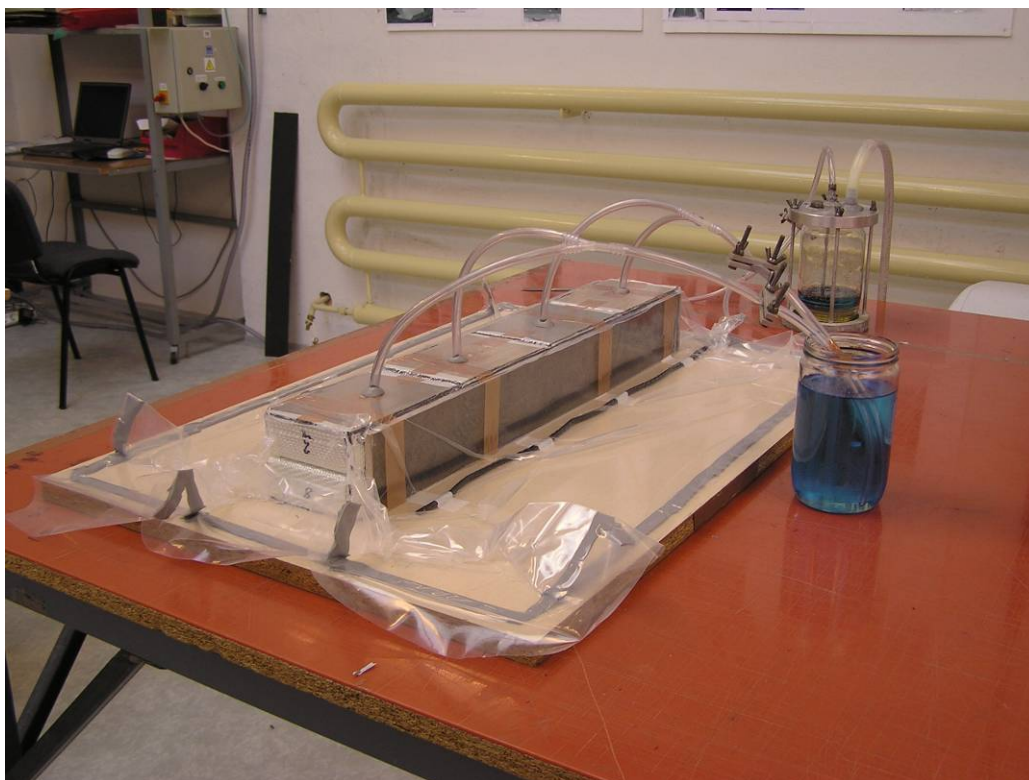
Obr. 8 Snímek v čase $T+dT5$



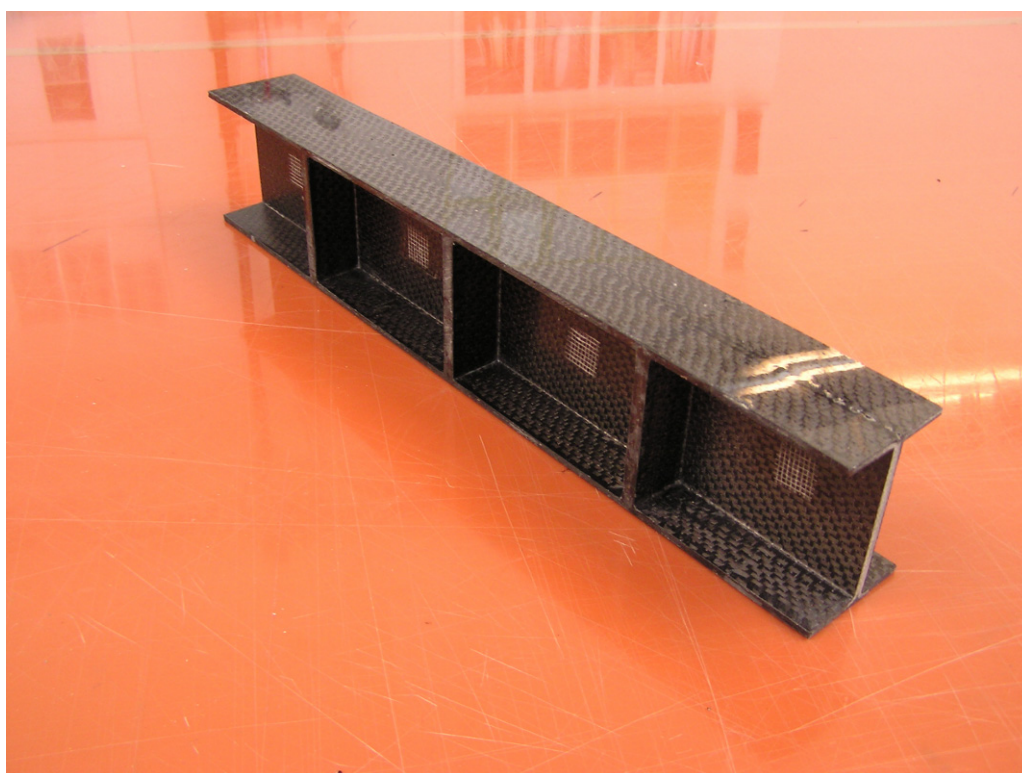
Obr. 9 Snímek v čase $T+dT_6$, konec procesu



Obr. 10 Připravené předlisky suché tkaniny



Obr. 11 Prosycování segmentu podvozkového nosníku v experimentální formě. Rozmístění vstupů a výstupů bylo optimalizováno pomocí MKP

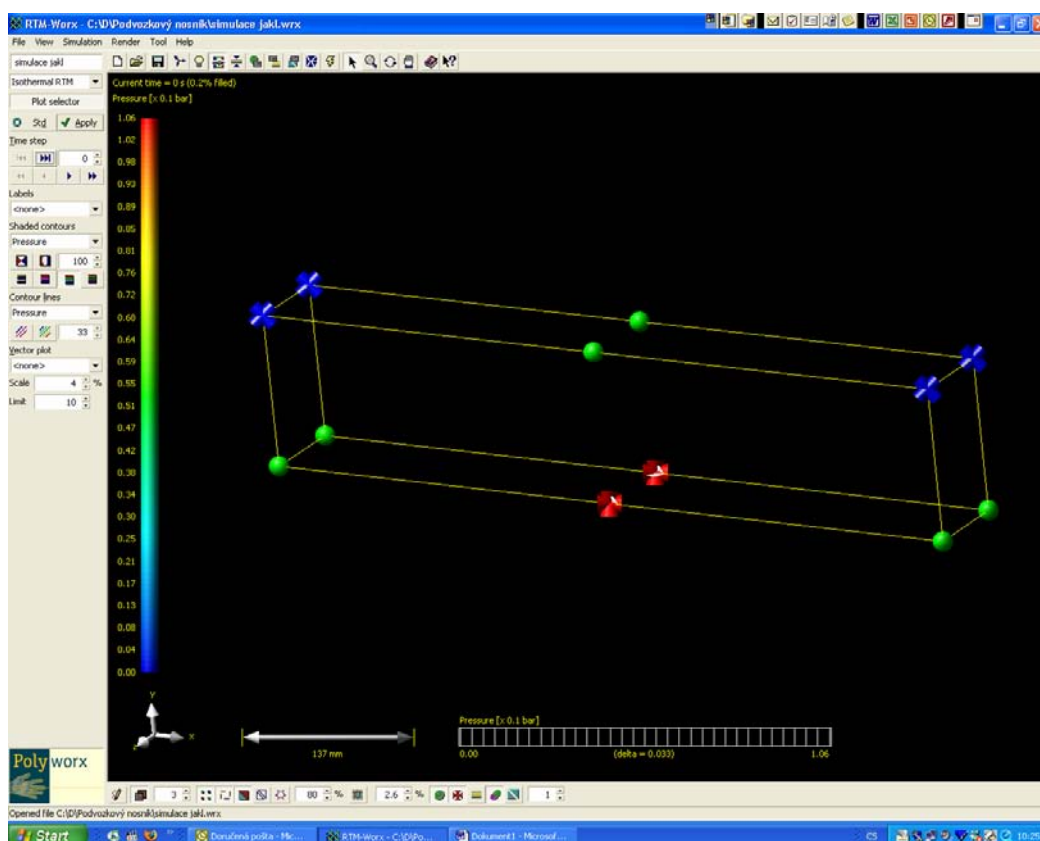


Obr. 12 Výsledek experimentu prokazuje proveditelnost nosníku dané konstrukce

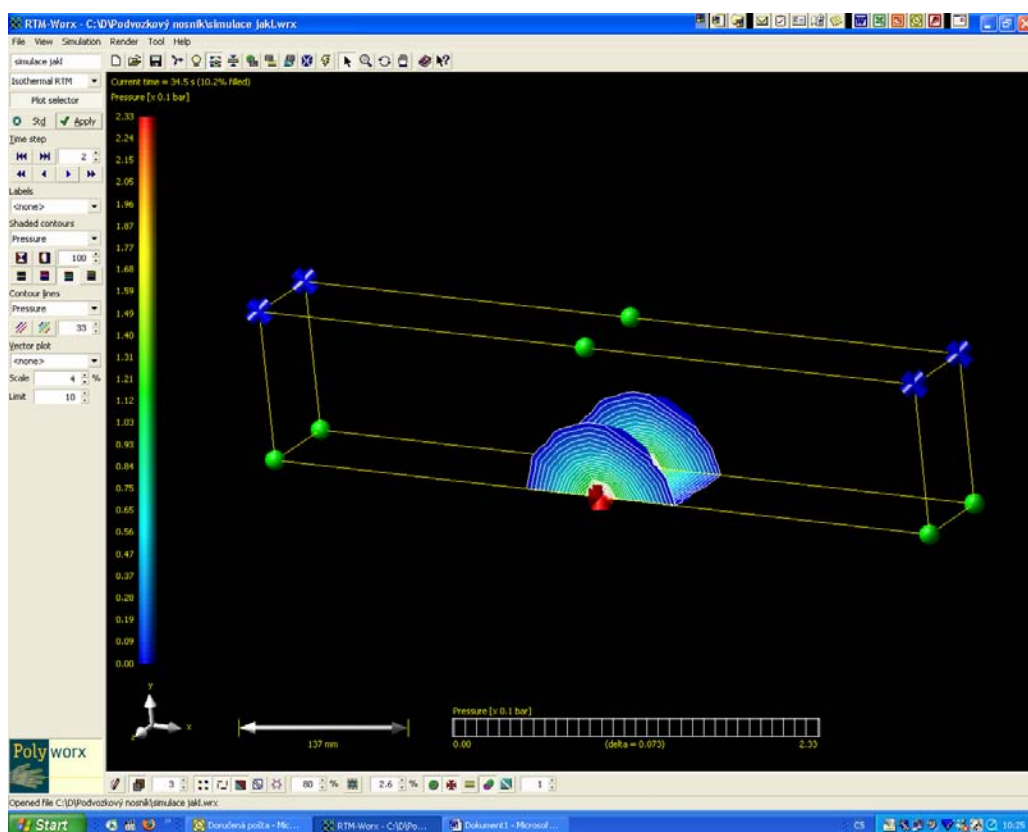
Uzavřený průřez

Kompozitní materiál přímo vyzývá ke konstrukci nosníku s uzavřeným průřezem. Z úvodní rozvahy plyne, že prosté napodobení kovového frézovaného nosníku nepředstavuje výrazný potenciál pro dosažení lepších parametrů. Dále při uvážení problémů se zaváděním osamělých sil do pásnic a stojiny nosníku s otevřeným průřezem, jsou odhady jeho výsledných vlastností dosti pesimistické.

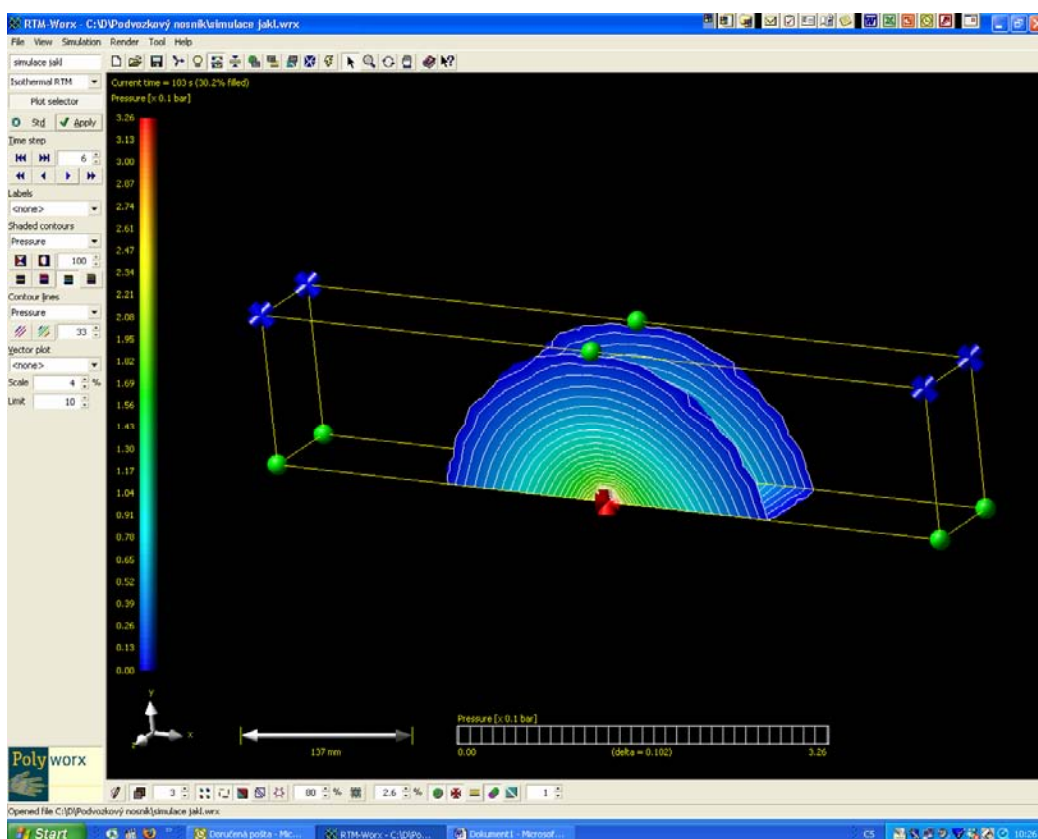
Analogicky k předchozímu případu byla provedena simulace infuzního procesu v MKP s následnou výrobou reálného kusu. Následující sekvence snímků dokládá jinou strategii plnění, než u otevřeného průřezu.



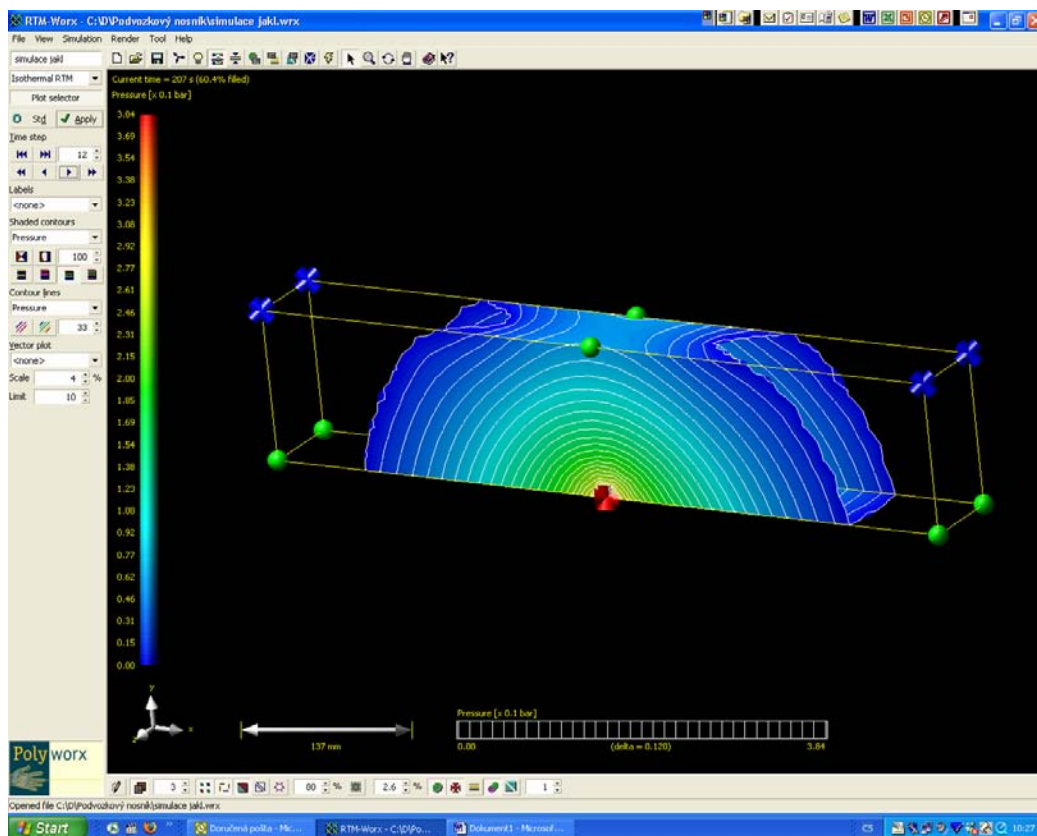
Obr. 13 Zahájení infuzního procesu



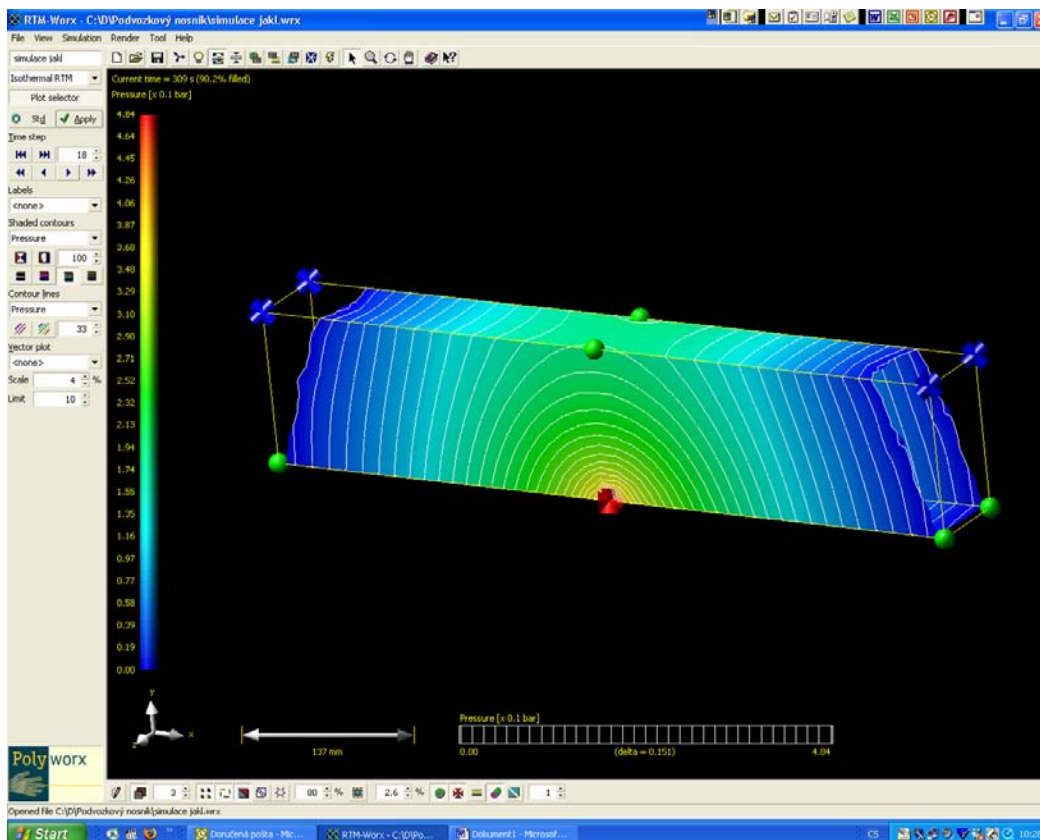
Obr. 14 Snímek v čase $T+dt1$



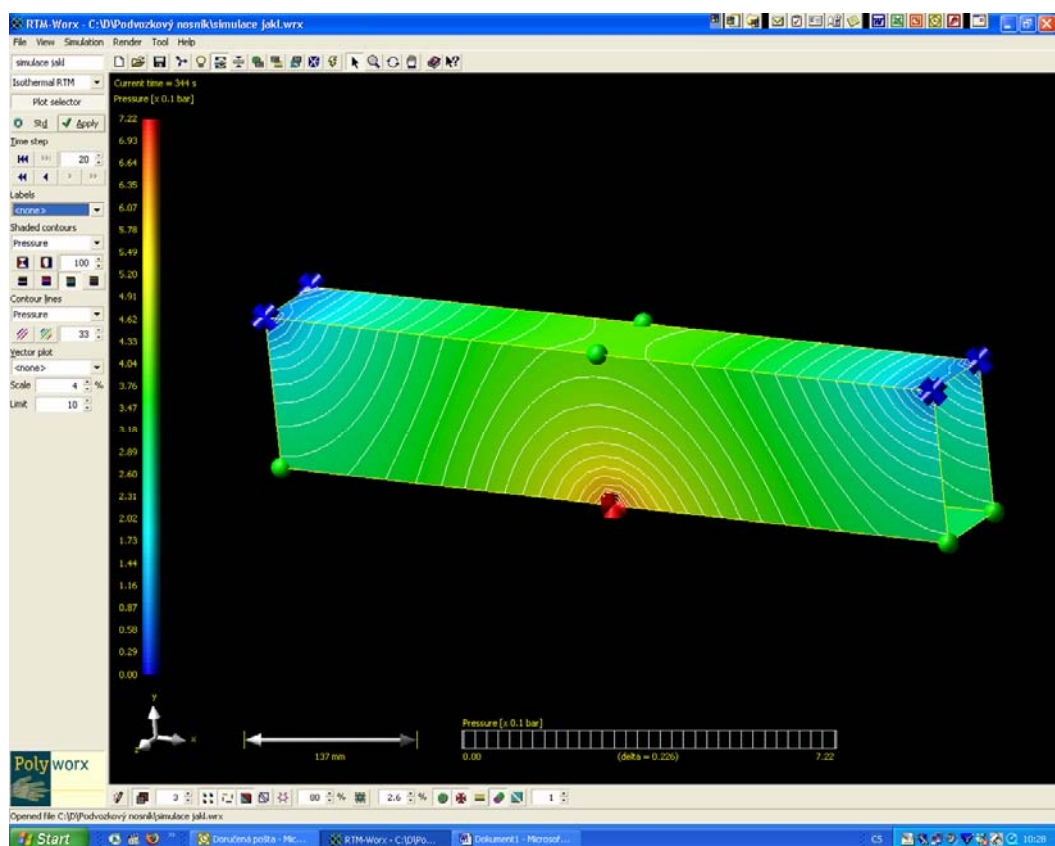
Obr. 15 Snímek v čase $T+dt2$



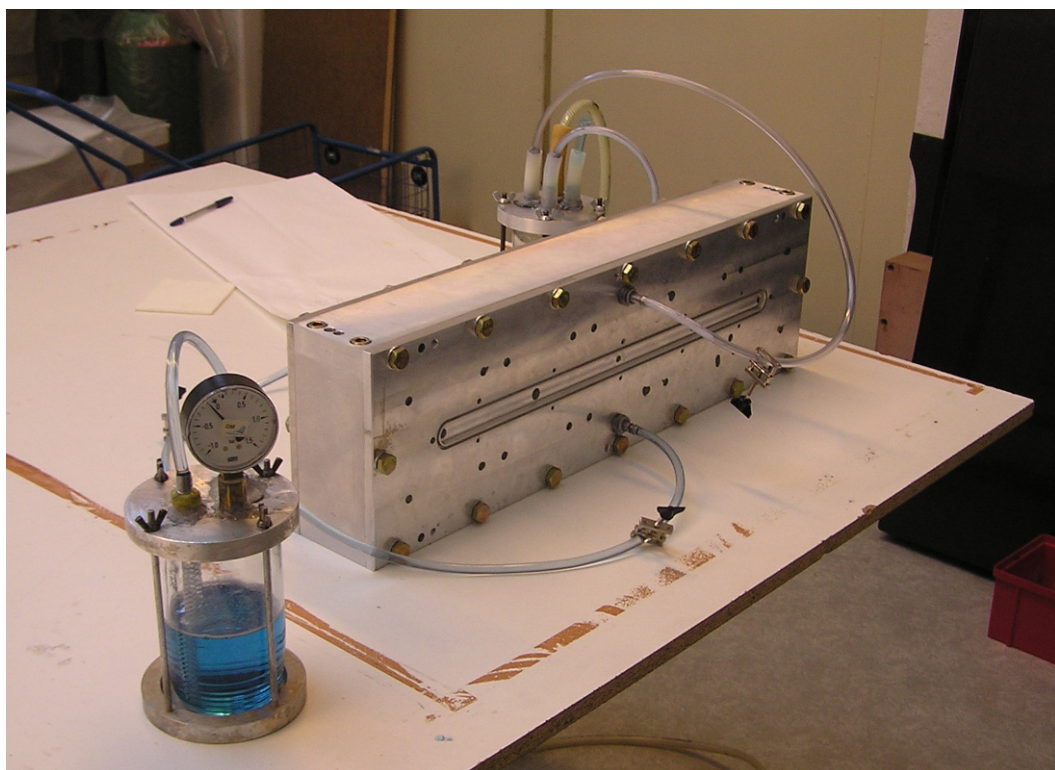
Obr. 16 Snímek v čase $T+dt3$



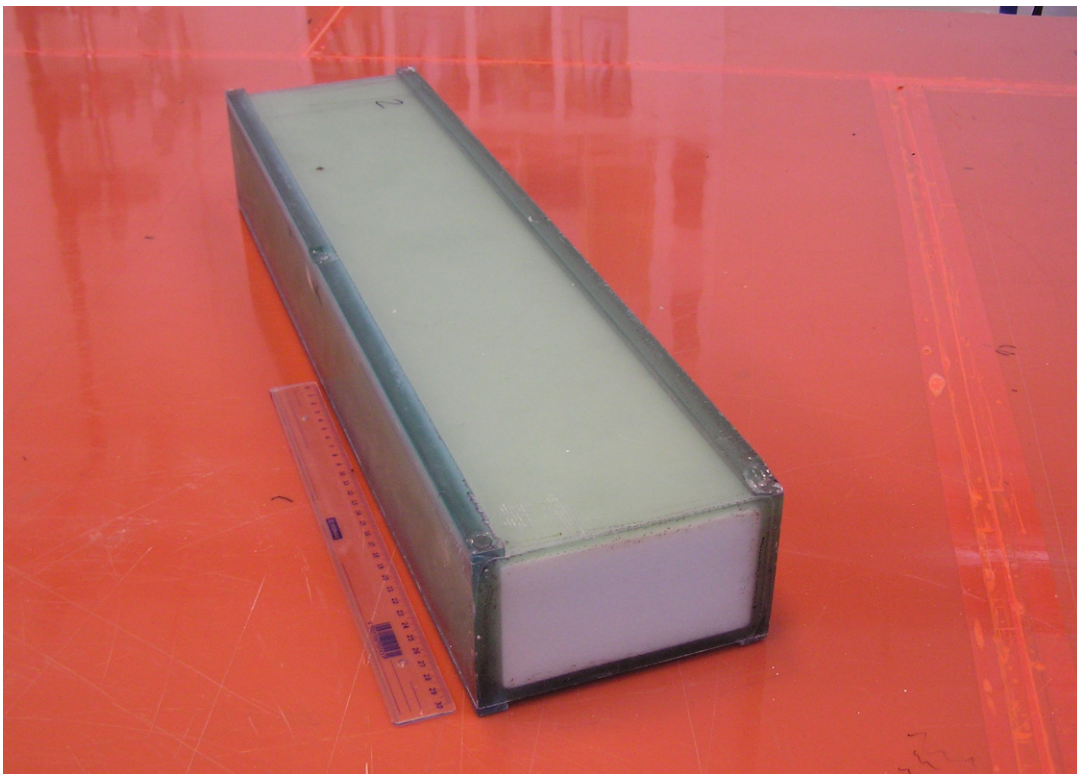
Obr. 17 Snímek v čase $T+dt4$



Obr. 18 Snímek v čase $T+dt_5$, konec infuzního procesu



Obr. 19 Prosycování reálného kusu v experimentální formě



Obr. 20 Výsledek experimentu potvrzuje proveditelnost zvolené konstrukce

Závěr

Je třeba znovu zopakovat, že konstrukce a technologie výroby kompozitních dílů jsou spolu těsně provázány. Jestliže je určitá konstrukční varianta výhodnější z funkčního hlediska, ale neexistuje spolehlivá technologie výroby, neexistuje ani možnost využití této varianty v praxi.

Konstrukční úvahy proto musí být provázeny technologickými experimenty a pokud možno i simulacemi, které snižují riziko neúspěšného výsledku.

V tomto příspěvku není detailně rozebírána problematika konstrukce celého podvozkového nosníku a jeho výpočtů. Příspěvek se váže k neméně důležité části úkolu, která spočívá v prokázání proveditelnosti uvažované konstrukce, což je nezbytné právě pro pokračování v konstrukčních pracích a početních analýzách.

Příspěvek byl připraven v rámci plnění projektu „Uplatnění hi-tech materiálů v primární konstrukci trupu civilního dopravního letadla v kategorii CS / FAR 23“, který je realizován za finanční podpory ze státních prostředků prostřednictvím Ministerstva průmyslu a obchodu.

Experimenty pyrolýzního rozkladu při recyklaci kompozitních materiálů s termosetickou matricí

Miroslav Valeš, Bedřich Štekner, VZLÚ, a.s., Praha

Recyklace kompozitních materiálů s termosetickou matricí je obtížným, dosud nevyřešeným úkolem z technického i ekonomického hlediska v porovnání se situací materiálů termoplastického charakteru. Ve VZLÚ je řešena problematika výběru recyklační metody v procesu dekompozice termosetických kompozitů. Výběr metody byl soustředěn na teplotně-pyrolýzní proces dekompozice k získání jednotlivých recyklátů. Bylo vyvinuto experimentální recyklační zařízení, na jehož základě byla získána řada výsledků dekompozice s různou kombinací materiálů. Jsou navrženy následné zkoušky hodnocení získaných recyklátů a zároveň směry jejich aplikačních použití.

V posledních letech lze, zejména v průmyslově rozvinutých zemích, zaznamenat výrazně se zvyšující požadavky ekologického, příp. hygienicko-ekologického charakteru, které se dotýkají snad všech průmyslových oborů. Avšak na rozdíl od minulosti, kdy byly tyto aktivity připisovány spíše ojedinělým ekologickým skupinám, jsou v současnosti považovány hygienicko-ekologická hlediska za nedílnou součást snahy o zachování původního přírodního prostředí, surovinových úspor a o celkovou minimalizaci dopadů lidské činnosti na celý svět. Zvyšující se nároky na hospodárné a ekologické jednání a nakládání prakticky s čímkoliv se dostávají i na legislativní úroveň a postupně zasahují jednu oblast lidské činnosti a bytí za druhou.

Jedním z velmi frekventovaných témat je i problematika nakládání s odpady nejrozličnějšího charakteru. Pokud opomineme oblast tzv. nebezpečných odpadů, což je kategorie sama pro sebe, existuje zde velmi pestrá směs odpadů plynoucích z lidské aktivity všeho druhu, včetně odpadů vznikajících v důsledku přímé průmyslové činnosti a dále odpadů vznikajících po ukončení životnosti jednotlivých výrobků, jakožto jejich hmotný pozůstatek. Evropský i celosvětový trend v této oblasti evidentně směřuje k výraznému snižování podílu skládkování odpadů nebo jejich prosté likvidace a k navýšení podílu znovu-použití nebo využití odpadových materiálů pro další, např. průmyslovou, energetickou, či jinou činnost. Tyto směry a trendy se objevují i v nových legislativních předpisech upravujících buď nakládání s konkrétními druhy odpadů (v poslední době např. Směrnice Rady 2000/53/ES o vozidlech s ukončenou životností, nebo zákon č. 185/2001 Sb., o elektroodpadech ve znění pozdějších novel), nebo upravující problematiku odpadového hospodářství z globálního hlediska (např. Nařízení vlády č. 197/2003Sb. o Plánu odpadového hospodářství ČR).

Nakládání s mnoha druhy odpadů je již po stránce technické i systémové řešeno a mnohdy i uspokojivě vyřešeno. Existuje však mnoho odpadových komodit, u kterých proces jejich nakládání není doposud vyřešen a v řadě případů není ani známo vhodné technické řešení jejich zpracování. Z tohoto pohledu problematiku odpadovou komoditou se může jevit i odpad kompozitních materiálů, zejména pak vláknových kompozitních materiálů s termosetickou matricí. Použití těchto materiálů doznalo v posledních letech značný boom, a to zejména z důvodů významných fyzikálně-mechanických, životnostních, technologických či jiných vlastností v kombinaci s rozvíjejícími se technologiemi typu low-cost, které činí jejich použití více dostupné. I proto se můžeme s výrobky z vláknových termosetických kompozitů setkat nejen u speciálních výrobků vojenského a kosmického charakteru, ale také oborech jako jsou automobilový průmysl, drážní či lodní průmysl, výrobky pro stavitelství, zdravotnictví, ale i výrobky všeobecné spotřeby. Technicky i ekonomicky jde o zcela odlišnou problematiku, než je recyklace termoplastických materiálů.

Jednou z perspektivních oblastí užití těchto materiálů je i letecký průmysl. K nejvíce používaným materiálům zde patří zejména materiály obsahující vláknovou výztuž ze skelného nebo uhlíkového materiálu a pojivo typu epoxid, fenol, bismaleimid, polyester, apod. Z hlediska materiálové skladby výrobků je u těchto patrný velmi významný nárůst, a to jak v kategoriích ultralehkých, či malých sportovních letadel, tak i u regionálních, nebo i největších letadel dopravních či vojenských. Kompozitní materiály se v současné době používají nejen v sekundární konstrukci, ale i v konstrukci primární a v některých případech nových typů letadel jejich podíl ve vztahu k ostatním, tradičním konstrukčním materiálům, překračuje i 50 %.

Tyto skutečnosti do budoucna přinášejí nutnost znalosti řešení nakládání s odpady z těchto materiálů, ať už vzniknou ve stadiu výroby dílu (např. odřezky, zbytky prepregů, apod.), nebo po ukončení doby technického života výrobku. V této souvislosti je nutné konstatovat, že technické řešení, které by umožňovalo efektivní ekonomické zpracování odpadů z těchto materiálů, při zachování jejich významných užitně-technických vlastností, není doposud uspokojivě vyřešeno ani v tuzemsku, ani ve světě.

Ve VZLÚ, a. s., se popsanou problematikou zabýváme od roku 2005. Technické řešení, které jsme na základě širokých rozborů a studií vybrali pro další vývoj a ověřování, je založeno na pyrolýzně-teplotním zpracování kompozitního odpadu, v jehož důsledku vznikají produkty (recykláty) s významnými předpoklady pro jejich další následné využití, a to za relativně nízké degradace užitně-technických vlastností původního materiálu.

Samotné zpracování je založeno na vystavení kompozitního materiálu (odpadu) standardní nebo inertní atmosféře za zvýšených teplot, v důsledku čehož dojde ke zplynování polymerní matrice a vyseparování vláknové výztuže. S ohledem na skutečnost, že tato technologie zpracování kompozitů, založená na jejich dekompozici s cílem získání dále využitelných recyklátů s co možná nejlepšími

vlastnostmi, respektive s nejmenším poklesem jednotlivých jakostních parametrů oproti materiálu původnímu, není běžně prováděna, nejsou ani známy vhodné technologické podmínky zpracování pro jednotlivé typy kompozitních materiálů. Také zařízení, na kterém by bylo možno příslušné experimenty provádět, není v současné době průmyslově vyráběno. Z těchto důvodů bylo v loňském roce přikročeno nejprve k návrhu a výrobě zařízení, kterým by bylo možno základní proces zpracování provádět. Toto experimentální zařízení bylo ve VZLÚ zprovozněno v září 2006 a je patrné z následujícího obrázku:



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

Základem systému je pyrolýzní (teplotní) reaktor, kde za standardní či inertní atmosféry (N_2 , Ar) dochází ke zpracování dávkově vsazovaného materiálu. Pyrolýzním zpracováním je v tomto případě míněno zpracování za sníženého přístupu vzdušného kyslíku. Reaktor i celé zařízení má mírně podtlakový charakter, kdy produkty zplynování matrice jsou odsávány a vedeny do chladiče. Zde, v závislosti na typu kompozitu a použité technologii, může dojít ke kondenzaci zkapalnitelných složek. Z chladiče jsou zbylé plynné produkty vedeny do filtru, který minimalizuje jejich působení a umožňuje zachytávat některé další složky rozkladu. Vyseparovaná vlákna výztuže, případně další pevné produkty rozkladu, zůstávají v reaktoru a jsou vyjmuty až po ukončení celé technologie zpracování.

S ohledem na experimentální charakter systému byla velká pozornost věnována možnosti sledování parametrů technologických podmínek zpracování i samotného postupu zpracování. Za tímto účelem je zařízení vybaveno unikátní vážní jednotkou s vysokým rozlišením (0,2 g) při vážitelnosti 20 kg, umožňující sledovat hmotnostní úbytky v průběhu zpracování. Dále jsou sledovány tepelné parametry, a to jak prostorová teplota v reaktoru, teplota uvnitř zpracovávaného materiálu, tak i teploty na výstupech z chladiče a filtru. Pomocí špičkového plynového analyzátoru mohou být též sledovány plynné produkty, jako např. obsah CO, CO₂, NO, NO₂, SO₂, O₂, H₂, C_xH_x, apod. Vysokou variabilitu zařízení umožňuje možnost programování a nastavování řady jednotlivých dílčích parametrů technologického procesu zpracování a následný elektronický sběr dat z procesu zpracování, použitelný pro následné analýzy a vyhodnocování.

Zařízení je provozováno od druhé poloviny roku 2006. Základními zkouškami, které na něm byly prováděny, byly zkoušky funkčnosti, ovladatelnosti a vzájemného nastavení jednotlivých ovládacích prvků zařízení. Výsledkem byly mj. i některé dílčí, bezprostřední úpravy zařízení.

Prováděny byly i základní zkoušky dekompozice nejběžnějších typů kompozitních materiálů. Konkrétně se jednalo o zkoušky zpracování kompozitních dílů typu sklo-fenol, uhlík-epoxid, sklo-polyester, nebo uhlík-bismaleimid. Ověřovány byly základní technologické podmínky-parametry zpracování pro různé typy materiálových skladeb a také pro různé formy vsazovaného typu materiálu co do jeho rozměrových charakteristik. Výsledkem této činnosti bylo získání prvotních zkušeností s danou technologií zpracování a také prvotní optimalizace technologických procesů.

Jako příklad lze uvést obecný postup pro zpracování dílu s typickou materiálovou skladbou používanou v leteckém průmyslu. Použitý díl reprezentuje aplikaci kompozitního křídla letounu. Pro experimenty byl použit kompozitní díl typu uhlík-epoxid tvaru desky o tloušťce max. 5 mm, s expozicí umožňující proudění média po obou stranách, a to z hlediska jednoho vybraného technologického parametru procesu zpracování – teploty. Typický proces dekompozice se realizuje ve čtyřech základních krocích:

krok 1 – rychlý nárůst teploty na +250 °C po dobu 45 min.

krok 2 – nárůst teploty na teplotu zpracování +550 °C po dobu 120 min.

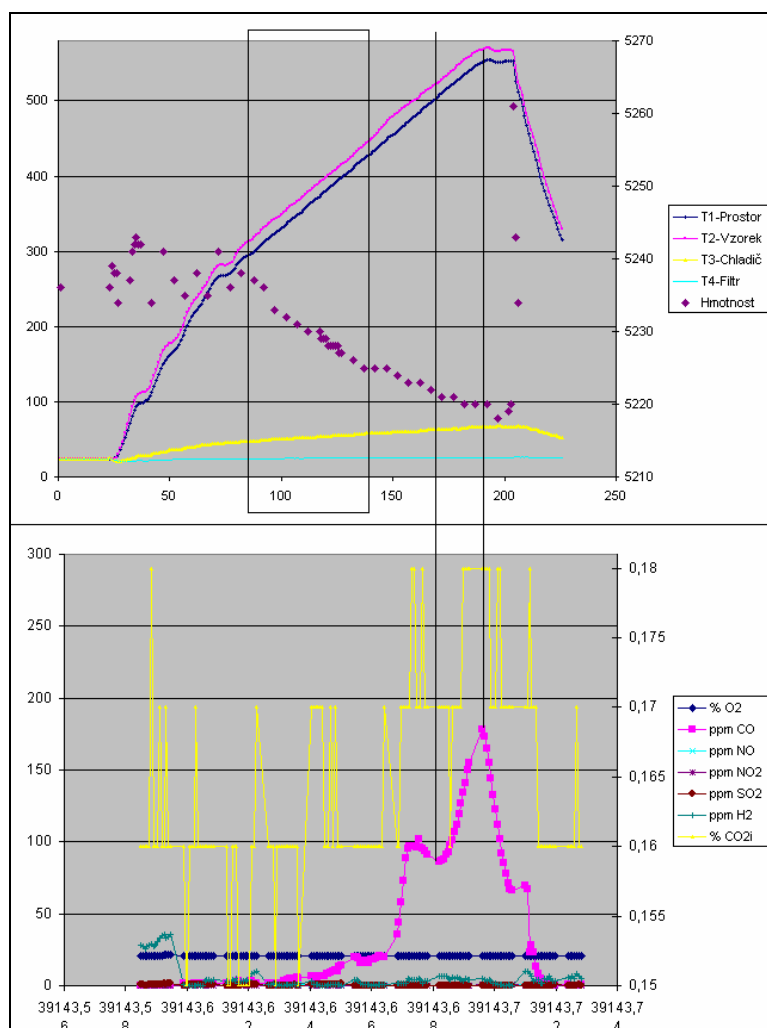
krok 3 – výdrž na teplotě +550 °C po dobu 15 minut

krok 4 – pokles teploty (rychlý) až na hodnoty standardního prostředí

Pozn.: popsaný postup je ilustrativní a je realizovatelný v experimentálním systému instalovaném ve VZLÚ, a. s.; pro jiná zařízení se může v řadě parametrů lišit.

Netečné prostředí zpracování může být podpořeno průtokem inertního plynného média, typicky dusíku, v případě instalovaného zařízení obvykle s hodnotou průtoku okolo 500 dm³/hod. (max. 1000 dm³/hod.). Použití inertní atmosféry minimalizuje nebezpečí znehodnocení uhlíkových vláken oxidací.

Obrázek č. 2 ilustruje průběh popsaného postupu zpracování a zároveň i možnost elektronického záznamu dat z průběhu procesu zpracování. Horní část diagramu vyjadřuje závislost teplotních parametrů (prostorová teplota, teplota uvnitř zpracovávané vsázky a technologické teploty na výstupech z chladiče a filtru) v průběhu zpracování a hmotnostních úbytků v závislosti na délce expozice. Spodní diagram zobrazuje vybrané charakteristiky skladby plynné fáze výstupu recyklace co do nejtypičtějších plynných komponent.



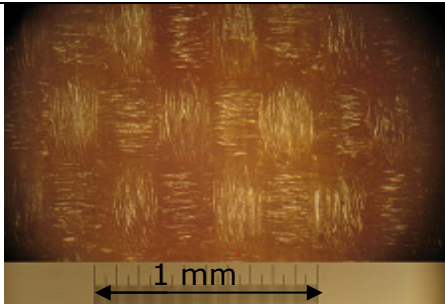
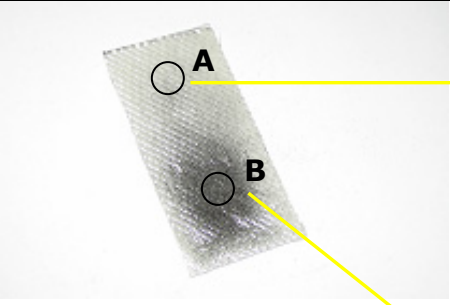
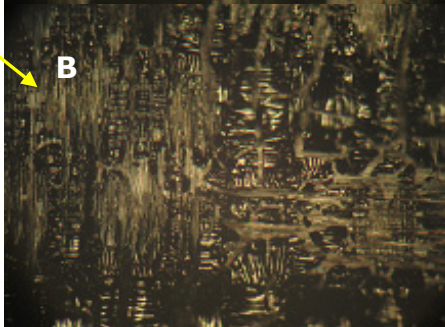
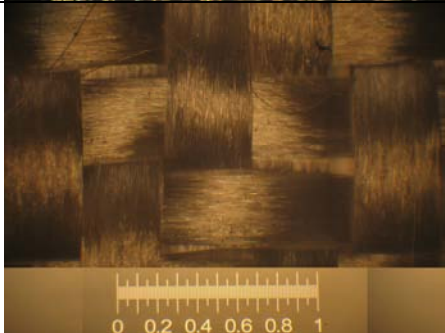
Obr. 2 - Ilustrace parametrů o průběhu procesu zpracování, získaných při zpracování kompozitního dílu typu uhlík-epoxid

Jak bylo uvedeno dříve, dominantním produktem zpracování je vyseparovaná vláknová výztuž. Její forma odpovídá původnímu materiálu (polotovaru), který byl pro výrobu kompozitního dílu použit. V případě rohoží či vícesměrných tkanin tedy získáme relativně velmi čistou rohož či tkaninu, obvykle ve formě na sobě ležících jednotlivých vrstev tak, jak byly strukturovány v kompozitu; v případě jednosměrné tkaniny či prepregu s jednosměrnou výztuží získáme samostatná vlákna výztuže. Vzorek kompozitu typu uhlík-sklo o rozměrech cca 250 x 100 x 2,5 mm, před a po zpracování za výše popsaných podmínek, je znázorněn na obrázku č. 3:



Obr. 3 - Vzorek kompozitové desky uhlík-epoxid před zpracováním (dole) a vyseparovaná vláknová výztuž po zpracování (nahore)

Je zřejmé, že optimalizace technologických parametrů procesu zpracování je nezbytná z mnoha důvodů. Zásadní je dosažení co možná nejlepších vlastností produktů. Výsledné vlastnosti získaných recyklátů budou tyto předurčovat pro jejich další využití a praktické aplikace. Při zpracování dochází k částečné degradaci materiálu a změnám některých jejich vlastností; v extrémním případě může dojít až k nevratnému zničení materiálu. Velikost těchto změn závisí zejména na typu materiálu, maximální teplotě zpracování, typu atmosféry, doby teplotního namáhání, apod. Prvotní optimalizace probíhala se zaměřením na úplné odstranění matrice a získání čistých vláken. Kontrola úplnosti odstranění matrice byla prováděna za pomoci metalografického mikroskopu a regulačními parametry procesu byly zejména maximální teplota zpracování a rychlost nárůstu k této teplotě, a dále pak velikost prodlevy na dosažené teplotě. Obrázky uvedené v Tabulce č. 1 dokládají vliv těchto faktorů (teploty a času) na výsledek procesu. Z těchto obrázků je zřejmé, že dostatečná teplota pro zplynování daného typu matrice (v tomto případě fenolové) byla až teplota +550 °C, při nižších teplotách došlo pouze k místnímu, částečnému odstranění matrice. Zároveň se zde projevil i faktor času, kdy krátká doba expozice postačovala i při této teplotě opět pouze k částečnému odstranění matrice a teprve při prodloužení expozice došlo k vyseparování čistých vláken výztuže.

POPIS	MAKROSNÍMEK VZORKU	MIKROSNÍMEK STRUKTURY
Vzorek typu sklo-fenol před zpracováním		
Zpracování při teplotě +500 °C		
Zpracování při teplotě +550 °C. Krátký čas zpracování se projevil úplným odstraněním matrice pouze v některých částech vzorku (A); jiné části obsahovaly poměrně velké množství neodstraněné matrice (B)		 
Zpracování opět při +550 °C, avšak s delší dobou expozice – došlo již k úplnému odstranění matrice		

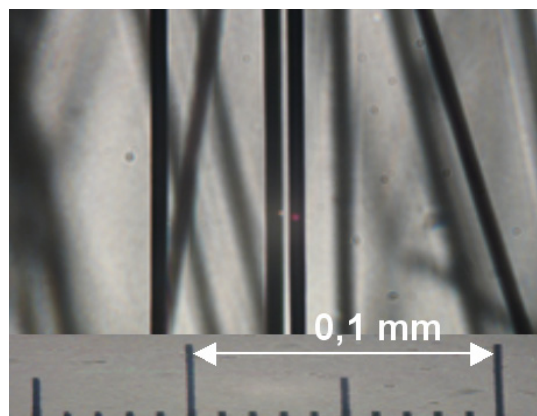
Tab. 1 – Výsledky teplotního rozkladu kompozitních vzorků sklo-fenol při různých nastaveních technologických parametrů zpracování

Obdobně v této fázi zkoušek probíhaly i zkoušky a hodnocení řady dalších kompozitních materiálů skladeb –viz následující obrázky č. 4, 5 a 6, ilustrující výsledky zkoušky pyrolýzně-teplotního rozkladu kompozitního dílu (uhlík-expoxid, výroba autoklávovou technologií z jednosměrného prepregu). Z mikrosnímků je patrný vysoký stupeň čistoty vyseparovaných vláken původní kompozitové výztuže:



Obr. 4 a 5 - Vzorek kompozitu uhlík-expoxid před a po teplotním rozkladu

*Obr. 6 - mikrosnímek
čistých uhlíkových
vláken původní
výztuže kompozitu po
teplotním rozkladu*



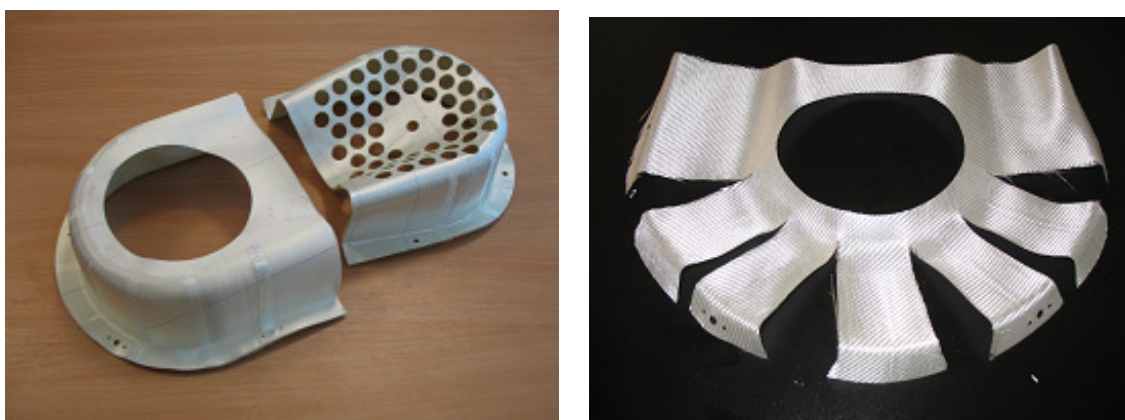
Další fáze optimalizace technologie byla zahájena v letošním roce, kde při stanovování jakostních parametrů recyklátů ve formě vlákna nebo tkanin úzce spolupracujeme s Technickou universitou v Liberci, disponující odpovídajícím personálním i technickým vybavením k provádění příslušných kvalitativních zkoušek vláken. Práce jsou zaměřeny na získání vláknového recyklátu s co nejmenším úbytkem parametrů v oblasti pevnosti, tažnosti, křehkosti, modulu, elektrické vodivosti, smáčivosti, poškození povrchu, ale i např. s ohledem na zdravotní rizika částicových vláken, apod.

Současně s těmito činnostmi pokračují vývojové práce směřující k úpravám samotného experimentálního zařízení. Pozornost je zaměřena zejména na oblast filtrace a celkové vylepšení technologie zpracování co do strojního vybavení. Tyto úpravy vycházejí z poznatků, které jsou získávány v průběhu samotných experimentů, a to jak na vzorcích, tak na skutečných kompozitních dílech z výroby.

Příkladem mohou být zkoušky teplotní dekompozice části krytu ventilu pro dopravní letouny Airbus (výroba LA Composite) –viz následující obrázky 7, 8, 9 a 10:



Obr. 7 a 8 – Kompozitní kryt ventilu letounu Airbus před teplotní dekompozicí (sklo-fenol)



Obr. 9 a 10 – Kompozitní kryt ventilu po teplotní dekompozici a dále jedna vyseparovaná vrstva plátňové skelné výztuže

Jinou, související oblastí, která je v současnosti řešena, je problematika následného využití vláknového recyklátu. Jako nejvíce perspektivní se jeví zejména uhlíková vlákna, která mají vyšší technicko-ekonomický potenciál využití než např. vlákna skelná. Zde se jeví několik obecných, možných aplikací, ať už použití do nových částicových kompozitních struktur, nebo jako plniva do termoplastické matrice a následné výroby standardními technologiemi (lisování, vstřikování); použití v práškové metalurgii, do povlakových systémů, nebo jako sekundární výplňový materiál. I zde byla navázána spolupráce s řadou odborných pracovišť po celé ČR. Řešení této problematiky je však teprve na jejím počátku. Kromě technického hodnocení celého procesu a aplikací recyklátů je sledována i ekonomická část celé problematiky.

Popsané experimentální činnosti jsou významným příspěvkem v řešení jedné z možných technických cest recyklace vláknových termosetických kompozitních

materiálů. I z toho důvodu, že VZLÚ, a.s. je ojedinělým pracovištěm v tuzemsku a jistě i jedním z mála ve světě, které se touto tematikou zabývá. Je však nutno zároveň konstatovat, že jsme teprve na počátku řešení. Zvládnutí celé technologie poznání jejího vlivu na vlastnosti vzniklých produktů, stejně tak jako aplikační možnosti vzniklých recyklátů spolu s ekonomickou analýzou, jsou oblasti, které si ještě vyžadají značné úsilí i časovou náročnost.

Literatura:

- [1] Valeš, M., Kachlík, P., *Introduction to Problems of Thermoset Composite Materials Recycling*, CZECH AEROSPACE Proceedings, No. 3/2005, Association of Aviation Manufacturers, 2005
- [2] Valeš, M., Štekner, B., *Studie v oblasti řešení problematiky recyklace vláknových termosetických kompozitních materiálů*, R-3832/05, VZLÚ, a. s., 2005
- [3] Valeš, M., Štekner, B., *Experimental Test System for Fibrous Thermosetting Composites Breakdown*, CZECH AEROSPACE Proceedings, No. 3/2006, Association of Aviation Manufacturers, 2006
- [4] Valeš, M., Štekner, B., *Experimentální systém pro teplotní rozklad vláknových termosetických kompozitních materiálů*, R-3960, VZLÚ, a. s., 2006
- [5] Valeš, M., Štekner, B., *Technologie zpracování vláknových termosetických kompozitních materiálů teplotním rozkladem za účelem vzniku dále využitelných složek a recyklátů*, R-3989, VZLÚ, a. s., 2006

Realizace zkoušky kompozitní konstrukce za zvýšené teploty

Doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D. Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické v Brně, Technická 2, 616 69 Brno, juracka@fme.vutbr.cz

Článek pojednává o realizaci zkoušek kompozitních konstrukcí velkých deformací za zvýšené teploty. Popisuje navrženou metodiku ohřevu a výsledky získané při realizaci zkoušky.

Úvod

Provozní podmínky leteckých konstrukcí mohou být velmi různorodé a jejich specifikace je dána stavebními předpisy a specifikacemi zainteresovaných národních dohlédacích úřadů.

V souladu se záměrem Centra leteckého a kosmického výzkumu v Leteckém ústavu FSI VUT v Brně věnovat se vlivu prostředí na mechanické vlastnosti kompozitních konstrukcí vyvstal jako první problém zkoušek velkých kompozitních konstrukcí při zvýšené teplotě. Tento vychází z provozních podmínek specifikovaných v § 613 předpisu CS-22 a obdobně se objevuje i v ostatních předpisech, který považuje teploty konstrukce do hodnoty 54 °C za normální teplotu. Související požadavky předpisu pak specifikují povinnost prokázat únosnost konstrukce v celém rozsahu teplot, tj. až do teploty 54 °C.

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 teploty na kompozitní konstrukci jsme se v Leteckém ústavu začali zabývat už v minulosti, ale významněji se náš zájem projevil při požadavku zahraničního zákazníka na průkaznou pevnostní zkoušku kompozitního křídla s rozpětím 20 m, kdy předpokládané deformace na konci křídla byly stanoveny na 4 m.

Předchozí zkušenosti

O realizaci zkoušky kompozitního křídla jsme diskutovali už dříve. Porozhlédneme-li se po Evropě, lze tuto zkoušku provést ve speciální hale (Bialsko-Biala, Polsko), či pouze ve speciálně postaveném prostoru (viz obr. 1 ze zkoušky ve Stuttgartu [1]). Toto provedení zkoušek nám připadalo buď velmi nákladné (stavba speciální haly či prostoru), a někdy i nevhodně řešené. Tím je míněno například odkrývání vytopeného prostoru pro jeřáb a problém chladnutí konstrukce. Začali jsme proto

diskutovat možná řešení, ve kterých se stále častěji objevovala myšlenka ohřevu křídla v pytli, do kterého je vháněn teplý vzduch. Problém rovnoměrnosti ohřevu a velké deformace však vyústil v jiné řešení.



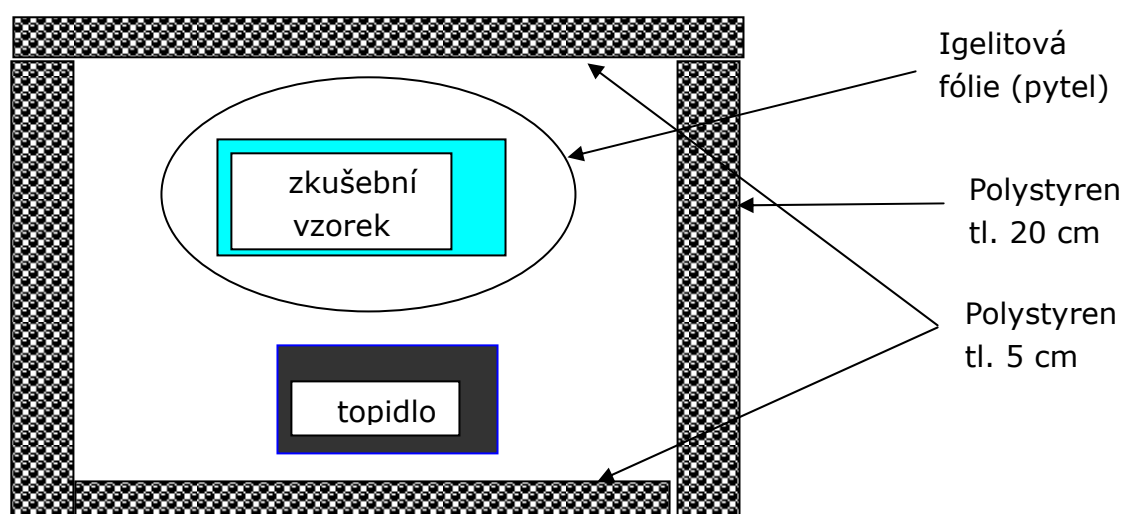
Obr. 1. Zkouška křídla DG -1000 ve Stuttgartu [1]

Navržené řešení

Navržené řešení vycházelo z úvahy, že pro ohřev je třeba využít minimální prostor z důvodů tepelných ztrát a nároků 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 klestín do 2 m to představuje prostor cca 80 m³. Zajistit rovnoměrnost ohřevu takového prostoru je velmi náročné, zvláště pak s ohledem na nebezpečí lokálního přehřátí konstrukce. Proto jsme 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) 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.



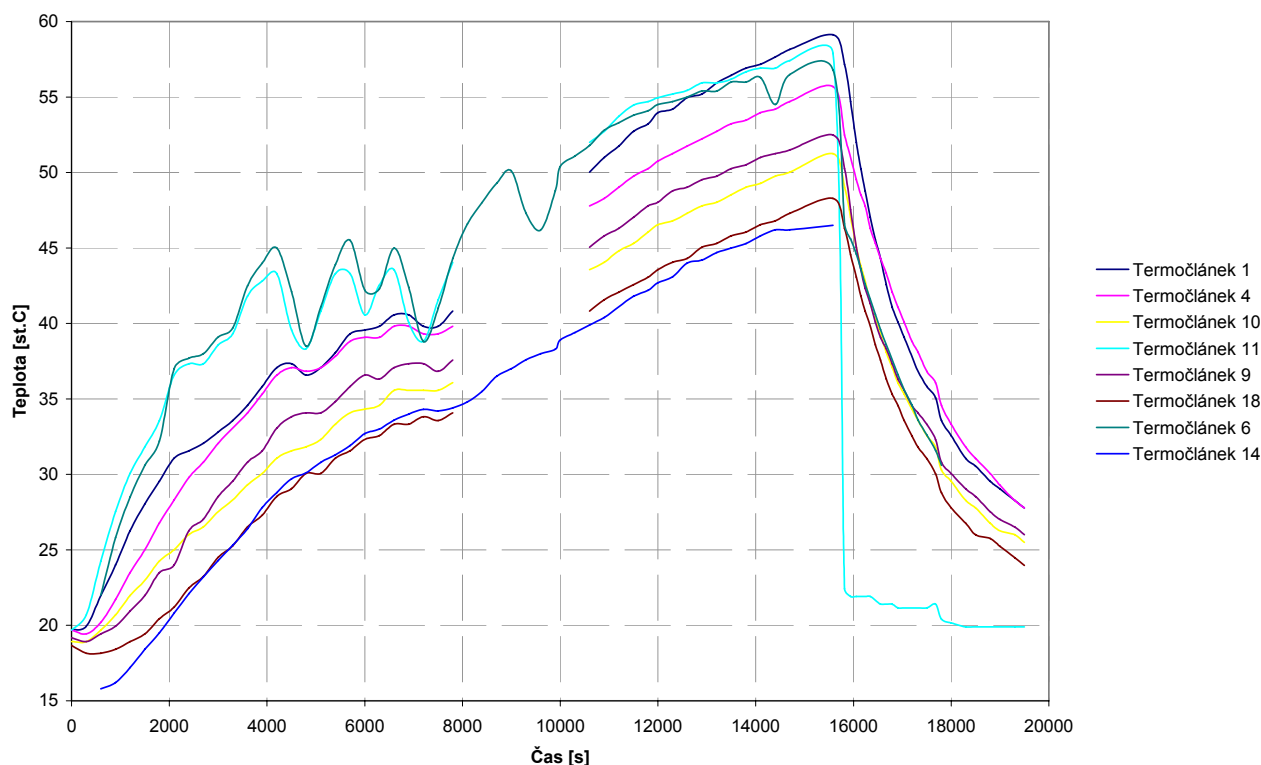
Obr. 2 Schema navrženého způsobu ohřevu

Ověřovací zkouška

Pro ověření navrženého řešení byl z polystyrénových bloků postaven ohřívací box o rozměrech 4 x 2,4 x 1,2 m (objem 11,5 m³), do kterého byly umístěny kompozitové díly o celkové hmotnosti 52,4 kg uzavřené v igelitové fólii. Vytápění boxu proběhlo pomocí topných desek o celkovém výkonu 0,92 kW (příkon 1,36 kW). Během zahřívání byly snímány teploty do ústředny a dva termočláanky byly napojeny do termometru, na kterém byla přímo sledována teplota uvnitř termoboxu (termočlánek 14) a uvnitř pytle v trupu (termočlánek 6). Cílem měření bylo zjistit závislost růstu teploty na čase v termoboxu a v kompozitních dílech, a poté rychlost ochlazení.

Nejprve se zahřál vnitřek termoboxu na teplotu 40° C a poté se temperoval vzorek. Následovalo zvýšení teploty v termoboxu na 50° C a opět se temperovalo. Nakonec se zapnul plný ohřev a sledoval se rozdíl mezi teplotou v termoboxu a kompozitních dílech. Celková doba ohřevu byla cca 4,5 hod., přičemž se ukázal použitý zdroj jako nedostačující.

Při teplotách 56,8 °C v termoboxu a 46,5 °C v trupu kluzáku byl termobox otevřen a sledoval se pokles teploty v závislosti na čase. Pokles teploty za 4 min po otevření boxu byl v rozsahu 2-3 °C na konstrukci a 10 °C ve volném prostoru pytle. Vně pytle teplota po otevření boxu poklesla až na okolní teplotu haly. Průběh teplot je zobrazen na obr. 3.



Obr. 3 Průběh teplot v závislosti na čase při ohřevu a ochlazování vzorku

Realizace navrženého řešení zkoušky

Úsilí vyvinuté při návrhu zkoušky se velmi záhy zúročilo při požadavku na zkoušku reálného křídla. Tato zkouška se ukázala jako ideální možnost ověřit si navržené řešení a vyrobené topné zařízení.

Sestava zkoušky

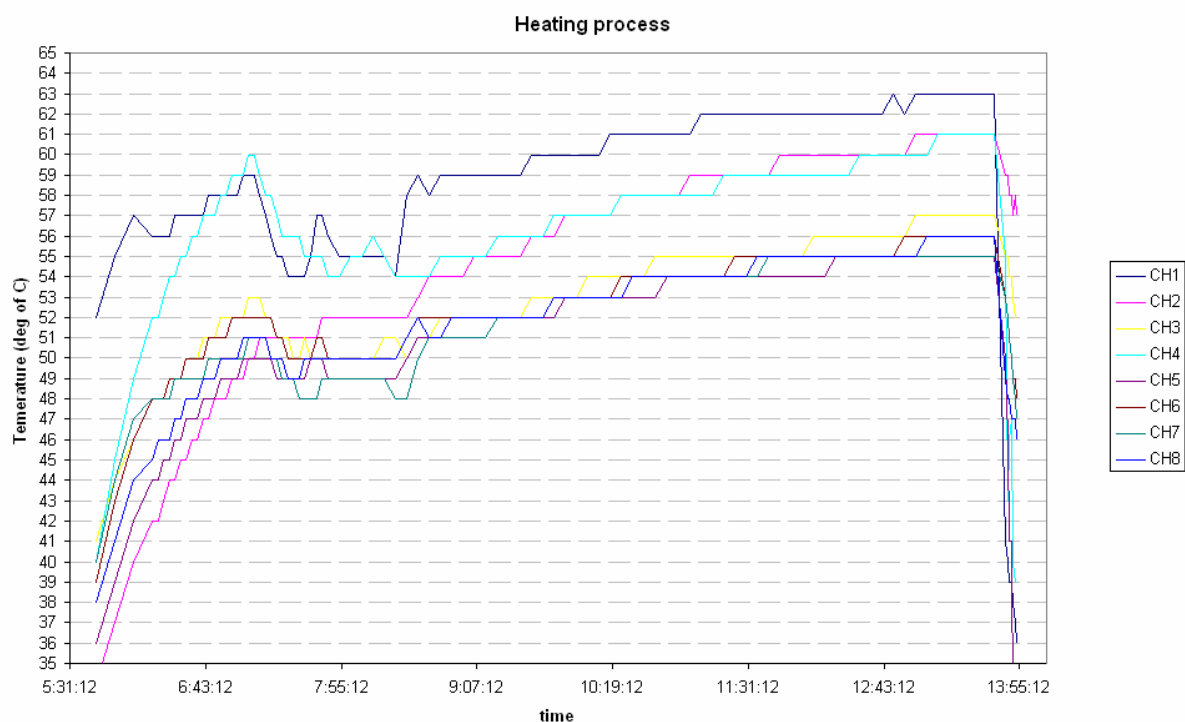
Po definování zatížení byl navržen standardní systém zatěžování, tj. systém kleštin a vahadel. Po dodání křídla proběhlo upevnění do přípravků a instalace kleštin. Následovalo zapojení tenzometrů.

Po takto sestaveném vzorku, byly na vzorek a do dutin vzorku instalovány termočlánky pro kontrolu teploty. Tato sestava pak byla zabalena do igelitové fólie a byla připojena táhla vahadlového systému. Následoval instalace aripotů pro měření průhybu. Pod připravenou sestavu bylo na polystyrénovou desku umístěno 12 topidel rozdělených do šesti samostatných sekcí, každé o výkonu 2 kW. Ke každé sekci topidel bylo instalováno regulační čidlo. Sestava zkoušky je zobrazena na obr. 6.

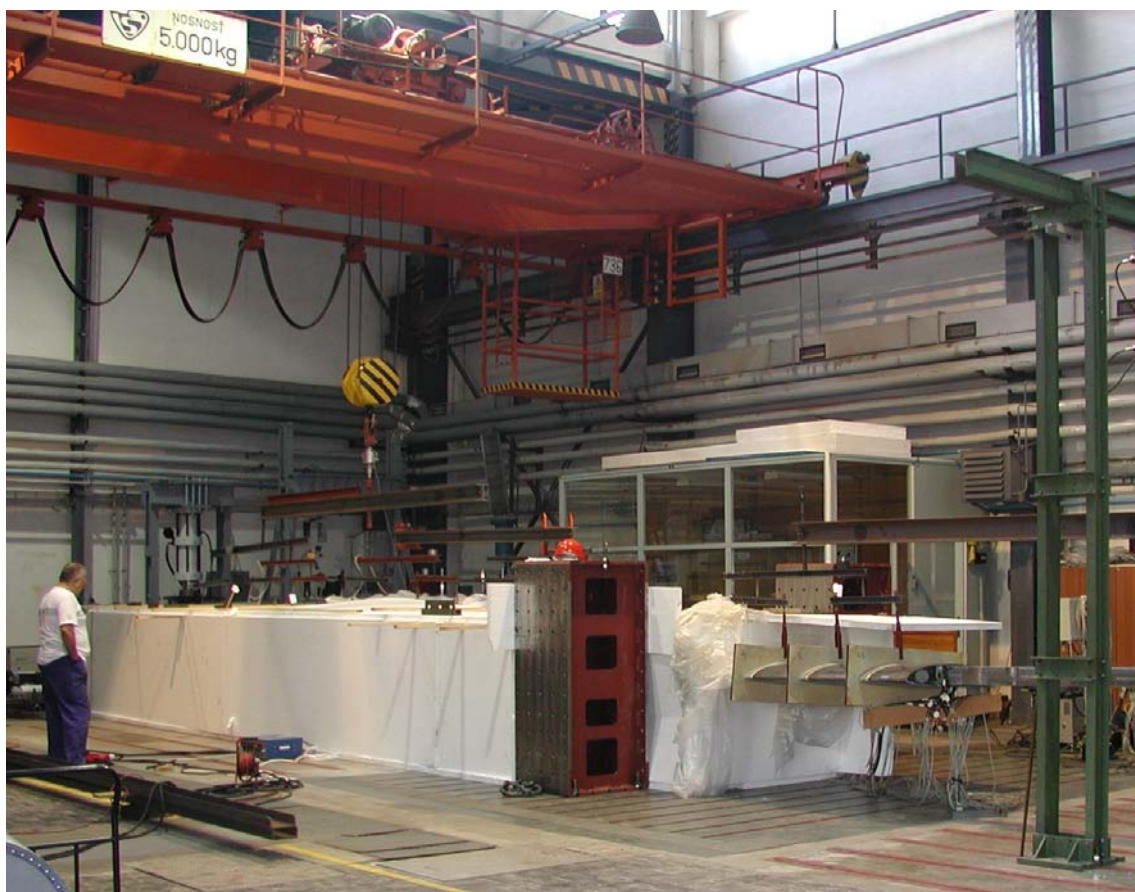
Po přípravě sestavy zkoušky následovalo obestavení prostoru opět polystyrenovými deskami, tentokrát tloušťky 200 mm, které mohou již samostatně stát na rovné podlaze. Pro vyšší soudržnost byly desky vzájemně zajištěny dřevěnými kolíky. Následovalo zakrytí víkem z polystyrenových panelů (obr. 5). Otvory kolem táhel k vahadlům zatěžovacího systému byly zatěsněny.

Temperance boxu

Po uzavření boxu bylo zahájeno vytápění. Ohřev konstrukce probíhal 5 hodin do doby než bylo dosaženo minimální požadované teploty 54 °C na posledním čidle. Nejprve na referenční teplotu 40 °C a následně na 54 °C uvnitř pytle. Poté následovalo prohřívání po dobu 3 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. Průběh nárůstu teplot je zobrazen na obr. 4.



Obr. 4 Průběh ohřevu vzorku



Obr. 5 Ohřev vzorku v termoboxu

Vlastní zkouška

Vlastní zkouška byla zahájena otevřením víka a odstraněním čelní stěny boxu, aby bylo možné snímat fotograficky průběh deformace vzorku. Dle přání zákazníka proběhlo nejdříve zatěžování na provozní zatížení, odlehčení a následné zatěžování do lomu.

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.

Závěr

Lze konstatovat, že se podařilo úspěšně zrealizovat zkoušku křídla s velkou deformací dle přání zákazníka.

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.



Obr. 6 Zkouška vzorku

Literatura:

- [1] <http://www.dg-flugzeugbau.de/index-e.html>

Technologie výroby leteckých dílů z kompozitu na bázi uhlíkového vlákna a termoplastické matrice

Ing. Josef Křena, Letov - Letecká výroba, Praha

Abstrakt: Přednáška pojednává o použití kompozitu uhlík/polyfenylensulfid (PPS) pro výrobu dílů v letectví. Obsahem jsou informace o vlastních složkách kompozitu i o vlastnostech složeného materiálu. Pozornost je věnována zejména termoplastové matici a rozdílům, které oproti termosetovým kompozitům přináší. To se promítá do technologie s využitím polotovarů různých typů, materiálových vlastností i způsobů spojování. Představuje se také několik konkrétních aplikací zahraniční i vlastní produkce.

Materiálové složky

Kompozity s polymerní maticí se používají běžně v širokém rozsahu aplikací. Jedná se však v naprosté většině o matici z termosetu. Teprve v posledním desetiletí se intenzivně rozšířilo použití termoplastové matrice do náročnějších dílů. Umožnil to pokrok ve vývoji plastů vhodného typu.

Používané výztuže

Pro tento typ kompozitu je možné používat obvyklé typy uhlíkových i skleněných vláken ve formě tkanin i jednosměrného uložení při obvyklém poměru jejich podílu v kompozitu. To zaručuje, že základní parametry kompozitu jako jsou modul pružnosti a pevnost v tahu budou mít podobné hodnoty jako u kompozitu s maticí termosetickou.

Používané matrice

Prvním termoplastem s vyššími termomechanickými charakteristikami, který začal být používán jako matrice je PEEK. To bylo v 80. letech, kdy se hledala náhrada za termosetová pojiva s tehdy velmi nízkou rázovou odolností. Technologie zpracování PEEK je však velmi obtížná a materiál je relativně drahý. Určité aplikace byly v té době pouze na vojenských letounech.

V roce 1989 se začal používat Polyeterimid (PEI). Jeho výhodou jsou výborné mechanické vlastnosti a nehořlavost, ale nevýhoda je v nižší chemické odolnosti.

Dalším termoplastem, který se začal používat v roce 1997 byl Polyfenylensulfid (PPS) vyznačující se dobrou zpracovatelností.

Nejnovějším materiálem používaným od roku 2003 je Polyeterketonketon (PEKK). Ten přináší výborné termomechanické charakteristiky při dobré zpracovatelnosti.

Typ pojiva	Značení	Teplota skelného přechodu	Teplota tavení	Teplota zpracování	Typ morfologie
		° C	° C	° C	
Polypropylen	PP	-4	170	191-224	Semikrystalický
Plexi	PMMA	100	--	199-246	Amorfní
Polyamid	PA6	60	216	246-274	Semikrystalický
Polyamid	PA12	46	178	200-240	Semikrystalický
Polyfenylensulfid	PPS	88	285	329-343	Semikrystalický
Polyeterimid	PEI	218	--	316-360	Amorfní
Polyetereterketon	PEEK	143	345	382-399	Semikrystalický
Polyeterketonketon	PEKK	156	310	327-360	Semikrystalický

Tabulka 1 - Teplotní vlastnosti vybraných termoplastů

Kvalitativně se termoplasty dělí na amorfní a semikrystalické. Jejich chování při zvyšování teploty je velmi rozdílné. Semikrystalický termoplast (např. PPS) má stav s nejnižší energií, pokud je v semikrystalickém stavu. Takový stav je vždy směsí krystalické a amorfní fáze. Pokud je výchozí stav PPS amorfní, tak při ohřevu měkne již při cca 90 °C, ale již při 120 °C se rozbíhá krystalizace, která nastoluje velmi mechanicky stabilní stav, který se udržuje až do teploty tavení, které počíná od teploty 250 °C. Při teplotě 300 °C je již plast zcela roztavený. Při následném ochlazování materiál postupně tuhne s náhodnou strukturou, která se pak od určité teploty začíná organizovat do krystalů. To však závisí na rychlosti ochlazování. Při vysoké rychlosti se krystalizace nestačí rozvinout a materiál zůstává amorfní. Pro konstrukci je samozřejmě vhodný stav semikrystalický.

Mezi jednotlivými pojivy jsou i jiné než teplotní rozdíly. Ty ovlivňují volbu daného typu pro určitou aplikaci. Podle toho, zda se bude jednat o díl do interiéru nebo do draku, zda bude v sestavě, která se nýtuje, lepí nebo svařuje se musí volit vhodný materiál. Základní orientaci přináší následující tabulka.

Typ pojiva	Rázová odolnost	Chemická odolnost	Samozhášivost	Poznámka
PA12	velmi dobrá	dobrá	slabá	snadno se lepí a lakuje
PPS	dobrá	výborná	výborná	výskyt mikrotrhlin, svařitelný
PEI	velmi dobrá	velmi dobrá	výborná	snadno se lepí, nízká odolnost k horké hydraulické kapalině
PEEK	výborná	výborná	velmi dobrá	výborné tribologické vlastnosti

Tabulka 2 - Porovnání užitečných vlastností termoplastových matic

Porovnání termosetů a termoplastů

Obecně se dá říci, že termoplastové matrice přinesly kompozitům významně vyšší rázovou odolnost. Termosetové matrice však v posledních letech zvyšují svoji houževnatost a tento rozdíl není již tak velký. Navíc si termosety udržují určitý náskok ve vyšší mezi únavy.

Další rozdíly mezi termoplasty jsou v jejich užitečných vlastnostech. Následující přehled porovnává oba typy materiálů z mnoha různých hledisek.

TERMOSETY

- výroba dílu je nevratný chemický proces
- skladování polotovarů vyžaduje mrazicí box
- zavedená technologie
- relativně křehký materiál
- pevnost v tlaku je výborná
- únavová životnost je výborná
- damage tolerance je dobrá
- dielektrické vlastnosti jsou dobré
- absorbuje vodu až 2 %
- FST parametry jsou dobré
- teplota zpracování 120-200 °C

TERMOPLASTY

- opakovatelný výrobní proces
- neomezený čas skladování za normálních podmínek
- nová netradiční technologie
- houževnatý materiál
- pevnost v tlaku je dobrá
- únavová životnost je dobrá
- damage tolerance je výborná
- výborné dielektrické vlastnosti
- absorbuje vodu jen do 0,02 %
- výborné FST vlastnosti
- teplota zpracování je 320-420 °C

TERMOSETY

- doba vytvrzování je dlouhá
- tlak pro zpracování je do 0,7 MPa
- fixace vrstev při skladbě po sekvencích
- skladba v čisté místnosti
- spojování lepením nebo mechanickými spoji

TERMOPLASTY

- velmi krátká doba zpracování
- tlak pro zpracování je do 2 MPa
- fixace každé vrstvy při skladbě
- skladba v normálních podmínkách
- spojování lepením, mechanickými spoji a svařováním

Mechanické vlastnosti

V tabulce 3 jsou základní mechanické vlastnosti kompozitu s různými matricemi a jednosměrnou výztuží s uhlíkovými vlákny.

Charakteristika	AS4/PEKK	T650/PEI	AS4/PEEK
Objemový podíl vláken %	60	58	61
Pevnost v tahu 0° [MPa]	1965	2050	2070
Modul v tahu 0° [GPa]	127	139	138
Pevnost v tlaku 0° [MPa]	1068	1720	1283
Modul v tlaku 0° [GPa]	121	133,5	124
Pevnost v tlaku s otvorem [MPa]	325	321	324
Pevnost v tlaku po rázu [MPa]	274	352	338

Tab. 3 - Základní mechanické parametry kompozitu s jednosměrnou C-výztuží

Polotovary pro výrobu

Polotovarem je podobně jako v případě prepregu u termosetů opět výztuž, která má na sobě nanesenou matrici. To může být provedeno různou formou.

- 1) Semipreg je výztuž, která je částečně prosycena matricí. To je však obtížná operace, protože v porovnání s termosetovou pryskyřicí má termoplast podstatně vyšší viskozitu. Někdy se volí elektrostatické nanášení malých částic pojiva na tkaninu, jindy se položí na tkaninu fólie a pak se zalisuje.
- 2) Pro méně náročné aplikace se používá tkanina z výztuže, která má ve vazbě rovněž pramence termoplastu.
- 3) Dalším často používaným polotovarem je kompaktní rovná monolitní deska, která již má předepsanou skladbu vrstev a pouze se následně tváří za tepla.

Technologie zpracování

Podle polotovaru i podle typu a tvaru dílu se volí vhodná technologie zpracování.

Základní krok je lisování vrstev za zvýšené teploty. Pokud se skládá díl ze semipregu, tak se musí při skládce do formy každá vrstva fixovat tepelným bodovým zdrojem před vlastním lisováním. Pokládání vrstev může probíhat i strojově (viz obr. 1). Lisování může proběhnout v lise ale v některých případech i v autoklávu.



Obr. 1 - Pokládka vrstev strojem*

*Foto: Airbus

Další technologie je pokládání pásku s jednosměrnou výztuží s kontinuálním ohřevem a současným lisováním při odvalování dotlačovacího nástroje. Taková technologie se používá například na ovíjené nádoby.

Formy

Pro výrobu skořepin se nejčastěji používá technologie lisování s použitím lisu, který má buď vyhřívané desky nebo ohřívanou formu. Forma je dvoudílná přičemž jedna část je kovová a druhá kovová nebo silikonová. Obě kombinace mají své výhody a je nutné volit podle konkrétní situace tvaru dílu, požadované přesnosti tvaru a tloušťek, kvality povrchu apod.



Obr. 2 - Forma kov – kov (LLV)



Obr. 3 - Forma silikon – kov (LLV)

Vlastní proces

Proces sestává ze dvou hlavních kroků. Nejdříve se musí připravený polotovár nahřát na požadovanou teplotu. To se obvykle provádí v IR peci. Polotovár je přitom zavěšen v systému, který umožní po dosažení požadované teploty zpracování jeho rychlé přemístění do lisovacího prostoru.

Následuje lisování ve formě. Rychlosti přemístění polotovary a zavírání formy jsou velmi důležitým parametrem, protože krystalizace probíhá během několika sekund.

Celý cyklus trvá dle tloušťky materiálu od 5 do 10 minut. Na obrázku 4 je lis, který má v zadní části připojenou IR pec. Propojení mezi oběma pracovními sekcemi je zajištěno kolejnicemi, po kterých se pohybuje rám nesoucí polotovár. Zařízení pracuje v plně automatickém režimu.



Obr. 4 - Lis s pecí pro výrobu dílů

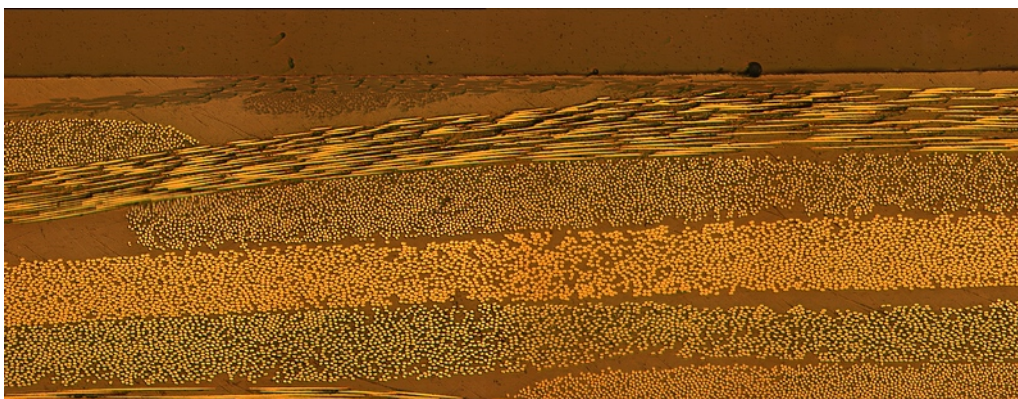
Příklady aplikací

Nejznámější zahraniční aplikací je náběžná hrana pro letouny A 340 z kompozitu C/PPS, kde bylo při montáži použito i svařování.



Obr. 5 - Náběžná hrana z materiálu C/PPS (Fokker Aerostructures)

Firma LLV vyvinula a vyrábí popsanou technologii z C/PPS mimo jiné díly do interiéru A 400M, které jsou následně spojovány nýtováním.



Obr. 6 - Materiál s C-tkaninovou výztuží a krycí G-tkaninou

Protože se jedná o sestavu, kde se vyskytují i kovové díly, má materiál C/PPS na povrchu z obou stran použítu skleněnou tkaninu nízké plošné hmotnosti (viz obr. 6).



Obr. 7 - Díly z materiálu C/PPS



Obr. 8 - Díly materiálu C/PPS a G/PPS

Závěr

Kompozity s termoplastovou matricí mají mnoho výhodných vlastností a tendence jejich rychle zvětšujícího se podílu v aplikacích bude nadále pokračovat. Musí se však přitom překonávat mnoho omezení, jako je například vysoká cena materiálu (pro C/PPS je to cca 4 tis. Kč/kg), drahé formy a nové technologické problémy, které se u termosetů nevyskytovaly. Není rovněž možné používat identická konstrukční řešení jaká jsou uplatňována u termosetů.

Správným přístupem konstruktéra je maximální využití znalostí o materiálu a technologii, tak aby se optimálně využily silné stránky tohoto moderního materiálu.

Literatura:

- [1] tark Aerospace: *Thermoplastics Co Consolidation*, SETEC 2006 Toulouse
- [2] Hansmann H., *ASM Handbook Composites*, FB MVU, Werkstofftechnologien/Kunststofftechnik, Oct. 2003.
- [3] *Ten Cate*, Data Sheet of Cetex

Numerické simulace porušení kompozitů a jejich experimentální ověření

Doc. Ing. Vladislav Laš, CSc., Ing. Robert Zemčík, Ph.D., Ing. Tomáš Kroupa, Ph.D., Západočeská univerzita v Plzni, Fakulta aplikovaných věd, katedra mechaniky

Předkládaná práce shrnuje některé výsledky a zkušenosti z oblasti vyšetřování porušování jednosměrných dlouhovláknových kompozitních materiálů. Byly řešeny tři typy úloh. První typ úloh byl jednosměrný kompozit (lamina) namáhaný tahovou silou působící pod různými úhly vůči orientaci vláken. Tyto úlohy byly řešeny na zkušebních vzorcích bez koncentrátoru napětí a s koncentrátorem napětí. Úlohy byly řešeny jako kvazistatické nebo dynamické a pro numerickou simulaci šíření porušení byla použita metoda postupného porušování (Progressive failure analysis). Jako kritérium porušení bylo použito Puckovo kritérium. Numerické simulace porušování byly porovnány s experimentem a bylo dosaženo velmi dobré shody. Druhým typem úloh je nízkorychlostní příčný ráz na tenkou desku. Jedná se o kontaktní úlohu tenká deska – razník. Pro numerickou simulaci porušení a jeho šíření byla použita opět metoda postupného porušování kompozitů. Bylo použito kritérium porušení LaRC04. Třetím typem úloh je vyšetřování delaminace. Jedná se o druh porušení, který se často řeší s využitím poznatků lomové mechaniky. Byla provedena numerická simulace delaminace vzorku kompozitu, který byl tvořen několika vrstvami orientovanými v jednom směru. Jako kritérium pro určení mezilaminární lomové houževnatosti byla vzata kritická hodnota rychlosti uvolňování deformační energie.

Úvod

V posledních letech jsou v mnoha odvětvích průmyslu kovové materiály nahrazovány materiály kompozitními. Výrazné je to zejména v leteckém a automobilovém průmyslu. Mezi hlavní výhody těchto moderních materiálů patří kromě vysokého poměru pevnosti a tuhosti ku hmotnosti to, že je možno při výrobě vytvářet u součástí nebo konstrukcí požadované mechanické vlastnosti. Při navrhování konstrukcí je třeba provádět výpočtové analýzy, které jsou mnohem obtížnější ve srovnání s výpočty klasických kovových materiálů. Jedním z důležitých typů výpočtů je stanovit mezní stav napjatosti při statickém nebo dynamickém zatížení kompozitního materiálu. Vznikla řada kritérií, pomocí kterých je možno predikovat porušení kompozitu. Přesnost těchto výpočtů závisí mimo jiné právě na volbě vhodného kritéria porušení. Na konci minulého a počátkem tohoto století byla vyvinuta dvě moderní kritéria porušení. Jsou to tzv. *direct mode* kritéria, která

popisují poškození kompozitního materiálu na základě typu namáhání v daném místě. Jedná se o Puckovo kritérium [7] a kritérium LaRC04 (vytvořeno v NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia) [8]. Obě kritéria se v současné době jeví jako nejvhodnější, přestože byly shledány některé drobné nedostatky [3,11].

Zvláštním typem porušení laminátů je tzv. delaminace, která je způsobena mezilaminárním smykovým nebo normálovým napětím. Hlavními příčinami odtrhávání dvou sousedních vrstev může být existence defektů vzniklých nedokonalou výrobou, změnou teploty, změnou vlhkosti apod. Dřívější práce zabývající se delaminací byly založeny na analytickém řešení nebo na experimentech. V poslední době je stále více pozornost věnována numerickým simulacím delaminace.

Předložený článek se zabývá predikcí porušení a jeho šíření v kompozitním materiálu s využitím numerických simulací. Jsou zde uvedeny tři typy úloh: porušení ortotropního stěnového pásu, porušení tenké ortotropní desky a delaminace ortotropního pásu.

První dvě úlohy jsou věnovány zejména porušování kompozitu při dynamickém namáhání. Dříve než bylo možno k těmto řešením přistoupit, byla provedena celá řada numerických simulací a experimentů, při kterých byly mimo jiné zpřesněny materiálové charakteristiky potřebné pro výpočet porušení kompozitu. Dále byla validována numerická simulace nestacionárního chování stěnového pásu a tenké desky analytickým řešením a experimentem. Hlavní pozornost byla věnována postupnému porušování kompozitu (Progressive failure analysis – PFA), při kterém se uvažuje degradace tuhosti materiálu při šíření poruchy. Jako kritéria porušení byla použita dvě zmíněná moderní kritéria, Puckovo a LaRC04, která byla implementována do výpočtového balíku MSC.Marc.

Třetí úloha je věnována delaminaci ortotropního pásu namáhaném módem I, tj. normálovým napětím. Delaminace byla numericky simulována a experimentem ověřována. Jako lomová houževnatost byla uvažována kritická hodnota rychlosti uvoňování deformační energie vypočítané pomocí J-integrálu.

Ortotropní stěnový pás zatížený rázem

V rámci této problematiky bylo cílem sestavit matematický model chování tenkých rovinných konstrukcí vyrobených z jednosměrového dlouhovláknového kompozitního materiálu, tzv. laminy. Numerické simulace s použitím navrženého modelu pokrývají jak kvazistatické úlohy, tak úlohy nestacionární napjatosti vyvolané například rázovými ději, a to včetně analýzy porušení či poškození uvažovaného materiálu. Použitá metodika může sloužit např. k posouzení zbytkové pevnosti.

Nestacionární chování ortotropního stěnového pásu

Uvažujeme výše uvedený tenký kompozitní stěnový pás. Je zkoumáno jeho chování pod vlivem nestacionárního buzení prozatím bez uvažování porušení materiálu. Je

vytvořen model jehož výsledky jsou srovnány s analytickým řešením a s experimentem [11,13].

Experimentální odezva kompozitní laminy buzené rázem

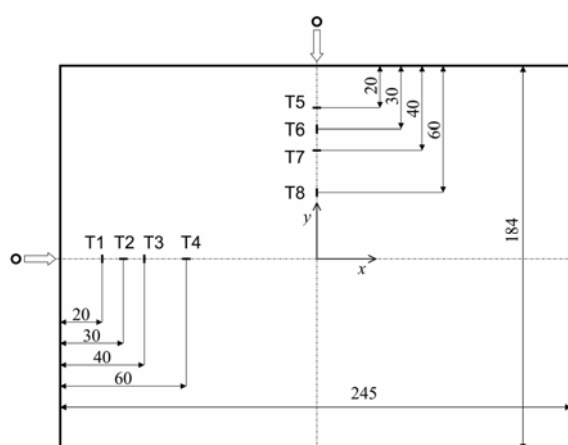
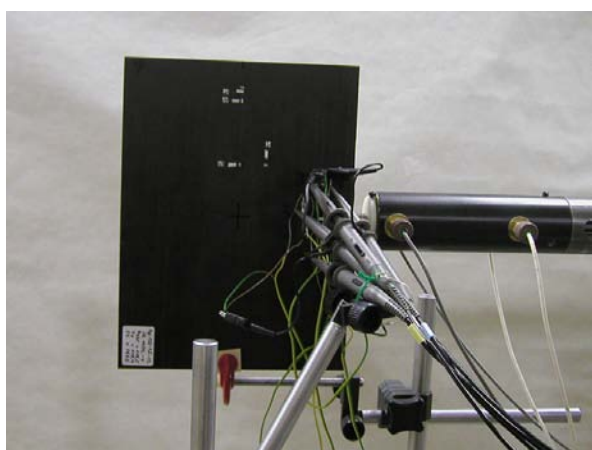
Byla provedena experimentální analýza odezvy tenkého ortotropního stěnového pásu na ráz způsobený dopadem projektilu. Jednalo se o tenkou pravoúhloou desku vyrobenou z jednosměrového dlouhovláknového kompozitního materiálu Sigrafil (uhlíková vlákna, epoxidová pryskyřice), kterou lze z makroskopického pohledu za určitých podmínek považovat za homogenní a ortotropní (popř. transversálně izotropní) materiál. Materiálové charakteristiky jsou uvedeny v tab. 1. [12]

Tab. 1 Materiálové charakteristiky kompozitu Sigrafil.

E_L [GPa]	E_T [GPa]	ν_{LT}	G_{LT} [GPa]	ρ [kg/m ³]
122.6	11.6	0.34	5.0	1533

Projektíl – skleněná kulička o poloměru 4 mm – byl vystřelován pomocí vzduchového děla na boční hrany a pomocí tenzometrů (ozn. T1 až T8) nalepených na obou plochách (pouze T2 a T6) desky byla měřena deformace v podélném i příčném směru. Jednalo se o nízkorychlostní ráz (rychlost impaktoru cca. 20 m/s), při kterém nedocházelo k poškození desky. Tloušťka desky byla 2 mm. Ostatní rozměry, rozmístění tenzometrů a celkové uspořádání experimentu je patrné z obr. 1.

Časové průběhy hodnot deformace z jednotlivých tenzometrů byly zaznamenány pomocí osciloskopu Tektronix TDS 2014 se vzorkovací frekvencí $f = 2,5$ MHz. Tyto průběhy jsou dále porovnány s výsledky numerické simulace. Experiment byl proveden ve společnosti LENAM s.r.o.



Obr. 1 Uspořádání experimentu (vlevo) a schéma desky s tenzometry.

Matematický model nestacionárního chování ortotropního pásu

Pro popis nestacionárního chování homogenního ortotropního materiálu využijeme podmínek rovnováhy v souřadném systému xyz odvozených z Newtonova druhého zákona (bez uvažování vnějších objemových sil) ve formě

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial x}\sigma_x + \frac{\partial}{\partial y}\tau_{xy} + \frac{\partial}{\partial z}\tau_{xz} &= \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial}{\partial x}\tau_{xy} + \frac{\partial}{\partial y}\sigma_y + \frac{\partial}{\partial z}\tau_{yz} &= \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial}{\partial x}\tau_{xz} + \frac{\partial}{\partial y}\tau_{yz} + \frac{\partial}{\partial z}\sigma_z &= \rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2},\end{aligned}\quad (1)$$

kde σ a τ jsou normálové a smykové složky tenzoru napětí, u , v a w jsou složky vektoru posunutí, ρ je materiálová hustota a t je čas.

V případě zkoumaného tenkého pásu lze předpokládat, že se tento nachází ve stavu rovinné napjatosti. Po dosazení kinematických rovnic a konstitutivních vztahů pro ortotropní materiál, jehož hlavní osy materiálové symetrie L a T jsou rovnoběžné s osami x a y

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon}, \quad \boldsymbol{\sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

obdržíme výsledné pohybové rovnice pro posuvy u a v

$$\begin{aligned}C_{11}\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + C_{12}\frac{\partial^2 v}{\partial x\partial y} + C_{66}\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x\partial y} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}\right) &= \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2}, \\ C_{12}\frac{\partial^2 u}{\partial x\partial y} + C_{22}\frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + C_{66}\left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial x\partial y}\right) &= \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2},\end{aligned}\quad (3)$$

kde

$$C_{11} = \frac{E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}}, \quad C_{22} = \frac{E_T}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}}, \quad C_{12} = C_{21} = \frac{\nu_{TL}E_L}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}}, \quad C_{66} = G_{LT} \quad (4)$$

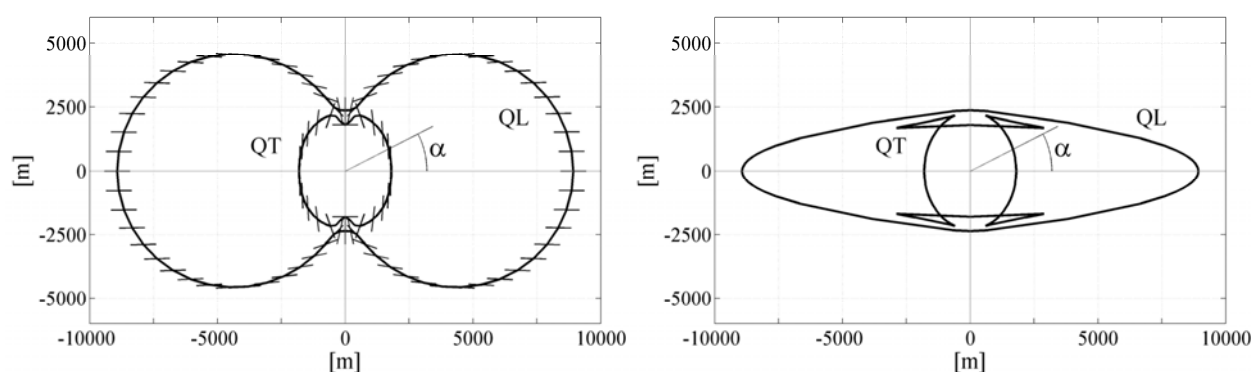
a E jsou moduly prožnosti, ν jsou Poissonova čísla a G je modul pružnosti ve smyku, přičemž index L značí podélný směr (směr vláken) a T směr příčný.

Důležitou informaci o chování materiálu poskytují rychlosti vln, které se mohou materiálem šířit. Jedná se zejména o správné nastavení parametrů numerického modelu, pro což je nutné zjistit maximální a minimální hodnotu fázové rychlosti. Přistupuje se k řešení pohybových rovnic (3) ve formě tzv. rovinné vlny šířící se ve směru daném vektorem $[n_1 \ n_2]$ (popř. úhlem α) rychlostí c

$$\begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \end{bmatrix} \cdot e^{\left\{i \frac{2\pi}{\lambda} (n_1 x + n_2 y - ct)\right\}}, \quad (5)$$

kde dále U a V jsou složky polarizačního vektoru, λ je vlnová délka a i je imaginární jednotka. Řešení můžeme zakreslit např. ve formě vlnoploch fázové či grupové rychlosti v závislosti na úhlu α (obr. 2). Pro ortotropní materiál ve formě vlákny vyztuženého kompozitu získáme mezní hodnoty rychlosti pro kvazipodélné (QL) a kvazipříčné vlny (QT), které se šíří podél os L a T [11]

$$c_{QL}^L = \sqrt{\frac{C_{11}}{\rho}} = c_{\max}, \quad c_{QT}^L = \sqrt{\frac{C_{66}}{\rho}} = c_{\min}, \quad c_{QL}^T = \sqrt{\frac{C_{22}}{\rho}}, \quad c_{QT}^T = \sqrt{\frac{C_{66}}{\rho}} = c_{\min}. \quad (6)$$



Obr. 2 Vlnoplochy fázové a grupové rychlosti pro kompozit uhlík/epoxid.

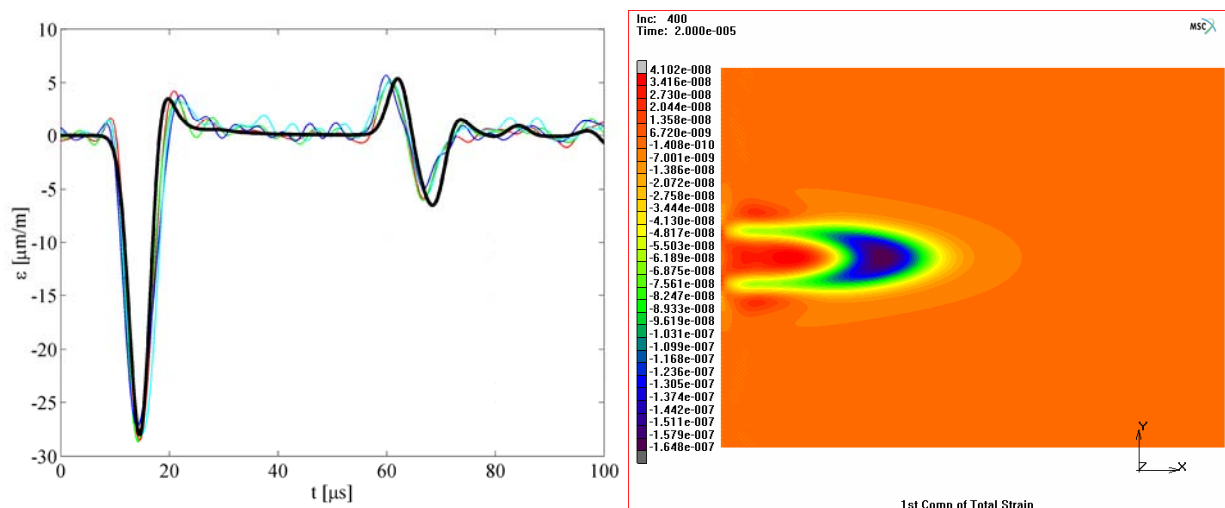
Numerická simulace odezvy kompozitní laminy

Byl vytvořen numerický model založený na metodě konečných prvků pro simulaci odezvy ortotropní laminy naměřené při experimentu. Model byl vytvořen v programu MSC.Marc. Jednalo se o rovinnou síť čtvercových prvků o hraně $d = 1$ mm. Pro časovou integraci byla použita metoda konečných diferencí s časovým krokem $\Delta t = 0,05 \mu s$ v kombinaci s diagonalizovanou maticí hmotnosti. Uvedené parametry byly zvoleny na základě analýzy fázových rychlostí šířících se vln a uvažovaného frekvenčního spektra tak, aby byly splněny následující podmínky [11]

$$d < \frac{c_{\min}}{f_{\max}}, \quad \Delta t < \frac{d}{c_{\max}}. \quad (7)$$

Jelikož se jednalo o rovinný model, nebylo možné simulovat přímo ráz kuličky. Proto byl silový účinek nahrazen bodovým zatížením, které mělo v čase průběh Gaussovo funkce. Délka a amplituda tohoto impulsu byla doladěna na základě porovnání výsledných průběhů s experimentem.

Ukázka porovnání numericky získaného průběhu deformace s odpovídajícími průběhy naměřenými při čtyřech po sobě jdoucích experimentálních měřeních v případě tenzometru T2 je v obr. 3. Lze konstatovat, že zvolený model dobře popisuje chování zkoumaného vláknového kompozitního materiálu.



Obr. 3 Průběh vypočtené (černá křivka) a naměřené deformace tenzometru T2 a rozložení deformace ε_x v desce získané MKP pro čas 20 μs po rázu (vpravo).

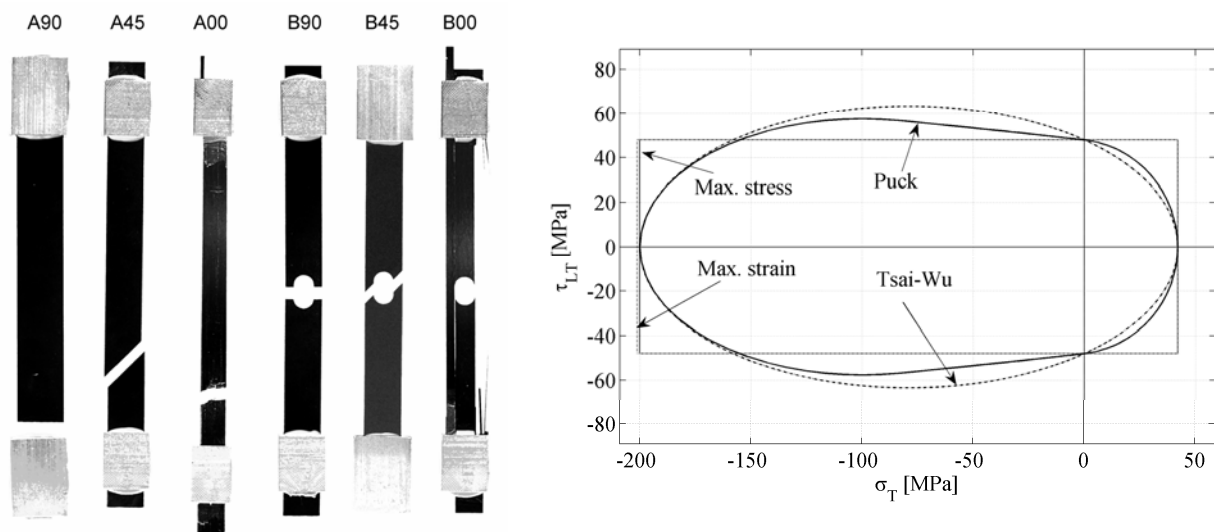
Poškození tenkého jednosměrového vláknového kompozitu

Pro zkoumaný kompozitní materiál je zde řešena problematika porušení a poškození vlivem statického i nestacionárního zatížení.

Experimentální analýza poškození kompozitových vzorků

Byla provedena tahová zkouška tenkého jednosměrového kompozitního materiálu EHKF420-UD24K-40 (uhlíková vlákna Toray T600SC, epoxidová pryskyřice, objemový podíl vláken $v_f = 0,51$) na vzorcích s různou geometrií a orientací vláken [13]. Obdélníkové vzorky bez koncentrátoru napětí (typ A) a s koncentrátorem napětí (typ B) byly vyříznuty z ortotropní desky o tloušťce 1,05 mm pomocí vodního paprsku. Efektivní délka vzorků byla 150 mm a šířka 15, 20 a 25 mm. Vzorky s koncentrátorem (kruhový otvor o průměru 10 mm) byly široké 20 mm. Orientace vláken byla 0° , 45° a 90° od osy zatěžování. Vzorky byly pro uchycení v čelistech trhačího stroje (rychlost cca. 1 mm/min) opatřeny hliníkovými destičkami (viz obr. 4).

U vzorků A90, A45, B90 and B45 došlo k náhlému přetržení a lomová plocha byla reprezentována spojitým a přímým lomem podél vláken. Vzorky s vlákny v ose zatížení A00 and B00 vykazovaly nejprve určitý podíl mezivláknového porušení a následné konečné přetržení je pak charakterizováno nerovným lomem napříč vzorkem. Vzorek A45 vykazoval vysoce nelineární chování dané především nelineární odezvou epoxidové matrice při namáhání smykem [4].



Obr. 4 Testované vzorky (vlevo) a obálka pevnosti daného materiálu dle Puckova kritéria pro porušení matrice.

Model porušení kompozitní laminy

Pro predikci porušení kompozitního materiálu bylo použito moderního Puckova kritéria [7]. Toto kritérium odstraňuje nedostatky klasických tzv. neinteraktivních kritérií, jako je kritérium maximálního napětí či deformace a rovněž interaktivních kritérií typu Tsai-Hill, Tsai-Wu apod. Rozlišuje mezi porušením vláken (v tahu a tlaku) a porušením matrice, pro které uvažuje tři různé módy, tj. mechanismy porušení. Podmínky pro jednotlivé módy jsou shrnuty v tab. 2, kde X^T , X^C jsou meze pevnosti ve směru vláken v tahu a tlaku, Y^T , Y^C ve směru příčném na vlákna a S ve smyku. Význam zbylých symbolů lze nalézt např. v [7]. Příklad obálek pevnosti různých kritérií je pro uvažovaný materiál vykreslen na obr. 4 [11].

Tab. 2 Podmínky Puckova kritéria [7].

a)	$\frac{E_L}{X^T} \left(\varepsilon_L + \frac{\nu_f}{E_f} m_{\sigma f} \sigma_T \right) < 1$	$(\dots) \geq 0$
b)	$\frac{E_L}{X^C} \left \left(\varepsilon_L + \frac{\nu_f}{E_f} m_{\sigma f} \sigma_T \right) \right < 1$	$(\dots) < 0$
c)	$\sqrt{\frac{\tau_{TL}^2}{S^2} + \left(1 - p_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{Y^T}{S} \right)^2 \left(\frac{\sigma_T}{Y^T} \right)^2} + p_{\perp\parallel}^{(+)} \frac{\sigma_T}{S} < 1$	$\sigma_T \geq 0$
d)	$\frac{1}{S} \left(\sqrt{\tau_{TL}^2 + \left(p_{\perp\parallel}^{(-)} \sigma_T \right)^2} + p_{\perp\parallel}^{(-)} \sigma_T \right) < 1$	$\sigma_T < 0 \leq \left \frac{\sigma_T}{\tau_{TL}} \right \leq \frac{R}{ S_c }$
e)	$\left[\left(\frac{\tau_{TL}}{Y^C} \frac{R}{S} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y^C} \right)^2 \right] \frac{Y^C}{-\sigma_T} < 1$	$\sigma_T < 0 \leq \left \frac{\tau_{TL}}{\sigma_T} \right \leq \frac{ S_c }{R}$
$R = \frac{Y^C}{2(1+p_{\perp\parallel}^{(-)})}, \quad p_{\perp\parallel}^{(+)} = p_{\perp\parallel}^{(-)} = p_{\perp\perp}^{(-)} \frac{S}{R}, \quad S_c = S \sqrt{1 + 2p_{\perp\perp}^{(-)}}$		

Model poškození vláknového kompozitu byl navržen pro simulace metodou konečných prvků. Proto byla do MKP softwaru implementována metoda degradace materiálových konstant, která simuluje sníženou tuhost v porušeném prvku degradací prvků matice tuhosti C v rovnici (2), a to dle módu porušení identifikovaného daným kriteriem. V případě porušení vláken byla matice C změněna na C^F , v případě porušení matice na C^M a v případě obou porušení na C^{FM} , kde

$$\mathbf{C}^F = \begin{bmatrix} \frac{\nu_m E_m}{1 - \nu_{LT}\nu_{TL}} & C_{12} & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad \mathbf{C}^M = \begin{bmatrix} C_{11} & \theta & 0 \\ \theta & \theta & 0 \\ 0 & 0 & \theta \end{bmatrix} \quad \mathbf{C}^{FM} = \begin{bmatrix} \theta & \theta & 0 \\ \theta & \theta & 0 \\ 0 & 0 & \theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

a $\theta=0$ nebo jde o velmi malé číslo (z důvodu numerické stability výpočtu).

Pro lepší vystihnutí nelineárního chování vzorků s výrazným podílem smykového namáhání byl rovněž použit modifikovaný konstitutivní vztah pro nelineární odezvu ortotropního materiálu

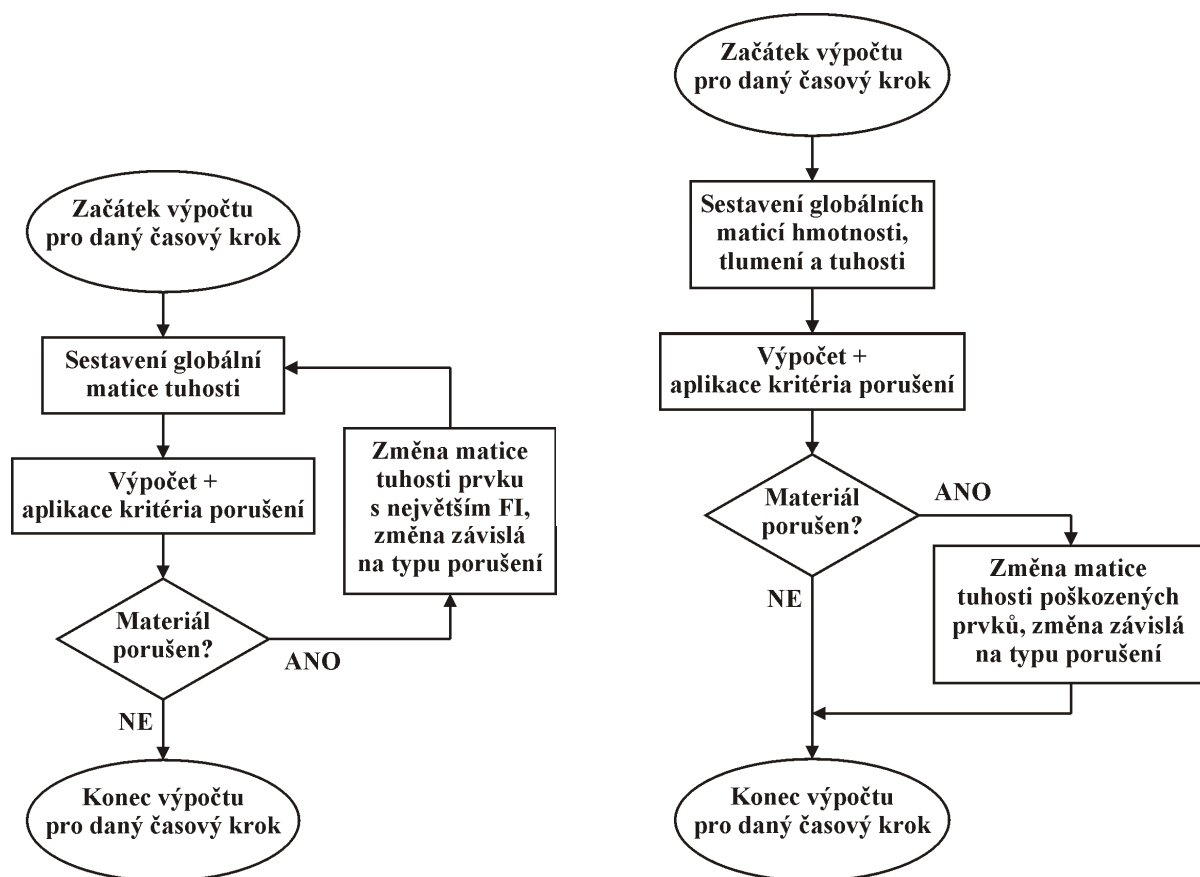
$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} + f(\gamma_{xy}) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (9)$$

kde $a = f(\gamma_{xy})$ je jediný reálný kořen kubické rovnice

$$a^3 + 3G_{xy}a^2 + \left(3G_{LT}^2 + \frac{1}{G_{LT}S_{6666}\gamma_{xy}^2} \right) a + G_{LT}^3 = 0 \quad (10)$$

s novou charakteristickou konstantou S_{6666} [4].

Kriterium porušení a degradace materiálových vlastností byly začleněny do metody konečných prvků a společně tak tvoří tzv. metodu postupného porušování (PFA) [2,9]. Schémata jejího postupu v případě kvazistatických a nestacionárních úloh jsou znázorněna na obr. 5. Tato metoda byla nejdříve implementována do vlastního softwaru pro MKP v prostředí Matlabu a poté do komerčního balíku MSC.Marc formou subroutin [11,3].



Obr. 5 Schéma metody postupného porušování (PFA) pro kvazistatické (vlevo) a nestacionární úlohy. FI je tzv. failure index, což je levá strana v nerovnicích v tab. 2)

Numerická simulace postupného porušování kompozitu

Metodou konečných prvků s implementovanou metodou postupného porušování byly simulovány výše uvedené experimenty provedené na kompozitových vzorcích. Jednalo se o úlohy s uvažováním stavu rovinné napjatosti. Úlohy byly zprvu řešené jako kvazistatické.

Původní materiálové charakteristiky uvedené výrobcem byly v rámci kvazistatických výpočtů modifikovány za účelem co nejlepší shody s experimentálně získanými daty. Původní a nově identifikované hodnoty včetně konstanty S_{6666} ze vztahu (10) jsou shrnuty v tab. 3.

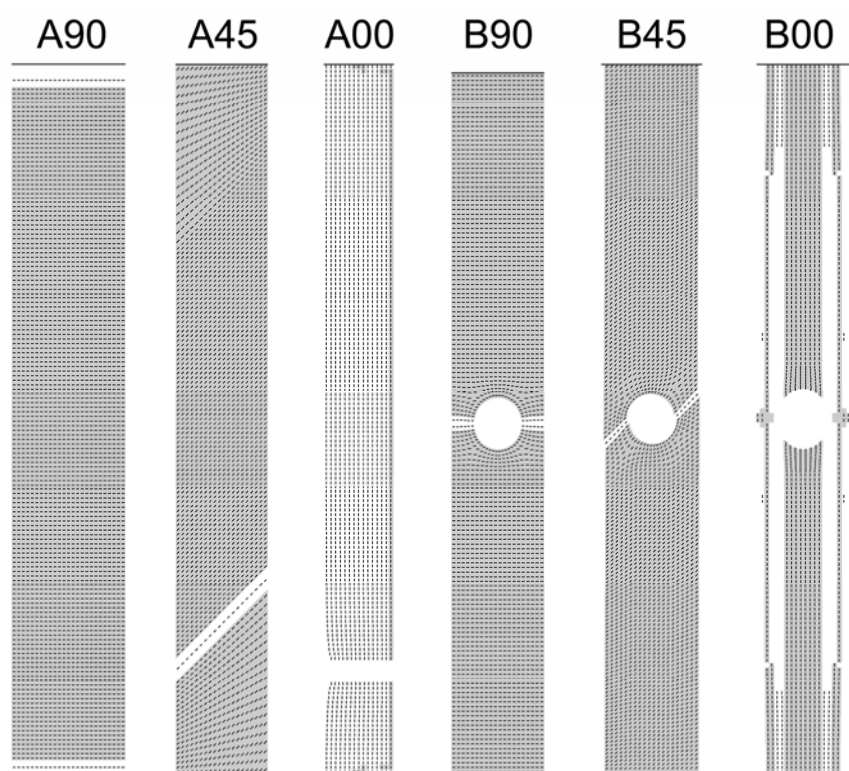
Nově získané materiálové charakteristiky byly poté použity v nestacionárních analýzách. V těchto simulacích byla pro nastavení časového kroku ($\Delta t = 0,05 \mu s$) a velikosti prvků ($d = 1 \text{ mm}$) opět využita znalost šířících se napěťových vln. Pro ušetření výpočtového času byla část experimentu do chvíle prvotního porušení (kromě vzorku B00 se jednalo zároveň o mez pevnosti) uvažována jako kvazistatická a až následná nestacionární napjatost vyvolaná skokovou změnou tuhosti v porušeném prvku byla simulována jako tranzientní úloha s příslušnými počátečními podmínkami avšak s nepohyblivými se čelistmi trhačského stroje.

Na obr. 6 jsou znázorněny výsledky kvazistatických simulací a na obr. 7 simulací tranzientních. Šedou barvou jsou vyplněny prvky s neporušenou maticí a neporušená vlákna jsou znázorněna příslušně orientovanou čárkou. Kvantitativní porovnání numerických výsledků s hodnotami z experimentu je na obr. 8, kde jsou vyneseny závislosti síla-posuv pro všechny vzorky v případě kvazistatických simulací. Zvlášť patrná je nutnost použití nelineárního konstitutivního modelu v případě vzorku A45 [4].

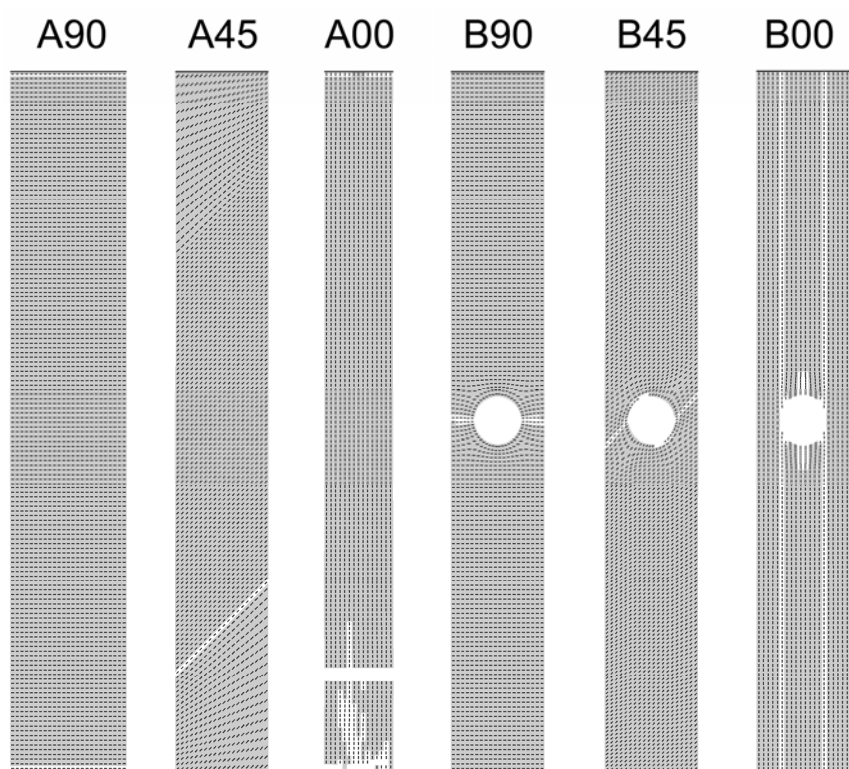
V případě tranzientních úloh došlo k simulovanému přetržení pro daný posuv čelistí u všech vzorků kromě vzorku B00. Situace na obr. 7 odpovídá konci prvotního mezivláknového porušení. K přetržení by byl nutný další posuv čelistí, jak tomu bylo i v případě experimentu (viz obr. 8).

Tab. 3 Materiálové charakteristiky kompozitu uhlík-epoxid.

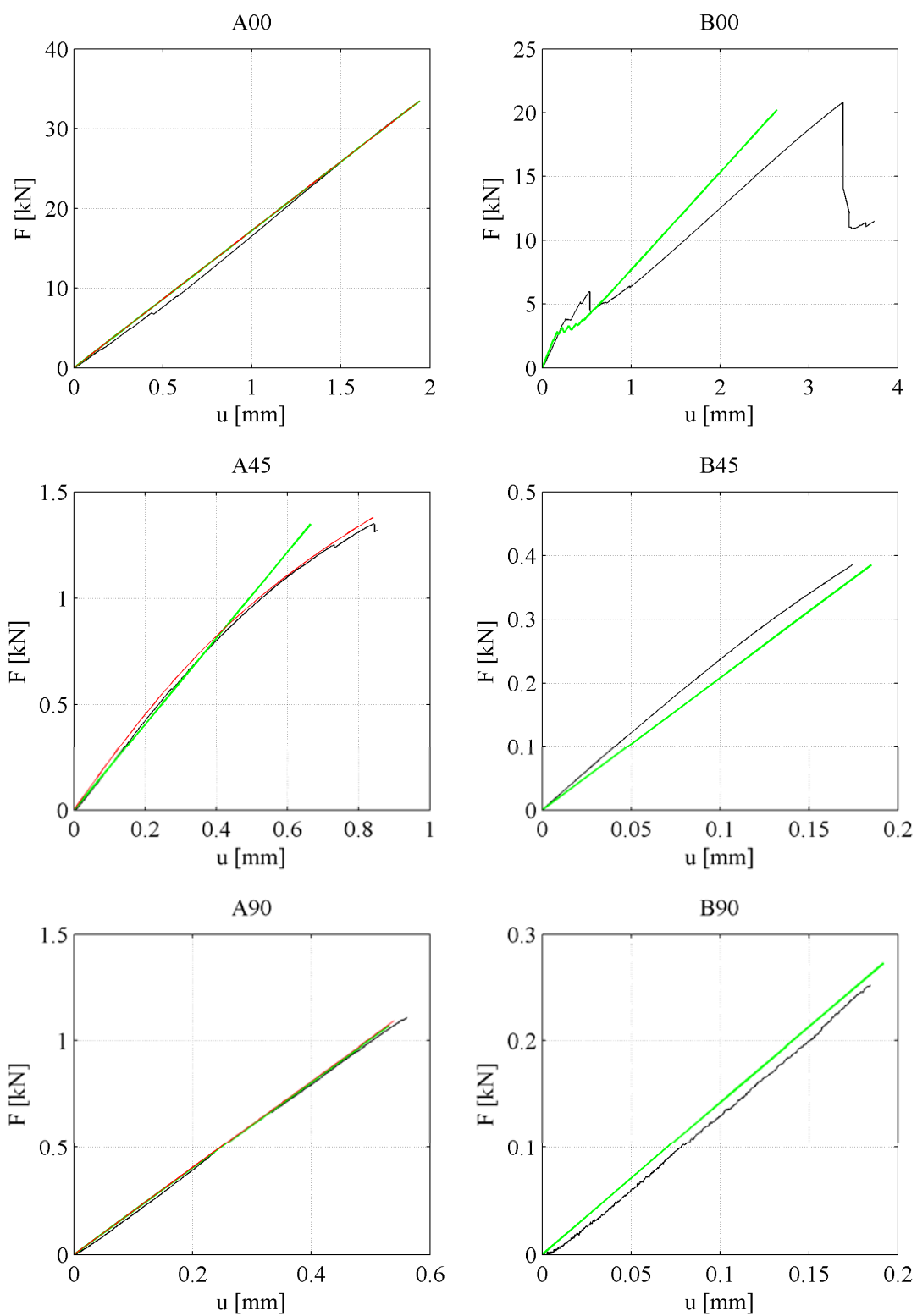
			původní	identifikované
E_L	[GPa]	modul pružnosti v tahu ve směru vláken	119,0	109,4
E_T	[GPa]	modul pružnosti v tahu kolmo na vlákna	7,1	7,7
ν_{LT}	-	Poissonovo číslo	0,28	0,28
G_{LT}	[GPa]	modul pružnosti ve smyku	4,5	4,5
S_{6666}	[Pa ⁻³]	kvadratický člen v nelineárním konstitutivním vztahu	-	$1,5 \cdot 10^{-25}$
ρ	[kg/m ³]	hustota materiálu	1510	1510
X^T	[MPa]	pevnost v tahu ve směru vláken	1950	2134
X^C	[MPa]	pevnost v tlaku ve směru vláken	1160	-
Y^T	[MPa]	pevnost v tahu kolmo na vlákna	75	42
Y^C	[MPa]	pevnost v tlaku kolmo na vlákna	200	-
S	[MPa]	pevnost ve smyku	85	48



Obr. 6 Vizualizované porušení matrice a vláken pro kvazistatickou simulaci.



Obr. 7 Vizualizované porušení matrice a vláken pro nestacionární simulaci.



Obr. 8 Numericky získané závislosti (zelená – lineární model, červená – nelineární model) při kvazistatických simulacích v porovnání s experimentem (černá).

Tenká ortotropní deska zatížená příčným rázem

Jedná se o problém experimentálního a numerického vyšetřování šíření napětových vln v jednosměrovém dlouhvláknovém kompozitním materiálu a vyšetřování poškození jednosměrového dlouhvláknového kompozitního materiálu způsobeného nízko-rychlostním rázem. Mluvíme-li o nízko-rychlostním rázu mluvíme o rázovém ději, při kterém buďto nedojde k poškození kompozitního materiálu, nebo dojde k poškození materiálu, ale nedojde k jeho úplné destrukci v místě dopadu, ani k destrukci impaktoru, ani k jeho průchodu skrz materiál. V opačném případě mluvíme o tzv. balistickém rázu.

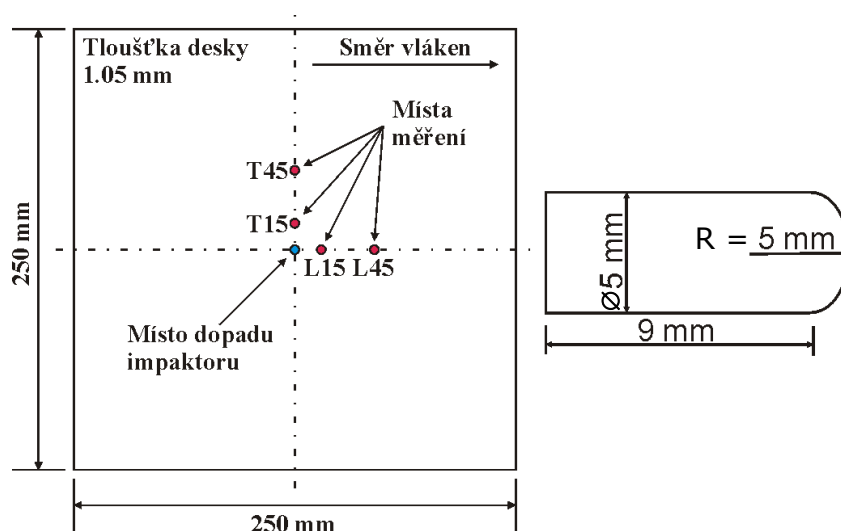
V případě nízko-rychlostního rázu se jedná o kontaktní úlohu dvou poddajných těles. Matematickým modelem nestacionárního chování homogeního materiálu bez uvažování vnějších objemových sil je opět soustava parciálních diferenciálních rovnic druhého řádu (1).

Vzorky použité při experimentech a výpočtech, které jsou prezentovány v této části článku, byly zhotoveny z uhlík-epoxidového kompozitu s identifikovanými vlastnostmi uvedenými v tab. 3.

Šíření napětových vln v tenké ortotropní desce

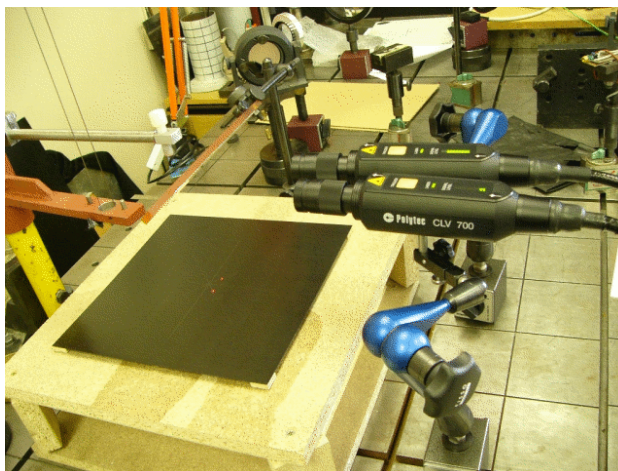
Experimentální vyšetřování rázu na tenkou ortotropní desku

Než mohlo být přistoupeno k modelování porušení kompozitního materiálu způsobeného rázovým zatížením, bylo nutné ověřit model nestacionárního chování homogenního materiálu. Proto byl sestaven experiment, při kterém byla deska o rozměrech patrných z obr. 9 buzena dopadem ocelového impaktoru ve tvaru válce se zaoblenou kontaktní podstavou.



Obr. 9 Geometrie ortotropní desky a impaktoru.

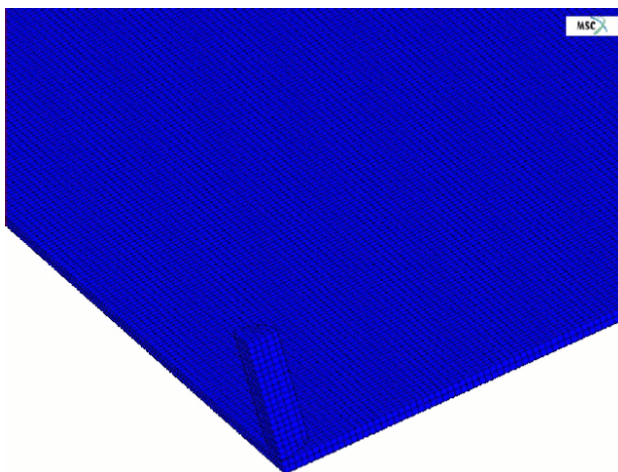
V místech označených L15, L45, T15 a T45 byla měřena rychlost příčné kmitání desky. Pro měření této rychlosti byly použity dva laserové vibrometry. Uspořádání experimentu realizovaného ve spolupráci s ÚT AV ČR v Praze je patrné z obr. 10.



Obr. 10 Uspořádání experimentu pro měření příčné rychlosti kmitání desky.

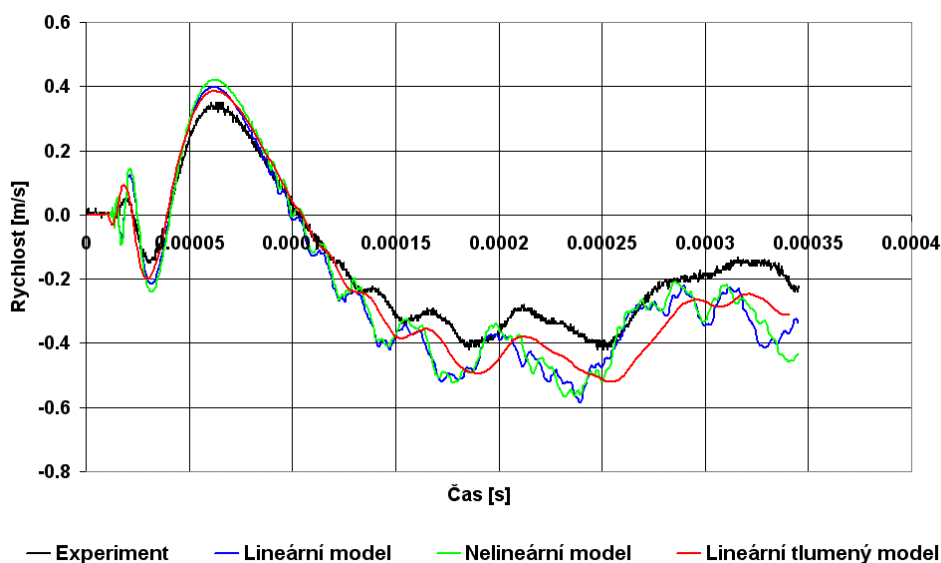
Numerická simulace rázu na tenkou ortotropní desku

Díky symetrii úlohy byl vytvořen výpočtový model pouze jedné čtvrtiny desky. Detail sítě modelu v místě dopadu impaktoru je ukázán na obr. 11. Při výpočtu byly použity osmiuzlové prvky typu solid s hranou o velikosti $d = 0,525$ mm. Celkový počet elementů tak činil cca. 120 000.



Obr. 11 Detail místa dopadu impaktoru.

Na obr. 12 jsou ukázány výsledky z bodu L45 (bod vzdálený od místa dopadu impaktoru 45 mm ve směru vláken). Jedná se o časový průběh příčné rychlosti kmitání desky. Jsou zde porovnány výsledky získané experimentálním měřením a numerickou simulací s použitím lineárního materiálového modelu, nelineárního materiálového modelu (viz rovnice (9-10)) a lineárního proporcionálně tlumeného materiálového modelu.



Obr. 12 Výsledky experimentu a numerické simulace.

Z obr. 12 je vidět dobrá shoda výsledků z numerické analýzy a experimentu. K dalšímu zpřesnění výsledků numerické analýzy je třeba co nejpřesnější zjištění dopadové rychlosti impaktoru, detailní znalosti nerovnoměrné tloušťky desky a další zjemnění sítě modelu, které si k řešení vyžaduje využití multiprocesorových stanic.

Analytické řešení šíření napěťových vln v tenké ortotropní desce

Dále bylo provedeno porovnání numerické simulace s analytickým řešením, a to na problému šíření napěťových vln v tenké prostě podepřené desce [3].

K porovnání byl vybrán Mindlinův model desky [10]. Tento model uvažuje vliv posuvného pohybu, rotační setrvačnost elementů a vliv posouvající síly na průhyb desky. Při splnění předpokladů o geometrii, charakteru přetvoření, uložení a charakteru zatížení desky lze řešit výchozí matematický model (1), který lze převést na soustavu tří parciálních diferenciálních rovnic 2. řádu:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial q_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial q_{yz}}{\partial y} + F(x, y, t) &= \rho h \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}, \\
 -\frac{\partial m_y}{\partial y} - \frac{\partial m_{xy}}{\partial x} + q_{yz} &= \frac{\rho h^3}{12} \frac{\partial^2 \varphi_y}{\partial t^2}, \\
 -\frac{\partial m_x}{\partial x} - \frac{\partial m_{xy}}{\partial y} + q_{xz} &= \frac{\rho h^3}{12} \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial t^2},
 \end{aligned} \tag{11}$$

kde h je tloušťka, F je budicí síla, m_x , m_y a m_{xy} jsou měrné momenty vztažené na jednotku délky a q_{xy} , q_{xz} , q_{zx} a q_{yz} jsou měrné posouvající síly vztažené na jednotku délky. K těmto rovnicím je třeba ještě připojit okrajové a počáteční podmínky splňující nároky na prosté podepření desky [10]. Poté lze odvodit výsledné vztahy pro průhyb w a úhly natočení desky φ_x a φ_y :

$$\begin{aligned}
w(x, y, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sin(\alpha_m x) \sin(\beta_n y) F(m, n) \sum_{j=1}^3 \frac{W_j}{\omega_j} \int_0^t TF(\tau) \sin[\omega_j(t-\tau)] d\tau, \\
\varphi_x(x, y, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sin(\alpha_m x) \sin(\beta_n y) F(m, n) \sum_{j=1}^3 \frac{FX_j}{\omega_j} \int_0^t TF(\tau) \sin[\omega_j(t-\tau)] d\tau, \\
\varphi_y(x, y, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sin(\alpha_m x) \sin(\beta_n y) F(m, n) \sum_{j=1}^3 \frac{FY_j}{\omega_j} \int_0^t TF(\tau) \sin[\omega_j(t-\tau)] d\tau,
\end{aligned} \quad (12)$$

kde je $\alpha_m = \frac{m\pi}{a}$ a $\beta_n = \frac{n\pi}{b}$ ($a = b = 250\text{mm}$), $F(m, n)$ funkce prostorového rozložení budící síly, $TF(\tau)$ funkce časového průběhu budící síly a ω_j , W_j , FX_j a FY_j jsou koeficienty jejichž přesný význam lze nalézt např. v [10]. Z těchto vztahů lze běžným způsobem vyjádřit všechny další potřebné veličiny (rychlosti, napětí atd.).

Jako časový průběh budící síly pro vyčíslení analytického řešení byl použit časový průběh kontaktní síly, který byl vypočtený při numerické simulaci rázu na desku. Časový průběh rychlosti kmitání na analytickém modelu byl vypočten v prostředí Matlab. Výpočtový model desky byl upraven tak, aby přesně odpovídal analytickému modelu a byl zatížen silou se stejným časovým průběhem jako model analytický. Časové průběhy rychlosti kmitání desky v bodě L45 získané z obou modelů jsou porovnány na obr. 13. Došlo k dobré shodě mezi těmito modely. Větší hladkost průběhu rychlosti kmitání numerického modelu je dána velikostí uvažovaného tlumení.



Obr. 13 Porovnání hodnot příčné rychlosti získané analytickým (červeně) a numerickým (zeleně) modelem.

Porušení ortotropní desky zatížené příčným rázem

Model porušení kompozitního materiálu

K identifikaci prvotního porušení v kompozitním materiálu bylo užito moderní *direct mode* kritérium LaRC04 [8]. Narozdíl od Puckova kritéria toto kritérium rozeznává 6 módů porušení. Tři módy porušení matrice, dva módy porušení vláken a jeden mód kombinovaný. V tab. 4 jsou ukázány módy pro případ porušení vláken a zmíněný kombinovaný mód pro porušení matrice a vláken zároveň. V tab. 5 jsou ukázány módy pro případ porušení matrice.

Tab. 4 Podmínky porušení vláken dle kritéria LaRC04.

LaRC #3 $\sigma_L \geq 0$	$FI_F = \frac{\sigma_L}{X^T}$
LaRC #4 $\sigma_L < 0, \sigma_{2m2m} < 0$	$FI_F = \frac{\tau_{1m2m}}{S^L - \eta^L \sigma_{2m2m}}$
LaRC #6 $\sigma_L < 0, \sigma_{2m2m} \geq 0$	$FI_{M/F} = (1-g) \left(\frac{\sigma_{2m2m}}{Y^T} \right) + g \left(\frac{\sigma_{2m2m}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{1m2m}}{S^L} \right)^2$

Tab. 5 Podmínky porušení matrice dle kritéria LaRC04.

LaRC #1 $\sigma_T \geq 0$	$FI_M = (1-g) \left(\frac{\sigma_T}{Y^T} \right) + g \left(\frac{\sigma_T}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S^L} \right)^2$
LaRC #5 $\sigma_T < 0, \sigma_L < -Y^C$	$FI_M = \left(\frac{\tau^{Tm}}{S^T - \eta^T \sigma_n^m} \right)^2 + \left(\frac{\tau^{Lm}}{S^L - \eta^L \sigma_n^m} \right)^2$
LaRC #2 $\sigma_T < 0, \sigma_L \geq -Y^C$	$FI_M = \left(\frac{\tau^T}{S^T - \eta^T \sigma_n} \right)^2 + \left(\frac{\tau^L}{S^L - \eta^L \sigma_n} \right)^2$

Protože se jedná o dosud méně známé kritérium porušení, jsou zde vysvětleny jednotlivé veličiny. Symboly FI_F , FI_M a $FI_{M/F}$ jsou indexy porušení vláken, matrice a pro kombinovaný mód porušení, pokud jsou jejich hodnoty menší než 1 je materiál neporušen, pokud je tomu naopak dojde k příslušnému porušení. Významy dalších symbolů jsou následující: X^T , Y^T , Y^C , S^L a S^T jsou meze pevnosti ve směru vláken v tahu, ve směru příčném na vlákna v tahu, ve směru příčném na vlákna v tlaku, ve smyku a příčná mez pevnosti ve smyku (závislá na Y^C); η^L a η^T jsou podélné a příčné koeficienty tření; g je konstanta závislá na hodnotách energií nutných k inicializaci trhliny v matrici (při nedostatku experimentálních dat lze brát $g = 1$); σ_L , σ_T a τ_{LT} jsou složky napětí ve směru vláken, příčném na vlákna a ve smyku v rovině kompozitu; σ_{2m2m} je normálové napětí ve směru příčném na vlákna a τ_{1m2m} je smykové napětí v systému souřadnic, který je dán směrem vychýlených vláken ze původního směru vláken (směr L); σ_n , τ^L a τ^T jsou složky napětí v rovině, ve které

došlo k porušení tlakem ve směru příčném na vlákna; σ_n^m , τ^{Lm} a τ^{Tm} jsou napětí v rovině, ve které došlo k porušení tlakem ve směru příčném na vlákna v systému souřadnic, který je dán směrem vychýlení vláken ze směru L .

K numerickému vyšetřování šíření trhliny (porušení) v materiálu pomocí MKP byla použita analýza postupného porušování kompozitního materiálu pro nestacionární úlohu (viz obr. 5). V simulaci byla opět využita metoda degradace matice tuhosti materiálu podobně jako v případě rovinné úlohy (8).

Konstitutivní vztah příčně izotropního materiálu pro případ plně prostorové úlohy lze zapsat zkráceně takto:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon}, \quad \text{resp} \quad \boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C}^M \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (13)$$

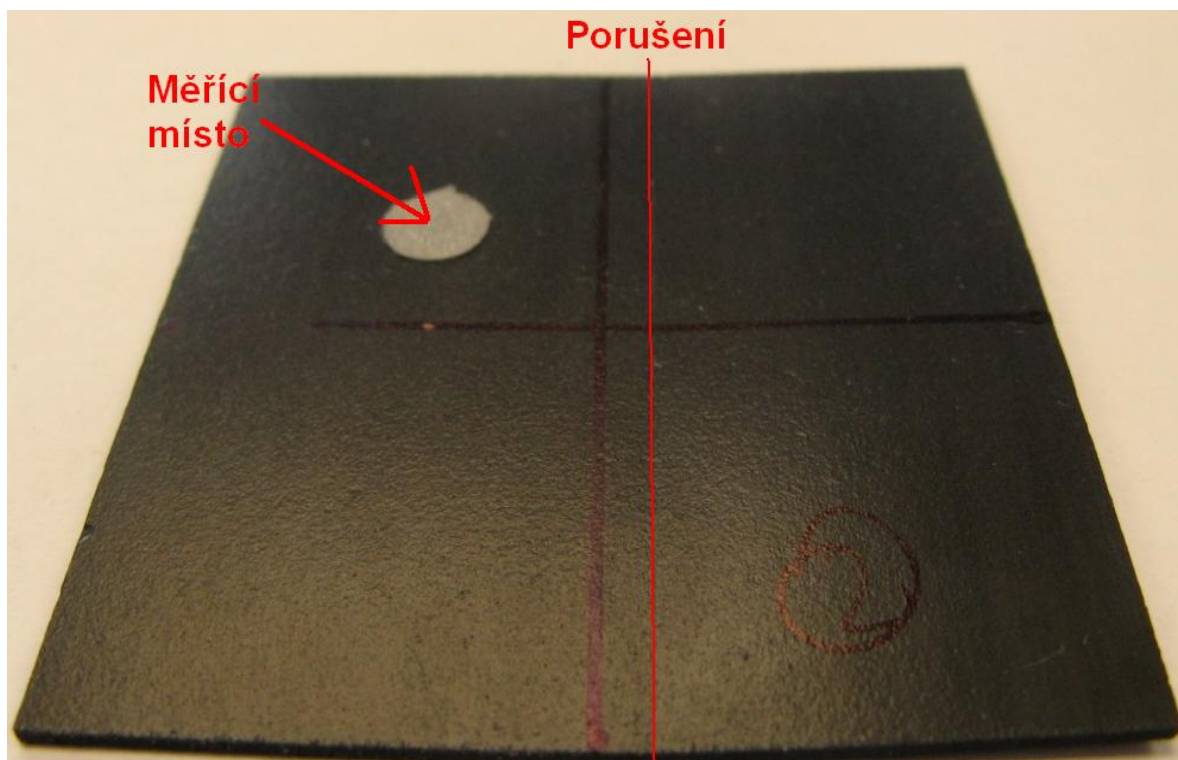
kde

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}^M = \begin{bmatrix} C_{11} & \theta & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ \theta & \theta & \theta & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & \theta & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \theta \end{bmatrix}, \quad (14)$$

kde $\mathbf{C}$ je matice tuhosti neporušeného materiálu, $\mathbf{C}^M$ je matice tuhosti materiálu porušeného tahem ve směru příčném na vlákna (tento typ porušení byl na zkoumané desce pozorován při experimentu) a symbol θ opět představuje nulu nebo velmi malé číslo. Uvedená analýza postupného porušování kompozitního materiálu byla s využitím kritéria LaRC04 implementována pomocí vhodných subroutin do systému MSC.Marc [5].

Numerická simulace porušení tenké ortotropní desky a validace experimentem

Byl proveden experiment rázu impaktoru na kompozitní desku o stejných mechanických vlastnostech jako deska popsána výše [5]. Jednalo se o desku o rozměrech 50 mm x 50 mm a o tloušťce 1 mm. Ocelový razník ve tvaru válce o výšce 30 mm, s průměrem 5,2 mm a s dopadovou podstavou zaoblenou byl pouštěn na desku, která byla podepřena na dvou podporách položených ve směru vláken a vzdálených od sebe 40 mm. V místě naznačeném na obr. 14 byla laserovými vibrometry měřena příčná rychlost kmitání desky. Tato experimentální data byla porovnána s výsledky numerické analýzy. Rovněž byla sledována rychlost dopadu imaktoru, při které došlo k poškození materiálu.



Obr. 14 Kompozitová deska porušená při experimentu.

V ideálním případě měl razník dopadnout do středu desky. Z obr. 14 je patrné, že tomu tak nebylo, a to z důvodu, že nebylo k dispozici ideální vedení razníku. Kvůli nepřesnému dopadu razníku na desku nemohla být při numerické analýze řešena jen jedna čtvrtina desky. Byla tedy řešena celá deska a podpory, na kterých byla deska položena, byly modelovány jako absolutně tuhá tělesa, která byla s deskou v kontaktu.

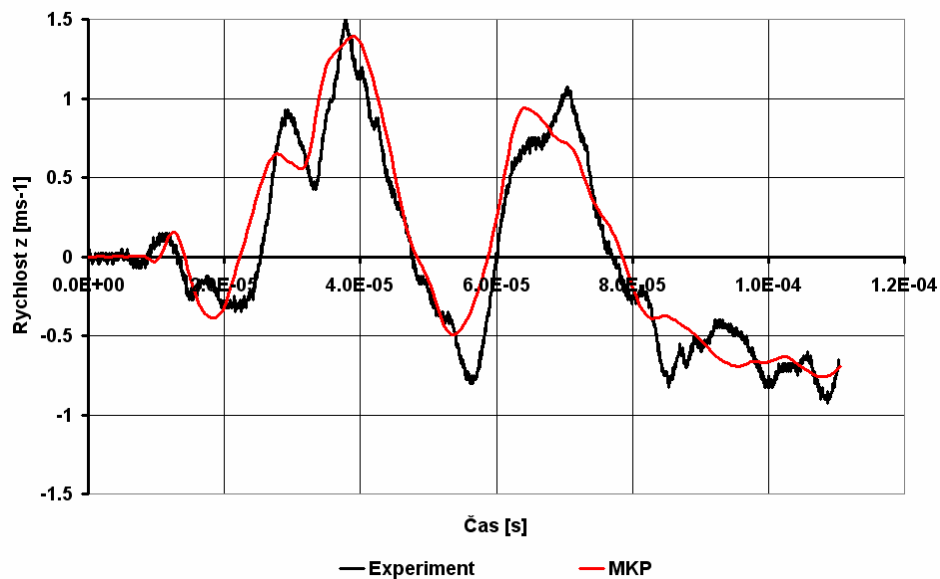
Informace o tom, zda pro dopadové rychlosti razníku (v okolí kritické hodnoty) došlo k porušení desky či nikoliv, jsou uvedeny v tab. 6. Jsou zde porovnána experimentální data a výsledky z analýzy získané pomocí MKP.

Tab. 6 Porovnání kritické dopadové rychlosti razníku.

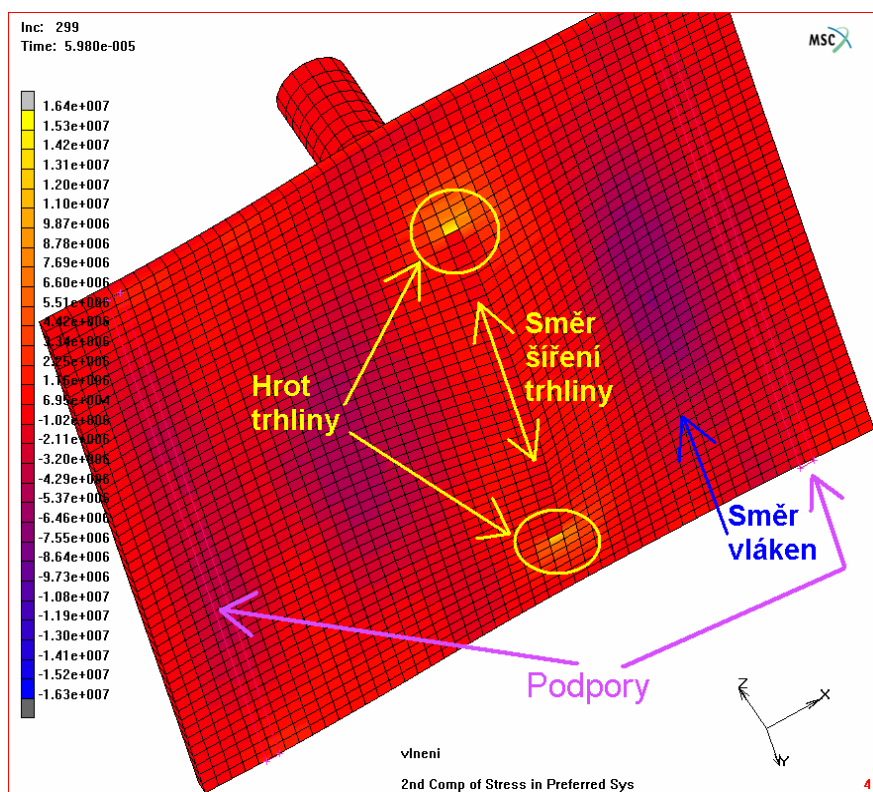
Dopadová rychlost [m/s]	3	3.5	4	4.5
Poškození (EXP)	NE	NE	ANO/NE	ANO
Poškození (MKP)	NE	ANO	ANO	ANO

Na obr. 15 je ukázán časový průběh rychlosti kmitání desky, který byl naměřen při experimentu a vypočten pomocí MKP.

Na obr. 16 je ukázán grafický výstup z MKP softwaru. Jedná se o pohled na desku od spodu. Je zde ukázáno rozložení napětí σ_T mající rozhodující vliv na porušení materiálu, umístění podpor, směr vláken a směr šíření trhliny.

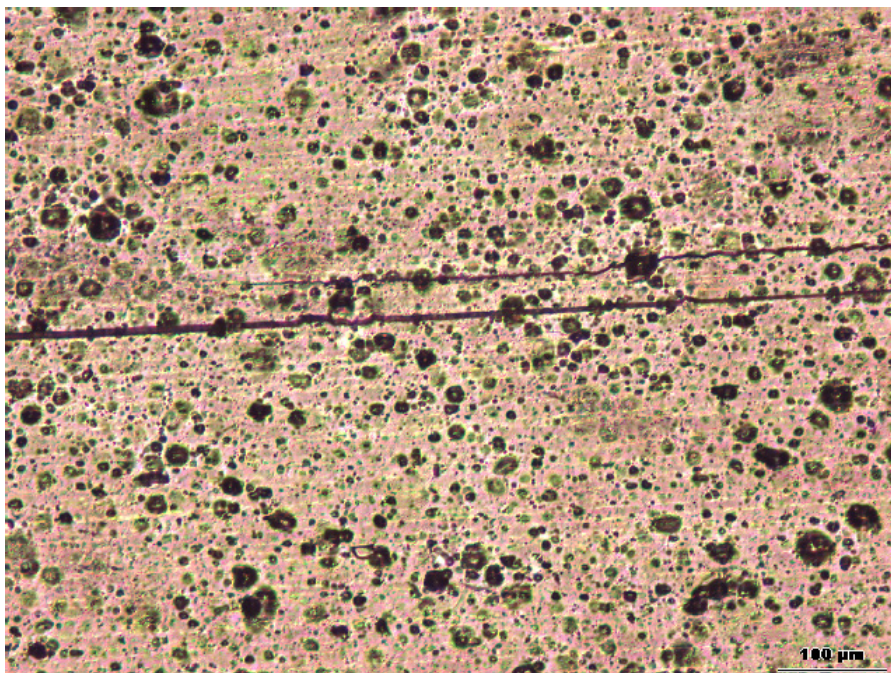


Obr. 15 Časové průběhy rychlosti kmitání desky.



Obr. 16 Šíření trhliny v simulaci pomocí MKP.

Bylo pozorováno, že trhlina šířící se tímto kompozitním materiálem má schopnost se zastavit. Trhliny na deskách byly podrobeny zkoumání pod světelným mikroskopem. Na obr. 17 je vidět, že trhlina není spojitá. Je zde vidět zakončení jedné části a začátek druhé.



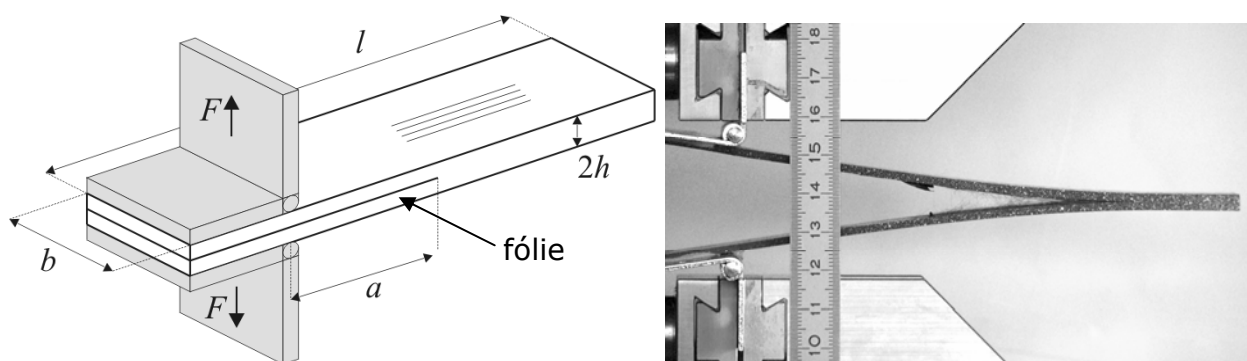
Obr. 17 Nespojité trhliny na spodní straně desky.

Vyšetřování delaminace kompozitů

Práce zabývající se delaminací laminátu používají většinou jako mezilaminární lomovou houževnatost kritickou hodnotu rychlosti uvolňování energie deformace vnitřních sil G_c nebo součinitele intenzity napětí K_c . Pro numerickou simulaci šíření delaminace je třeba provést potřebné experimenty.

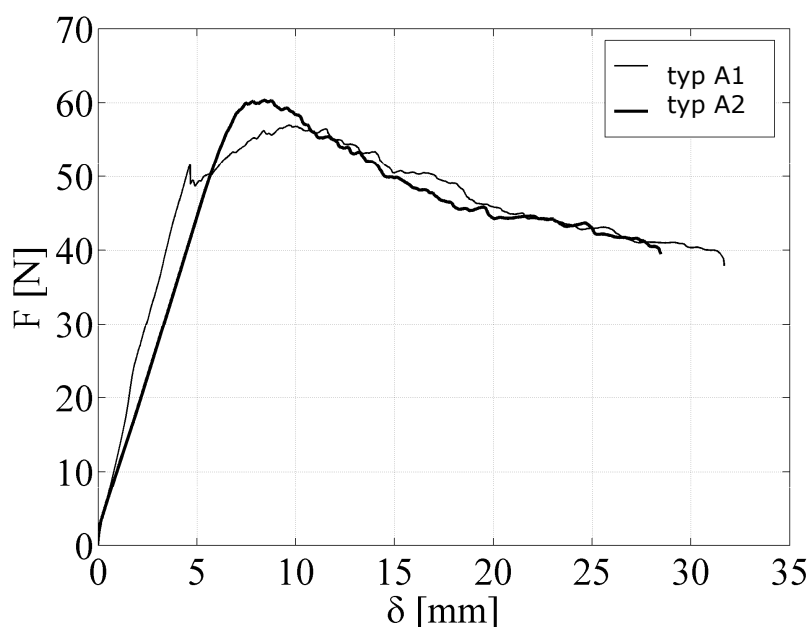
Experimentální stanovení mezilaminární lomové houževnatosti

Mezilaminární lomová houževnatost G_{Ic} byla stanovena dle normy ASTM D5528-01 [1]. Jako vzorky byly použity pásy vyrobené z jednosměrového kompozitu o rozměrech $l \times b \times (2h) = 154,5 \times 21 \times 4$ mm (viz obr. 18). Ten byl opět tvořen uhlíkovými vlákny a epoxidovou pryskyřicí s vlastnostmi uvedenými v tab. 3. Každý vzorek měl vloženou nepřilnavou hliníkovou folii o tloušťce $11 \mu\text{m}$, která simulovala trhlinu.



Obr. 18 Geometrie a uchycení vzorku (vlevo) a snímek z průběhu delaminace.

Testování proběhlo na trhačím stroji Zwick-Roell BTC – FR50 [6,14]. Vzorek byl upnut do čelistí pomocí pianových pantů, které byly k vzorku přilepeny. Zatěžování bylo provedeno posuvem čelistí rychlostí od 2 mm/min do 5 mm/min, což odpovídalo normě ASTM [1]. Snímána byla závislost síly F na rozevření ramene vzorku δ . Měření bylo provedeno na dvou typech vzorků. Vzorky typu A1 nebyly žádným způsobem modifikovány (nebyl proveden tzv. „pre-crack“) a měřená závislost F – δ vykazovala určitý pokles síly F v počátku zatěžování, který byl způsoben nedokonalým spojením vrstev u hrany hliníkové folie (na čele trhliny). Proto byly vzorky modifikovány, tak, že byly zatěžovány až do okamžiku, kdy závislost F – δ začala dosahovat nelinearity. Tento okamžik odpovídal prodloužení původní trhliny a o hodnotu Δa („pre-crack“). Po odlehčení vznikl vzorek typu A2, který byl pak zatěžován a byla opět sledována závislost F – δ . Na obr. 19 je vidět rozdíl mezi závislostmi F – δ u obou typů vzorků.



Obr. 19 Naměřená závislost síly na rozevření vzorku pro oba typy vzorků.

Cílem experimentu bylo rovněž získat kritickou hodnotu rychlosti uvolňování energie vnitřních sil G_c . Matematicky je hodnota této energie definována jako

$$G = -\frac{1}{b} \frac{dU}{da}, \quad (15)$$

kde dU je přírůstek potenciální energie deformace vnitřních sil, b je šířka vzorku a da je přírůstek délky trhliny. Konkrétně pro náš případ, kdy je vzorek namáhán Módem I, je možno uvolněnou energii vnitřních sil G_I vyjádřit použitím Euler-Bernoulliho nosníkové teorie jako

$$G_I = \frac{12F a^2}{b^2 h^3 E_L}, \quad (16)$$

kde E_L je modul pružnosti ve směru vláken a h je poloviční tloušťka vzorku (obr. 18). Výpočet mezilaminární lomové houževnatosti G_{Ic} lze vyšetřit pomocí výrazu [1]

$$G_{Ic} = \frac{3F\delta}{2ba}, \quad (17)$$

kde F a δ jsou kritické hodnoty, při kterých dochází k růstu delaminace. Hodnota a byla měřena opticky. Protože nosník není dokonale vetknutý (v místě vetknutí může nastat natočení) provádí se dle normy ASTM korekce. Potom je mezilaminární lomová houževnatost dána vztahem

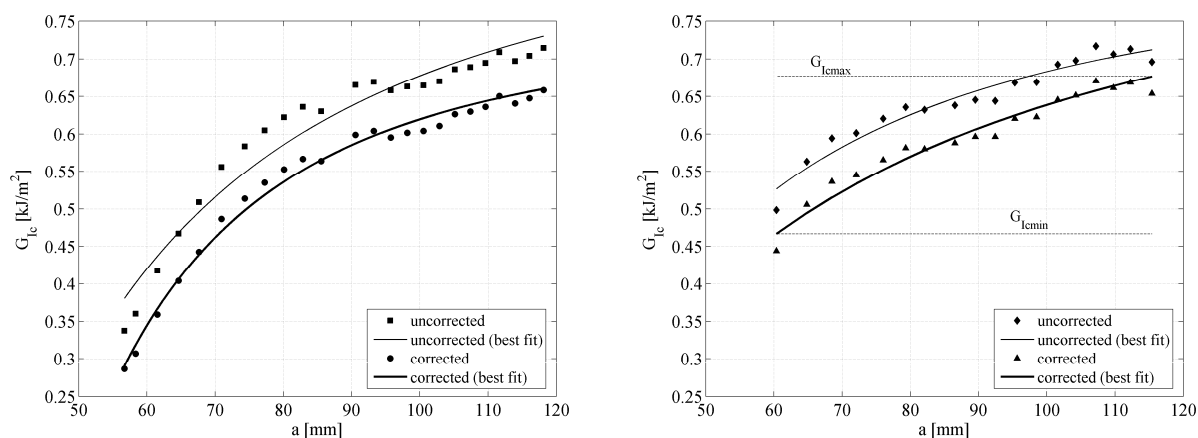
$$G_{Ic} = \frac{3F\delta}{2b(a+|\Delta|)}, \quad (18)$$

kde Δ je korekce délky trhliny. Změřené a vypočtené hodnoty některých parametrů jsou uvedeny v tab. 7.

Tab. 7 Parametry zkoumaných vzorků.

			Typ A1	Typ A2
Počáteční délka trhliny	a_0	[mm]	56,7	60,4
Korekce délky trhliny	$ \Delta $	[mm]	10,1	7,4
Minimální hodnota rychlosti uvolňování energie vnitřních sil	G_{Icmin}	[kJ/m ²]	0,29	0,47
Maximální hodnota rychlosti uvolňování energie vnitřních sil	G_{Icmax}	[kJ/m ²]	0,66	0,68

V grafech v obr. 20 jsou znázorněny závislosti kritické hodnoty rychlosti uvolňování energie deformace vnitřních sil v závislosti na délce trhliny pro vzorky typu A1 a A2. Je vidět, že hodnota G_{Ic} není konstantní, ale mění se s rostoucí delaminací.



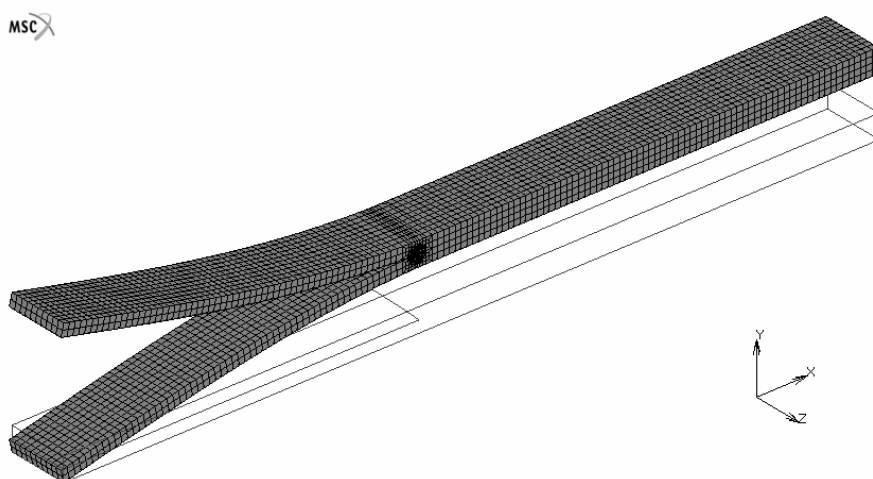
Obr. 20 Hodnoty G_{Ic} pro vzorky typu A1 (vlevo) a typu A2.

Numerická simulace delaminace

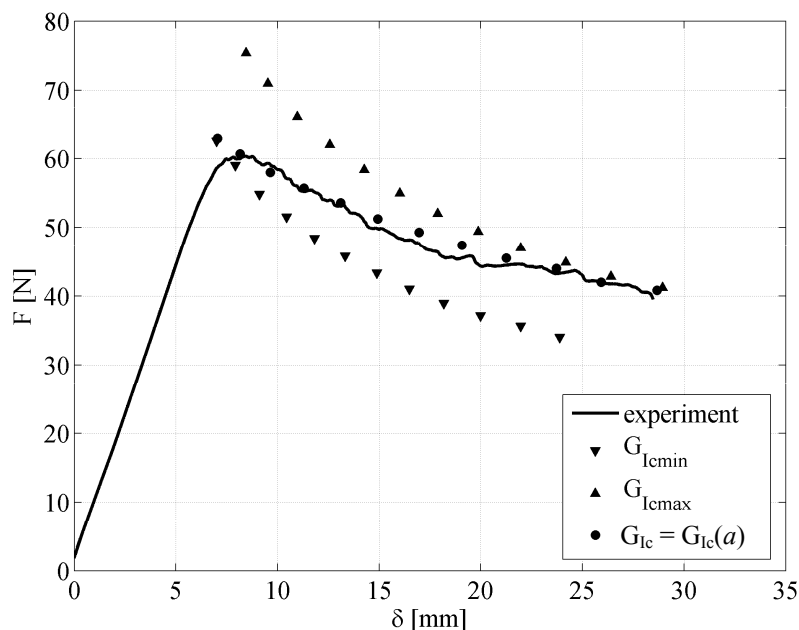
Numerická simulace byla provedena pomocí metody konečných prvků s využitím programu MSC.Marc [6,14]. Pro analýzu řešení problematiky byl vytvořen 3D model, pro který byly použity 8-mi uzlové prvky typu solid (obr. 21). V okolí čela trhliny byly použity z důvodu přesnějšího řešení tzv. kolapsové prvky. Materiál byl uvažován jako homogenní ortotropní a lineární s materiálovými charakteristikami uvedenými v tab. 3.

Protože pro lineární úlohy platí, že hodnota rychlosti uvolňování energie deformace vnitřních sil G je rovna J-integrálu, bylo tohoto při numerickém řešení využito. Hodnota J-integrálu byla vypočtena pomocí metody DeLorenzi.

Na obr. 22 jsou uvedeny závislosti $F-\delta$ stanovené experimentálně a numericky. Pro numerickou simulaci šíření trhliny (růstu delaminace) byly jako mezilaminární lomové houževnatosti použity hodnoty G_{Icmin} a G_{Icmax} . Rozdíl mezi numerickými řešeními je patrný z obr. 22. Opět se potvrzuje, že $G_{Ic} \neq \text{konst.}$ Aby se numerická simulace co nejvíce přiblížila experimentu, je třeba uvažovat $G_c = G_c(a)$, viz obr. 20.



Obr. 21 Síť konečnoprvkového modelu pro MSC.Marc.



Obr. 22 Rekonstruované hodnoty závislosti síla-rozevření získané pomocí MKP v porovnání s experimentem.

Závěr

V předložené práci jsou uvedeny některé případy numerických simulací porušení kompozitů řešené s využitím metody konečných prvků. Jedná se o úlohy, kdy je kompozit namáhán staticky nebo dynamicky – rázem. Pro dosažení výsledků odpovídajících skutečnosti je nutno vytvořit správný výpočtový model, zvláště důležité jsou materiálové charakteristiky kompozitů, které se většinou zprvu určují pomocí vztahů odpovídajících přibližnému řešení. Proto je nutno hodnoty materiálových konstant zpřesňovat pomocí kombinace numerických simulací, při kterých se fitují experimentálně naměřené závislosti. Pro tyto identifikace materiálových vlastností již existuje řada metod a zároveň se vyvíjejí metody nové. Dalším důležitým aspektem je vhodná volba kritéria porušení, neboť je známo, že při použití různých kritérií porušení obdržíme výsledky, které se mohou vzájemně značně lišit. Moderní kritéria, která byla v příspěvku použita (Puck, LaRC04) obsahují nové parametry, které je nutno dodatečně stanovit pomocí experimentu. Zde se můžeme dopustit nepřesností v důsledku odhadu těchto koeficientů nebo nepřesným měřením.

Lze konstatovat, že numerické simulace porušování kompozitů podpořené experimentem jsou perspektivní oblastí, která nachází stále větší uplatnění všude tam, kde se kompozity používají.

Poděkování: Příspěvek byl vypracován za podpory výzkumného záměru MSM 4977751303 a grantového projektu GA AV IAA200760611.

Literatura:

- [1] ASTM D5528-01, *Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites*. Annual Book of ASTM Standard, pp. 249-260, 2002.
- [2] Knight N. F. Jr., Rankin C. C., Brogan F. A.: *STAGS computational procedure for progressive failure analysis of laminated composite structures*. International Journal of Non-Linear Mechanics, 37, pp. 833-849, Pergamon, 2002.
- [3] Kroupa T.: *Poškození kompozitů vlivem rázu*. Doktorská práce, Západočeská univerzita v Plzni, Plzeň, 2006.
- [4] Kroupa T., Zemčík, R., Laš V.: *Identification of composite material properties using non-linear stress-strain relation*. In: Aplikovaná mechanika 2006, Srní, ZČU v Plzni, 2006.
- [5] Kroupa T., Zemčík, R., Laš V.: *Progressive failure analysis of orthotropic plate loaded by transverse low-velocity impact*. In: 5th International Congress of Croatian Society of Mechanics, Trogir/Split, 2006.
- [6] Laš V., Zemčík R., Měšťánek P.: *Numerical simulation of composite delamination with the support of experiment*. Acta Mechanica Slovaca, 1, EAN 2006, TU Košice, 2006.
- [7] Puck A., Schürmann H.: *Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models*. Composites Science and Technology, 58, pp. 1045-1067, Elsevier, 1998.
- [8] Silvestre, T., P., Dávila, G., C., Camanho, P., P., Iannucci, L., Robinson, O.: *Failure models and criteria for FRP under in-plane or threedimensional stress state including shear non-linearity*. Research report, NASA/TM-2005-213530, NASA Langley research center VA 23681 USA, 2005.
- [9] Sleigh D. W.: *Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures*. NASA Langley Research Center, Hampton, 1999.
- [10] Valeš, F.: *Nestacionární napjatost příčně zatížené tenké ortotropní desky a její disperzní vlastnosti*. Výzkumná zpráva, ÚT ČSAV, Praha, 2006.
- [11] Zemčík R.: *Non-stationary progressive failure analysis of fiber-reinforced composites*. Doktorská práce, Západočeská univerzita v Plzni, Plzeň, 2005.
- [12] Zemčík R., Červ J., Laš V.: *Numerical and experimental investigation of stress wave propagation in orthotropic strip*. In: Computational Mechanics 2003, Nečtiny, 2003.
- [13] Zemčík R., Laš V.: *Identification of composite material properties using progressive failure analysis*. In: Computational Mechanics 2005, Hrad Nečtiny, 2005.
- [14] Zemčík R., Laš V., Měšťánek P.: *Numerical and experimental analysis of delamination of unidirectional composite material*. In: 5th International Congress of Croatian Society of Mechanics, Trogir/Split, 2006.

Typy poruch tenkostěnných kompozitních konstrukcí v návaznosti na experimentální zkoušky

Autor: Ing. Miroslav Kábrt, Vanessa air, s. r. o.

Úvod

S poruchami kompozitových konstrukcí se v praxi setkáváme při vyšetřování leteckých havárií nebo při pevnostních zkouškách.

U tenkostěnných leteckých kompozitových konstrukcí se setkáváme kromě materiálových poruch i s velkým množstvím stabilitních poruch konstrukce, proto je pro nás studium typů různých způsobů porušování konstrukce velice důležité. Kromě kvantifikačních údajů, které umožňují určit zásobu bezpečnosti konstrukce vůči požadovanému zatížení nebo naladit výpočetní metody, nám rozbor poruch umožňuje získat i další údaje.

Důkladný rozbor poruch také dovoluje stanovit charakteristické způsoby poruchy pro daný typ konstrukce a tím zvolit správný způsob návrhu i použití výpočetních metod.

Následující materiál je svého druhu obrazovým katalogem běžných způsobů porušení konstrukce kompozitových sportovních letadel.

Typickou konstrukci kompozitového sportovního letadla je možno popsat jako následující:

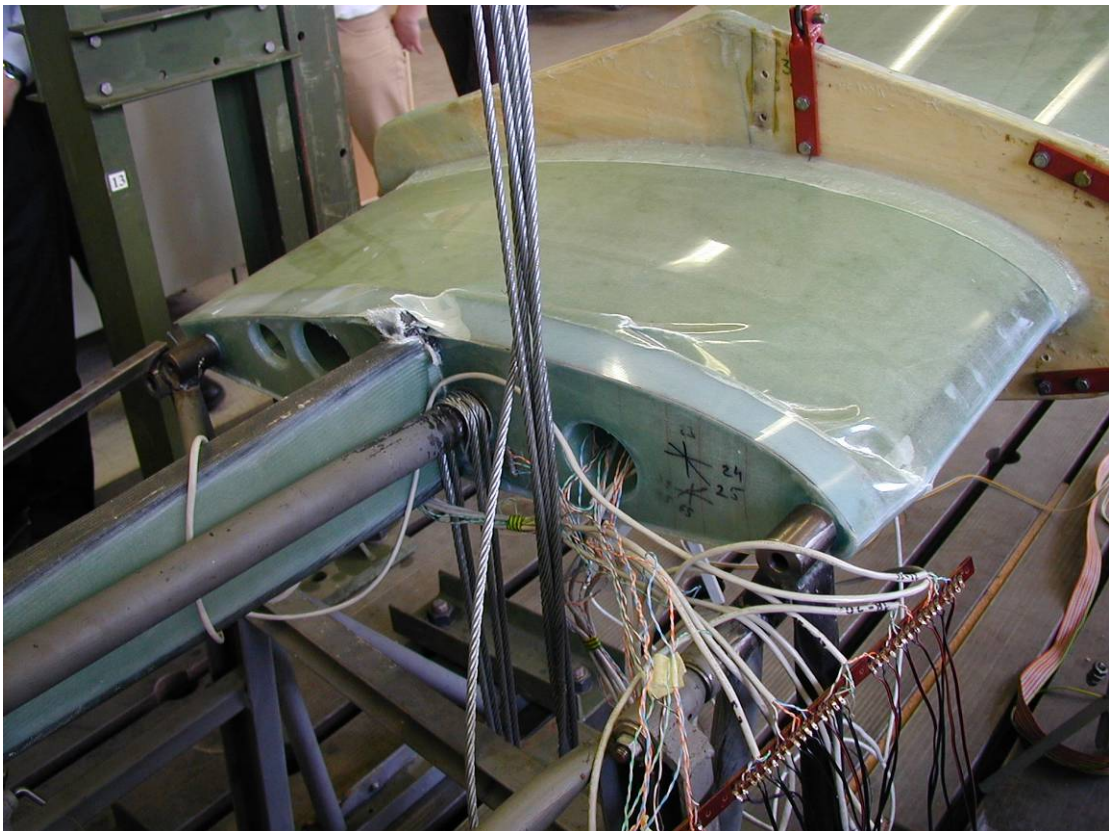
- Křídlo je jednonosníková konstrukce se sendvičovým potahem, nosným pouze ve smyku.
- Trup je skořepina nebo poloskořepina vytvořená pouze s kompozitu nebo s použitím sendvičů.

Poruchy křídel

Poruchy nosníku křídla

Poruchy pásnice křídla

Nejběžnějšími poruchami jsou materiálové poruchy tlačené pásnice:

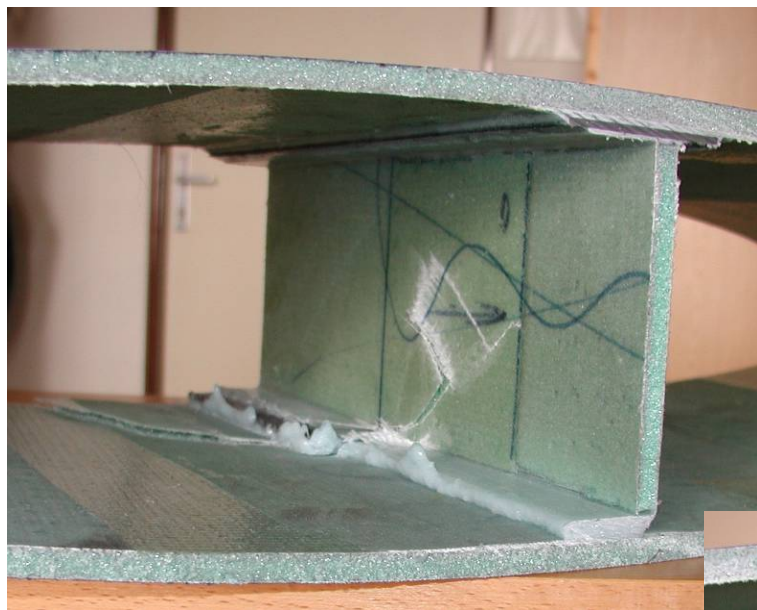


Poměrně málo časté jsou poruchy materiálu v tahu. Jako příklad je možno uvést tahovou poruchu uhlíkového oka, kterým je zakončena pásnice křídla:



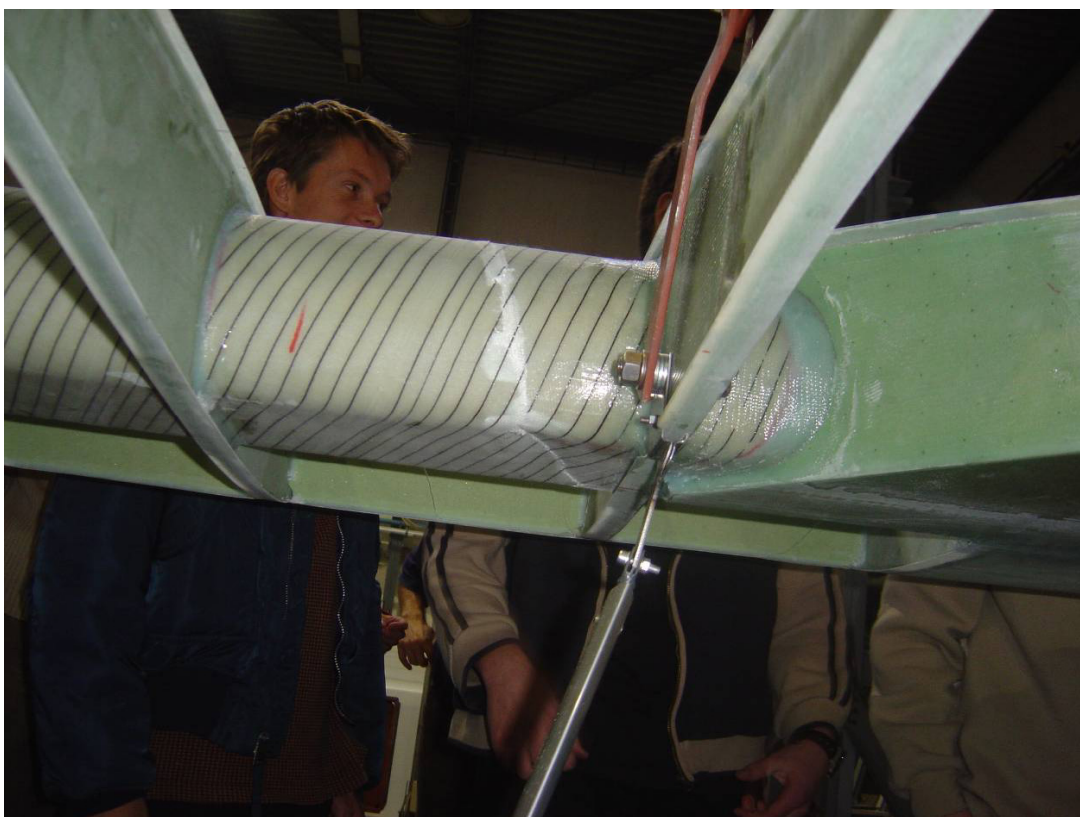
Poruchy stojiny křídla

Stojiny kompozitových nosníků jsou většinou sendvičové panely, které se porušují ztrátou lokální stability ve smyku.

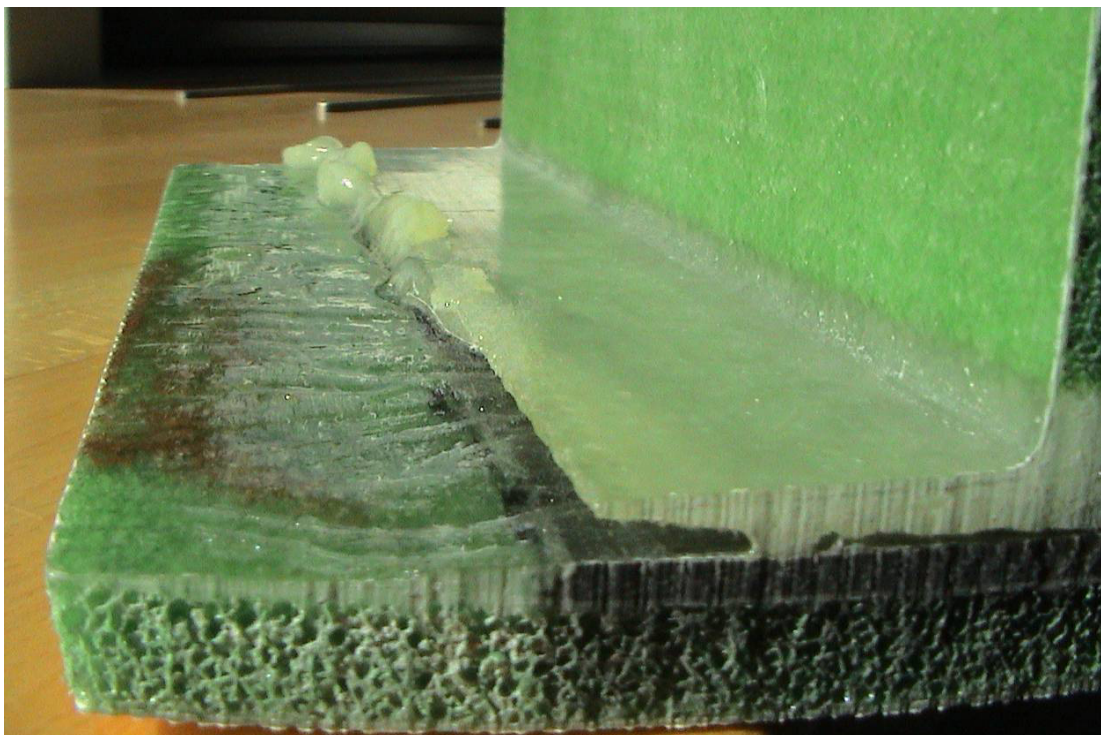


Netypické poruchy nosníku křídla

Mezi netypické poruchy patří například tlaková ztráta stability spodní části sendvičového nosníku způsobená osovou silou od vzpěry.



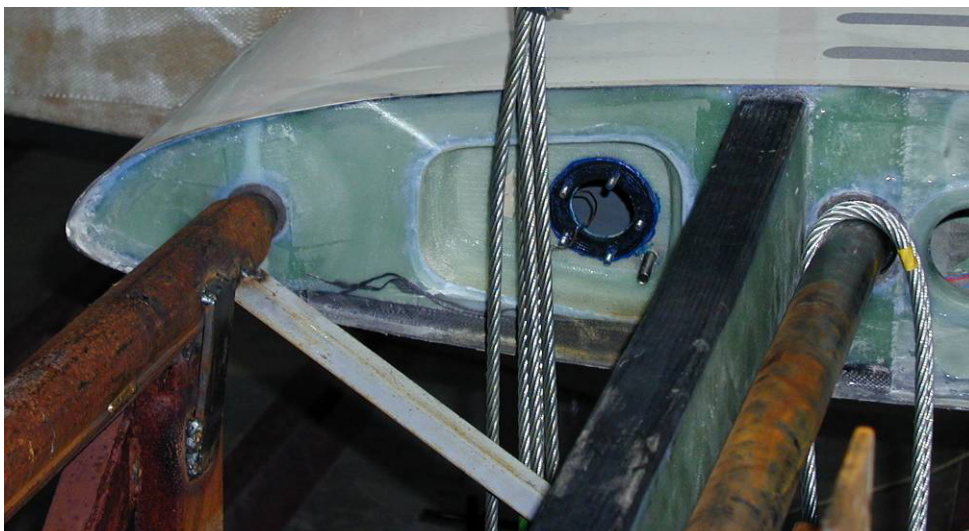
Další netypickou poruchou je smykové porušení lepeného spoje mezi stojinou a pásnicí. Většinou bývá způsobeno technologickou nekázní nebo jinými technologickými problémy.



Poruchy kořenového žebra křídla

Kořenové žebro je jednou z nejzatíženějších částí křídla; k jeho poruše dochází většinou materiálovou poruchou kompozitu ve smyku, zvláště v místě zeslabení smykového průřezu otvory.





Poruchy dutiny křídla

Dutina křídla je typická část křídla přenášející krut smykovou napjatostí.

K poruše dochází k celkové ztrátě stability smykového panelu, jako například v případě panelů s použitím 3D tkanin



Dalším typem poruchy je lokální ztráta stability sendvičového panelu ve smyku, to je typické pro sendvičové smykové panely.



Poruchy trupu

Smykové stabilitní poruchy trupu

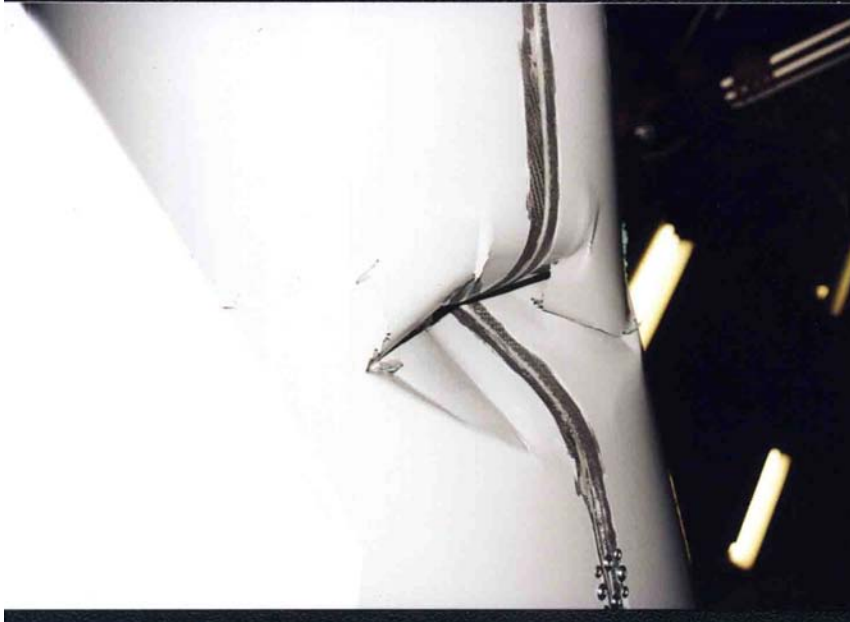
Poměrně časté stabilitní problémy smykových stěn trupu se objevují na částech skořepin s menší křivostí, především u čistých kompozitových skořepin.



Tlakové stabilitní poruchy trupu

Tyto typy poruch se objevují na spodních částech tlačných panelů skořepinových trupů. U klasických kompozitových skořepin se jedná většinou o celkovou ztrátu stability celého panelu ve vzpěru.





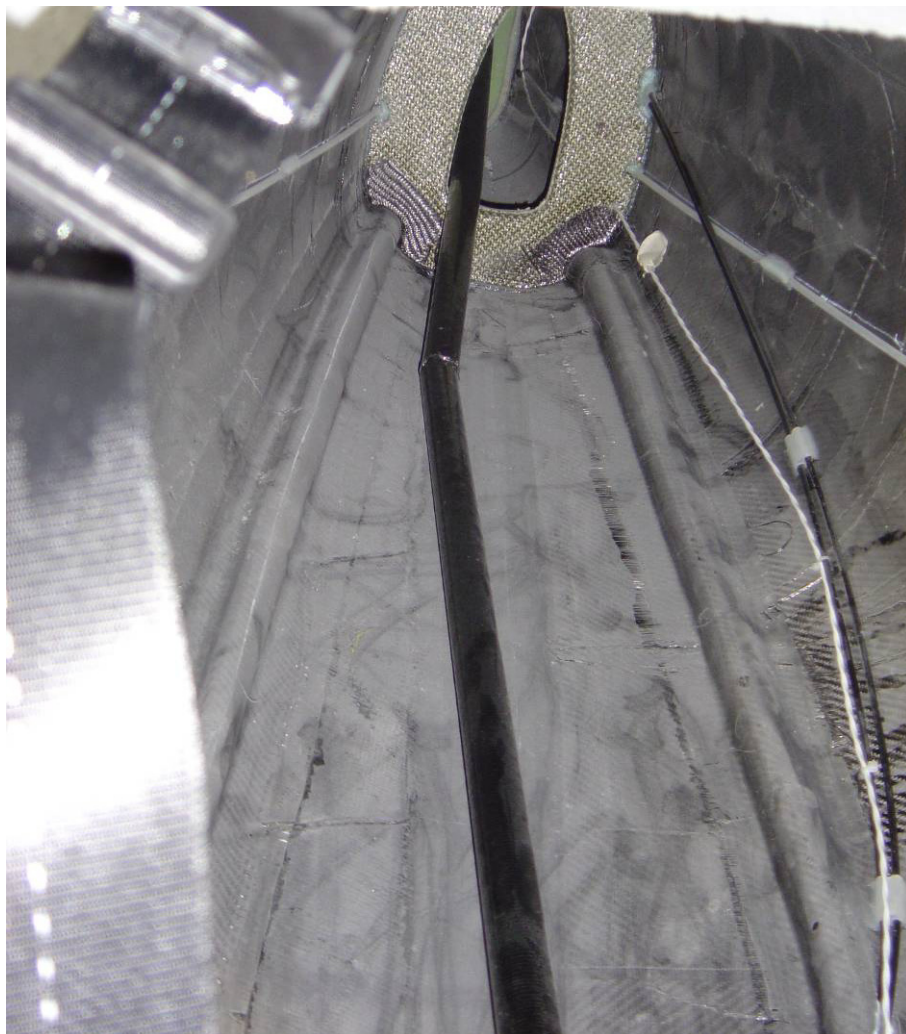
Poruchy ostatních částí konstrukce

Poruchy kompozitových podvozků

Nejčastějšími poruchami laminátových pružin podvozku jsou materiálové poruchy ve smyku v dělicí rovině podvozku nebo lokální stabilitní poruchy podvozků.



Poruchy kompozitových táhel řízení



Porovnání vlivu kompenzace při tenzometrickém měření kompozitních materiálů

Ing. Radek Doubrava, Ph.D., VZLÚ, a.s., Praha

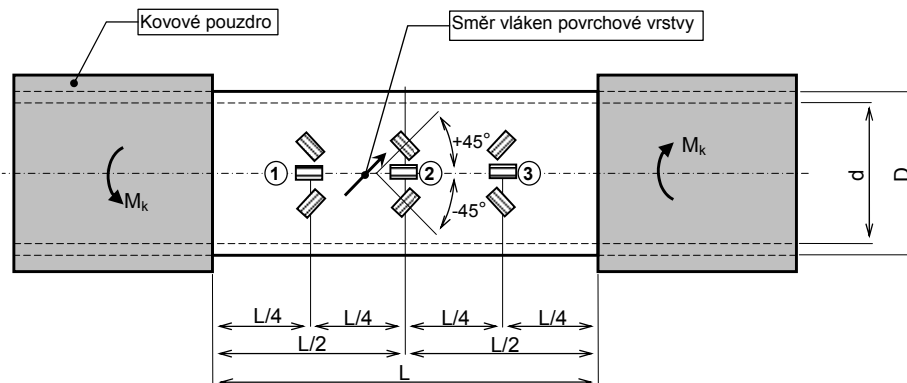
Cílem této práce je porovnání vlivu kompenzace tenzometrických snímačů pomocí tenzometrických snímačů na stejném materiálu a pevných odporů při měření kompozitních materiálů

Úvod

Metody měření odezvy výrobku nebo zkušebního kusu na provozní namáhání jsou závislé na požadavcích měřených parametrů a přesnosti měření. Většina metod je založena na povrchovém měření pomocí kontaktních nebo bezkontaktních přístrojů resp. snímačů. Mezi základní měřené parametry mechanicky namáhaných součástí patří měření deformace. Nejčastější metodou používanou pro sledování deformace při zkouškách, ale i v běžném provozu jsou měření pomocí tenzometrických snímačů. Ty jsou aplikovány na povrch součásti lepením nebo mechanicky (extenzometry). Metody tenzometrického měření byly rozvíjeny především na měření kovových konstrukcí s izotropním chováním materiálových vlastností. Principiálně je lze aplikovat také na měření jiných nekovových materiálů jako např. plasty, beton, kompozitní materiály atd. V tomto případě je nutné uvážit vlivy, které vstupují do vlastního procesu měření z hlediska rozdílné aplikace vlastního snímače a chování materiálové struktury.

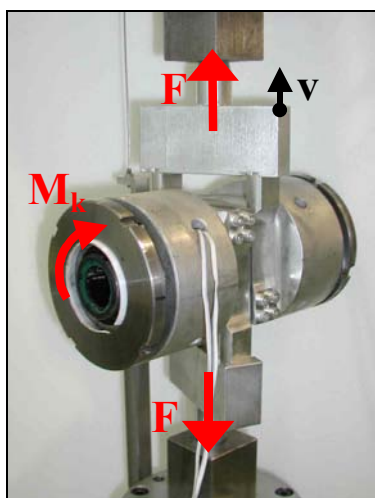
Tenzometrické měření na kompozitním materiálu

Zkušební tělesa pro zkoušku krutem byla vyrobena firmou LA Composit (viz. [1]). Jedná se o trubková zkušební tělesa $\varnothing 32 \times 1,5$ mm vyrobená technologií navíjení prepregu FIBREDUX 913 (913C-HTA-(12K)-5-40 %) se skladbou $[+45^\circ, -45]$. Geometrie zkušebních těles je na obr.1.



Obr. 1 – Schema zkušebního kompozitového tělesa pro zkoušku krutem

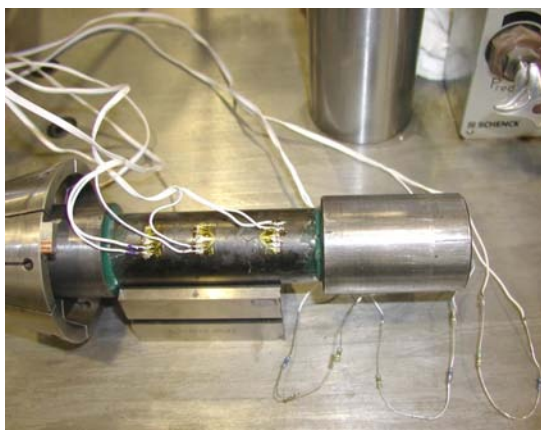
Pro zkoušku krutem ve zkušebním přípravku (obr. 2) byla zkušební tělesa opatřena ocelovými příložkami. Pro měření deformace pomocí tenzometrických snímačů byly použity tenzometry fy. HBM s jmenovitým odporem 120 Ω (zkušební tělesa KR10 a KR11) a 350 Ω (zkušební tělesa KR12 a KR13). Vlastní měření bylo realizováno při třech hladinách napájecího napětí (1, 2.5 a 3V). Kompenzace v zapojení do polovičního můstku byla realizována pomocí tenzometru umístěném na nezatíženém tělese (viz. obr. 3) a pomocí pevného odporu (viz. obr. 4).



Obr. 2 - Zatížení zkušebního tělesa prostřednictvím přípravku převádějící posuvný pohyb na rotační (viz. [1])



Obr. 3 – Ukázka zapojení při zkoušce krutem s kompenzací pomocí tenzometru na nezatíženém zkušebním tělese



Obr. 4 – Ukázka zapojení při kompenzaci doplněním měřícího můstku pevnými odpory

Pro porovnání byly použity výsledky měření ve středu tělesa, tj. na tenzometrické růžici č. 2 (viz. obr. 1). Výsledky měření jsou uvedeny v tab. 1.

Těleso	kompence	napájecí napětí [V]	ε_T [$\mu\text{m}/\text{m}$]	ε_L [$\mu\text{m}/\text{m}$]
KR10	tenzometr	1	-3073,26	2780,22
		2,5	-3068,38	2804,64
		5	-3068,38	2799,76
	odpor 120 Ω	1	-3090,35	2824,18
		2,5	-3070,82	2807,08
		5	-2201,47	2797,31
KR11	tenzometr	1	-3173,38	2741,15
		2,5	-3163,61	2726,50
		5	-3153,85	2726,50
	odpor 120 Ω	1	-3173,38	2741,15
		2,5	-3168,50	2736,26
		5	-3158,73	2736,26
KR12	tenzometr	1	-2650,79	3344,32
		2,5	-2653,24	3358,97
		5	-2650,79	3356,53
	odpor 350 Ω	1	-2641,03	3346,76
		2,5	-2660,56	3368,74
		5	-2653,24	3361,42
KR13	tenzometr	1	-2765,57	3183,15
		2,5	-2753,36	3178,27
		5	-2763,13	3185,59
	odpor 350 Ω	1	-2755,80	3190,48
		2,5	-2760,68	3190,48
		5	-2746,03	3168,50

Tab. 1 – Naměřené hodnoty deformace pomocí tenzometrů podél (ε_L) a kolmo (ε_T) na vlákna nosného systému kompozitového materiálu při zkoušce krutem

Porovnání výsledků měření

Pro porovnání byly naměřené hodnoty deformací z tab.1 rozděleny do dvou skupin měření s tenzometry s jmenovitým odporem 120 Ω (tj. tělesa KR10 a KR11) a 350 Ω (tj. tělesa KR12 a KR13). Z každé skupiny byly pro odpovídající hladinu napájecího napětí vypočteny průměrné hodnoty deformace podél vláken nosného systému kompozitního materiálu a kolmo na vlákna. Tyto hodnoty jsou pro skupinu zkušebních těles KR10 a KR11 uvedeny v tab. 2 a tab. 3.

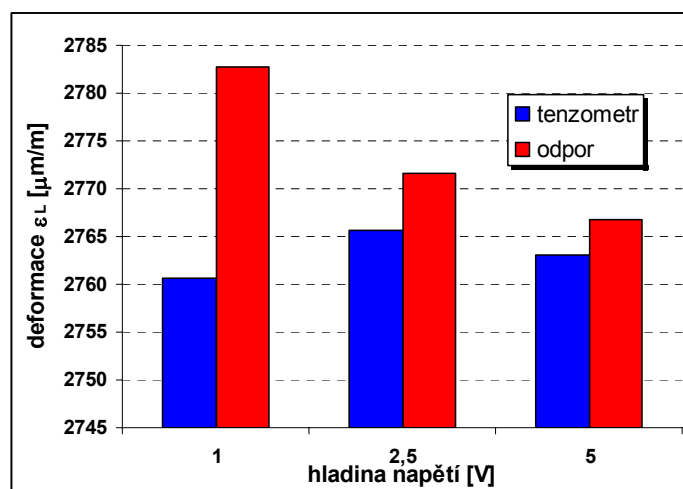
napájecí napětí [V]	ε_L [$\mu\text{m}/\text{m}$]	
	kompenzace	
	tenzometr	odpor 120 Ω
1	2760,6838	2782,662
2,5	2765,5678	2771,673
5	2763,1258	2766,789

Tab. 2 – Průměrné hodnoty naměřené deformace podél vláken nosného systému kompozitního materiálu zkušebních těles KR10 a KR11 pro jednotlivé hladiny napájecího napětí

napájecí napětí [V]	ε_T [$\mu\text{m}/\text{m}$]	
	kompenzace	
	tenzometr	odpor 120 Ω
1	-3123,3	-3131,9
2,5	-3116,0	-3119,7
5	-3111,1	-2680,1

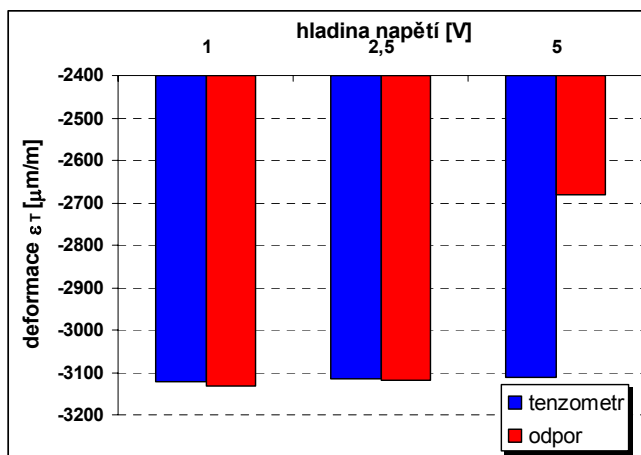
Tab. 3 – Průměrné hodnoty naměřené deformace kolmo na vlákna nosného systému kompozitního materiálu zkušebních těles KR10 a KR11 pro jednotlivé hladiny napájecího napětí

Grafické porovnání průměrných hodnot deformace ve směru vláken na tělesech KR10 a KR11 kompenzací tenzometrem a pevným odporem dle tab. 2 je na obr. 5.



Obr. 5 – Grafické porovnání průměrných hodnot deformace ve směru vláken na tělesech KR10 a KR11 při kompenzaci tenzometrem a pevným odporem

Grafické porovnání průměrných hodnot deformace kolmo na vlákna nosného systému na tělesech KR10 a KR11 kompenzací tenzometrem a pevným odporem dle tab. 3 je na obr. 6.



Obr. 6 – Grafické porovnání průměrných hodnot deformace kolmo na vlákna nosného systému na tělesech KR10 a KR11 při kompenzaci tenzometrem a pevným odporem

Z grafického porovnání výsledků měření na tělesech KR10 a KR11 je patrná závislost naměřených hodnot deformace na napájecím napětí v případě kompenzace pevným odporem. Významněji je tato závislost patrná u tenzometrického měření ve směru vláken nosného systému kompozitního materiálu (viz. obr. 5). V případě kompenzace tenzometrem na nezatíženém tělese jsou výsledky měření deformace prakticky nezávislé na napájecím napětí.

Výsledky průměrných hodnot naměřené deformace na skupině zkušebních těles KR12 a KR13 jsou uvedeny v tab. 4 a tab. 5.

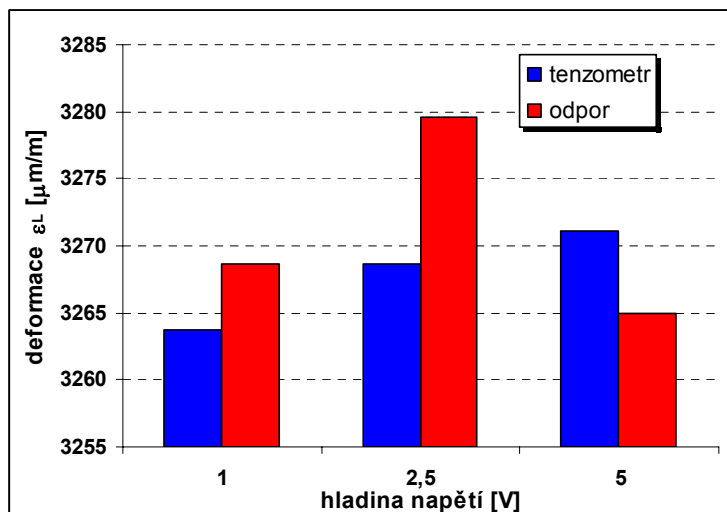
napájecí napětí [V]	ε_L [μm/m]	
	kompenzace	
	tenzometr	odpor 350Ω
1	3263,7363	3268,62
2,5	3268,6203	3279,609
5	3271,0623	3264,957

Tab. 4 – Průměrné hodnoty naměřené deformace podél vláken nosného systému kompozitního materiálu zkušebních těles KR12 a KR13 pro jednotlivé hladiny napájecího napětí

napájecí napětí [V]	ε_T [$\mu\text{m}/\text{m}$]	
	kompenzace	
	tenzometr	odpor 350 Ω
1	-2708,181	-2698,413
2,5	-2703,297	-2710,623
5	-2706,96	-2699,634

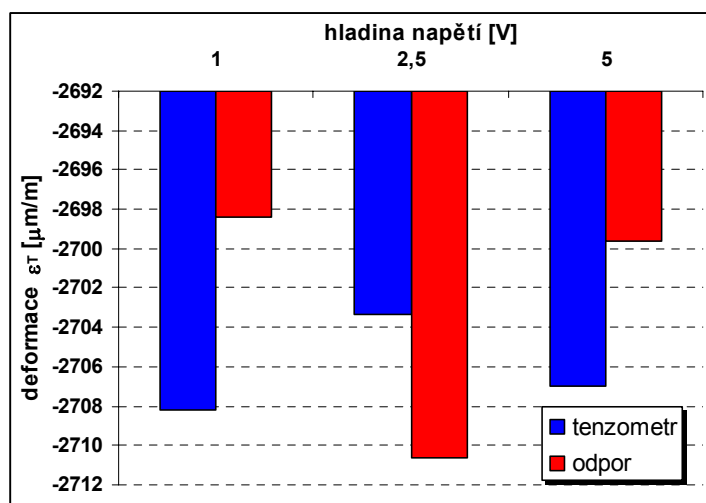
Tab. 5– Průměrné hodnoty naměřené deformace kolmo na vlákna nosného systému kompozitního materiálu zkušebních těles KR12 a KR13 pro jednotlivé hladiny napájecího napětí

Grafické porovnání naměřených hodnot deformace ve směru vláken na tělesech KR12 a KR13 kompenzací tenzometrem a pevným odporem dle tab. 4 je na obr. 7.



Obr. 7 – Grafické porovnání průměrných hodnot deformace ve směru vláken na tělesech KR12 a KR13 při kompenzaci tenzometrem a pevným odporem

Grafické porovnání naměřených hodnot deformace kolmo na vlákna nosného systému na tělesech KR12 a KR13 kompenzací tenzometrem a pevným odporem dle tab. 5 je na obr. 8.



Obr. 8 – Grafické porovnání průměrných hodnot deformace kolmo na vlákna nosného systému na tělesech KR12 a KR13 při kompenzaci tenzometrem a pevným odporem

Z grafického porovnání výsledků měření deformace na tělesech KR12 a KR13 (viz obr. 7 a 8) je patrný nárůst měřených hodnot mezi rozsahem napájecího napětí 1 a 5V při kompenzaci pevným odporem. Tento trend byl zaznamenán v případě měření podél i kolmo na vlákna nosného systému kompozitního materiálu. Výsledky měření deformace při kompenzaci tenzometrem na nezatíženém tělese ukazují trend s mírným nárůstem v závislosti na napájecím napětí pro tenzometrické měření podél vláken nosného systému materiálu. V případě měření kolmo na vlákna nosného systému materiálu a kompenzace tenzometrem umístěným na nezatíženém tělese byl zaznamenán opačný trend jako v případě kompenzace pevným odporem, tj. pokles měřené hodnoty mezi rozsahem napájecího napětí 1 a 5V.

Celkové porovnání maximálních odchylek měření od vlivu napájecího napětí mezi kompenzací pomocí tenzometru na nezatíženém tělese a pevným odporem pro měření deformace podél a kolmo na vlákna nosného systému kompozitního materiálu je uvedeno v tab. 6.

		kompenzace	
		tenzometr	odpor
$\Delta \varepsilon_L$ [%]	120 Ω	0,18	0,57
	350 Ω	0,22	0,45
$\Delta \varepsilon_T$ [%]	120 Ω	0,39	14,42
	350 Ω	0,18	0,45

Tab. 6 – Porovnání maximálních odchylek vlivu napájecího napětí na měření deformace

Závěr

Na základě výsledků tenzometrických měření trubky z kompozitního materiálu namáhané krutem bylo provedeno porovnání vlivu kompenzace zapojením do polovičního můstku s tenzometrem na stejném základním materiálu a pevným odporem. Porovnání bylo provedeno pro tenzometry a odpory s jmenovitou hodnotou 120Ω a 350Ω a napájecí hladiny 1, 2.5 a 5V.

Z celkového porovnání vyplývá, že v případě kompenzace tenzometrem na nezatíženém tělese byly maximální odchylky od vlivu napájecího napětí do 0,4 %. V případě měření s kompenzací pomocí pevného odporu byly zjištěny významné rozdíly při měření podél a kolmo na vlákna nosného systému. V tomto případě byla naměřena maximální odchylka 14,4 % mezi jednotlivými napájecími hladinami při jmenovitém odporu tenzometru 120Ω a kompenzací pevným odporem. Z porovnání vlivu napájecího napětí na měření deformace vyplývá celkově vyšší závislost v případě tenzometrů s jmenovitým odporem 120Ω .

Uvedené výsledky byly získány z měření na kompozitním materiálu vyrobeném z uhlík-epoxidového prepregu při konstantní laboratorní teplotě a vlhkosti. Vzhledem k omezenému souboru měření jsou získané výsledky pouze orientační a slouží jako nástupní experiment. Z hlediska obecné aplikovatelnosti by bylo vhodné výsledky měření ověřit na statisticky významném souboru dat a dále na vliv teploty a vlhkosti, které obecně ovlivňují chování kompozitních materiálů.

Literatura:

- [1] Doubrava, R.: Cestovní zpráva z řešení projektu EXSACOM – „Analyse of strain gage measurement data on the composite materiál“; Report VZLÚ C-2754/03, VZLÚ,a.s., Praha, 2003

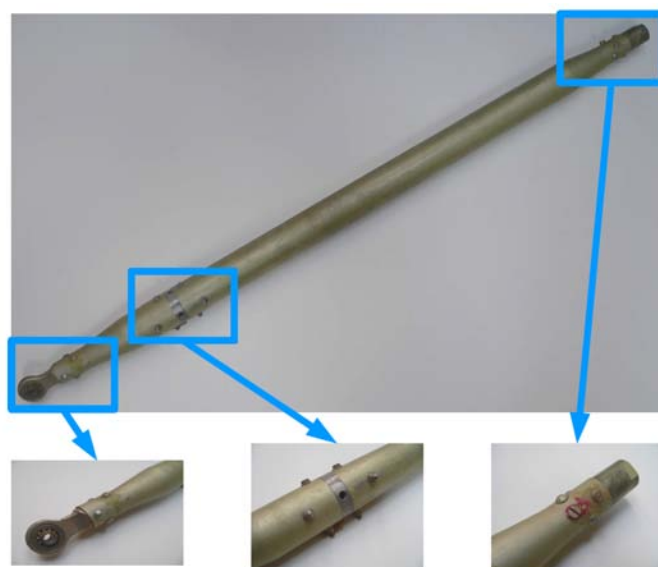
Zkoušky nových konstrukčních prvků řízení malých sportovních letounů

Ing. Jiří Stehlík, Ing. Tomáš Marczi, Ing. Karel Blahouš, Ing. Robin Poul

Článek popisuje návrh mechanického spoje kompozitového táhla a duralové koncovky. Jeho cílem je seznámit čtenáře s jednotlivými variantami řešení spoje. Informuje o průběhu a výsledcích zkoušek. Na závěr článku je krátké shrnutí dosavadní činnosti a úvaha jakým směrem by se měl výzkum dále ubírat.

Úvod

Systém řízení ultralehkých letounů se dá zjednodušeně rozdělit na tuhé a ohebné řízení. Podstatnou nevýhodou klasického tuhého řízení je jeho hmotnost. Této nevýhodě se dá předejít použitím táhel řízení vyrobených z kompozitních materiálů. Kompozitní táhla řízení se v současnosti používají v letounech Lambada, Samba, Seahawk a VL-3. Nejlepších výsledků ve výrobě navíjených kompozitních táhel dosahuje firma CompoTech Plus, s. r. o., v Sušici, se kterou ČVUT v Praze, odbor letadel úzce spolupracuje. Velkou výhodou navíjených táhel, vyráběných touto firmou, je možnost osového návinu. Tento návin značně zvyšuje ohybovou tuhost a tím únosnost táhla při tlakovém zatížení.



Obr. 1 Klasické táhlo

Klasická táhla se vyrábějí z tenkostěné, na obou koncích zaválcované, duralové trubky a koncovky s okem nebo vilicí, které slouží k uchycení dalších prvků soustavy řízení. Koncovky jsou k trubce fixovány nýtováním nebo zaválcováním.

Kompozitní táhla se stejně jako klasická skládají z trubkovité části, do které jsou duralové koncovky vlepeny. Lepený spoj s sebou přináší několik nevýhod. Například technologicky náročný proces lepení nebo možnost neprolepení požadované dosedací plochy. Zásadním problémem je obtížné dosažení souososti sestavy trubka koncovka, kde by nesouosost neměla překročit 1 mm [1]. Technologie lepení je rychle rozvíjející se oblastí, proto lze předpokládat, že některé zde uváděné nevýhody v budoucnu odpadnou.

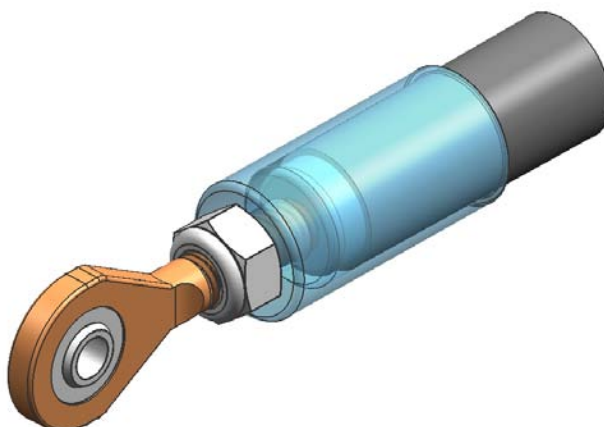


Obr. 2 Návrh kuželovitého kompozitního táhla

Souosost je u táhel používaných v letectví společně s hmotností táhla prioritní požadavek. U níže popsaného mechanického spoje byl kladen hlavní důraz na to, aby k těmto negativním vlivům lepeného spoje nedošlo.

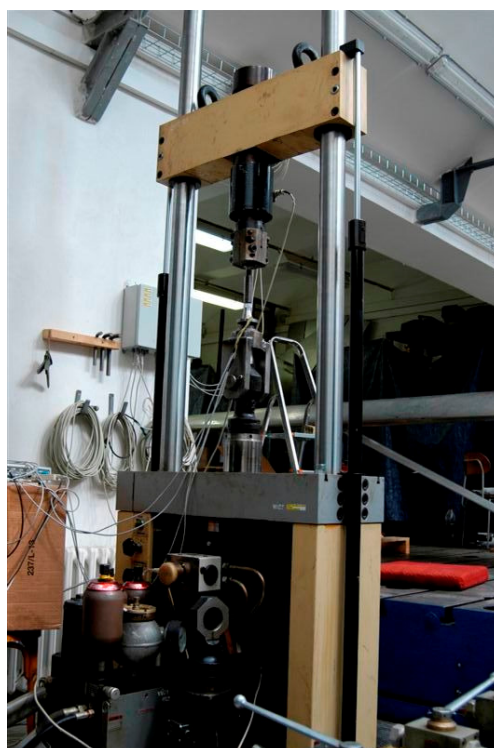
Mechanický spoj

Prvotní návrh mechanického spoje bylo kompozitní táhlo kuželového tvaru s úhlem kužele 2° . Tento úhel zaručuje samosvornost mechanického spoje. Kuželové táhlo má také výhodu, že s rozšiřujícím se průměrem táhla současně roste velikost kvadratického modulu průřezu J_z a s ním ohybová tuhost. Důsledkem je potom dosažení větší kritické síly ve vzpěru.



Obr. 3 Mechanický spoj

Mechanický spoj byl navržen jako sestava dvou duralových kuželových nátrubků pevně obepínajících konec kompozitového táhla. Tyto nátrubky byly sevřeny pomocí šroubu (obr. 3). Spoj byl navržen jako rozebíratelný. Ve spolupráci s firmou CompoTech Plus, s. r. o., bylo navrženo a zhotoveno navíjecí jádro. Pro zkoušku tohoto spoje byla vyrobena čtyři kompozitová táhla a příslušný počet nátrubků mechanického spoje. Táhla byla navinuta ze tří vrstev. První návin byl vytvořen pod úhlem 87° o tloušťce 0,55 mm. Druhý návin pod úhlem 0° a měl tloušťku 0,51 mm. Třetí návin byl pod úhlem $30,8^\circ$ o tloušťce 0,55 mm. Z těchto tří návinů přenáší největší část zatížení druhý návin. Zbylé dva slouží pouze jako podpěrné. Dále byl zkonstruován přípravek (obr. 4) pro uchycení táhel do zkušebního zařízení INSTRON ZUZ 200. Tento upínací přípravek se skládá ze čtyř duralových kuželů svírající válcový konec táhla.

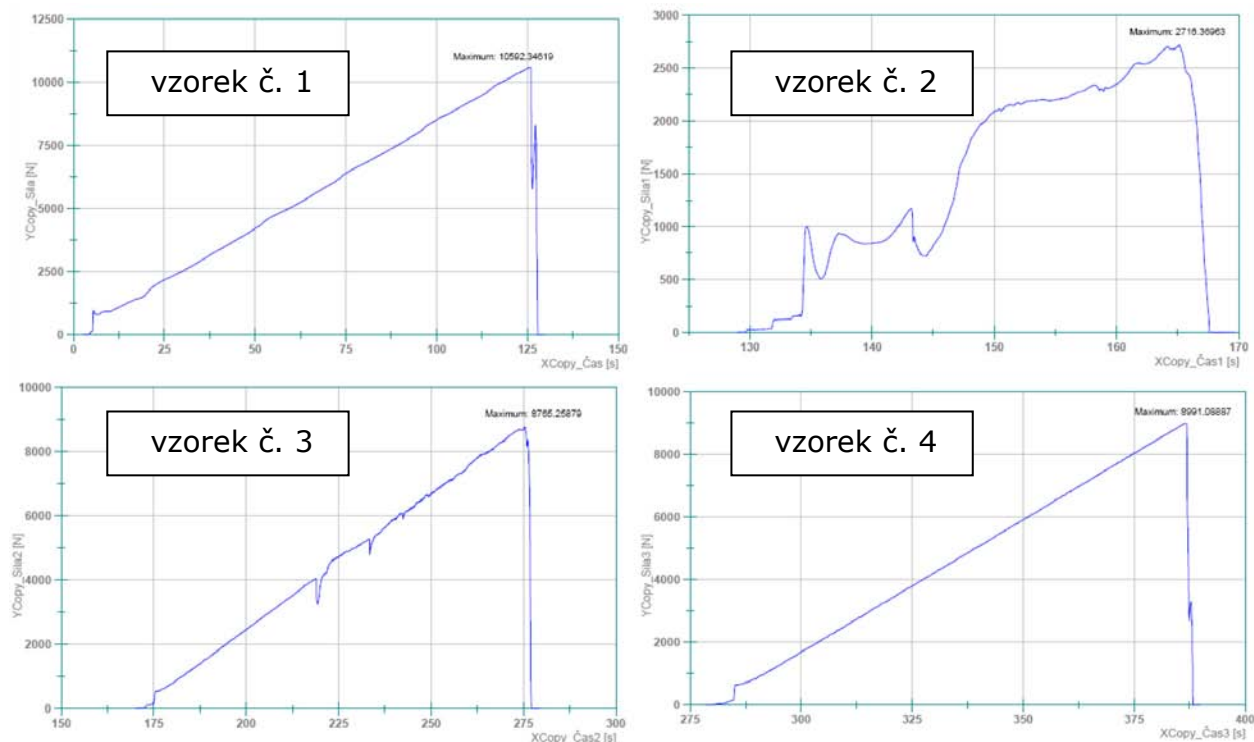


Obr. 4 Upínací přípravek a zkušební stroj INSTRON ZUZ 200

Vzorky byly zatěžovány pouze tahovou silou dokud nedošlo k vytažení vnitřního nátrubku o délce 35 mm. Zkoušky upozornily na několik nedostatků navrženého spoje:

- Projevil se velký vliv na přesnost úhlu vnitřního nátrubku, jak je vidět na obr. 5. U vzorku č.2 nebyl přesně dodržen úhel kužele 2° , což mělo za následek dosažení pouze čtvrtinové hodnoty síly oproti dalším vzorkům.
- Z průběhu zatížení se dá usuzovat, že vnější nátrubek plní svou funkci tj.: sevření vnější strany táhla při vzpěrovém namáhání. Vnější nátrubek nemá vliv na velikost výsledné tahové síly.
- Délka vnitřního nátrubku se ukázala jako nedostačující.

- Deformace vnitřní stěny táhla. První vrstva návinu se ukázala jako málo odolná vůči vystavenému zatížení. Došlo k jejímu odtržení, což je názorné z obr. 6.



Obr. 5 Průběh závislosti tahové síly na čase



Obr. 6 Odtržená vrstva návinu

Největší tahová síla byla dosažena na vzorku č. 1 a to 10 600 N. U vzorku č. 2 pouze 2 716 N (nepřesný úhel jeho kužele). U zbylých dvou vzorků bylo dosaženo síly 8 766 N a 8 991 N.

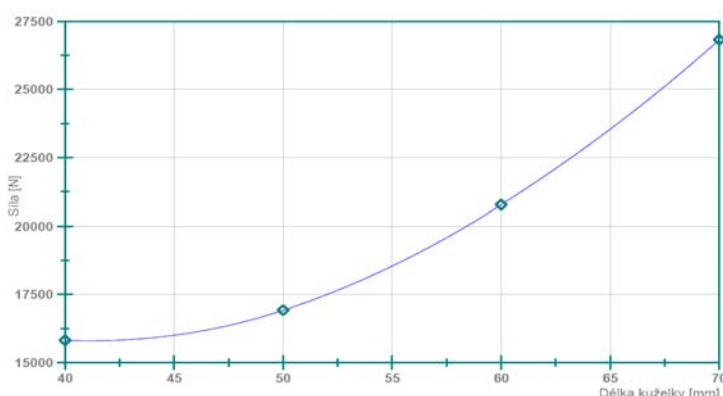
Vliv délky vnitřního nátrubku

Pro další správnou konstrukci spoje bylo zapotřebí zjistit, jaký vliv má délka vnitřního nátrubku na velikost tahové síly potřebné k jeho vytažení. Z tohoto důvodu byly vyrobeny 4 nátrubky o délkách 40 mm; 50 mm; 60 mm; 70 mm (obr. 7). Všechny nátrubky měly menší průměr o velikosti 16,3 mm. Pro zkoušku byla použita táhla z předchozí zkoušky. Pro odstranění poškozených konců byla táhla zkrácena o 40 mm.



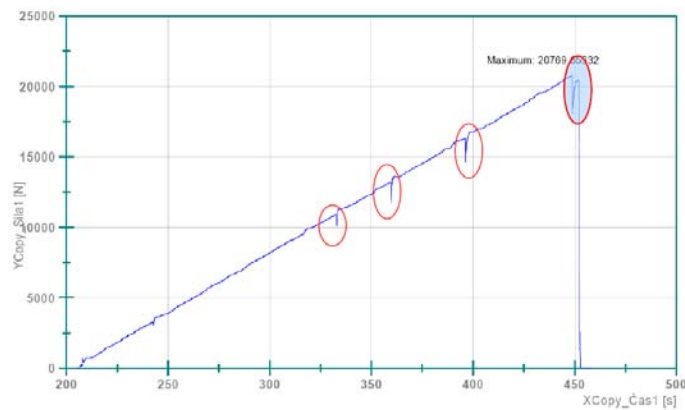
Obr. 7 Kuželíky 70mm, 60mm, 50mm, 40mm

Jako u předchozí zkoušky bylo zatěžování provedeno pouze osovou tahovou silou. Z naměřených hodnot vyplývá, že závislost délky kuželíku na tahové síle má přibližně parabolický průběh. To je názorně vidět na obr. 8.



Obr. 8 Závislost délky na tahové síle

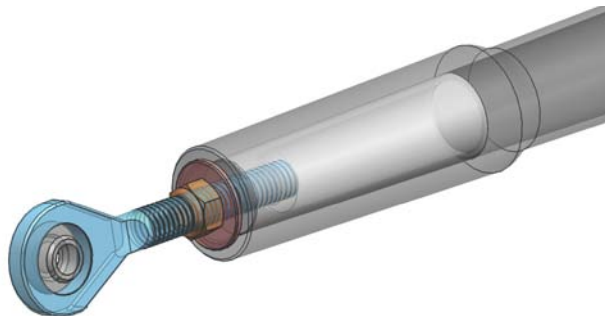
Z průběhů zatěžování jednotlivých vzorků je vidět, že dochází k tzv. "prokluzům", to je rychlému náhlému posunutí nátrubku uvnitř táhla. Na obr. 9 jsou prokluzu zvýrazněny. U všech vzorků se začínají vyskytovat přibližně po překročení síly 5 000 N.



Obr. 9 Zvýrazněné prokluzu na průběhu zatěžování kuželky o délce 60mm

Lisovaný spoj

Z analýzy výsledků všech předešlých zkoušek vyplynuly změny konstrukce mechanického spoje. Aby bylo zabráněno prokluzům, byly konce táhel zesíleny třemi příčnými návinu. Došlo ke změně úhlu navíjení u prvního návinu, aby bylo zabráněno vytržení vnitřní vrstvy. Ze sestavy spoje byl vypuštěn vnější nátrubek. Byl nahrazen podložkou. Předpokládaná upravená konstrukce spoje je zobrazena na následujícím obrázku 10.



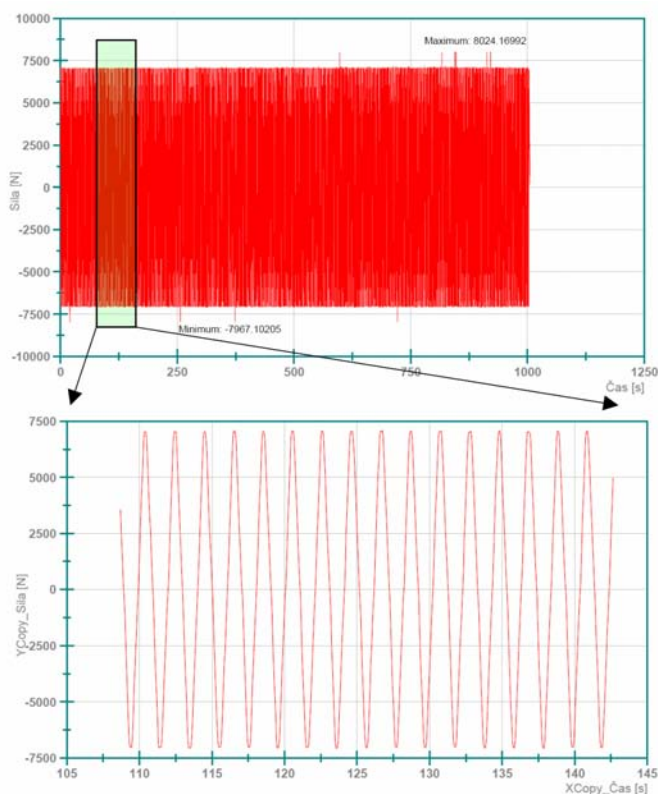
Obr. 10 Upravená konstrukce mechanického spoje

Navržené táhlo mělo tyto parametry: úhel prvního návinu 27° o tloušťce 0,61 mm, druhý a třetí návin zůstal nezměněn. Na vnější konec táhla v prostoru uložení nátrubku přibýly tři příčné návinu pod úhlem 87° o tloušťce přibližně 1,8 mm (obr. 11). Při tahové zkoušce upraveného mechanického spoje byl použit duralový nátrubek o délce 60 mm. Výskytu prokluzů se i přes zesílení konce táhla zabránit nepodařilo. Ještě před vytažením vnitřní kuželky došlo k přetržení šroubu, který spojoval kuželku se zkušebním zařízením. Bylo dosaženo maximální tahové síly $F=24\,217\text{ N}$. Nátrubek se vlioval do konce táhla o vzdálenost 13,5 mm. Tento experiment vedl k použití lisovaného spoje. Takovýto spoj by zaručoval souosost všech jednotlivých částí. K samotnému zalisování nátrubků by stačil jednoduchý přípravek a proces lisování je oproti lepení časově i technologicky méně náročný.

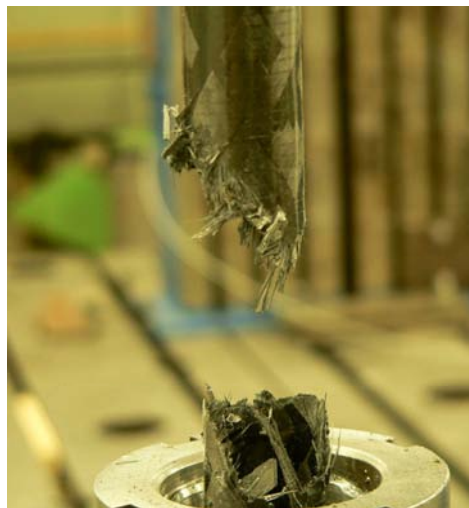
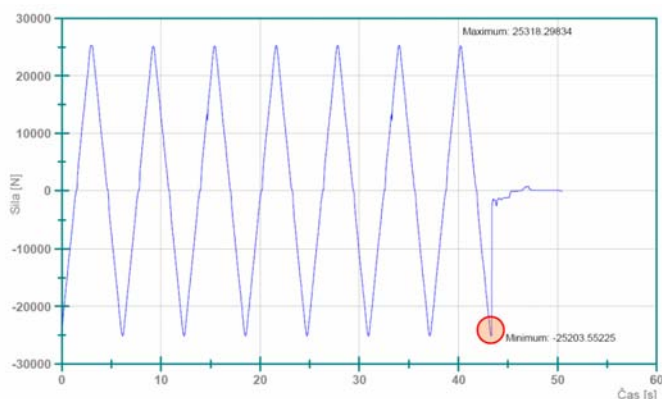


Obr. 11 Zesílený konec táhla

K ověření lisovaného spoje bylo použito kompozitní táhlo s nalisovanou koncovkou z předchozí zkoušky. Bylo použito cyklické zatěžování spoje jakožto nejnáročnější způsob zatěžování. Spoj byl nejprve zatěžován silou $\pm 7\,000\text{ N}$ po pětistech cyklech (obr. 12). Na spoj toto zatěžování nemělo jakýkoli vliv. Proto byla dále postupně zvětšována zatěžující síla a současně snižován počet cyklů. Takto bylo dosaženo zatížení $\pm 25\,000\text{ N}$. V průběhu sedmého cyklu došlo ke zlomení táhla (obr. 13), aniž by došlo k porušení lisovaného spoje. Táhlo se zlomilo v místě přechodu z válcové části do kuželové části táhla.



Obr. 12 Cyklické zatěžování



Obr. 13 Zlomené táhlo

Závěr

Příspěvek seznamuje s procesem návrhu mechanického spojení kompozitového táhla s kovovou koncovkou. Smyslem uskutečněných zkoušek bylo pokusit se vyvinout alternativu spojení kompozitové táhlo – koncovka k lepenému spoji. Zkoušky ukázaly několik závažných nedostatků navrhovaných spojí. Konstrukční řešení brala ohled především na použitou technologii navíjení, což bylo diskutováno s firmou CompoTech Plus, s. r. o. V současné době probíhá série zkoušek k ověření lisovaného spoje. U tohoto typu spojení bude nezbytné řešit vliv stárnutí dlouhodobě zatěžovaného kompozitu a mezimateriálovou korozi.

Výhled

Budou dokončeny zkoušky lisovaného spoje. Zkoušky budou zaměřeny také na vliv prostředí na tento typ spoje.

Po vyřešení problematiky spoje táhlo-koncovka bude projekt zaměřen na optimalizaci kompozitového táhla. Budou hledány algoritmy pro optimalizaci táhla z hlediska únosnosti, hmotnosti, technologie a ceny.

Literatura:

- [1] T. Marczi, M. Kábrt, Composites in the Airplane Control System, in proceedings of 5th International Conference on Advanced Engineering Design, Praha, červen 2006
- [2] CompoTech Plus s.r.o., World Record Breaking Flight for CompoTech Customer, article on <http://www.compotech.com/newsitem.aspx?n=13>, March 2006

- [3] Mikula J., Konstrukce a projektování letadel, Podvozky, řízení letadla, rozpočty a náklady, ČVUT Praha, 2004
- [4] T. Marczi, J. Stehlík, K. Blahouš, Composite Airplane Control Rod with Metal End Joint, in proceedings of Aerospace Research Centre Conference, Praha, říjen 2006