

**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**

Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

**Aplikace kompozitních materiálů
na letecké konstrukce**

**Composite material applications
at aeronautical structures**

ZKRÁCENÁ VERZE HABILITAČNÍ PRÁCE



BRNO 2005

KLÍČOVÁ SLOVA

kompozity, kompozitní konstrukce, letadlo, sendvičová konstrukce,

KEY WORDS

composites, composite structure, aircraft, sandwich structure,

MÍSTO ULOŽENÍ PRÁCE

Oddělení pro vědu a výzkum Fakulty strojního inženýrství Vysokého učení technického v Brně.

Seznam symbolů a zkratek

A		matice membránové tuhosti
a	[mm]	délka panelu
B		matice vazebné tuhosti
b	[mm]	šířka panelu
c	[mm]	tloušťka jádra sendviče
CLKV		Centrum leteckého a kosmického výzkumu
D		matice ohybové tuhosti
E	[MPa]	modul pružnosti v tahu
e	[mm]	polovina tloušťky jádra sendviče
FAR		Federal Aviation Requirements (Federální letecké předpisy) – USA
FPF		porucha první vrstvy (first ply failure)
f	[1]	součinitel bezpečnosti
G	[MPa]	modul pružnosti ve smyku
GA		General Aviation (všeobecné letectví)
h	[mm]	výška
j	[1]	jistota
JAR		Join Aviation Requirements (Společné letecké předpisy) – Evropa
K		koefficient ztráty stability
LPF		porucha poslední vrstvy (last ply failure)
M	[%]	hmotnostní podíl
m	[kg]	hmotnost
	[N]	liniový moment, vektor liniového momentu
	[1]	počet půlvln v podélném směru
n	[1]	počet půlvln v příčném směru
q	[Nmm ⁻¹]	tahový (tlakový) nebo smykový tok, vektor liniové síly
p	[Nmm ⁻²]	zatížení působící kolmo na střednicovou rovinu panelu
S		matice poddajnosti vrstvy
SOP		svislé ocasní plochy
T		transformační matice
	[⁰]	změna teploty
t	[mm]	tloušťka
U	[mm ²]	plocha uzavřeného průřezu
u	[mm]	posunutí ve směru x-ové osy
v	[mm]	posunutí ve směru y-ové osy
V	[%],[m ³]	objemový podíl, objem
VOP		vodorovné ocasní plochy
w	[mm]	posunutí ve směru z-ové osy
γ	[10 ⁶ , %]	smykové přetvoření, deformace
δ	[mm]	tloušťka vrstvy laminátu
ε	[10 ⁶ , %]	normální přetvoření, deformace
η	[1]	součinitel rezervy
μ	[1]	Poissonovo číslo
θ	[⁰]	úhel mezi materiálovým a obecným souřadnicovým systémem
ρ	[g.cm ⁻¹]	hustota
σ	[MPa]	normální napětí
τ	[MPa]	smykové napětí

OBSAH

1.	Úvod do problematiky	6
1.1.	Nové konstrukce v kategoriích všeobecného letectví.....	6
1.2.	Nové konstrukce v kategorii kluzáků	7
1.3.	Nové konstrukce v kategorii ultralehkých letounů.....	7
1.4.	Kompozitní konstrukce v České republice.....	8
2.	Cíle práce.....	9
3.	Teoretické podklady	9
3.1.	Pevnost a tuhost konstrukce	9
3.2.	Stabilita panelu	11
3.3.	Sendvičové konstrukce.....	13
3.4.	Sekundární zatížení	14
4.	Certifikační požadavky.....	15
5.	Prvotní kroky vývoje	16
5.1.	Příprava zkušebních vzorků.....	16
5.2.	Výzkum chování panelů	16
6.	Aplikace kompozitů na konstrukce	18
6.1.	Konstrukce křídla	18
6.1.1.	Hlavní nosník.....	18
6.1.2.	Potah	19
6.1.3.	Ověřovací zkoušky celých křídel	20
6.1.4.	Diskuse k aplikaci na konstrukce křídel	20
6.2.	Konstrukce trupu	21
6.2.2.	Návrh konstrukce trupu	21
6.2.3.	Diskuse k aplikaci na konstrukce trupů.....	22
6.3.	Konstrukce ostatních částí letadel	22
6.3.1.	Vývoj kompozitních ok	23
6.3.2.	Táhla řízení.....	24
7.	Závěrečné shrnutí	25
8.	Literatura	26
9.	Summary.....	28

PŘEDSTAVENÍ AUTORA HABILITAČNÍ PRÁCE

Jaroslav Juračka se narodil v roce 1971 ve Velkém Meziříčí. V roce 1994 absolvoval FSI VUT v Brně, obor Letadlová technika, specializaci Stavba letedel. V roce 2001 obhájil disertační práci na téma *Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu* a získal titul Ph.D.

Od roku 1999 je zaměstnancem Leteckého ústavu. Nejprve pracoval jako technický pracovník a později jako asistent. Od roku 2001 jako odborný asistent. Od roku 2000 pracoval jako vedoucí Zkušebny letecké techniky Leteckého ústavu a zároveň jako zaměstnanec Centra leteckého a kosmického výzkumu (projekt MŠMT LN00B051). Od roku 2002 je také tajemníkem Leteckého ústavu.

Pedagogické zkušenosti získal již během výuky v rámci doktorského studia a hlavně od roku 1999, kdy garantoval předmět Stavba letadel. Od roku 2001 pak Semestrální projekt I, Semestrální projekt II (od 2000) a Aeroelasticita (od 2003). Od roku 2004 také samostatně vedl předměty Aircraft Design I a Design Project I pro zahraniční studenty studující na FSI v rámci projektu Socrates/Erasmus. Podařilo se mu od roku 2005 zařadit nově vytvořený předmět Kompozitní konstrukce v letectví.

Již během svého magisterského studia se zabýval dřevěnými konstrukcemi, které jsou se svými anizotropními vlastnostmi prvním přírodním předstupněm kompozitů. Provedl pevnostní výpočty několika úspěšných dřevěných konstrukcí (např. kluzák TST-1 Alpin T). Externě spolupracoval při vývoji letadel TST-2 Duo, TST-3 Alpin T, TST-5 Variant a MM-3 Ibis. Následovaly kompozitní konstrukce křídla letounu S-8 Mustang, který se však z finančních důvodů nerealizoval, nebo konstrukce úspěšného celokompozitního kluzáku TST – 10 Atlas. Během doktorského studia i následně po jeho ukončení se jako zaměstnanec Leteckého ústavu zabýval problematikou kompozitních konstrukcí z hlediska pevnostního návrhu a následně experimentálního ověření a únosností. Podílel se na přípravě materiálů pro kurzy Centra vzdělávání a poradenství VUT v Brně, např. Navrhování konstrukcí z kompozitních materiálů [27] v roce 1997.

Během celého působení na VUT spolupracoval na řešení mnoha úkolů rozvoje vědy a výzkumu a vedlejší hospodářské činnosti. Od roku 2000 byl vedoucím dílčího úkolu B3 CLKV – Experimentální metody laboratorních zkoušek leteckých konstrukcí a od roku 2001 pracoval jako tajemník Centra. Je spoluřešitelem projektů MPO ČR v programech Impuls a Tandem (FD-K3/042 „Vývoj malé větrné elektrárny o výkonu do 20 KW“, FI-IM/039 „Vývoj malého víceúčelového dopravního letounu EV-55 D-Smart“, FT-TA/026 „Vytvoření integrovaného prostředí s posílením analytických přístupů virtuálního modelování jako nástrojů efektivní stavby letadlových konstrukcí“, FI-IM/210 „Vývoj vysokovýkonného kluzáku G304 S“). V roce 2004 se také významně podílel na přípravě nového projektu Centrum leteckého a kosmického výzkumu získaného v rámci programu Výzkumná centra 1M vyhlášeného MŠMT ČR.

Je autorem nebo spoluautorem 112 prací, z toho 10 zahraničních, a převážné většiny z 90 protokolů ze zkoušek na Zkušebně letecké techniky. Jeho publikační činnost je orientována především do oblasti zkušebnictví a shody výpočtů metodou konečných prvků s experimentem.

1. ÚVOD DO PROBLEMATIKY

Mohli bychom se domnívat, že od doby první aplikace kompozitních materiálů na letounu Spitfire [6] začátkem čtyřicátých let uložením lněných látek ve fenolické matici budou dnes kompozity dominantní v konstrukci letadel. Zkusme tedy provést hodnocení současného stavu jejich využívání.

Při podrobnějším zkoumání schémat konstrukcí civilních dopravních letadel je zřejmé, že se kompozitní materiály užívají pro díly s nižší intenzitou namáhání. Primární konstrukce letadel se stále vyrábějí a spojují klasickým způsobem a kompozitní materiály se používají až na sekundární díly. Novým směrem je snad A380, kde se začínají významněji používat CARE materiály, zvláště na konstrukci trupu.

Rychleji začaly kompozity pronikat do nižších kategorií letadel. Jedná se o letouny pro malou dopravu – „commutery“ a malé „buss-jety“, tedy letouny s přetlakovými trupy. Je dokončena certifikace letounu EXTRA 400. Zde je zajímavé, že i tak náročné díly, jako přetlaková přepážka trupu, jsou vytvářeny ruční laminací. V oblasti malých „buss-jetů“ se objevil projekt Safir slibující celokompozitní přetlakový letoun poháněný malými proudovými motory s koncovou cenou okolo 1 000 000 USD. Novinkou je i nový projekt proudového kompozitního letounu D-JET rakouské firmy Diamond Aircraft. Zvláštností poslední výstavy ve Friedrichshafenu byl zatím nelétající prototyp celokompozitního výcvikového „jetu“ EM-10 Bielik z polské Bielsko-Bialy.

V následujících podkapitolách je shrnut přehled nových realizovaných projektů v oblasti letectví v kategorii JAR/FAR-23 a nižších. Do přehledu byly zařazeny nové konstrukce, které se objevily v letech 2000–2003. Uváděné novinky jsou uvedeny postupně podle kategorií stavebních předpisů, do kterých letouny náleží.



Obr. 1.1 Celokompozitní letoun Cirrus SR-22

1.1. Nové konstrukce v kategoriích všeobecného letectví

Nejnižším stavebním předpisem v kategorii certifikovaných letounů je předpis JAR-VLA. Doposud byly zaznamenány pouze dva masověji vyráběné letouny – KATANA firmy HOAC a EUROPA rozšířená především ve formě stavebnic.

Nyní se objevily dvě konstrukce německých výrobců, celokompozitní letouny Aquila a Wega vycházející z dlouholeté německé technologické tradice výroby kompozitních větroňů. Co do použité koncepce se jedná o standardní dolnoplošníky skořepinové kompozitní konstrukce s poměrně bohatým využitím sendvičů.

Další kategorií letadel jsou letouny s certifikační bází JAR/FAR-23. Zde zcela dominují dva letouny – americký Cirrus SR-20, 22 a rakouský DA 42 Twin Star. Letoun Cirrus

(obr. 1.1) je vyvinut novou firmou a v roce 2003 byl nejprodávanějším letounem této kategorie s prodejem 200 ks. Letoun Lancair, další americký letoun, je zhodnocením dlouhého vývoje celé řady úspěšných „homebuildů“. Z hlediska kompozitní konstrukce je zajímavé široké používání prepregů. Oba jednomotorové typy udivují především výkony dosahovanými díky dobré aerodynamice a motoru o výkonu 300 HP, tj. rychlosti Cirrus SR-22 180 knot a Lancair 190 knot. Čtyřsedadlovky firmy Diamond Aircraft – letoun DA 40 Diamond Star a dvoumotorový DA 42 Twin Star – jsou logickým pokračováním vývoje letounů Katana a firma se tak přesunula na trh letounů vyšší kategorie. Co do konstrukce, jedná se o využití osvědčených prvků letounu Katana.



Obr. 1.2 Letoun DA 42 Twin Star

Poslední čtyřsedadlovkou je letoun Dynaero. Ten vznikl jako pokračování řady celokompozitních letounů MCR Banbi a je možno identifikovat celou řadu dědičných znaků. Z hlediska kompozitů firma rozsáhle používá uhlíkové tkaniny. Velice zajímavé z hlediska ekonomie je, že se jedná o pokus převážet čtyři osoby letounem poháněným motorem Rotax o výkonu 100 HP, což slibuje vysokou ekonomiku provozu.

1.2. Nové konstrukce v kategorii kluzáků

Nejvýznamnější procento využití kompozitních materiálů na letadle je již tradičně u kluzáků. Většinou se zde používají uhlíkové a skelné lamináty při ruční laminaci. Velice známé jsou dnes již „historické“ celokompozitní větroně ASV-19 či Kestler, Nimbus, ale i nové konstrukce ASH-25 s rozpětím přes 20 m, nebo Nimbus 4. Snahy o zvyšování výkonů se odrážejí ve zvyšování štíhlostí. Extrémem je kluzák vyvinutý v německém Braunschweigu (Flugtechnik&Lichtbau) nazvaný Etha, který má rozpětí 30,9 m.

Současný trend se více zaměřuje na zástavby pomocných pohonných jednotek, které významně snižují pravděpodobnost přistání do terénu nebo dokonce umožňují samostatný vzlet. Samozřejmě se stávají velmi kvalitně a komfortně vybavené kabiny pilota. Dalším trendem je životnost kluzáků. Standardem je dnes životnost šest tisíc, někdy i dvanáct tisíc letových hodin a začíná se diskutovat i o životnosti dvacet čtyři tisíc letových hodin. Prakticky se však nikdy nevyužije, protože roční nálety kluzáků jsou 100–200 hodin.

1.3. Nové konstrukce v kategorii ultralehkých letounů

Kategorie UL je co do počtu novinek nejdynamičtěji se rozvíjející kategorií malého letectví. Novinky přesně kopírují situaci, kdy se na UL letounech odehrává značná část sportovního létání ve světě. Z původních letounů sloužících pouze ke krátkým pobytům ve vzduchu se staly výkonné stroje k provozování turistického létání. Na tento trend zareagovali pře-

devším čeští a němečtí výrobci a představili s určitým zpožděním rychlé turistické dolnoplošníky.

Příkladem jsou elegantní celokompozitní dolnoplošníky jako FK14 a Impuls. Oba výrobci připravují i varianty se zatahovacím podvozkem. Německý konstruktér Dallach představil jednu úplnou novinku. Letoun Fascination, který můžeme považovat za jakéhosi zakladatele trendu rychlých dolnoplošníků se zatahovacím podvozkem v kategorii UL. Italským příspěvkem do této kategorie je letoun Texan (celokompozitní sendvičový dolnoplošník svou filosofií připomínající český letoun STAR). Na Slovensku byly dlouholeté zkušenosti se stavbou stavebnic letounu Lancair zúročeny vlastním letounem Dynamic. Opět celokompozitní dolnoplošník hojně využívající sendviče a uhlíkové materiály, varianty s pevným i zatahovacím podvozkem.

Zajímavým letounem je amfobie Seahawk, vyvíjená v Čechách pro Německého zákazníka.

1.4. Kompozitní konstrukce v České republice

Aplikace kompozitních materiálů v našem letectví odpovídá světovému trendu. Na jediném námi vyráběném vojenském letounu L-159 ALCA je využití kompozitů v podstatě jen jako kompozitní kryt na spodní straně trupu, který slouží jako ochrana pilota proti pěchotním zbraním (kombinace kevlaru a keramiky). V kategorii všeobecného letectví je jejich využití standardní, tj. např. na ručně laminované kryty motorů, koncové oblouky křídel a ocasních ploch. Vše je vyráběné ruční laminací pro svoji nízkou cenu a tvarovou náročnost. Na novém letounu Ae 270 Ibis se vyrábí kompozitní hřbetní kýl, koncový oblouk kýlu a ocasní kryt trupu. Dále pak uhlíkové díly, jako jsou podvozkové dveře, spoiler a torzní náhon přistávacích klapek, následováno asi 100 díly v interiéru letadla, jako jsou např. interiérové panely a rozvod klimatizace.

Největším českým producentem využívajícím kompozitní materiály je společnost Shempp-Hirth v Chocni, která vyrábí celokompozitního větroně Discus CZ, a v Kutné Hoře společnost HPH vyrábějící celokompozitní kluzák Glasflügel G304.

Poslední významnou kategorií letadel jsou ultralehká letadla, kde spolu s Německem patříme k největším světovým výrobcům. Vývoz těchto letadel dělá ročně obrát přes 1 mld. Kč. Svoji relativní nezávislostí na schvalovacím procesu ÚCL ČR umožnila nejvyšší rozvoj v oblasti využití kompozitních materiálů. Příkladem úspěšných letadel mohou být celokompozitní letouny UFM-10 Samba, UFM-13 Lambáda, TL-92 Star atd. Novinkami českých výrobců jsou letouny TL-2000 Sting Karbon, Samba XXL, či VL-3. Na konstrukci křídel i sendvičových trupů jsou používány v širokém rozsahu i uhlíkové materiály.

Další velké využití kompozitů je v aerodynamických krytech, předních částech trupů (ať již je nebo není zastavěn motor), nádržích a jiných tvarově složitých dílech.

2. CÍLE PRÁCE

Jak vyplývá z předcházejícího rozboru, jsou kompozitní materiály velmi rozšířené ve světě. V naší republice však pouze na úrovni kluzáků a ultralehkých letounů. Jejich využití ve vyšších kategoriích je skoro nulové. Proto si předkládaná práce klade za cíl vybrat nejproblematictější oblasti bránící konstruktérovi aplikovat kompozitní materiál na navrhovaný letoun.

Podstatná část literatury věnující se kompozitním materiálům se zabývá technologií kompozitů. Ta část zabývající se návrhem a analýzou je pak buď příliš obecná, nebo se zaměřuje pouze na úzký problém. V každém případě nenajdeme v literatuře metodiku nebo konkrétnější přiblížení posloupnosti jednotlivých kroků návrhu konstrukce a popis přístupu k těmto krokům. Tato metodika je blíže popsána v autorově disertační práci [38]. Předložená habilitační práce pak na ni navazuje s cílem prohloubit poznatky z vybraných problematik návrhu.

Na základě zmapované situace a získaných zkušeností autora byly stanoveny hlavní a vedlejší cíle práce.

Za hlavní cíle práce bylo zvoleno:

1. revize současné situace v navrhování kompozitních konstrukcí a jejich aplikaci na letadla,
2. utřídění všech doposud získaných teoretických podkladů využitelných při návrhu konstrukce,
3. definice metodických poznámek k problematice návrhu tenkostěnné kompozitní konstrukce, sendvičům a zvláště však k problematice stabilit,
4. utřídění a zpřehlednění získaných vlastních zkušeností s chováním kompozitních konstrukcí při zkouškách,
5. zpracování metodiky aplikace kompozitního materiálu na leteckou konstrukci s ohledem na provedení jednotlivých konstrukčních částí a jejich dimenzování.

Vedlejším cílem práce je:

6. utřídění podkladů použitelných pro studium kompozitních konstrukcí.

3. TEORETICKÉ PODKLADY

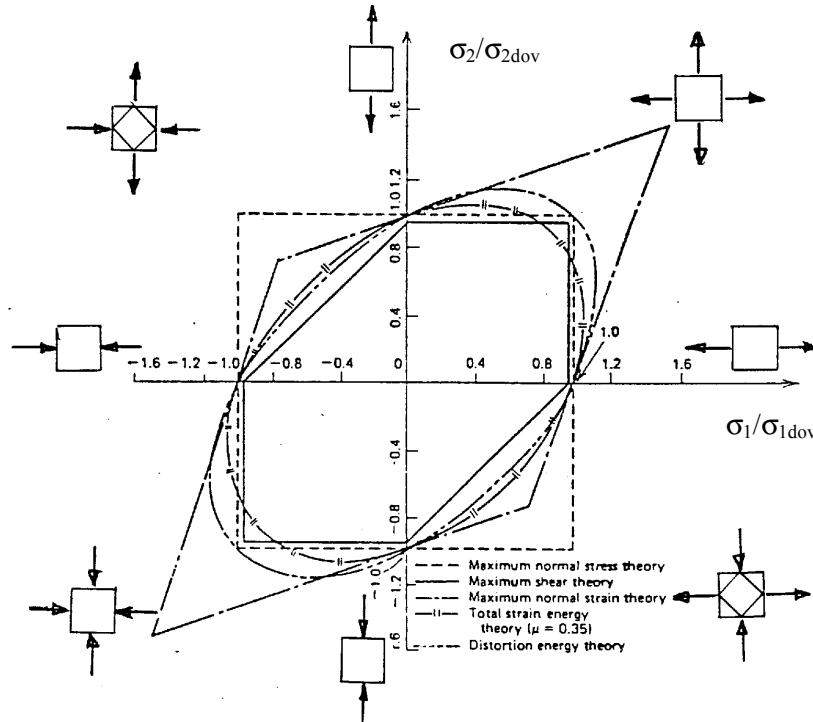
Níže uvedené podkapitoly přibližují teoretické podklady zahrnuté do vlastní práce. Mimo zmíněné oblasti řeší vlastní práce také problematiku lepených a mechanických spojů, vliv otvorů na napjatost v konstrukci a interlaminárního napětí.

3.1. Pevnost a tuhost konstrukce

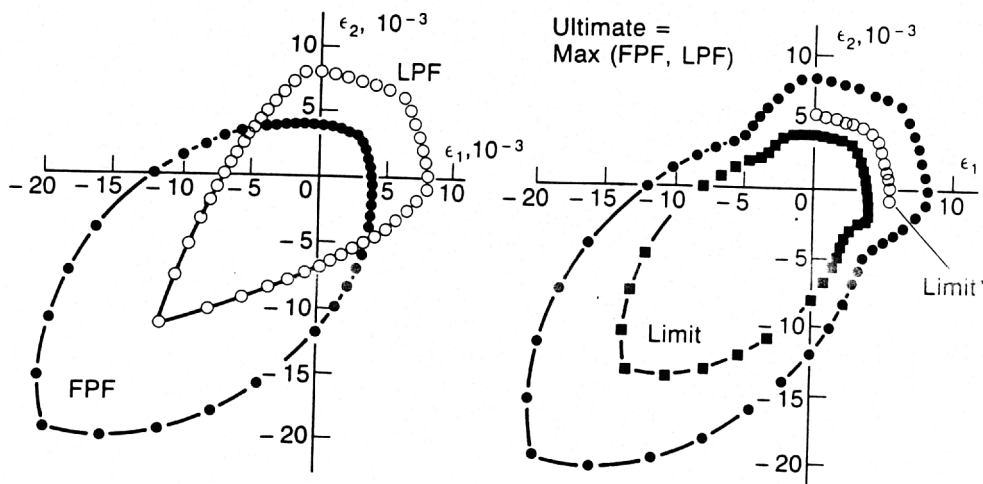
Pro definici tuhostních charakteristik a stanovení napěťového a deformačního stavu laminátu a následně celé konstrukce lze – vzhledem k současnému vybavení osobními počítači – provést analýzu navrženého laminátu přímo s využitím mnoha dostupných programů založených na klasické teorii laminátů. Ta umožňuje stanovit tuhost každé vrstvy v obecném souřadnicovém systému, celkovou tuhost laminátu, deformace laminátu pro zadané zatížení, deformace a napětí pro jednotlivé vrstvy ve směru materiálových os a porovnání napětí a deformací každé vrstvy s poruchovými obálkami příslušné vrstvy.

Jestliže dostaneme napětí a deformace v jednotlivých vrstvách, je třeba je porovnat s dovolenými (mezními) hodnotami a určit součinitel rezervy vůči rozhodujícímu meznímu stavu. Pomineme-li stavy a poruchy vyvolané jednoosým (jednosměrným) zatížením pro svoji relativní jednoduchost, je ve většině případů reálný stav poruchy vyvolaný dvouosým zatížením. Příklad poruchy vyvolané tříosým zatížením nemusíme uvažovat, protože většina kompozitních konstrukcí je tenkostěnných s rovinnou napjatostí.

Pro posouzení těchto mezních stavů musíme znát meze tahové a tlakové pevnosti a deformace v podélném a příčném směru a maximální smykovou pevnost společně s max. smykovou deformací dané vyšetřované vrstvy. Poté s využitím různých poruchových kritérií (viz obr. 3.1) můžeme stanovit bezpečnost vzhledem k určitému meznímu stavu. V případě potřeby můžeme na základě znalosti skladby také definovat pevnostní obálku celého laminátu jako superponovanou obálku pro laminát vrstvený z těchto vrstev (obr. 3.2.)



Obr. 3.1 Porovnání kritérií pevnosti v nulové smykové rovině [25].



Obr. 3.2 Obálky pro laminát T300/5208 $\pi/4$ v obecném souřadném systému [3]

Tyto obálky mohou zahrnovat první poruchu vrstvy (FPF) i zohlednění pevnosti degradované vrstvy po poruše až do poslední poruchy vrstvy (LPF). Výsledná pevnostní obálka laminátu je stanovena z FPF a LPF obálek.

3.2. Stabilita panelu

Jedná-li se o obecnou tenkostěnnou konstrukci, je nutno zhodnotit únosnost konstrukce komplexně s dostatečným nadhledem k celé konstrukci a zohledněním stability konstrukce.

Uvažujeme-li kombinované zatížení izotropní desky tahem nebo tlakem q_x , q_y a smykem q_s , můžeme popsat deformaci diferenciální rovnicí [45]:

$$\nabla^4 w = \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} = \frac{1}{D} \left(p + q_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + q_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2q_s \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right). \quad (3.1)$$

V inženýrské praxi se však hodnotí tzv. kritickým napětím, při kterém dojde ke zvlnění či zborcení panelu. Rovnice (3.2) uvádějí standardně užívané vztahy.

$$\text{Pro tlak: } \sigma_{KR} = KE \left(\frac{t}{b} \right)^2, \quad \text{pro smyk: } \tau_{KR} = K_\tau E \left(\frac{t}{b} \right)^2. \quad (3.2)$$

Z pohledu ortotropních materiálů lze analýzu stability rozdělit na řešení pro symetrické lamináty, kde potřebujeme znát pouze ohybovou tuhost (prvky D_{ij} matice), a nesymetrické lamináty, kde potřebujeme znát prvky A_{ij} , B_{ij} , D_{ij} matice, tj. tahovou, vazebnou a ohybovou tuhost. Pro desky ze symetrických laminátů, kde normální q_x , q_y a smykové q_s liniové zatížení působí v rovině desky, se řešení úlohy redukuje na integraci diferenciální ohybové rovnice (3.3) [8] při určitých okrajových podmínkách. V případě, že je laminátová deska *symetrická s ohybovou ortotropií* (prvky ohybové matice $D_{13} = D_{23} = 0$), je možné analytické řešení.

$$\begin{aligned} & D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2D_3 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + 4D_{13} \frac{\partial^4 w}{\partial x^3 \partial y} + 4D_{23} \frac{\partial^4 w}{\partial x \partial y^3} = \\ & = q_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + q_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2q_s \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}, \quad \text{kde } D_3 = D_{12} + 2D_{33} \end{aligned} \quad (3.3)$$

Pro nesymetrické kompozitní lamináty jsou ohybové a membránové deformace vázány tak, že rovnice membránové a ohybové deformace nejsou oddělené. Problém stability desek se pak převede na integraci systému tří diferenciálních rovnic s parciální derivací posunutí $u(x,y)$, $v(x,y)$ a $w(x,y)$ s danými okrajovými podmínkami. Je však nemožné najít řešení této soustavy rovnic v obecném tvaru.

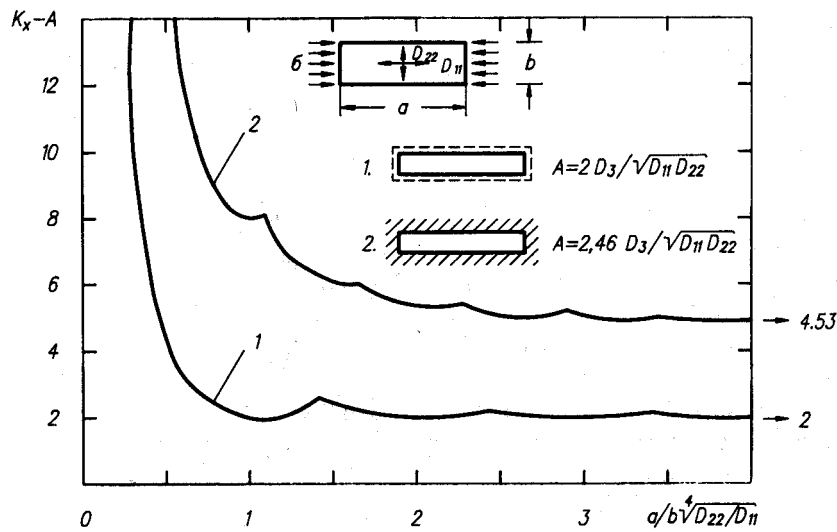
Pro inženýrskou praxi lze využívat odvozené či doporučené vztahy pro výpočet. Například pro jednoosé tlakové zatížení ortotropního pravoúhlého panelu za předpokladu, že definujeme koeficient $D_3 = D_{12} + 2D_{33}$, lze stanovit dle literatury [8] kritické tlakové liniové zatížení ze vztahu:

$$q_{x,kr} = \frac{\pi^2}{b^2} (D_{11} D_{22})^{1/2} K_x, \quad (3.4)$$

kde koeficient ztráty stability K_x lze odečíst z obrázku 3.3. Obdobné vztahy a nomogramy jsou uvedeny v ESDU Data Items 80023. Máme-li ortotropní pravoúhlý panel zatížený dvouosým tlakem nebo tlakem a tahem a můžeme-li definovat zatížení ve směru osy y jako $q_y = \varphi$, pak lze definovat kritické zatížení následovně:

$$q_{x,kr} = \frac{\pi^2 (D_{11} D_{22})^{1/2}}{b^2} K_x \quad \text{a} \quad q_{y,kr} = \frac{\pi^2 (D_{11} D_{22})^{1/2}}{b^2} \varphi K_x, \quad (3.5)$$

kde φ je kladné v případě tlakového q_x , a záporné v případě tahového q_x . K_x je koeficient ztráty stability a vyjadřuje vliv poměrů stran, počtu půlvln a okrajové podmínky (viz numerické výpočty Suchobokovem v CAGI [8]). Pro výpočet lze také využít nomogramy ESDU Data Items 80023.



Obr. 3.3 Koeficient ztráty stability pro symetrické lamináty s ohybovou ortotropií [8]

Obdobné vztahy lze definovat pro smykové zatížení nebo kombinaci jednosměrného tlakového a smykového zatížení ortotropních pravoúhlých panelů.

Řešení ztráty stability pro symetrické lamináty bez ohybové ortotropie (tj. lamináty, pro které jsou členy matice ohybové tuhosti D_{13} , D_{23} nenulové) neexistuje v uzavřeném tvaru. Existují však postupy pro numerické aproximace. Pro první přiblížení postačí řešení pro symetrické lamináty s ohybovou ortotropií uvedené výše s využitím opravných koeficientů.

Při řešení nesymetrických laminátů lze využít teorie ztráty stability symetrických laminátů, ale vzniká chyba, a to směrem ke snížení únosnosti. Přesnější řešení stabilitních problémů umožňuje pouze MKP, ovšem doplněná experimentálním ověřením.

Protože v letectví je většina ploch zakřivených, jsou následující odstavce věnovány problematice kónických a válcových skořepin. Definujme geometrii kónických skořepin poloměry R_1 , R_2 , úhel kónusu α a normální a tečný modul pružnosti E_p a E_θ . Pak obecné vnější zatížení vyvolává ve skořepině normální a tečný smykový tok q_p a $q_{p\theta}$ a deformaci kolmou k povrchu w .

Pro axiální tlakové zatížení lze pak stanovit kritický smykový tok [8] jako:

$$q_{kr} = h \cdot [k_{kr} \frac{h}{R_1} (E_p E_\theta)^{1/2} \cos \alpha], \text{ kde } k_{kr} = \frac{\left(\frac{2G_{p\theta} [1 + (\mu_p \mu_\theta)^{1/2}]^{1/2}}{(E_p E_\theta)^{1/2}} \right)^{1/2}}{[3 \cdot (1 - \mu_p \mu_\theta)]^{1/2}}. \quad (3.5)$$

Pro zatížení kónické skořepiny krutem je uváděn rozsáhlý vztah [8] pro napětí, ze kterého je zjištěno numerickou minimalizací, že kritické napětí nastává při $m = 2$ a velkém n . Pak lze upravit vztah pro kritické napětí do tvaru:

$$\tau_{kr} = \frac{0,75}{\left\langle [1 - (R_1 R_2)^2]^3 \ln(R_2 / R_1) \right\rangle^{1/8}} \cdot \frac{h}{R_1} \left(\frac{h}{R_1} \sin^2 \alpha \cos^3 \alpha \right)^{1/4} \left(\frac{E_p^3 E_\theta^5}{(1 - \mu_p \mu_\theta)^5} \right)^{1/8}. \quad (3.6)$$

Analýza válcových skořepin se může podobat kónickým skořepinám. Za předpokladu, že osy p a θ převedeme na x a y při stejných parametrech válce, lze definovat následující kritická zatížení:

$$q_{kr} = h \cdot \left[\frac{\left(\frac{2G_{xy} [1 + (\mu_x \mu_y)^{1/2}]^{1/2}}{(E_x E_y)^{1/2}} \right)^2}{[3 \cdot (1 - \mu_x \mu_y)]^{1/2}} \cdot \frac{h}{R} (E_x E_y)^{1/2} \right] \quad (3.7)$$

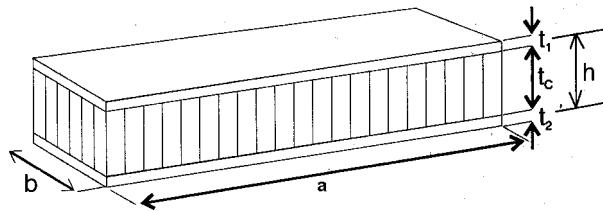
Zatížení válcové skořepiny krutem vyvolá napětí, ze kterého numerickou minimalizací zjistíme, že kritické napětí nastává při $m = 2$ a velkém n . Pak lze upravit vztah pro kritické napětí do tvaru:

$$\tau_{kr} = 0,584 \frac{h}{R} \left(\frac{R}{L} \right)^2 \left[\left(\frac{h}{R} \right)^2 \frac{E_x^3 E_y^5}{(1 - \mu_x \mu_y)^5} \right]^{1/8} \quad (3.8)$$

3.3. Sendvičové konstrukce

Sendvičové konstrukce jsou již dnes běžnou součástí letecké konstrukce. V letecké praxi se pro výrobu vnějších vrstev používají jak kovové, například tenké duralové, hliníkové, ocelové nebo titanové plechy, tak i vyztužené plasty. Jako materiály jádra se nejčastěji používají hliníkové nebo nomexové voštiny nebo pěny.

Vlastní návrh sendvičového panelu začíná definováním zatížení, tj. definice síly, jejího rozložení na panelu a okrajových podmínek. Následně by měla být definována provozní omezení (přípustná deformace, tloušťky, hmotnostní omezení a požadovaný součinitel rezervy).



Obr. 3.4 Sendvičový panel

Poté může následovat výpočet maximálního ohybového momentu a odpovídajících napětí ve vnějších vrstvách a dále výpočet deformací se zahrnutím smykové deformace jádra. Následně pak navazují kontroly:

- kontrola panelu na ztrátu stability

$$q_{x,kr} = \frac{\pi^2 D}{b^2 + \frac{\pi^2 D}{G_j h}}, \quad \text{kde } D = \frac{E_1 t_1 E_2 t_2 h^2}{E_1 t_1 (1 - \mu_2^2) + E_2 t_2 (1 - \mu_1^2)}, \quad (3.9)$$

- kontrola panelu na smykové zvlnění (shear crimping) $q_{s,kr} = t_j G_j b$,

- kontrola panelu na zvlnění pásnic (facing wrinkling)

$$\sigma_{kr} = 0,5 \cdot (G_j E_j E_V)^{1/3}, \quad (3.10)$$

kde E_V je modul pružnosti v tahu vnějších vrstev, G_j a E_j jsou moduly pružnosti jádra,

- kontrola na ztrátu stability buněk (intracell buckling)

$$\sigma_{kr} = \frac{2E_V}{(1 - \mu_V^2)} \left(\frac{t_1}{d_j} \right)^2, \quad \text{kde } d_j \text{ je charakteristický rozměr buňky jádra,} \quad (3.11)$$

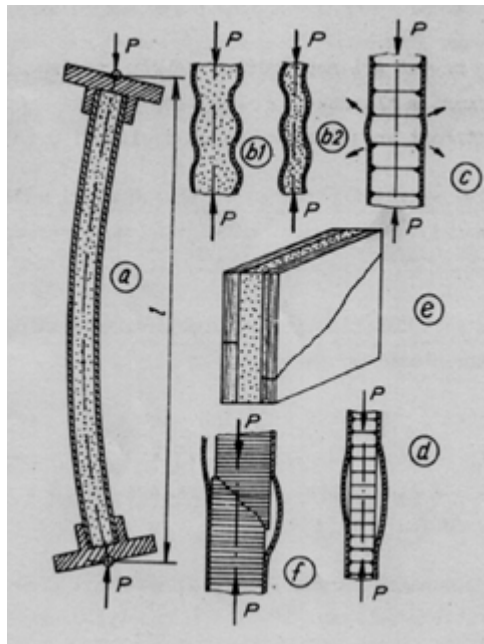
- kontrola jádra na lokální tlakové zatížení

$$\sigma_j = \frac{F}{A}, \text{ kde } F \text{ je zatěžující síla kolmá na panel a } A \text{ je zatěžovaná plocha,}$$

- kontrola jádra na smyk

$$\tau_j = \frac{p}{h}, \text{ kde } p \text{ je liniové zatížení kolmé na panel.}$$

Únosnost sendvičové desky při tečném spojitě rozloženém zatížení v tlaku nebo ve smyku působícím na okrajích vnějších vrstev ve směru tečném ke střednici je omezena poruchami různého typu způsobenými ztrátou stability při různých formách vybočení anebo materiálovými poruchami (obr. 3.5).



Obr. 3.5 Typy poruch sendvičových panelů [45]

3.4. Sekundární zatížení

Pod pojmem sekundární zatížení hledejme především následný vliv konstrukčního návrhu, který svým uspořádáním způsobuje přidavné (nepřímé) zatěžování daného prvku jinými účinky, než se původně předpokládalo (od vnějšího zatížení). Významným fenoménem bývají skokové změny tuhosti a je třeba zdůraznit, že kompozitní konstrukce jsou velice citlivé na tento druh zatížení.

Základní pravidla, která nám umožní vyvarovat se nepříznivým vlivům sekundárního zatížení, jsou:

- využívat standardních sestav 0° , $\pm 45^\circ$, 90° , pokud se nevyžaduje zvláštní chování konstrukce,
- používat symetricky vyvážené lamináty (vrstvy $\pm 45^\circ$ kolem střednicové roviny), aby se zabránilo borcení,
- použít povrchové vrstvy $\pm 45^\circ$ pro snížení citlivosti povrchu k poškození a trhlinám,
- vyhýbat se svazku více než 4 vrstev stejné orientace, aby se omezily tepelné trhliny a štěpení podél vláken,
- spirálovitě klást vrstvy proto, aby se zmenšil úhel mezi nimi a aby se zachoval shodný model vrstvení,
- umožnit různé tepelné roztažnosti v hybridních laminátech,
- dodržet symetrii v laminátu v sestavě lepených a společně vytvrzovaných prvků.

Příkladem sekundárního zatížení je smyková deformace stojin nosníků [15]. Tento jev se vyskytuje v místech, kde se zavádějí osamělé síly do stojiny (např. kořen křídla – krakorec, kde má smykové napětí stojiny diskontinuitu), a tam, kde dochází ke skokové změně tloušťky stojiny. Tento jev je podstatně dominantní, jestliže jsou použity různé materiály pro pásnici a stojinu. V případě, že nastává skoková změna tloušťky stojiny, pak lze definovat přírůstek napětí v pásnici nosníku:

$$\Delta\sigma_B = \sqrt{\frac{E}{G}}(1 - \sqrt{\kappa})\sqrt{\frac{3h_2l}{2bu}}\tau_2, \quad (3.12)$$

kde E je podélný modul pružnosti pásnice, G je modul pružnosti ve smyku materiálu stojiny ve svislém nebo vodorovném směru, h je tloušťka stojiny, l je výška stojiny, u je výška pásnice a τ_2 smykové napětí ve stojině. V oblasti kořene křídla je uvedený jev složitější.

4. CERTIFIKAČNÍ POŽADAVKY

Specifikem certifikačního procesu leteckého výrobku je mimo jiné i aplikace schváleného typu materiálu a technologie výroby. Kompozitní materiály jsou také podrobovány tomuto procesu, stejně jako výroba kompozitních celků. Volba schváleného materiálu a výrobního procesu je proto velmi významná a v případě nevhodné volby může celý proces značně prodražit. Významnou pomocí pro výrobce je databáze ověřených materiálů (např. [46]), při jejichž použití je možné ušetřit až polovinu nákladů na certifikaci. Tyto databáze obsahují celý rozsah materiálů od rovingů, tkanin, nomexových voštin, pěn až po prepregy včetně podrobných údajů o fyzikálních vlastnostech a doporučených návrhových pevnostních hodnot.

Pro certifikaci leteckých konstrukcí podle předpisů FAR byly vydány dva základní dokumenty týkající se konstrukcí z kompozitních materiálů: Advisory Circular AC 20-107 Composite Aircraft Structure a Advisory Circular AC 21-26 Quality Control for the Manufacture of Composite Structures. Podle požadavků výše uvedených cirkulářů a obecného členění lze rozdělit prokazování kvality kompozitních konstrukcí do dvou kategorií. Ta první zahrnuje systém řízení kvality výroby a druhá ověřování kvality výrobku.

Systém řízení kvality výroby, který je vyžadován pro výrobu kompozitů, obecně musí obsahovat postupy, které zabezpečí kvalitu vstupního materiálu, kontrolu výrobních postupů a zkoušky ověřující, zda finální produkt odpovídá technickým podmínkám. Tyto technické podmínky je potřeba pro výrobek stanovit. Dále musí systém kvality zahrnout normy (zkušební předpisy) pro destruktivní a nedestruktivní zkoušky, vizuální kontrolu během výrobního procesu a konečnou přejímku výrobku. Tyto normy musí obsahovat přijatelné a nepřijatelné výrobní vady a poškození z výroby, přičemž musí brát do úvahy možnosti výroby a kontroly.

Pro certifikaci kompozitních konstrukcí jsou závazné požadavky Advisory Circular No: 20-107A (ekvivalentně v ACJ 25.603 Composite Aircraft Structure). Uvedené dokumenty jsou vodítkem a odrážejí současný stav aplikace kompozitů. Kritéria posuzování a rozsah zkoušek se liší podle typu konstrukčního prvku, materiálu, technologie a dalších vlivů. Vybrané body oběžníku, které je nutno vzít v úvahu při průkazu, jsou uvedeny podrobněji v [38]. Jedná se zejména o statickou zkoušku konstrukce, únavovou zkoušku, průkaz odolnosti na flutter a doplňkové požadavky (dynamiku nárazu, hořlavost, ochranu proti blesku a ochranu konstrukce proti okolním vlivům).

5. PRVOTNÍ KROKY VÝVOJE

Tato kapitola shrnuje získané zkušenosti ze dvou mírně odlišných oblastí, jejichž závěry a poznatky jsou velmi důležité pro zahájení návrhového procesu. Jedná se o problematiku základních materiálových zkoušek s přípravou vzorků a vyhodnocení únosnosti panelů jako vstupní poznatky pro návrh sendvičů.

5.1. Příprava zkušebních vzorků

Příprava vlastních zkušebních vzorků je nejdůležitější částí experimentu. Vždy je nutno dodržet požadavky kladené na výrobu primárního laminátu i vlastní postup výroby vzorku.

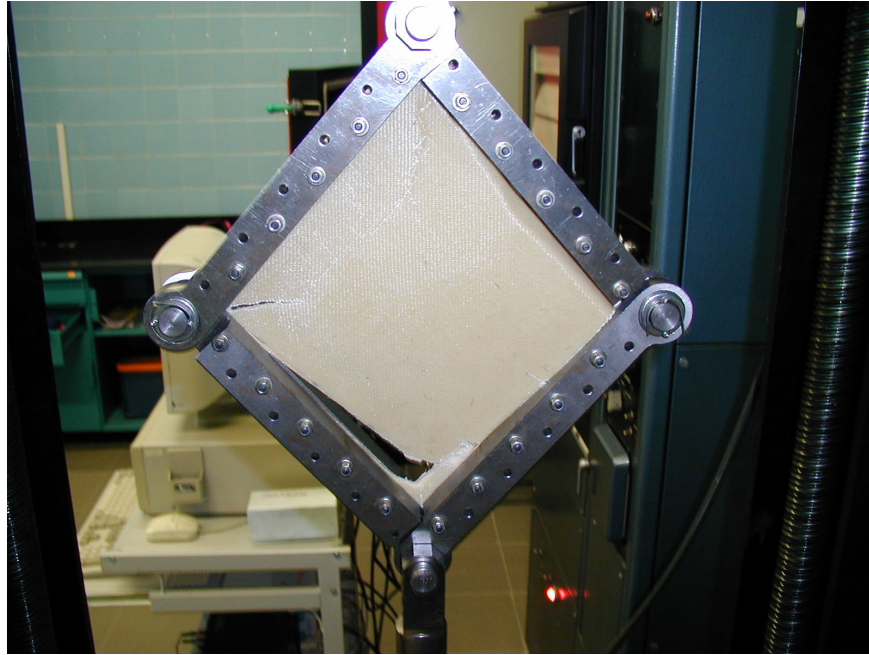
Základem výroby primárního laminátu pro zkoušky mechanických vlastností je výroba nejenom stejnou firmou, ale i shodným pracovníkem, který bude vyrábět finální díl konstrukce. Vliv individuality tohoto pracovníka je velmi významný. V praxi se stává, že mechanické vlastnosti shodného vzorku ze shodného materiálu a při definování shodného objemu vláken (ovšem vyrobené dvěma různými výrobci) dosahují rozdílu až 100 %. Pokud tedy budou výstupy použity pro návrh konkrétního výrobku od konkrétního dodavatele, je nutné zkušební vzorky pro definování mat. charakteristik nechat vyrobit shodnou firmou a shodným pracovníkem, který bude vyrábět daný výrobek. Přesto se doporučuje kontrola dodržení parametrů výroby vzorku (ať již materiál, tak i objemy vláken, či technologii výroby).

Dalším významným vlivem výroby vzorků je jejich dělení. Základem je vyrobený primární panel nebo jiný větší díl, z kterého je vyříznut vlastní vzorek, aby se eliminovaly okrajové vlivy. Dělení diamantovým kotoučem je nejčastější a nejlevnější, ale vyžaduje zručného pracovníka. Pro malé vzorky (smyk, tlak) se toto dělení nedoporučuje, protože tepelné poškození okraje je významné. Zde je nejvýhodnější vodní paprsek, ovšem je třeba ověřit řezné podmínky pro každý druh vzorků. Tato technologie zaručuje přesnost do 0,1 mm, musí se však počítat s velkou ovlivněnou oblastí v místě průstřelu. Náklady na tuto technologii představují cca 100,- Kč/m řezu. Další potencionální technologií je dělení laserem, tato se však obecně nedoporučuje.

Neméně významnou částí je lepení příložek. Jejich vliv je nejvýraznější u jednosměrných laminátů. Obecně lze doporučit použít materiál pro příložky shodný s materiálem vzorku.

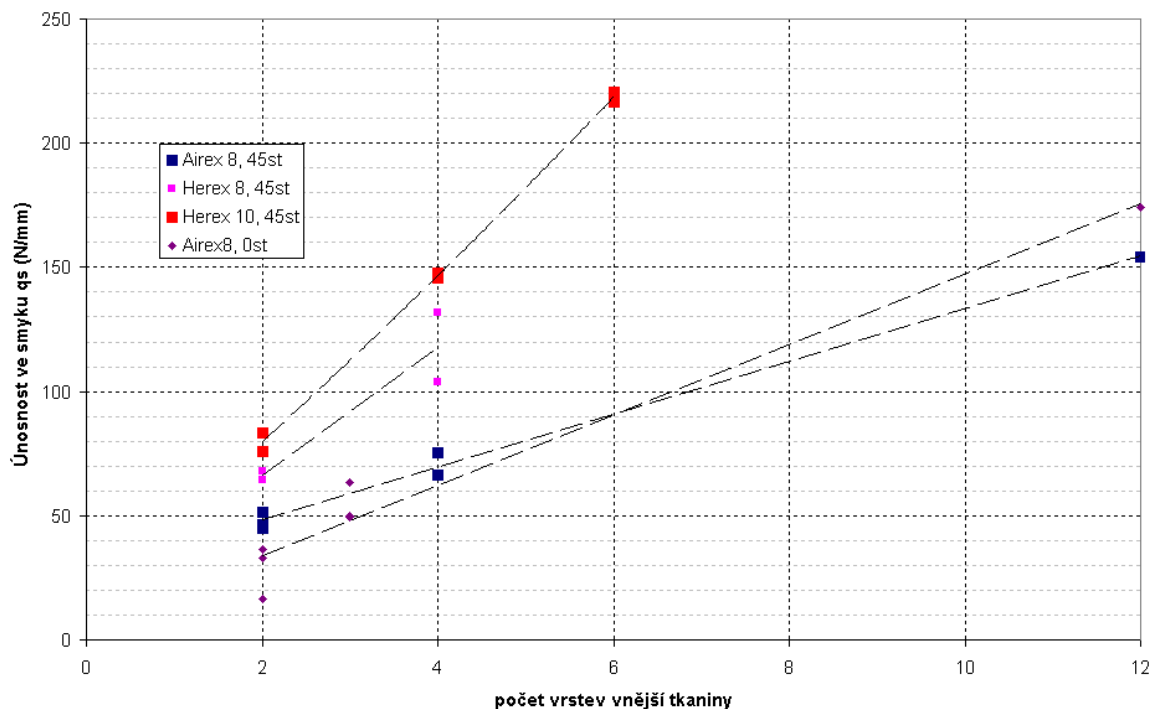
5.2. Výzkum chování panelů

Výzkum chování sendvičových panelů je další částí experimentální práce a je rozvíjen stále. Zkoušky většiny vzorků probíhaly na čtvercových rovinných panelech (obr. 5.1) a byly rozšířeny na celou sérii zkoušek, v nichž převažovaly rámové zkoušky, ale zahrnovaly také zkoušky kolejnicového typu. Cílem bylo dostatečně popsat chování sendvičového panelu zatíženého smykem, který svými parametry odpovídá stojině kompozitního křídla. Z výsledků zkoušek byla sestavena tabulka doporučených hodnot pro návrh konstrukce použitá např. pro návrh křídla letounu S8-Mustang [29], UFM-11 Samba [38] nebo křídla letounu TST-10 Atlas [43].



Obr. 5.1 Zkouška sendviče v rámu

Obecně lze konstatovat, že na standardní stojině (při výškách do 200 mm) dochází při laminování jednou vrstvou skelné tkaniny ke zvlnění a následnému roztržení. Při užití dvou a více vrstev se již jedná výhradně o pevnostní poruchu bez ztráty stability. Příklad výstupu ze zkoušek sendvičů s pěnovým jádrem je na obrázku 5.2. Zároveň tento graf napomáhá zhodnotit vliv orientace vnějších vrstev a typ jádrového materiálu.



Obr. 5.2 Výsledky zkoušek sendviče v rámu

Po roce 2000 se začaly objevovat 3D (distanční) kompozitní tkaniny. Jejich možná aplikace vyvolala výzkum jejich chování a později i aplikaci na konkrétní letouny. Původním cílem zkoušek bylo vytipování možných 3D kompozitních tkanin dostupných na trhu, které by nejlépe odpovídaly letecké výrobě a které by dokázaly nahradit stávající pěny při výrobě

sendvičů přinášející problémy svojí nízkou pevností a křehkostí. Naopak jejich nevýhodou je, že jsou přibližně 2,5× těžší než pěny. Tento poměr se však snižuje s rostoucím počtem vnějších vrstev sendviče.

Výsledky zkoušek nepotvrdily výrazný vzrůst únosnosti panelu vyrobeného z 3D kompozitní tkaniny na rozdíl od použití klasické pěny, ale prokázaly, že chování se v postatě blíží chování tenkostěnných izotropních panelů. V závislosti na velikosti pole nejprve dochází ke ztrátě stability a následně k postupnému porušování jádra a delaminaci, aniž by došlo k náhlé totální destrukci. Podobně se chovají i větší díly. Příkladem může být torzní dutina zmíněná v kapitole 6.1.2.

6. APLIKACE KOMPOZITŮ NA KONSTRUKCE

Máme-li na základě přehledu v kapitole 2 popsat po konstrukční stránce moderní lehký nebo ultralehký letoun, pak by byl jeho popis následující: celokompozitní dolnoplošník s jednonosníkovým křídlem se sendvičovými potahy. Trup je konstruován s bezpečnostními prvky chránícími posádku bohatě využívající sendvič s pěnovým nebo voštinovým jádrem. Ocasní plochy jsou navrženy s jedním nosníkem a sendvičovými potahy. Jako celek by se v konstrukci stále více prosazovaly moderní uhlíkové a hybridní materiály. Letoun by byl vyráběn ruční laminací s velkým využitím vakuování.

6.1. Konstrukce křídla

Křídlo je prakticky vždy navrženo jako jednonosníkové se sendvičovými potahem umožňující dosažení dokonalé kvality povrchu a tím i vysokých výkonů. Potah křídla tvořený pouze laminátovou skořepinou se prakticky nepoužívá. Na potah jsou použity zatím většinou skleněné tkaniny kladené pod 45°. Používá se i kladení jednosměrných tkanin pod 45°, což přináší nárůst únosnosti cca o 15 % oproti užití standardní tkaniny. V tomto případě však musí být použity alespoň dvě vrstvy pootočené o 90 stupňů. U extrémně zatížených konstrukcí, jako jsou třeba akrobatické letouny, jsou potahy vytvořeny uhlíkovými tkaninami. Tyto tkaniny se stále častěji začínají používat i u letounů nižší kategorie, kde rostou požadavky na vyšší rychlosti letu, ale stále je to více módní záležitostí než konstrukční potřebou. Jádro sendvičového potahu je většinou tvořeno pěnou. V poslední době opět vidíme i přes vyšší technologickou náročnost nárůst konstrukcí s voštinovým jádrem. Je to způsobeno snahou konstruktéra vyhnout se nepříjemným vlastnostem pěny.

Podle toho, jestli je počítáno s amatérskou výrobou ze stavebnice nebo se počítá pouze s dodávkami celých křídel, křídlo obsahuje nebo neobsahuje žebra. Žebra umístěná v křídle pro amatérskou výrobu umožňují při lepení potahu jej fixovat ve správném tvaru. Jejich význam je tedy především technologický, nikoli primárně pevnostní. Obecně ovšem převládá trend výroby křídla bez jakýchkoliv žeber.

6.1.1. Hlavní nosník

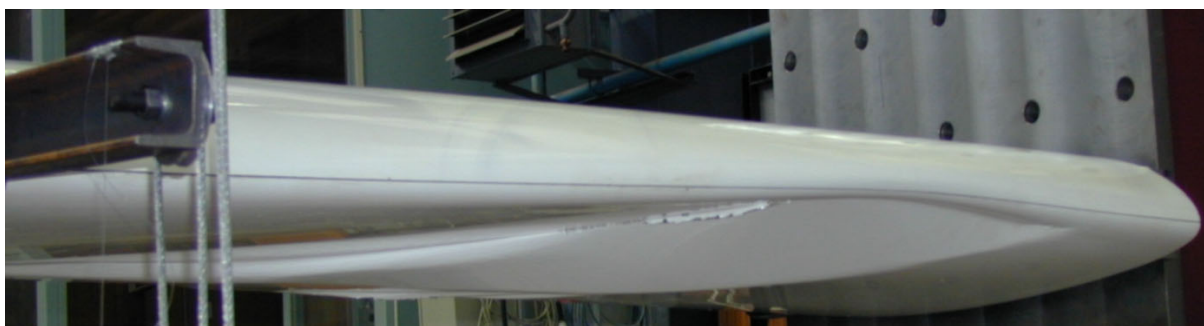
Nosníky křídla jsou I nebo C profily se skleněnou nebo uhlíkovou pásnicí a sendvičovou stojinou. Převahu má použití uhlíkových pásnic, jejich použití přináší váhové úspory v řádu 5 kg. Pásnice jsou většinou umístěny až pod sendvičovými potahem, i když se tím snižuje stavební výška. Zamezuje se tím však postupnému vystupování pásnic skrze potah v průběhu života letounu, a tak jeho aerodynamickému znehodnocování. Pásnice bývají obdélníkového průřezu s proměnným průřezem po rozpětí. Pro připojení je definována dostatečná plocha na přilepení stojiny a přilepení k potahu. Tyto požadavky společně s vyšší tuhostí průřezu (pro vyšší kvadratický moment) upřednostňují tvar nosníku I. Pokud je křídlo (a ve většině případů ano) s krakorcem, nosník v oblasti kořene přechází do uzavřeného tvaru.

Z konstrukčního hlediska je nutno navrhnout pásnice tak, aby nebylo překročeno dovolené napětí v tahu a tlaku [38]. Přitom je nutno také zvážit vliv kořene a skokových změn tloušťky stojiny. V oblasti kořene je doporučena 20 % rezerva. Důležité je také uvážit únavovou pevnost. Standardně se pro dostačující životnost uhlíkových pásnic doporučuje dodržet napěťové hladiny 400–450 MPa při početním zatížení. Cílem je však využít materiály s mezí únavy do 800–1 000 MPa. Při těchto vyšších hladinách provozního napětí je velmi významné provést únavovou zkoušku pro ověření životnosti. Tato zkouška zároveň ověří i vliv interlaminárního napětí.

Vzhledem k maximální únosnosti bývají stojiny navrženy jako symetrický sendvič s jednou až třemi vrstvami tkaniny diagonálně ložené po obou stranách.

6.1.2. Potah

Konstrukce potahu musí zajistit přenos kroutícího momentu. Stanovení únosnosti potahu je rozhodující část návrhu. Ve většině případů u kategorie lehkých a ultralehkých letounů postačí sendvič představující jednu jemnou a jednu hrubší tkaninu na vnějším povrchu, pěnu 8 mm a jednu hrubou tkaninu na vnitřním povrchu. Přesto je vždy nutno mít srovnání s experimentem pro zhodnocení únosnosti.



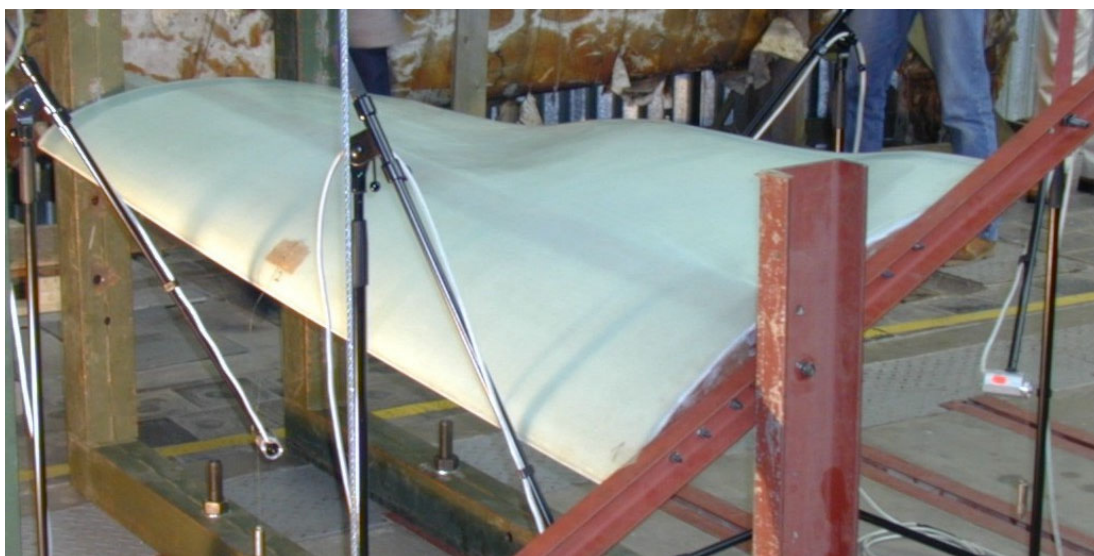
Obr. 6.1. Torzní vzorek po poruše

Vzorek č.	1	2	3	4	5	6	7	8
Na letounu:	TL-96	TL-2000	UFM -10	UFM -10	UFM -10	TST-10	KKB-15	VL-3
Skladba	92110/45	92110/45	92110/45		uh-j125g/45		92110/45	98138/45
	92110/45	uhlík	92110/45	98138/45	uh-j125g/-45	110g/45	302g/45	90071/45
	Airex 8	Airex 8	Airex 8	Herex 5	Herex 6	Parag. 3,5	Parag.85087	Divinicell 8
	92110/45	92110/45	92110/45	92110/45	92110/45	110g/45	92110/45	92110/45
Mkmax (Nm)	8941	4583,25	5189	5230	6620	2803	6490	9040
U (m2)	0,1590	0,1573	0,1169	0,1082	0,1087	0,0789	0,0792	0,1400
Mkstab(Nm)							5130	
q stab (N/mm)							32,39	
q (N/mm)	28,12	14,57	22,20	24,17	30,45	17,76	40,98	32,29
pozn.	porucha	neporušeno	neporušeno	porucha	porucha	porucha	neporušeno	porucha

Tabulka 6.1 Výsledky zkoušek torzních dutin či křídel na krut

Protože definování únosnosti torzní dutiny křídla pro přenos krutu je významným problémem, byl proveden výzkum zahrnující zkoušky několika různých torzních dutin. Příkladem zkušenosti při experimentech na sendvičovém segmentu křídla může být zkouška segmentu křídla pro závodní verzi letounu UFM-10 Samba. Zde byla užitá jedna vrstva uhlíkové tkaniny, pěna 5 mm (70 kg/m^3) a jedna vrstva skelné tkaniny. Druhý vzorek představoval dvě vrstvy jednosměrné uhlíkové tkaniny, pěnu 6 mm a jednu vrstvu skelné tkaniny (obr. 6.1). Výsledky prokázaly 15 % nárůst únosnosti dutiny užitím jednosměrné tkaniny. Veškeré získané výsledky jsou shrnuty v tabulce 6.1. Tyto výsledky zahrnují i dutiny z 3D kompozitní tkaniny. Jejich výhoda oproti pěně je ve vyšší houževnatosti, kdy při mezním zatížení nedojde

k roztržení jádra a tím porušení a zborcení celého potahu. Potah z 3D tkaniny vydrží značné zatížení i deformace [42] (obr. 6.2). Obdobný systém potahu byl také použit na kluzáku TST 10 [39, 43].



Obr. 6.2 Vzorek křídla s potahem s 3D tkanin při maximálním zatížení

6.1.3. Ověřovací zkoušky celých křídel

V rámci ověřovacích pevnostních zkoušek celých křídel letounů proběhly pod vedením autora na Zkušebně letecké techniky Leteckého ústavu následující zkoušky:

- UFM – 13 Lambáda – konstrukce křídla přenesla zatížení v ohybu se souč. bezpečnosti 2,25 a v krutu 3,6 [32],
- UFM – 10 Samba – konstrukce křídla přenesla zatížení v ohybu se souč. bezpečnosti 2,25 až do 257 % provozního zatížení, porucha tlakovým porušením pásnice [31], prokázán vliv sekundárního zatížení pásnice,
- TL – 2000 Sting Carbon – konstrukce křídla přenesla zatížení v ohybu se souč. bezpečnosti 2,25 až do 226 % provozního zatížení, porucha roztržením kořenového žebra. Po opravě 286,5 % s poruchou v místě ukončení dolní pásnice, kdy po ztrátě stability stojiny došlo k jejímu roztržení [44],
- TL – 96 Star – konstrukce křídla přenesla zatížení v ohybu se souč. bezpečnosti 2,25 až do 225 % provozního zatížení, kdy nastala porucha stojiny,
- TST – 10 Atlas – konstrukce křídla přenesla zatížení v krutu se souč. bezpečnosti 1,5 až do 178 % provozního zatížení, kdy nastala smyková porucha potahu,
- S-WING – konstrukce křídla přenesla zatížení v ohybu se souč. bezpečnosti 2,25 až do 240 % provozního zatížení, kdy nastala porucha lokálním prolomením spodní části kompozitního trubkovitého nosníku dovnitř.

6.1.4. Diskuse k aplikaci na konstrukce křídel

Při hodnocení aplikace kompozitních materiálů na konstrukce křídel lze konstatovat, že využitelnost výhod kompozitních materiálů je výborná. Většina konstrukcí je nyní na maximu únosnosti a kvalita výpočtu se velmi přiblížila reálným únosnostem konstrukcí. Omezením zůstává zvyšující součinitel bezpečnosti 1,5, který se ustálil pro návrhy kompozitních konstrukcí UL letadel metodou ruční laminace. Zkušenosti s výrobou, zvláště čistota výroby a obměna pracovníků, prozatím nedovolují v kategorii ultralehkých letadel jej snižovat.

K vlastní konstrukci. Při návrhu je třeba respektovat následující doporučení:

- pásnice – zohlednit sekundární zatížení pásnic od skokové změny tuhosti stojiny, či celého křídla. Je nutno přidat asi 20 % na únosnost v tlaku,
- stojiny – zohlednit změny tuhosti a vliv ukončování pásnic (zvláště uhlíkových),
- potah – vždy se doporučuje zkouška únosnosti panelu, či segmentu, pokud je použita tenčí pěna než 8 mm nebo menší počet vnějších vrstev, či odlišné tkaniny než standardní,
- kořen. žebra – pozor na otvory zeslabující průřez stojiny žebra a na lepené spoje,
- únava – doporučuje se provést srovnání provozních napětí s mezí únavy a experimentálně ověřit celou konstrukci. Některé předpisy definují maximální přípustná provozní napětí (např. JAR-VLA pro skelná vlákna 250MPa, uhlíková 400 MPa) na extrémně zatížené díly, pokud není provedena únavová zkouška.

6.2. Konstrukce trupu

Konstrukce trupu celokompozitního letadla většinou představuje čistou skořepinu rozdělenou několika laminátovými přepážkami. Evidentní je snaha omezit jakékoliv nesourodé prvky v laminátové konstrukci (dřevo, kov) a nahradit je laminátem. Snahou je zakomponovat i takové prvky, jako jsou sedačky do nosného systému skořepiny. Tvarová stabilita skořepin je dosahována vhodným skladem laminátu. Do určitých zatížení je využívána technologicky jednodušší čistá skořepina, od určitých zatížení nebo při snaze po extrémním odlehčení konstrukce je výhodnější použít sendvičové skořepiny. Přepážky slouží jednak k zavádění osamělých sil, jednak stabilizují potah jeho rozdělením na jednotlivá pole.

U skořepinových typů konstrukcí se často používá vložených prutovin, zvláště pro zavádění velkých osamělých sil, jako jsou například síly od podvozku nebo síly do závěsů křídla. Vložené prutoviny jsou typické zvláště pro větroně, ale i zde najdeme celokompozitní řešení trupu včetně všech přepážek.

V případě, že firma zvládne složitější technologii vakuování, je z hlediska hmotnosti i tuhosti jednoznačně výhodnější sendvičový trup, který je použit u většiny moderních konstrukcí. Rozmístění jednotlivých žeber a přepážek v konstrukci není často diktováno pevnostními důvody, ale technologickou potřebou dělení pěn sendviče na menší díly, které je výrobce schopen tvarovat do tvaru trupu. Jako příklad hi-tech trupu sendvičové konstrukce s využitím nomexových voštin je možno uvést trup letounu Silence.

6.2.2. Návrh konstrukce trupu

Příklad návrhu konstrukce trupu byl předveden na novém kluzáku společnosti TeST, Velké Meziříčí označeného TST – 10 Atlas [39], který byl specifikem, protože byly využity 3D kompozitní tkaniny.

Trup kluzáku skořepinové konstrukce je vyráběn v negativní formě společně s kýlem. Konstrukce je technologicky rozdělena v ose kluzáku svislou rovinou na dva díly vzájemně slepené. Skořepina trupu je vyráběna ze skelné tkaniny 92110 a Paraglass 3,5, který tvoří vnitřní část sendviče. Celá skořepina váží 20 kg. Dovnitř skořepiny je následně vlamínována překližková hlavní přepážka a sendvičová podlaha plynule přecházející do sedačky.

Na základě rozboru zatížení byly definovány případy zatížení, z nichž rozhodující byl ohyb trupu dolů a ohyb trupu do boku (od SOP). Přední část trupu byla navrhována a modelována pro případy nárazu kluzáku na zem dle požadavků předpisu JAR 22.561 statické zatížení od nárazu a dle požadavků OSTIV SDP, tj. dynamický náraz na zem pod úhlem 45 stupňů.

Pro trup byla provedena analytická i MKP analýza únosnosti, bylo definováno místo poruchy a odhadnuta únosnost konstrukce. Potvrzení výpočtu bylo provedeno zkouškou, která prokázala únosnost 184 % provozního zatížení pro případ ohybu dolů. Porucha nastala

v předem definovaném místě. Po opravě trup prokázal únosnost 219 % provozního zatížení. Místo poruchy se vlivem opravy (lokálního vyztužení) posunulo cca o 200 mm dopředu.

V krutu a ohybu do boku trup přenesl 225 % provozního zatížení bez vyvolání poruchy, pouze bylo pozorováno obtištění pomocného nosníku SOP v dolní části do přechodu trupu.



Obr. 6.3 Porucha kompozitního trupu letounu TST-10 Atlas

6.2.3. Diskuse k aplikaci na konstrukce trupů

Při hodnocení aplikace kompozitních materiálů na konstrukce trupu lze říci, že kvantitativní využití kompozitních materiálů je vysoké, ale jejich kvalitativní využitelnost je různorodá. V mnoha případech vede k využití kompozitů pouze skutečnost tvarové náročnosti konstrukce, než efektivita práce a hmotová úspora. Většina konstrukcí je předimenzována a nevhodně navržena z pohledu využití zakřivených sendvičových panelů.

Vzhledem k tvarové náročnosti trupu je třeba při detailní analýze napjatosti a hodnocení únosnosti maximálně využít výsledků experimentálního výzkumu a vždy navrženou konstrukci ověřit zkouškou.

6.3. Konstrukce ostatních částí letadel

Nejvýznamnějším ostatním konstrukčním celkem letadla jsou ocasní plochy. Ve své velké většině se jedná o obdobné konstrukce jako u křídla. Téměř vždy se používají sendvičové potahy ve spojení s nosníky. Použití uhlíkových materiálů je ojedinělé a souvisí to s nižším zatížením oproti křídlu. Počet žeber je značně variabilní, záleží na způsobu zavádění osamělých sil.

Dalším problémem kompozitních konstrukcí je zavádění a rozvedení osamělých sil. Silové spoje a jejich řešení je zmíněno v následujících odstavcích:

Spojení křídla a trupu je prakticky nejzatíženějším silovým uzlem letounu a jeho řešení v oblasti laminátových konstrukcí je dáno mnohem problematičtějším zaváděním velkých osových sil do laminátu oproti klasickým kovovým konstrukcím. Postupně se vyvinulo několik běžně používaných spojení. Prvním řešením je průběžné celolaminátové křídlo, přímo vlepené do trupu nebo připojené čepy přenášejícími pouze posouvající síly. Toto řešení se většinou používá v kategorii větších sportovních motorových letounů, kde nejsou vysoké požadavky na rozebíratelnost letounu. Často bývá průběžný pouze hlavní nosník a křídlo je propojeno čepy na žebrech. Druhým typem spojení vyvinutým původně pro větroně, ale používané často i v kategorii UL a u menších kompozitových motorových letounů jsou dělená křídla propojená pomocí přepisných krakorců. Tímto způsobem jsou často spojována i křídla

kluzáků o velkém rozpětí, které je nutno dělit z důvodů snadnější manipulace. Podobně jsou připojovány i odnímatelné nástavce křidel větroňů zvyšující rozpětí.

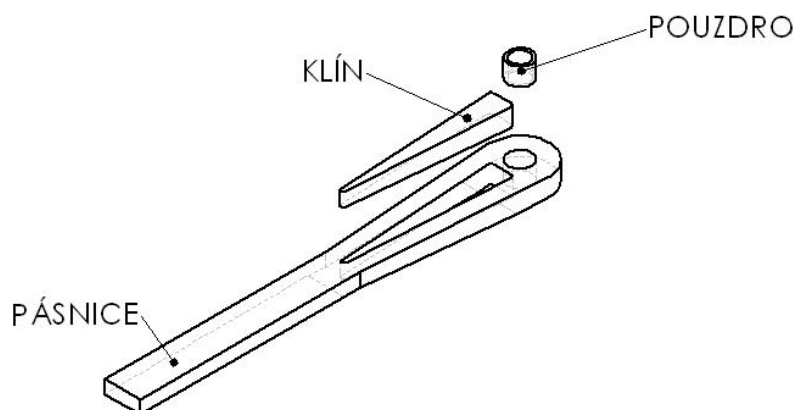
Dalším vysoce zatíženým spojem je spoj trupu a VOP. Opomineme-li spojení realizované vlepáním celého stabilizátoru do trupu, je spoj realizován většinou pomocí tří čepů, a to formou kovového vkládaného kování, nebo jsou čepy přímo součástí laminátové konstrukce trupu.

Širší skupinou spojů jsou spoje zajišťující pohyblivé propojení kormidel, klapek a křidélek ke křídlu. Tyto spoje jsou řádově méně zatíženy než spoje předchozí, ale jsou namáhány podstatně větším počtem zatěžovacích cyklů. Řešeny jsou většinou jako závěsy oko-čep, které jsou vyrobeny buďto z kovových materiálů, nebo jsou na ně použity lamináty. Na laminátové závěsy se používají uhlíková i skelná vlákna. Více konzervativní přístup, tj. použití šroubovaných kovových závěsů, vidíme u motorových letounů. Obdobně jsou řešeny závěsy kormidel VOP a SOP. Tyto spoje jsou opět realizovány formou spoje oko-čep pomocí kovových přišroubovaných kování nebo vlaminovanými závěsy ze skelných nebo uhlíkových vláken.

6.3.1. Vývoj kompozitních ok

Zajímavost problematiky kompozitních závěsů byla důvodem zahájení výzkumu také v této oblasti. Vývoj kompozitních ok hlavních závěsů byl samostatným vývojem, který doposud není ukončen, přesto bylo možné prezentovat dílčí získané závěry a zkušenosti.

Návrh oka předpokládal maximálně dvoumístný letoun s maximální vzletovou hmotností 560 kg s pouze neakrobatickým provozem. Konstrukční návrh rozměrů oka vycházel z rozměrů pásnice a dále byly respektovány doporučené únavové a pevnostní hladiny pro jednosměrný uhlíkový kompozit. Základní návrh oka je na obrázku 6.4. Oko se skládá z několika základních dílů: ocelového pouzdra pro čep, které je zalaminováno do oka, a uhlíkového klínu vloženého do pásnice, který slouží k převodu tlakového zatížení do vláken pásnice a musí mít proto dostatečnou smykovou plochu. Pro výrobu byla vybrána varianta s příčným žebrováním, která zvyšuje plochu spoje. Vlastní pásnice je vyrobena z jednosměrného uhlíkového pásu a v ní je přímo integrováno oko. Průřez klínu odpovídal výrobě klínu, kde se vůči sobě přesadily dílčí vrstvy laminátu, aby zvýšily smykovou plochu mezi klínem a pásnicemi.



Obr. 6.4 Sestava kompozitního oka

Pro simulaci zatížení a pevnostních zkoušek oka byly vybrány dva krajní případy zatížení: osový tah a osový tlak. Po provedených analýzách byly vyrobeny vzorky a provedeny zkoušky. Zkoušky ok však neprokázaly uspokojivé výsledky. Při zkouškách v tahu došlo k poruše při 75 % předpokládaného zatížení, kdy došlo k jednostrannému utržení oka a vyvlečení kovového pouzdra (obr. 6.5). Při tlakových zkouškách docházelo k rozštěpení oka, rozdrčení vkládaného klínu a zasunutí závěsu proti čepu při 60 % předpokládaného zatížení. Při

dalších zkouškách se nepodařilo dosáhnout navrženého zatížení. Z výsledků bylo zřejmé, že je nutno nadále se zabývat technologií výroby, aby se zlepšila např. kvalita prolepení mezi klímem a pásnicí.



Obr. 6.5 Porucha tahového vzorku

Dalším významným fenoménem je křehkost použité uhlíkové výztuže. Ukazuje se, že jsou velké rozdíly mezi jednotlivými druhy vláken u shodného výrobce i mezi výrobci při podobném typu vlákna. Dalším poznatkem je, že při použití skelného rovingu lze dosáhnout lepších výsledků v tahu. Proto se předpokládá, že výzkum bude pokračovat se změřením na kombinaci materiálů uhlík-sklo.

6.3.2. Táhla řízení

V rámci náhrad kovů a nedostatkových duralových trubek proběhl také vývoj kompozitových náhrad táhel řízení. Po dohodě s výrobcem byla navržena kónická táhla, některá i s využitím uhlíku vyráběná ruční laminací, a provedeny zkoušky stability. Na základě závěrů ze zkoušek však bylo nutno konstatovat, že kompozitní náhrady typu dvou kónických kompozitních trubek vzájemně slepených (v jednom případě vyztužené podélným lemem) nejsou adekvátní náhradou duralových táhel a tuhost takovýchto táhel je velmi nízká.

Jinou možností jsou trubky vyráběné téměř podélným navíjením společností CompoTech v Sušici.

7. ZÁVĚREČNÉ SHRnutí

Habilitační práce splnila zadání vytyčené ve druhé kapitole, která definuje cíle práce. Podařilo se shrnout a utřídit získané teoretické znalosti i praktické zkušenosti do souborného díla, které lze prezentovat nejenom jako metodické poznatky k aplikaci kompozitních materiálů na letecké konstrukce, ale také jako potencionální zdroj výukového materiálu pro kurzy magisterského studia.

První část práce se zabývá teoretickými rozbory a je utříděným zdrojem mnoha podkladů pro pevnostní výpočty kompozitních konstrukcí. Uvádí do problematiky výpočtu obecné kompozitní konstrukce, definuje vztahy pro výpočet materiálových vlastností vrstvy a přes klasickou teorii laminátů přivádí k hodnocení únosnosti konstrukce. Uvedena jsou pevnostní kritéria, metodika posouzení stability a navazují ostatní specifika, jako jsou například spoje a problematika sendvičů.

Navazující kapitoly představují praktickou část práce, kde byly shrnuty veškeré získané zkušenosti.

Nejprve jsou shrnuty zkušenosti z prvotní části vývoje, tj. tvorba databáze vstupů. Tato část uvádí tabulky a grafy napomáhající stanovit charakteristiky použitého materiálu či celé skladby. Prezentuje problematiku smykových zkoušek a jejich výstupů. Uvedené grafy napomáhají pro hodnocení únosnosti sendvičových a parabeamových panelů.

V aplikační část popisuje celou kompozitní konstrukci letounu, uvádí různé konstrukční varianty a zdůrazňuje rozhodující kroky návrhu a možná úskalí. Je bohatě doplněna zkušenostmi ze zkoušek tak, aby dala představu o reálném chování konstrukce a jejich kritických místech. Významné jsou výsledky zkoušek torzních dutin pro různé skladby a použité materiály. Poslední část uvádí navazující zkušenosti, které získal autor při vývoji dílčích kompozitních konstrukčních prvků, tj. vývoji kompozitních ok závěsů nebo táhel řízení.

8. LITERATURA

- [1] Agarval, B. D. – Broutman, L. J.: **Vláknové kompozity**, SNTL, Praha 1987
- [2] Dato, M. H.: **Mechanics of fibrous composites**, London 1991, ISBN: 1-85166-600-1
- [3] Tsai, S. W.: **Composites design**, 4th edition, 1988
- [4] Niu, M. Ch.: **Composite airframe structures**, 1992
- [5] Niu, M. Ch.: **Airframe structural design**, Honh Kong, 1988
- [6] Middleton, D. H.: **Compozite materials in aircraft structures**, 1st ed., London, Longman Grup, 1990, ISBN: 0-582-01712-2
- [7] Halpin, S. C.: **Primer on Composite materials: Analysis**, Lancaster, Pennsylvania, 1984
- [8] Zagainov, G. I. – Lozino-Lozinsky, G. E.: **Composite Materials in Aerospace Design**, London, Chapman & Hall 1996, ISBN 0-412-58470-0
- [9] Wisnom, M. R. – Häberle, J.: **Prediction of buckling and fatigue of unidirectional carbon/epoxy struts**, *Composite Structures* 28, 1994
- [10] Chen, A. S. – Matthews, F. L.: **A review of multiaxial/biaxial loading test for composite materials**, *Composites* 24, 1993
- [11] Sih, G. C. – Skuda, A. M.: **Fatigue Materials of Composites, Handbook of composites**, volume 3, Kelly and Zu. N. Rabatnov, 1986
- [12] Jones, R. M.: **Mechanics of composite materials**, Scripta Book Company, USA, 1975
- [13] Kaw, A. K.: **Mechanics of Composite Materials**, CRC Pres, Boca, New York
- [14] Carlsson, L. A. – Pipes, R. B.: **Experimental Characterization of Advanced Composite Materials**, Lancaster, Pennsylvania, USA, 1997, ISBN: 1-56676-433-5
- [15] Eppler, R.: **Sekundäre Beastung der Gurte eines I-Holms infolge der Schubverformung des Streges**, *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.* 7, 1983, Heft 3
- [16] Ondráček, Vrbka, Janíček, **Mechanika těles, Pružnost a pevnost II**, Skripta VUT, 1991
- [18] Paloda, Fidranský, **Certifikace kompozitních konstrukcí, metodická pomůcka**, VZLÚ 1998
- [19] Tulipán, P.: **Použití kompozitních materiálů v letecké technice**,
- [20] Mečiar, M.: **Letecké konstrukce z kopolitních materiálů**, LET 2/4510/87
- [21] Černoušek, J.: **Úvod do problematiky kompozitů**, VUT v Brně, Fakulta technologická, Zlín 1992
- [22] **MSC/Patran P3, teoretický manuál**,
- [23] MSC/Nastran, **Quick Reference Guide**, München, 1996
- [24] ESDU 80023, **Buckling of rectangular speciality orthotropic plates**, 1980
- [25] IGDS, University of Bristol, UK
- [26] Ciba Composites, Firemní propagační materiály, Duxford
- [27] Guemes – Farrow – Klement, J. – Juračka, J.: **Composites design, Navrhování konstrukcí z kompozitních materiálů**, Technical University of Brno, 1997
- [28] Juračka, J.: **Úvod do pevnostních výpočtů kompozitů**, Zpráva LU: 2V/97, Brno, 1997
- [29] Juračka, J.: **Návrh křídla letounu S – 8 Mustang**, Rozsochy, 1997
- [30] Juračka, J.: **Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu**, *Teze k rigorózní zkoušce*, Brno, 1998
- [31] Juračka, J. – Jebáček, I. – Píštěk, A.: **Zpráva o pevnostní zkoušce křídla letounu UFM-10 Samba**, Zpráva LÚ 10V/00, Brno, 2000
- [32] Filip – Juračka, J. – Helešic – Píštěk, A.: **Pevnostní zkouška konstrukce křídla letounu UFM-13 Lambáda**, Zpráva LÚ 1V/97; Brno, 1997
- [33] R&G Flüssigkunststoffe, Calalogue 6, Waldenbuch, 1999

- [35] Filip – Jebáček, I. – Juračka, J. – Streit, J.: **Pevnostní zkouška kořenové části kompozitového křídla**, Zpráva LÚ 1V/99, Brno 1999
- [36] Kábrt, M.: **Kompozitní materiály v konstrukci malých sportovních a UL letounů**, Zpráva CLKV, Litomyšl, 2000
- [37] Juračka, J.: **Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu**, Brno 2001 – teze k obhajobě, ISBN 80-214-1916-4, ISSN 1213-4198
- [38] Juračka, J.: **Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu**, Brno 2001 – disertační práce
- [39] Juračka, J.: **Výpočet zatížení a hodnocení únosnosti trupu kluzáku TST-10**, Rozsochy, leden 2004
- [40] Juračka, J.: **Návrh křídla letounu S-8 Mustang**, Brno 1997
- [41] Filip – Strait, J. – Jebáček, I.: **Pevnostní zkouška laminátové nohy hlavního podvozku pro kategorie letounu ULL**, Zpráva LÚ 15V/98
- [42] Juračka, J.: **Zpráva o pevnostní zkoušce segmentu křídla kluzáku KKB-15**, Zpráva LU13/2001, Brno, 2001
- [43] Juračka, J.: **Zpráva o pevnostní zkoušce křídla kluzáku TST-10**, Zpráva LU8/2002, Brno, 2002
- [44] Juračka, J. – Jebáček, I. – Pištěk, A.: **Zpráva ze statické zkoušky křídla letounu TL-2000 Sting Carbon**, LÚ 10/2001, Brno
- [45] Bruhn, E. F.: **Anylysis and design of flight vehicle structures**, Jacobs publishing, Inc. Suite 220, Indianapolis, IN 46920
- [46] ESA PSS-03-203 **Structural Materials Handbook**, Volume 1 Polymer composites, ESA Publications Division, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 1994, ISSN:0379-4059

9. SUMMARY

Submitted habilitation work is connected with author's these, where the composite structures methodology focussed on a wing structure is described. The work goal is to extend knowledge of aeronautical composites structure design and it is applied at all aircraft design and focussed on a problematic part of design.

The first part of work deals with theoretical analysis which is the theoretical background of work. This part introduces us to the common composites structure analysis, defines equations for layer material characteristics, classical theory of laminates and analysis of structure carry out. Firstly, the strength criteria and stability evaluation are shown and continuing by next specification of structure as joints. At the end, there are problems of sandwich structure presented at the form, which can be applied directly to calculation.

Consequential charts represent the practical part of work. There have been summarized all gained experiences of author in this part.

Firstly, the experiences from initialization phase of the product development are recapitulated - in other words, material characteristics database is created. This part shows tables and charts, which help to specify characteristics of use lamina material or whole laminate.

This part is also an introduction to the less known problems of share tests and its results. The shown charts help during evaluation of carry out of sandwich and paraglass panels.

Subsequently there is the application part. It describes the whole composite structure of aircraft, shows different design alternatives and emphasizes the critical steps of development and possible difficulties. It is amply supplied by experiences from tests to give an idea about the real structure behaviour and its critical areas. The tests results of torsion box with different layout and materials are important. The last part of work presents experience gained during the development of composite hinges or control rod.