

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

LETECKÝ ÚSTAV

Ing. Jaroslav Juračka

**NÁVRH KONSTRUKCE KŘÍDLA Z KOMPOZITNÍHO
MATERIÁLU**

COMPOSITE WING DESIGN

PhD Thesis

Obor

Konstrukční a procesní inženýrství

Oponenti

Prof. Ing. Antonín Čalkovský, CSc.

Ing. Bedřich Štekner, CSc.

Doc. Ing. Miroslav Vondrák, CSc.

Školitel

Prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

Datum obhajoby

13. 6. 2001

© Jaroslav Juračka, 2001
ISBN 80-214-1916-4
ISSN 1213-4198

OBSAH

1. Úvod.....	5
2. Obsah práce.....	6
3. Současný stav řešené problematiky.....	7
3.1. Stav používání kompozitů ve světě	7
3.2. Stav využívání kompozitních materiálů v České republice	8
3.3. Stav v navrhování kompozitních konstrukcí	9
4. Cíle práce	10
5. Zvolené metody zpracování.....	11
6. Hlavní výsledky práce	11
6.1. Metodika návrhu kompozitní konstrukce	12
6.2. Aplikace navržené metodiky	14
6.3. Srovnání výsledků měření a výpočtu.....	16
7. Závěr	19
8. Summary.....	20
8.1. State of composite application.....	20
8.2. Methodology of composite structure design	21
8.3. Application of suggested methodology	22
8.4. Comparison of measurement results and computation.....	23
8.5. Conclusion	23
9. Literatura.....	24
10. Autorovo CV.....	26

1. ÚVOD

Od sedmdesátých let se kompozitní materiály považují za velmi progresivní a očekával se jejich prudký rozmach do většiny průmyslových odvětví. Jejich vstup do praktického využívání však nebyl až tak extrémně silný, jak se původně očekávalo. Své postavení si kompozitní materiály získávají postupně. Tento trend platí v letectví, stejně jako v ostatních odvětvích průmyslu. Jedním z důvodů jejich pomalého nástupu je i nedůvěra a neznalost konstruktérů při popisu chování těchto materiálů.

Snad proto také jedno z prvních doktorských témat vypsanych na Leteckém ústavu bylo z oblasti kompozitních materiálů a jako první se problematikou zabývá obecněji. Předkládaná disertační práce má název *Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu* a zabývá se návrhem konstrukce z pohledu konstruktéra a statika. Práce definuje přístup ke kompozitům a stanovuje postupy při návrhu.

Předběžné zadání disertační práce v úvodu studia ukládalo navrhnout konstrukci křídla z kompozitního materiálu, pevnostní analýzu včetně hodnocení únavové životnosti s využitím systémů MKP a návrh experimentálně ověřit. Během studia se však ukázalo zadání příliš široké a proto byl problém zaměřen na konkrétní část. Zvolena byla problematika návrhu konstrukce kompozitního křídla, vytvoření metodiky a následné experimentální ověření.

Zkušenosti s dřevěnými konstrukcemi, které jsou svými anizotropními vlastnostmi prvním přírodním předstupněm kompozitů byly aplikovány na pevnostní výpočty několika úspěšných dřevěných konstrukcí (např. kluzák TST-1 Alpin T).

Během celého studia i následně po jeho ukončení byly předchozí zkušenosti, v rámci zaměstnání na Leteckém ústavu, rozšířeny na problémy kompozitních konstrukcí z hlediska pevnostního návrhu a následně experimentálního ověření a únosností [27],[28]. V rámci své práce byla například navržena kompozitní konstrukce křídla letounu S-8 Mustang [29], který se však z finančních problémů nerealizoval. Spolupráce existovala i s jinými výrobci, ale také jejich finanční problémy byly důvodem ukončení prací na projektu.

V úvodu studia byly prostudována dostupná literatura, většinou zahraniční, a další podklady, které byly zpracovány do formy, která umožnila lépe se orientovat v dané problematice a snáze proniknout do oboru. Pro doplnění získaných poznatků byly v rámci přípravy kurzu Odboru celoživotního vzdělávání Leteckého ústavu nazvaného *Navrhování konstrukcí z kompozitních materiálů* dvakrát uskutečněny studijní pobyty na University of Bristol. Prostudovány a konzultovány byly problémy spojené s navrhováním kompozitních materiálů s odborníky z Department of Aerospace Engineering. Během studijních pobytů byly navštíveny také pobočka firmy Hexel Company (bývalá Ciba) v Duxfordu a někteří výrobci (British Aerospace a BP Chemical).

Během studia byl na základě získaných teoretických poznatků vytvořen program CompoPro, sloužící jako databázový program pro různé kompozitní materiály. Tento program dále umožňuje využít implantované procedury při analýze laminátů.

Uvedený vlastní program má srovnatelnou úroveň např. s podobným produktem university v Helsinkách. Logické je, že nemůžeme být srovnáván se systémy, produkoványi specializovanými firmami produkující systémy MKP.

Pro experimentální výzkum byla využita účast na grantových úkolech, například fakultní grantový úkol *Zařízení a metodika pro výzkum provozních vlivů na vlastnosti kompozitních dílů letadel*. Součástí práce byly přípravy a provádění statických zkoušek kompozitního křídla ultralehkého letadla UFM-13 Lambáda [32] na zkušebně Leteckého ústavu. Výsledky zkoušek tvoří certifikační materiály pro Leteckou amatérskou asociaci ČR. Završením snahy o realizaci zkoušky navržené konstrukce bylo ověření statické pevnosti křídla letadla UFM-10 Samba [31], pro kterou byl navržen program zkoušek, řízení průběhu zkoušek a vyhodnocení získaných výsledků měření.

Jinou formou experimentálního výzkumu byly zkoušky jednotlivých vrstev kompozitu i celých sendvičových panelů, kde byla věnována pozornost chování kompozitu při smykovém zatížení. Provedené zkoušky mohou být rozděleny do tří kategorií. Úvodní byly zkoušky rovingových skelných a uhlíkových pásnic. Druhou kategorií byly pomocné dílčí zkoušky jednotlivých vrstev, které přešly až na zkoušky celých sendvičových panelů.

Vlastní práce je souborem, který umožňuje systematicky navrhnout kompozitní konstrukci křídla nebo jiné části letadla se základními znalostmi leteckého konstruování. Předkládaná metodika uvádí metody předběžného návrhu s odkazy a se zdůrazněním podstatných doporučení. Tato metodika je doplněna příslušným matematickým aparátem, který umožňuje provést požadované analýzy a kontroly.

2. OBSAH PRÁCE

Disertační práce nejprve popisuje využívání kompozitních materiálů v letectví. Stručně popisuje stav v oblastech civilního letectví, vojenského, sportovního a amatérského. Podklady potvrzují stagnující, nebo dokonce klesající tendenci ve využívání kompozitních materiálů v civilním a vojenském letectví. Poněkud lepší je situace ve sportovním a amatérském letectví. Nejvyšší využití kompozitních materiálů je při výrobě kluzáků. Téměř veškerá světová produkce kluzáků je celokompozitní. Další významnou oblastí je ultralehké letectví, kde se postupně začínají prosazovat celokompozitní letouny. Módnost a snaha výrobců minimalizovat pracnost výroby při zachování vysokého standardu povrchů podporuje trend rozvoje malých celokompozitních letadel.

Vlastní navržená metodika je rozpracována v rozsáhlé čtvrté kapitole. Celý proces návrhu kompozitní konstrukce upozorňuje na důležité momenty během návrhu a metodicky vede konstruktéra. Nejprve je rozebrán filozofický pohled na navrhovanou konstrukci, který pokračuje ve vlastním postupu, který je rozpracován na odpovídající úrovni tak, aby napomáhal zavádění nových leteckých konstrukcí z doposud málo využívaného kompozitního materiálu. Postupně se řeší volba koncepce, vlastní koncepční návrh až po konkrétní konstrukční návrh. Závěrem jsou

také zpracovány požadavky na zkoušení leteckých konstrukcí z kompozitních materiálů.

Následující pátá kapitola je aplikační. Předkládá výsledky a výstupy, které vznikly aplikací uvedené metodiky. Na základě doporučení uvedených v metodice byla navržena konstrukce křídla malého letounu a stanoveno zatížení. Poté byla provedena pevnostní kontrola klasickým způsobem pro dvojnosičkovou dvoudutinovou konstrukci v rámci koncepčního návrhu. Detailní návrh zahrnoval pevnostní analýzu metodou konečných prvků s využitím systémů MSC Patran/Nastran. Tato analýza odhadla předpokládané deformace celé konstrukce, její kritická místa a napětí v požadovaných místech konstrukce.

Díky spolupráci s průmyslem se podařilo srovnat výsledky analýzy s experimentem. Navržené křídlo bylo vyrobeno, osazeno tenzometry a podrobno pevnostním zkouškám. Zkoušky prokázaly s dostatečnou přesností odhadnutou tuhost a únosnost konstrukce. Naměřená napětí pak prokázala vysoký stupeň shody s analýzou MKP.

Lze konstatovat, že předkládaná práce na přijatelné úrovni popisuje metodiku návrhu kompozitní konstrukce lehkého letounu a zahrnuje analýzy potřebné pro tento návrh.

3. SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

Využití vláknových kompozitů umožnilo nejen rozvoj nejmodernější letecké a kosmické techniky, ale umožňuje rozvoj i jiných průmyslových odvětví a přináší vysoké energetické a materiálové úspory. Lze předpokládat, že rozvíjející se produkce kompozitních dílů v ostatních odvětvích průmyslu (např. automobilním průmyslu nebo sportovním náradí, ale hlavně stavebnictví) umožní podstatné snížení ceny vstupních materiálů a tím i další rozšíření do leteckého průmyslu.

3.1. Stav používání kompozitů ve světě

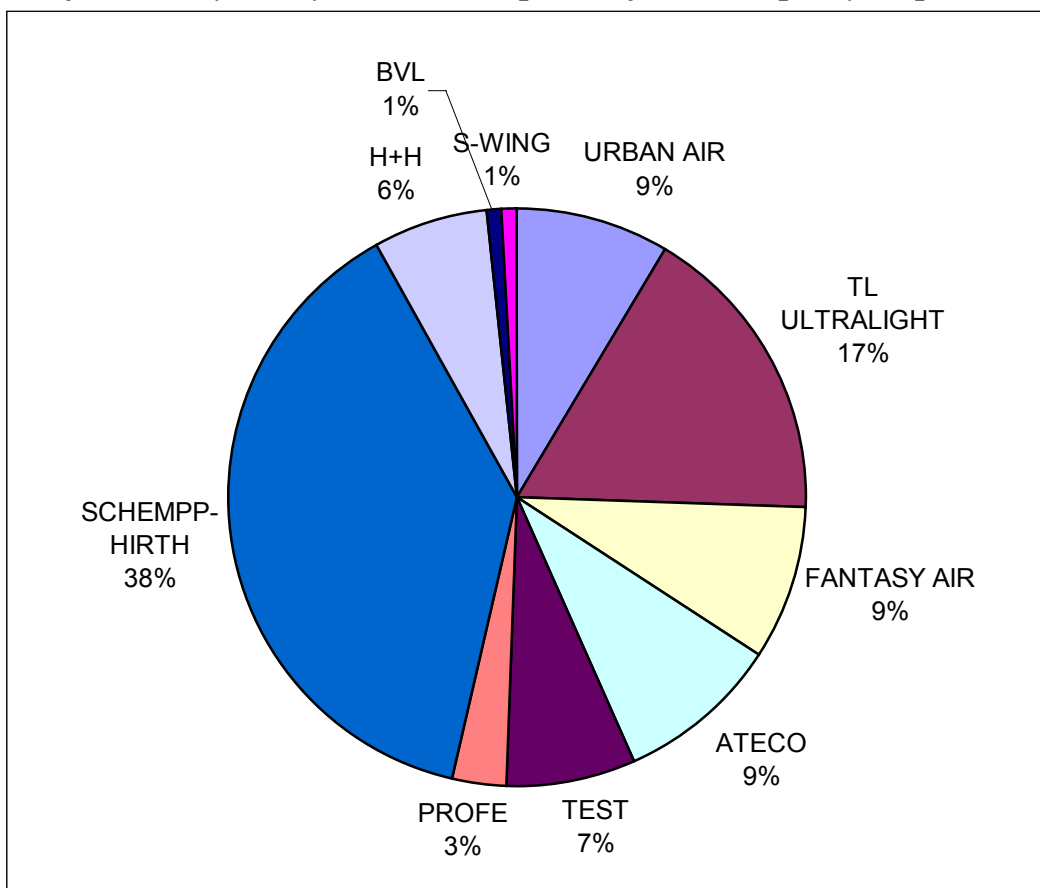
Kompozitní materiály u civilních dopravních letadel jsou nejčastěji používány na tenkostěnné sendvičové konstrukce z uhlíkových, aramidových (kevlarových) a skelných laminátů v kombinaci s nomexovými voštinami. Takovéto skladby pak vytvářejí díly jako jsou kormidla, klapky, kryty motorů a podvozků a podlahové panely.

Při podrobnější prohlídce je zřejmé, že se kompozitní materiály užívají stále ještě převážně pro díly s nižší intenzitou namáhání. Primární konstrukce letadel se stále vyrábějí a spojují klasickým způsobem a kompozitní materiály se používají až na sekundární a terciální konstrukce.

Příklady aplikace kompozitních materiálů na vojenských letounech jsou obtížně zjistitelné. Přesto u konstrukcí vojenských letadel je využití kompozitních materiálů vyšší než u klasických dopravních letadel. První let britského vojenského letounu Harrier AV - 8B koncem roku 1978 znamenal důležitý mezník ve vývoji a použití moderních kompozitů pro hlavní konstrukční části draku letounu. Vyšší využití kompozitních materiálů u vojenských letadel je zapříčiněno vyššími nároky na

vlastnosti a výkony vojenských letadel a podpořeno menší významností ceny letadla.

Obr. 1: Podíl firem na vyráběných letounech používajících kompozity na pevnostní díly



Podstatně větší procento využití kompozitních materiálů je v oblasti lehkých letadel a větroňů. Zde se většinou používají uhlíkové a skelné lamináty. Velice známé jsou celokompozitní větroně ASV - 19, Kestler, Nimbus, nebo v poslední době ASH - 25 s rozpětím přes 20m. Extrémem je kluzák vyvinutý na univerzitě v německém Braunschweigu, který má rozpětí 30 m (Eth).

Další možnost aplikací kompozitů v letectví se naskýtá při opravách, kde se nejčastěji používají lamináty z bórových a uhlíkových vláken na vyztužení poddimenzovaných dílů, nebo jako zastavovače šíření únavových trhlin. Dále pak na oslabené průřezy (korozi), nebo na nadměrně zatížené součásti.

3.2. Stav využívání kompozitních materiálů v České republice

Rozšíření kompozitních materiálů v leteckých konstrukcích v naší republice se přibližuje světovému trendu. Na vojenských letadlech L - 59 se kompozity používaly například jako výstelka vzduchovodu sacích kanálů (kombinace skla a uhlíku) pro pohonnou jednotku, ale celkově je využití kompozitů nízké. Na novém letounu L - 159 Alca je využití kompozitů ještě nižší. Kompozity se v podstatě

používají pouze jako ochrana pilota proti pěchotním zbraním (kombinace kevlaru a keramiky) na spodní straně trupu a za překrytem kabiny.

V kategorii všeobecného letectví je využití kompozitů standardní, to je např. na ručně laminované kryty motorů, koncové oblouky křidel a ocasních ploch. Na nově vyvíjeném letounu RAVEN 257 je kompozitní přední kryt trupu a zadní vrata. Oboje vyráběné ruční laminací pro svoji nízkou cenu.

Vyšší využití je na novém letounu Ae 270. Zde 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. Následuje pak asi 100 dílů v interiéru letadla jako jsou např. interiérové panely a rozvody klimatizace.

Největším českým producentem využívajícím kompozitní materiály je společnost Shempp-Hirth v Chocni (obr.1), která vyrábí celokompozitní větroně Discus. Tato výroba vychází z německé licence, německých podkladů a z dovážených materiálů. V Kutné Hoře společnost HPH vyrábí celokompozitní kluzák Glastflügel G304 CZ, ale opět se jedná o převzatou technologii.

Poslední významnou kategorií letadel jsou ultralehká letadla. Tato kategorie svojí relativní nezávislostí na ÚCL a díky bouřlivému vývoji zaznamenala nejvyšší rozvoj v oblasti využití kompozitů. Menší náročnost certifikace letounu pod Leteckou amatérskou asociací ČR a obrovská aktivita stavitelů umožnila vzniknout několika celokompozitním typům letadel, přestože jejich navrhování a konstruování je v počátcích a vyvíjí se. Příkladem úspěšných letadel mohou být ultralehké letouny UFM-10 Samba, UFM-13 Lambáda, TL-92 Star, atd. Velké využití kompozitů je v různých aerodynamických krytech, předních částech trupů (ať již je v přední části zastavěn motor nebo není), nádržích a jiných tvarově složitých dílech.

3.3. Stav v navrhování kompozitních konstrukcí

Metodiky navrhování kompozitních konstrukcí představují jisté „know-how“ několika málo firem. K vlastnímu návrhu lze přistoupit různě. Profesionální společnosti využívají a nabízejí při návrzích specializované systémy (např. francouzský Cosmposic) nebo standardní systémy MKP se zapracovanými moduly (např. MSC Nastran, Ansys). Tsai [3] tvrdí, že lze navrhnout efektivní kompozitní díl s využitím pouze osobního počítače a jednotlivých menších programů. Amatérští stavitelé navrhují kompozitní díly shodně jako klasické, s tím rozdílem, že za pevnostní charakteristiky dosadí hodnoty charakteristik kompozitu. Výsledný výrobek pak odzkouší a v případě úspěšnosti prohlásí za vyhovující.

Kvalita návrhu je závislá na zkušenostech a vybavení, které má konstruktér k dispozici. Rozhodující pro kvalitu návrhu je však více druh a využití navrhovaného dílu a podle toho zvolený přístup k řešení, než deklarace speciálních systémů použitých při návrhu.

V České republice má výzkum a výroba kompozitních dílů již svoji historii, která však byla přerušena koncem osmdesátých let změnou majetkových poměrů a výrobních programů velkých leteckých výrobců.

V současnosti se navrhování a výrobou produktů z kompozitních materiálů v oblasti leteckých konstrukcí systematicky věnuje málo firem a institucí. Nejvíce snad společnost Letov-ATG v Praze, která navrhuje a vyrábí kvalitní díly letadel (některé i pro zahraniční výrobce). Tato společnost využívá při návrzích systému MSC Cosmos. V oblasti kompozitních listů vrtulí pak pracuje Výzkumný a zkušební letecký ústav v Praze. Návrhům celokompozitních ultralehkých letadel se věnuje převážně společnost Vanessa air.

Dále pak se problematice návrhu věnuje několik konstruktérů amatérských ultralehkých letadel. Úroveň kvality jejich návrhů je různá. Vznikají návrhy technicky málo kvalitní, ale i návrhy na vysokém stupni kvality. Jejich zájmem o kompozitní materiály však není systematický výzkum a jde většinou jen o málo ověřené aplikace.

V zahraničí se návrhům z kompozitních materiálů věnují specializovaná pracoviště, většinou umístěná u výrobních závodů. Ty pak vyrábí a prodávají hotový výrobek a postup návrhu zůstává ve společnosti. Amatérské nebo poloprofesionální návrhy nejsou tak časté jako v ČR.

4. CÍLE PRÁCE

Prvotním cílem práce bylo nejprve zmatovat situaci ve využívání kompozitních materiálů, znalosti o jejich vlastnostech a chování, a metody užívané při návrhu. Tato část práce měla zahrnout české prostředí a v rámci možností i stav ve světě.

Na základě zmapované situace v navrhování kompozitních konstrukcí byl stanoven hlavní cíl práce ve zpracování a ověření metodiky návrhu konstrukce z kompozitního materiálu.

Zvolený hlavní cíl práce lze rozdělit na jednotlivé dílčí části. První částí je úkol pomocí poznatků získaných studiem a vlastním zkoumáním chování kompozitních konstrukcí vypracovat ucelenou metodiku návrhu kompozitního křídla. Další částí práce bylo praktické provedení návrhu reálné konstrukce podle vypracované metodiky.

Významným přínosem každé práce je vždy experimentální ověření. Původním záměrem byla realizace na drobných vzorcích, kde by byly ověřovány jednotlivé etapy metodiky (např. lepení nebo stabilita panelů).

V průběhu práce se podařilo navázat kontakty s některými českými výrobci letadel. V několika případech to byly přímá spolupráce na návrzích, nebo v rámci zaměstnání na Leteckém ústavu provádění zkoušek k prokázání únosnosti navržených konstrukcí na Zkušebně letecké techniky. Spolupráce se společností Urban air se rozvinula tak, že umožnila experimentální měření na celé konstrukci křídla.

Tím se modifikovala část praktického provedení návrhu na kompletní návrh konkrétního křídla s následným návrhem zkoušky, realizací zkoušky a srovnání získaných výsledků s vypočtenými.

5. ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

Prvním cílem bylo zmapování situace v České republice a zahraničí na poli využívání kompozitních materiálů. Tento cíl byl plněn postupně studováním zahraničních publikací a časopisů a účastí na různých přednáškách a konferencích. Situace v České republice byly zjišťovány během osobních návštěv u jednotlivých výrobců, diskusemi na různých setkáních a sledováním odborné literatury.

Hlavním cílem práce bylo zpracování získaných zkušeností do přehledné metodiky. Tento cíl byl plněn pravidelným zpracováváním získaných poznatků a zkušeností. Systematické zpracovávání do připravované metodiky pak umožnilo její vznik v předkládané podobě.

Posledním cílem práce byla vlastní činnost při i návrzích z kompozitních materiálů. Díky znalosti chování dřevěných konstrukcí a pozorováním jejich chování při různých zkouškách (jednak samostatných panelů, ale i celých segmentů torzních skříní) mohl být postupně srovnáván tento ortotropní materiál s jiným ortotropním materiálem – kompozitním. Tyto nové teoretické a praktické zkušenosti byly použity i pro jiné návrhy konstrukcí.

Závěrečným cílem pak bylo provedení celého návrhu kompozitního křídla, jeho pevnostní výpočet klasickým postupem a následné zpřesnění moderními přístupy tj. metodou konečných prvků. Splnění této části vyžadovalo zvládnutí softwaru metody konečných prvků společnosti MSC. Nejprve pre a post procesoru Patran a následně i vlastního řešiče Nastran. Snahou nebylo detailně prostudovat systém, ale zvládnout způsoby definování vstupních údajů tak, aby byl výpočet korektní. Samotné zpracování výstupních dat si také vyžaduje jistý stupeň znalosti systému.

Protože teoretický návrh nedává možnost skutečného srovnání, bylo využito spolupráce s výrobcem pro srovnání teorie a praktického měření pomocí tenzometrických měření. Součástí měření bylo i porovnání vypočtených a naměřených deformací celé konstrukce pod zatížením.

K plnění cílů práce přispívalo i systematické archivování výsledků všech provedených zkoušek, ať již proběhly v rámci vlastního výzkumu, nebo v rámci zakázek zkušebny Leteckého ústavu.

6. HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

Tak jak bylo uvedeno v kapitole 5 lze rozdělit hlavní výsledky práce do několika částí. První je vytvoření metodiky využitelné při návrhu jakéhokoliv výrobku z kompozitních materiálů. Vlastní metodika je orientována na konstrukční a pevnostní část návrhu a technologické aspekty nejsou příliš rozebírány.

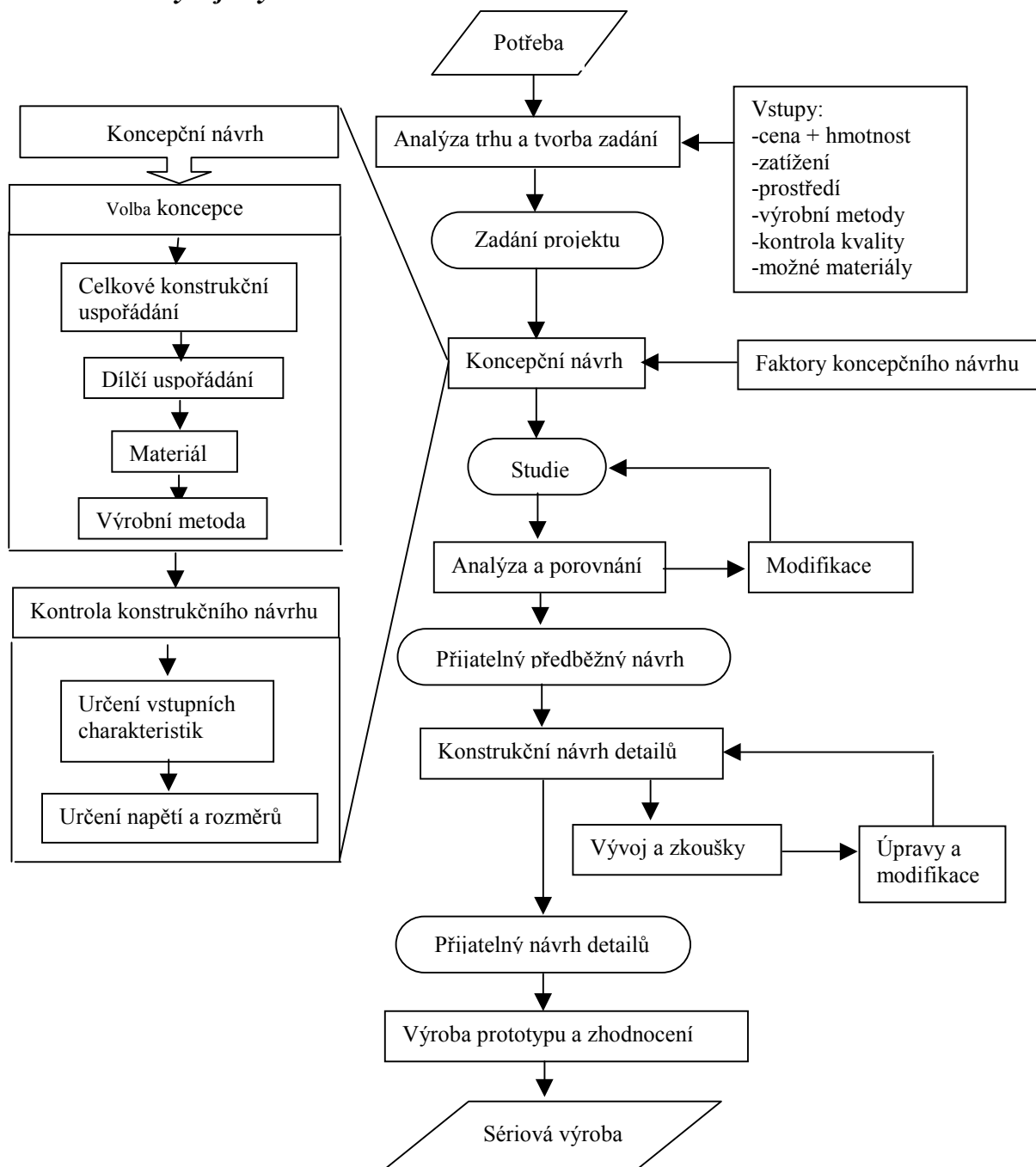
Druhým přínosem je vytvoření podpůrného programu CompoPro, který umožňuje vedení databáze jednotlivých materiálů a jejich charakteristik. Svými procedurami napomáhá konstruktérovi při návrhu výrobku.

Dalším významným přínosem je vlastní návrh reálné konstrukce, experimentální ověření a srovnání teoretických výpočtů a naměřených dat.

6.1. Metodika návrhu kompozitní konstrukce

Vstupní část tvoří obecný úvod, který pojednává o filozofii návrhu konstrukce. K jednotlivým prvkům návrhu a vlivům ovlivňujícím návrh jsou uvedeny poznámky a zhodnocení.

Obr. 2: Schéma vývoje výrobku



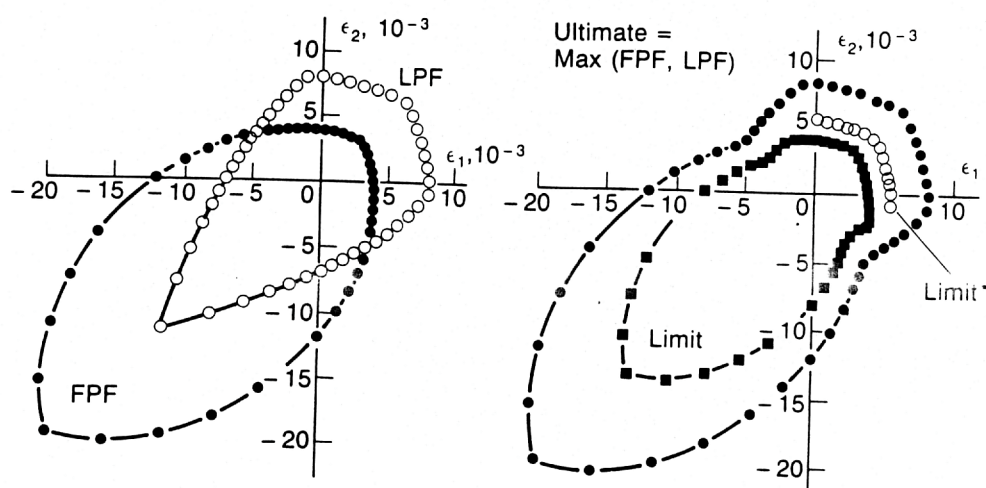
Kapitoly metodiky detailněji rozebírají návrh výrobku z kompozitního materiálu. Postupně jsou popsány a komentovány jednotlivé etapy vývoje výrobku. Počínaje *analýzou trhu*, přes *tvorbu zadání*, až ke *koncepčnímu návrhu*. Práce podrobně

rozebírá fázi koncepčního návrhu, která se skládá z volby celkového konstrukčního uspořádání, dílčího uspořádání, materiálu a výrobní metody a kontroly konstrukčního návrhu zahrnující určení vstupních charakteristik, napjatosti a rozměrů konstrukce (obr. 2).

V této fázi lze použít vytvořený program CompoPro, který umožňuje vést databázi vláken, matic, vrstev a laminátů s jejich pevnostními a tuhostními charakteristikami. Vlastní program pak obsahuje procedury umožňující pro uložené materiály napočítat matice tuhosti a poddajnosti, vypočítat výsledné charakteristiky vrstvy při definování matrice a vláken a výsledné charakteristiky laminátu skládaného z jednotlivých vrstev. Jiné procedury pak počítají napjatost v jednotlivých vrstvách laminátu nebo dokonce posloupnost jednotlivých poruch v laminátu.

Část kontroly konstrukčního návrhu, zahrnuje nejprve stanovení vstupních charakteristik materiálů, výpočet charakteristik použitých skladeb a jejich tuhosti a pevnosti. Během této části návrhu se dá plně využívat již dříve uvedených procedur programu CompoPro, nebo jiné menší programy. Práce uvádí některá z poruchových kritérií vrstev a na příkladu kvadratického kritéria uvádí tvorbu poruchové obálky celého laminátu (obr.3). Po provedení tuhostní a pevnosti kontroly následuje kontrola z hlediska stability konstrukce. Stabilitní vlastnosti navržené konstrukce mohou vyvolat mezní porušení, které bývá u tenkostěnných konstrukcí rozhodující. V práci jsou uvedeny pomocné nomogramy, umožňující odhad velikosti zatížení při ztrátě stability rovinného ortotropního panelu zatíženého tlakem nebo smykem. Uvedeny jsou také nomogramy umožňující zahrnout vliv tloušťky a štíhlosti panelu.

Obr. 3: Poruchové obálky laminátu



Důležitým bodem postupu je zohlednění vlivu sekundárních zatížení. Práce uvádí postup jak zohlednit vliv skokové změny tloušťky pásnice nebo kořene křídla, kdy smyková deformace stojiny vyvolává sekundární zatížení pásnic nosníku. Tento jev je velice významný v oblastech kořene křídla, kde může představovat nárůst zatížení pásnice až o 20 %.

Další významnou částí metodiky je etapa návrhu detailů, která následuje po schválení koncepčního návrhu. Tato etapa nerozebírá detailní návrh celé konstrukce, protože ve většině případů je prováděn metodou konečných prvků. Protože existuje více systémů MKP, které se liší přístupem a obsluhou, je tato oblast ponechána na volbě konstruktéra a jeho zkušenostech s těmito systémy.

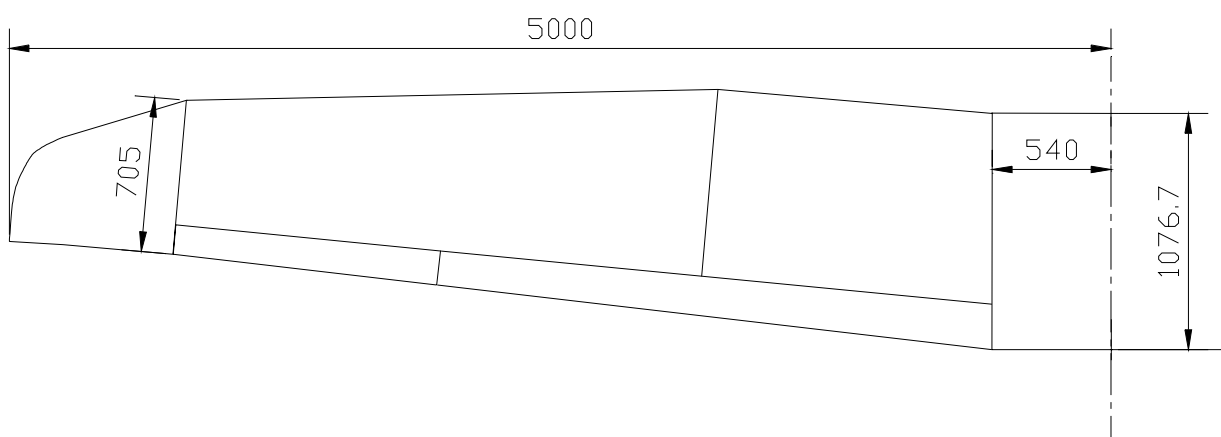
Kapitola dále postupně popisuje další jednotlivé možné části návrhu konstrukce rozebírá jejich výhody a nevýhody a uvádí způsoby jak je dimenzovat nebo zohlednit při návrhu. Jedná se především o lepené a mechanické spoje, otvory a vruby. Okrajově se práce dotýká i interlaminárního napětí.

Poslední částí uvedené metodiky je shrnutí poznatků z oblasti zkoušení kompozitních konstrukcí. Nejprve jsou postupně představeny jednotlivé zkoušky umožňující stanovit potřebné materiálové charakteristiky, které vstupují do výpočtů. Práce popisuje jednotlivé druhy zkoušek. Následující část uvádí postupy a doporučení pro provádění certifikačních zkoušek a požadavků na konstrukci z kompozitních materiálů.

6.2. Aplikace navržené metodiky

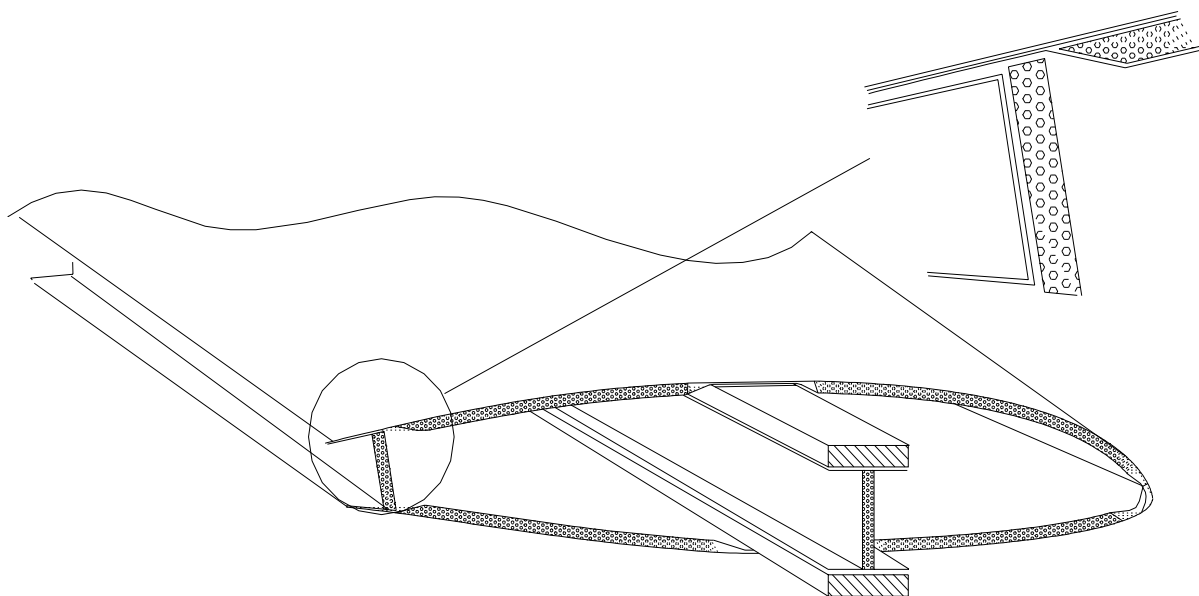
Vyvrcholením práce bylo navrhnout reálnou konstrukci křídla a následně ji ověřit experimentem. Návrh křídla byl proveden podle jednotlivých doporučení metodiky. Nejprve byly definovány tvary (obr. 4) a zatížení. Pro uvedené křídlo byly vybrány dva rozhodující případy. První představoval maximální ohyb křídla nahoru, druhý maximální ohyb křídla dolů společně s maximálním krutem.

Obr. 4: Půdorysný tvar křídla



Volba koncepce křídla preferovala standardní uspořádání obvyklé u větroňů, kdy se krakorce křídla vzájemně překrývají. Konstrukce byla navržena jako jednonosníková dvoudutina s jedním kořenovým žebrem, které konstrukci uzavírá. Potah byl volen jako sendvič. (obr.4). Při volbě skladeb byla využita vlastní zkušenost ze zkoušek vzorků. Pro potah byla zvolena skladba (2x92110/45,conticell 8, 1x92110/45) shodná se skladbou, která byla již odzkoušena na zkušebně Leteckého ústavu [31]. Tato skladba je z podmínek manipulačního zatížení při praktickém provozu letounu minimálně možná. Stojiny byly navrženy na základě zkušeností s únosností sendvičových panelů při zkouškách ve zkušebním rámu. Tyto zkoušky byly prováděny v rámci vlastního výzkumu.

Obr. 5: Schéma konstrukce křídla



Na návrh konstrukce plynule navázala volba materiálu a výrobní metody. Částečně bylo využito zkušeností s tkaninami dodávanými společností R&G.

V následující části práce jsem využil vlastní program CompoPro pro stanovení mechanických vlastností vrstev a laminátu a vyhodnocování stavů napjatosti. Pásnice konstrukce byly navrženy tak, že hodnoty napětí při mezním zatížení výrazněji nepřekračovaly doporučené meze, čímž se zaručují dobré únavové vlastnosti. Stojiny a potah byly navrženy na únosnost odvozenou z výsledků dílčích zkoušek. V této analýze byl částečně zohledněn vliv přídatného zatížení pásnic od smykové deformace stojiny v kořeni křídla. Vypočtená hodnota přírůstku byla pouze 28 MPa a nebyla rozhodující pro stanovení nejnižší hodnoty součinitel rezervy.

Detailní analýza konstrukce byla provedena metodou konečných prvků systémem MSC Patran / Nastran. Konstrukci jsem modeloval jednoduchými prvky (BAR2, QVAD4 a TRIA3). Tato koncepce byly zvolena na základě zkušeností s uvedeným systémem. Modelovat pásnici objemovými prvky, nebo rovinnými s definovanou tloušťkou se ukázalo jako nevhodné. Nejspolehlivější řešení přináší jednoduché

nosníkové prvky. V této části se také výrazně projevoval vliv materiálových charakteristik na tuhost konstrukce. Celý model měl 8007 elementů a 8589 uzlů.

Výsledky detailní analýzy byly následně zpracovány a byly stanoveny minimální součinitele rezervy pro pásnic a sendvičů. Tabulka 1 uvádí výsledky detailní analýzy a vypočtené součinitele rezervy.

Z výstupů výpočtu byly dále odečteny hodnoty napjatosti a přetvoření v kontrolních řezech, aby mohly být později srovnány s experimentem.

Tabulka 1: Vypočtená napětí a deformace

		Případ 1	Případ 2
Průhyb konce křídla (mm)		686	-307
Maximální napětí v pásnicích (MPa)			
	axiální	544	285
	ohybové	254	101
	max. kombinované	(-519) – (675)	(-278) – (332)
	min. kombinované	(-617) – (518)	(-361) – (269)
Max. napětí (MPa) – sendviče			
	max. smykové	84,1	62,5
	hlavní napětí	(-115) – 138	(-79,3) – 96,1
Dovolené napětí (MPa), součinitele rezervy			
	pásnice tah (1150 MPa)	1,7	3,46
	pásnice tlak (800 MPa)	1,29	2,21
	potahy, stojiny (100 MPa)	1,19	1,6

V rámci činnosti Zkušebny letecké techniky Leteckého ústavu byly navržena zkouška vyrobeného křídla. Byly zde plně uplatněny zkušenosti ze zkoušek křídel velkých deformací, kde je nutno předem předpokládanou deformaci zahrnout do návrhu vahadlového systému.

Spolupráce s výrobcem umožnila instalaci 32 tenzometrů do vlastní konstrukce křídla a tak měření deformací ve dvou kontrolních řezech na pásnici a stojině a v jednom řezu na potahu. Mezi měřené veličiny byl také zahrnut průhyb celé konstrukce.

Navržené křídlo přeneslo požadované početní zatížení (obr. 6). Při stanovování mezní únosnosti bylo prokázáno, že křídlo přenesse 114 % početního zatížení odpovídajícímu případu 1. Při tomto zatížení nastalo tlakové porušení horní pásnice křídla v kořeni křídla (obr.7).

6.3. Srovnání výsledků měření a výpočtu

Pro obecné zhodnocení výsledků získaných během návrhu konstrukce a experimentu byly srovnány výstupy detailní analýzy metodou konečných prvků a měření provedených během zkoušky.

Obr. 6: Zkouška křídla – případ 1, 100 % početního zatížení



Obr. 7: Zkouška křídla – porucha



Srovnání průhybu konce křídla je uvedeno v tabulce 2. Je zde vidět, že pro případ 1 (ohyb) se naměřený průhyb shoduje s výpočtem. Pro případ 2 (krut) je vypočtený průhyb nižší než naměřený.

Tabulka 2: Srovnání vypočteného a naměřeného průhybu konce křídla

Deformace v mm	Výpočet MKP	experiment	Poměr (%)
Případ 1 (ohyb)	686	684	100
Případ 2 (krut)	307	327	94

Při srovnání napětí v pásnicích křídla v řezech 690 a 1440 (tabulka 3) je opět větší odchylka u případu 2 (krut). Podobně i při srovnání měřené a vypočtené smykové deformace stojiny uvedené v tabulce 4.

Tabulka 3: Srovnání vypočteného a naměřeného napětí v pásnicích

Případ		pásnice	MKP	experiment	poměr
1 (ohyb)	řez 690	horní	-514	-503	102%
		dolní	503	534.5	94%
	řez 1440	horní	-420	-440	95%
		dolní	451	424	106%
2 (krut)	řez 690	horní	263	253	104%
		dolní	-264	-314.5	84%
	řez 1440	horní	221	236.9	93%
		dolní	-249	257	-97%

Pokud celkově hodnotíme srovnání výsledků zkoušky a výpočtu metodou MKP, zjistíme, že křídlo přeneslo 114 % početního zatížení na rozdíl od předpokladu 129 % početního zatížení získaného výpočtem MKP. Tento rozdíl se dá vysvětlit přídatným zatížením pásnic u kořene křídla, jak je popsáno ve zpracované metodice. Právě tento efekt, mohl dát přírůstek napětí, který vyvolal předčasnou poruchu.

Tabulka 4: Srovnání vypočtené a naměřené smykové deformace ve stojině

Případ		pásnice	MKP	experiment	poměr
1 (ohyb)	řez 690	přední	0.406	0.366	111%
		zadní	0.457	0.3962	115%
	řez 1440	přední	0.356	0.333	107%
		zadní	0.391	0.3487	112%
2 (krut)	řez 690	přední	0.246	0.189	130%
		zadní	0.237	0.19	125%
	řez 1440	přední	0.215	0.203	106%
		zadní	0.195	0.168	116%

Potvrzuje se, že kořenová oblast konstrukce je velmi specifická a při návrhu této části konstrukce je nutno se jí podrobně zabývat. Vždy je třeba dodržet opatření uvedená v kapitole 4.4.9, která doporučují věnovat zvláštní pozornost oblasti kořene křídla, jestliže byly použity uhlíkové rovingy na pásnice a stojina je ze skelných tkanin. Dále je nutno dodržovat zásadu, že stojiny nosníku a krakorce se mají směrem ke kořenu křídla zesilovat. Pásnice v oblasti kořene je nutno navrhnout s přibližně 20 % rezervou.

7. ZÁVĚR

Předkládaná práce na širším základě zpracovává metodiku návrhu leteckých konstrukcí z kompozitních materiálů. Metodika zahrnuje základní filozofii návrhu konstrukce s následným vlastním postupem, který je rozpracován tak, aby napomáhal konstruktérům zavádět nové moderní kompozitní materiály do leteckých konstrukcí. Postupně jsou uváděny tuhostní, pevnostní a stabilitní požadavky návrhu konstrukce. V závěru jsou zpracovány požadavky na zkoušení leteckých konstrukcí z kompozitních materiálů.

Součástí práce je program databáze, který umožňuje vedení evidence materiálových charakteristik výztuže, matric, vrstev a laminátů a dává tak účinný nástroj pro navrhování kompozitních konstrukcí. Program je schopen pomocí dílčích procedur počítat matice tuhosti a poddajnosti, výslednou pevnost skládaného materiálu, poruchové obálky a také postupné porušování laminátu.

Významnou částí práce jsou výsledky mnoha zkoušek vzorků z kompozitních materiálů a poznatky s prováděním těchto zkoušek.

Těžiště práce a hlavní přínos je v aplikaci teoretických rozborů na návrh reálné konstrukce křídla, jeho pevnostní a tuhostní analýzu a následné srovnání s experimentálním měřením. Práce předkládá výsledky a postupy, které byly vytvořeny aplikací uvedené metodiky. Pro aplikaci byla navržena konstrukce křídla malého letounu pro které bylo stanoveno zatížení s následnou pevnostní kontrolou dvojnosičkové, dvojdutinové konstrukce v rámci předběžného návrhu. Detailní návrh zahrnoval pevnostní analýzu metodou konečných prvků s využitím systémů MSC Patran/Nastran. Touto analýzou byly stanoveny deformace celé konstrukce, kritická místa a napětí v požadovaných místech konstrukce.

Díky spolupráci s průmyslem se podařilo srovnat výsledky analýzy s experimentem. Navržené křídlo bylo vyrobeno, osazeno tenzometry a podrobena pevnostním zkouškám. Zkoušky prokázaly s dostatečnou přesností odhad tuhosti a únosnosti konstrukce.

Předkládaná práce, na základě teoretických rozborů a analýz, popisuje metodiku návrhu konstrukce z kompozitních materiálů aplikovanou na lehký letoun. Získané výsledky výpočtu a experimentálního ověření dávají kvalitní podklady pro navrhování dalších konstrukcí na dobré technické úrovni.

8. SUMMARY

Submitted dissertation work with the title *Composite wing design* is dealing with approach and determines the composite design process. The work presents the structure design from the point of view of a designer and stress engineer.

8.1. State of composite application

The dissertation work firstly describes the application of composite materials in aircraft structures. The work indicate the stagnant tendency in the applications of the composite materials in civil and military aircraft in contrast with sport and amateur aviation. The top application of composite materials is in production of sailplanes. Majority of all world production of sailplanes is all-composite production. Further significant category of aircraft are ultra-lights, where the all-composite aircrafts start to push forward. Trending and effort of the producers to minimise the production elaborateness while keeping the high standard of skin establish the developing trend of small all-composite aircrafts.

When going through more detailed examination of civil and military aircraft, it is obvious, that all composite materials are used for parts with lower loading intensity. Except several cases, the primary aircraft structures have been still produced and joined by the classical way and the composite materials are applied only for secondary and tertiary structures (ailerons, rudders, flaps, engine and landing gear covered, floor panels). For military aircraft in our republic, they are applied only as a prevention of the pilot against infantry arms. In the category of general aircraft, the application of composites is standard for aircraft interior, e.g. interior panels and air condition or handing laminate covers.

Essentially, major percentage of the composite material application is used in the area of sailplanes and ultralights. The carbon and glass laminate materials are mostly used here. A sailplane developed in Technical University in German Braunschweig with its wing span of 30 m (Ethä) is an extreme. The greatest Czech producer exploiting the composite materials is the company Shempp-Hirth based in Chocen producing the all-composite sailplanes Discus.

The ultralights category has with its own independency on aviation authorities recorded upper expansion in the field of the composite application in aviation. The lower certificate requirements of Amateur aviation association and gigantic activity of builders enable building several all-composite types of aircrafts. Here are few examples of these successful aircrafts – ultralights UFM-10 Samba, UFM-13 Lambáda, TL-92 Star, etc. The composite application is also implemented for various aerodynamic covers, front parts of fuselage (whether the motor is built in the front part or not) fuel tanks and other form -difficult parts.

The methodology of structure composite design is the “know how” of a small number of companies. The design quality depends on experience and equipment that the designer engineer keeps at his use. Specialised systems (e.g. the French Cosmopic) or standard systems FEM with composite modules (MSC Nastran,

Ansys) are used and offered by professional companies. Tsai [3] declares that it is possible to design an effective composite part only with the help of PC and separate small programs. Non-professional builders design the composite parts identically as classical ones with the only difference: for strength characteristics, they use the values of composite characteristics. Then the final product is tested and then, in case of being tested successfully, set out as a satisfactory one.

In the Czech Republic, the research and producing of the composite parts have their own history, however, it was interrupted by the change of title relations and manufacturing programs of great aircraft producers at the end of the eighties. Today a few companies and institutions concentrate systematically on designing and producing of all composite products. The Letov - ATG Company is designing and producing the high-quality parts of aircrafts (some of them are also produced for foreign producers). The Aeronautical Research and Test Institute in Prague is working in the field of composite blade of propeller and the Vanessa Air company is mainly dealing with the designs of all composite ultra-lights.

In addition, a small number of non-professional designers of ultralights are dealing with the design problems. Thus, the both designs rise those of a low technical quality and those of the high quality level. Their interest of composite materials is not focused on systematic research the designs are mostly only verified applications.

8.2. Methodology of composite structure design

The important moments and the design methodology are emphasised in the whole process of the composite structure design. Input part creates a common introduction dealing with the philosophy of the design structure. Notes and estimation are stated for individual design elements and influences affecting the design.

Further chapters describe the design of the product made from composite material more detailed. Individual steps of product development are described and commented systematically. Firstly, the *market analysis* followed by *submission* creating finished by the *conceptual design*. The work in details describes the phase of conceptual design consisting of preference of the whole structure organization, partial organization, material and manufacturing methods and control of the structure design concerning the definition of input characteristics, stressing and structure dimension (fig. 2).

For this phase, the created program CompoPro can be used enabling to guide the fibres, matrix, lamina (ply) and laminates with their strength and stiffness characteristics. The program itself contents the procedures enabling to count stiffness and compliance matrix for filed materials, to compute the final layer characteristics while defining matrix and fibres and final characteristics of laminate folded of separate layers. Other processes compute stressing in individual laminate layers or even sequence of separate failure of laminate.

The important reference is to consider the influence of secondary loading. The work shows the procedure how to consider the influence of the sudden change of

web depth or the wing root when shearing deflection of web evokes the secondary loading of flanges. The significant phenomenon can increase the loading of flanges up to 20 %.

Further significant part of the methodology is design of the details succeeded to the acceptance of the conceptual proposal. The chapter describes further possible parts of structure design, considering their advantages and disadvantages, and states the ways to dimension or consider them in the design. These are especially, bond and mechanical connections, wholes and notches. Also interlaminar stress is partially described in the work.

The last part of the introduced methodology is the recapitulation of composite structure testing enabling to set up necessary material characteristics coming in the computations. Individual testing methods are mentioned here. Further the procedures and recommendations for application of the certificate tests and structure requires are published here.

8.3. Application of suggested methodology

The top of the work was to design the real wing structure and then to verified it experimentally. The wing design was made according to separate recommendations of the methodology. First, the forms and loading were defined.

The wing conception preferred the standard set up for sailplanes, where the wings are connecting by cantilevers to root rib of other wing. Material and manufacturing method preference continuously linked to the structure design. Experience with fabrics produced by R&G company was used.

The structure flanges were suggested not to pass markedly the recommended values for boundary loading in order the fatigue problem has not to be solved. Webs and skin was designed for the carrying – capacity derived from the results of partial tests.

Structure detailed analysis was performed by a finite element method. The system MSC Patran / Nastran was used here. The wing was modelled by simple elements (BAR2, QVAD4 a TRIA3). The most reliable solution is the one made by simple elements. The whole model had 8007 elements 8589 nodes. The result of detailed analysis was consequently elaborated and minimal reserve factors for flanges and sandwiches were determined. Table 1 is describing the results of detailed analysis and computed reserve factors. I deducted the values of stress and strains in controlled cuts so that they could be compared later with the experiment.

The cooperation with a producer enables to install 32 strain gauges in the wing structure. Therefore, the strains of two cuts on flange and web and strains of one cut on skin could be measured during the test. Deflections of the whole structure were included to the measured parameters.

The designed wing demonstrated to carry the suggested ultimate loading. While setting the boundary, loading it was demonstrated that the wing could carry 114 % of ultimate loading. At this loading a compression failure of upper flange in wing root appeared.

8.4. Comparison of measurement results and computation

The outputs of detailed analysis done by the finite element method and measurements performed during test were compared for the general evaluation of results obtained from the structure design and the experiment.

Firstly, we can compare deflections of wing (see table 2), it can be seen that the measured deflection is identified with computation for case 1 (bend). For case 2 (torsion), a very small error is obvious; when computed deflection is lower than the measured one.

While comparing stress in spar flanges for cuts 690 and 1440 (table 3), we can also see, that case 2 is inclined reciprocally. The same situation is when comparing web measurements and computation; here table 4 compares the shear strains.

Provided we evaluate the comparison of test results and computation done by MKP method in the whole, we can realize that the wing carried 114 % of ultimate loading in contrast with expected of 129 % ultimate loading obtained by the computation FEM. The difference can be explained by additional loading of flanges at wing root as it was described above. The very effect could give the stress addition of 15 % that caused the early failure. It is confirmed that root structure is very specific and it is important to pay great attention to when designing this part. It is necessary to keep the steps urging to pay special attention to the field of wing root if carbon roving for flanges and web made from glass fabrics were used. Then the following principle is to be kept: webs of spar and cantilever have to be strengthened in the direction towards the wing root and the flanges at wing root is necessary to be reinforced too.

8.5. Conclusion

Submitted work done on the basis of theoretical study and analyses is describing the methodology of the structure design made from composite materials and applied for an composite wing. Obtained results of computation and experimental verification give quality ground for designing of further structures at good technical level.

9. LITERATURA

- [1] Bhargman D. Agarval, Laurence J. Broutman, Vláknové kompozity, SNTL, Praha 1987
- [2] Datoo Muhmood Husein, Mechanics of fibrous composites, London 1991, ISBN: 1-85166-600-1
- [3] Tsai Stephen W., Composites design, 4th edition, 1988
- [4] Niu Michael Chun-Zung, Composite airframe structures, 1992
- [5] Niu Michael Chun-Zung, Airframe structural design, Honh Kong, 1988
- [6] Middelton D. H., Compozite materials in aircraft structures, 1990
- [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, Chapman &Hall 1996, ISBN 0-412-58470-0
- [9] Wisnom Michael R., Häberle Jürgen, Prediction of buckling and fatigue of unidirectional carbon/epoxi 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, 1986, Kelly and Zu. N. Rabatnov
- [12] Jones Robert M., Mechanics of composite materials, 1975 Scripta Book Company, USA
- [13] Kaw Autor K., Mechanics of Composite Materials, CRC Pres, Boca, New York
- [14] Carlsson Lief A., Pipes R. Byron, Experimental Characterization of Advanced Composite Materials, Lancaster, Pennsylvania, USA, 1997, ISBN: 1-56676-433-5
- [15] Eppler Richaed, Sekundäre Beaiistung der Gurte eines I-Holms infolge der Schubverformung des Streges, Z.Flugwiss.Weltraumforsch. 7, 1983 Heft3
- [16] Ondráček, Vrbka, Janíček, Mechanika těles, Pružnost a pevnostII, Skripta VUT, 1991
- [18] Paloda, Fidranský, Certifikace kompozitních konstrukcí, metodická pomůcka, VZLÚ 1998
- [19] Tulipán Pavel, Použitie kompozitných materiálov v leteckej technike
- [20] Mečiar Marijan, Letecké konstrukce z kopolitních materiálov, LET 2/4510/87
- [21] Černoušek Jan, Úvod do problematiky kompozitů, VUT Brno, fakulta technologická, Zlín 1992
- [22] MSC/Patran P3, teoretický manuál
- [23] MSC/Nastran, Quick Reference Guide
- [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, Juračka, Composites design, Navrhování konstrukcí z kompozitních materiálů, Technical University of Brno, 1997
- [28] Juračka, Úvod do pevnostních výpočtů kompozitů, Zpráva LU: 2V/97, Brno
- [29] Juračka, Návrh křídla letounu S – 8 Mustang, 1997
- [30] Juračka, Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu, Teze k rigorózní zkoušce, Brno 1998
- [31] Juračka, Jebáček, Pištěk, Zpráva o pevnostní zkoušce křídla letounu UFM-10 Samba, Zpráva LÚ 10V/00, Brno 2000
- [32] Filip, Juračka, Helešic, Pištěk, Pevnostní zkouška konstrukce křídla letounu UFM-13 Lambáda, Zpráva LÚ 1V/97; Brno, květen 1997
- [33] R&G Flüssigkunststoffe, Calalogue 6, Waldenbuch, 1999
- [34] Juračka, Teze k rigorózní zkoušce, Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu, Brno 1997
- [35] Filip, Jebáček, Juračka, Streit; Pevnostní zkouška kořenové části kompozitového křídla; Zpráva LÚ 1V/99, Brno 1999

10. AUTOROVO CV

JMÉNO

Jaroslav Juračka

OSOBNÍ DATA

Stav: ženatý

Státní příslušnost: Česká republika

Národnost: česká

Datum a místo narození: 8. dubna 1971, Velké Meziříčí, okr. Žďár nad Sázavou

VZDĚLÁNÍ:

1994 – 1997 Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství,
Specializace: Konstrukční a procesní inženýrství – postgraduální
studium
Téma disertační práce: Návrh křídla z kompozitního materiálu.
Datum rigotózní zkoušky 13. února 1998

1989 – 1994 Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství,
Specializace: stavba letadel – magisterské studium
Datum státní závěrečné zkoušky: červen 1994

ZAMĚSTNÁNÍ

2000 – výzkumný pracovník Centra leteckého a kosmického výzkumu,
zodpovědný řešitel dílčího projektu Experimentální metody
laboratorních zkoušek lehkých konstrukcí,
Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

2000 – asistent, Vysoké učení technické v Brně,
Fakulta strojního inženýrství

1999 – 2000 technický pracovník, Vysoké učení technické v Brně,
Fakulta strojního inženýrství

1998 ZVS

1997 – živnostenské oprávnění: Vývoj, projektování a konstrukční
techniky

1994 – student PGS, Vysoké učení technické v Brně,
Fakulta strojního inženýrství

JAZYKOVÉ ZNALOSTI

Anglicky

Rusky

VĚDECKO-VÝZKUMNÁ ČINNOST

- 2000 – řešitel dílčího projektu grantu MŠMT: Centrum leteckého a kosmického výzkumu č LN00B051
- 2000 spoluúčast na grantovém úkolu MPO č. FB-CV/20/98 Rozvoj center průmyslových center a technologií, Projekt: Podpora vývoje letounu nové generace, Výpočet zatížení letounu
- 2000 spoluúčast na grantovém úkolu MPO č. FB-CV/20/98 Rozvoj center průmyslových center a technologií, Projekt Vysokoškolské centrum výzkumu a vývoje letadel, Aerostatické podklady, Hmotnostní rozbor, Zatížení letounu
- 1995 – 1996 spoluúčast na grantovém úkolu č. FP 359573, Zařízení a metodika pro výzkum provozních vlivů na vlastnosti kompozitních dílů letadel
- 1995 – 1996 spoluúčast na grantovém úkolu č. FP 369576, Program výpočtu únosnosti tenkostěnných konstrukcí
- 1994 – výzkum v oblasti kompozitů v rámci postgraduálního studia

PEDAGOGICKÁ ČINNOST

- 2001 – Semestrální projekt I , kurzy magisterského studia FSI, obor: Letadlová technika
- 2000 – Semestrální projekt II , kurzy magisterského studia FSI, obor: Letadlová technika
- 1999 – Stavba letadel, kurzy magisterského studia FSI, obor: Letadlová technika
- 1994 – 1997 výuka v rámci postgraduálního studia