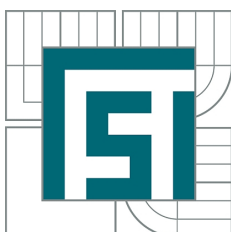


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH UZLU KŘÍDLO-TRUP KOMPOZITNÍHO LETOUNU DESIGN OF COMPOSITE AEROPLANE WING-FUSELAGE JOINT

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. HYNEK SADOVSKÝ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. JAROSLAV JURAČKA, PhD.

Abstrakt

Diplomová práce se zabývá konstrukčním, pevnostním a technologickým návrhem uzlu křídlo-trup celokompozitového čtyřmístného letounu certifikovaného dle předpisu CS-23. Návrh je zaměřen na optimální využití prostoru, nízkou hmotnost a jednoduchou výrobu a montáž. Hlavním výstupem práce je výkresová dokumentace a technologické ložné plány. Rozborem řešení a hmotnostním odhadem byla zvolena koncepční varianta a následně byly použity analytické pevnostní výpočty s modifikací pro kompozitové materiály. Dle výsledků výpočtů byly detailně navrženy skladby a popsána výroba jednotlivých dílců. Zadání se podařilo vyřešit neobvyklou koncepcí, která klade vyšší nároky na přesnost výroby, ale je hmotnostně velice úsporná.

Summary

This master's thesis deals with design, strength calculation and technological solution of wing-fuselage joint for composite four-seater aeroplane certificated by CS-23. Design is focused on optimal space utilization, low weight and simple manufacturing and assembly. Main output is technical documentation consisting of drawings and technological lay-ups. Conceptual design was chosen after analysis and weight estimation. With strength calculation for composite materials it was possible to design composition of primary parts and also specify manufacture processes. Assignment was solved by unusual conceptual design, which claims higher precision manufacturing, but it saves weight.

Klíčová slova

křídlo, trup, kompozitní konstrukce, spojení křídlo-trup, kompozitní materiál, mokrá laminace, vakuová technologie

Keywords

wing, fuselage, composite construction, wing-fuselage joint, composite material, wet lay-up, vacuum technology

SADOVSKÝ, H. *Návrh uzlu křídlo-trup kompozitního letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 59 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, PhD..

Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma „Návrh uzlu křídlo-trup kompozitního letounu“ jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce doc. Ing. Jaroslava Juračky, PhD. a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

V Brně dne 29. 5. 2015

Bc. Hynek Sadovský

Děkuji vedoucímu diplomové práce doc. Ing. Jaroslavu Juračkovi, PhD., rodině a přátelům.

Bc. Hynek Sadovský

Obsah

1 Úvod	3
2 Rozbor a výběr koncepce	5
2.1 Aplikace kompozitních materiálů v letectví	5
2.1.1 Rozdělení a popis kompozitních materiálů	5
2.1.2 Stručná historie a současnost	8
2.2 Koncepce konstrukčního uzlu	11
2.2.1 Průběžné nedělené křídlo	12
2.2.2 Dělené křídlo s krakorcem	12
2.2.3 Dělené křídlo a centropoplán	13
2.3 Letoun TL 4000	15
2.3.1 Křídlo	16
2.3.2 Trup	16
2.4 Hmotnostní rozbor koncepce	17
2.4.1 Varianta A - průběžný nosník	17
2.4.2 Varianta B - krakorec	18
2.5 Volba koncepce	19
2.6 Technologie výroby a použité materiály	19
3 Návrh a pevnostní analýza	23
3.1 Definice zatížení	23
3.2 Nosník	24
3.3 Dvoudutinová konstrukce, potah	27
3.4 Kořenové žebro	29
3.5 Čep a pouzdro	35
3.6 Nosníkový tunel	36
4 Konstrukční a technologické řešení	39
4.1 Nosník	39
4.2 Žebro	39
4.3 Potah	41
4.4 Čep a pouzdro	41
4.5 Trup a jeho části	46
4.5.1 Nosníkový tunel a přepážka	46
4.5.2 Trupové žebro	46
4.5.3 Kryt nosníkového tunelu	48
4.5.4 Přejížděcí oblouk	49
5 Závěr	51
Seznam použitých zdrojů	53
Seznam použitých zkratk a symbolů	55
Seznam příloh	59

1 Úvod

Tato diplomová práce se zabývá návrhem konstrukčního uzlu křídlo-trup pro čtyřmístný celokompozitový letoun. Letouny této kategorie začínají být velmi populární a zvyšuje se po nich poptávka na kterou výrobci reagují. Několik firem v ČR a na Slovensku se vývoji takového letounu věnuje. Tento konstrukční uzel představuje největší a nejvíce sledovanou konstrukční část letounu této kategorie. Velkou pozornost je třeba věnovat únavě a životnosti uzlu, jelikož jsou spojovací součásti v podobě čepů a pouzder zpravidla kovové. Hlavní úkol uzlu je přenášet zatížení mezi křídlem a trupem a zajistit vzájemnou nehybnost celků. Jako klíčový problém se ukazuje rozvedení osamělých sil do kompozitních konstrukčních celků.

Cílem práce je navrhnout koncepční a konstrukční řešení takového uzlu, podrobit jej pevnostní analýze a dimenzování. Výsledek výpočtů graficky zpracovat a vytvořit výkresy součástí spolu s jejich skladbou, ve spojitosti s tím navrhnout technologický postup výroby, případně i montáže.

Zpracování zahrnuje krátké teoretické shrnutí potřebných faktů a průřez historií i současným stavem kompozitních konstrukcí. V této teoretické části je vytvořen základ pro výběr koncepce, technologie a použitých materiálů. Následuje úvodní návrh konstrukce spolu s pevnostním výpočtem, který zahrnuje návrh skladby primárních dílů uzlu. S výsledky této kapitoly se pak následně pracuje v kapitole následující, kde je podrobně zpracován konstrukční návrh, výroba a montáž dílů. V kapitole lze taky nalézt komentář ke konstrukčním řešením, které jsou vypracovány do přiložených výkresů.

2 Rozbor a výběr koncepce

2.1 Aplikace kompozitních materiálů v letectví

Vývoj a certifikace leteckých kovových slitin již nenabízí revoluční vývoj, nehledě na fakt, že tento proces trvá mnoho let. Nabízí pozvolnou evoluci týkající se zejména technologických vlastností nebo únavové životnosti ¹.

Kompozitové materiály představují plnohodnotnou náhradu materiálů kovovým, avšak nelze je používat stejným způsobem díky jejich anizotropickým vlastnostem. Důvod pro použití kompozitů je hlavně úspora hmotnosti. Porovnání s konvenčními hliníkovými slitinami [1, str. 11]:

- Úspora hmotnosti:
 - úspora hmotnosti 15–20 %
 - úspora nákladů \$60-\$100/kg,
 - snížený počet spojů.
- Provozní vlastnosti:
 - aerodynamičtější tvary,
 - zlepšené aeroelastické vlastnosti,
 - zvýšená odolnost servisnímu prostředí,
 - zvýšená odolnost proti havarijnímu poškození,
 - zvýšená žáruvzdornost,
 - zlepšené „stealth“ vlastnosti.
- Pořizovací náklady:
 - *zvýšená* cena materiálu,
 - *zvýšené* náklady na výrobu,
 - nižší výrobní náklady ²,
 - nižší náklady na montáž.
- Náklady na opravy:
 - možná delaminace, *zvýšení* nákladů,
 - náchylné na nárazy, promáčknutí, *zvýšení* nákladů,
 - únavová odolnost, snížení nákladů,
 - nekorodují, snížení nákladů,
 - zvýšená otěruvzdornost, snížení nákladů.

Při zavádění nových materiálů jsou velice důležité finanční náklady. Zahrnuje to náklady na materiál a technologii a také náklady na údržbu v průběhu života konstrukce. Tyto náklady musí být porovnány s možnou úsporou, kterou materiál nabízí.

Jako další podstatný faktor, který se musí brát v potaz, je bezpečnost, která musí dosahovat stejných úrovní jako při použití konvenčních materiálů. Sledované jsou charakteristiky jako rychlost šíření trhliny, odolnost vůči vnějším vlivům a vlivům prostředí.

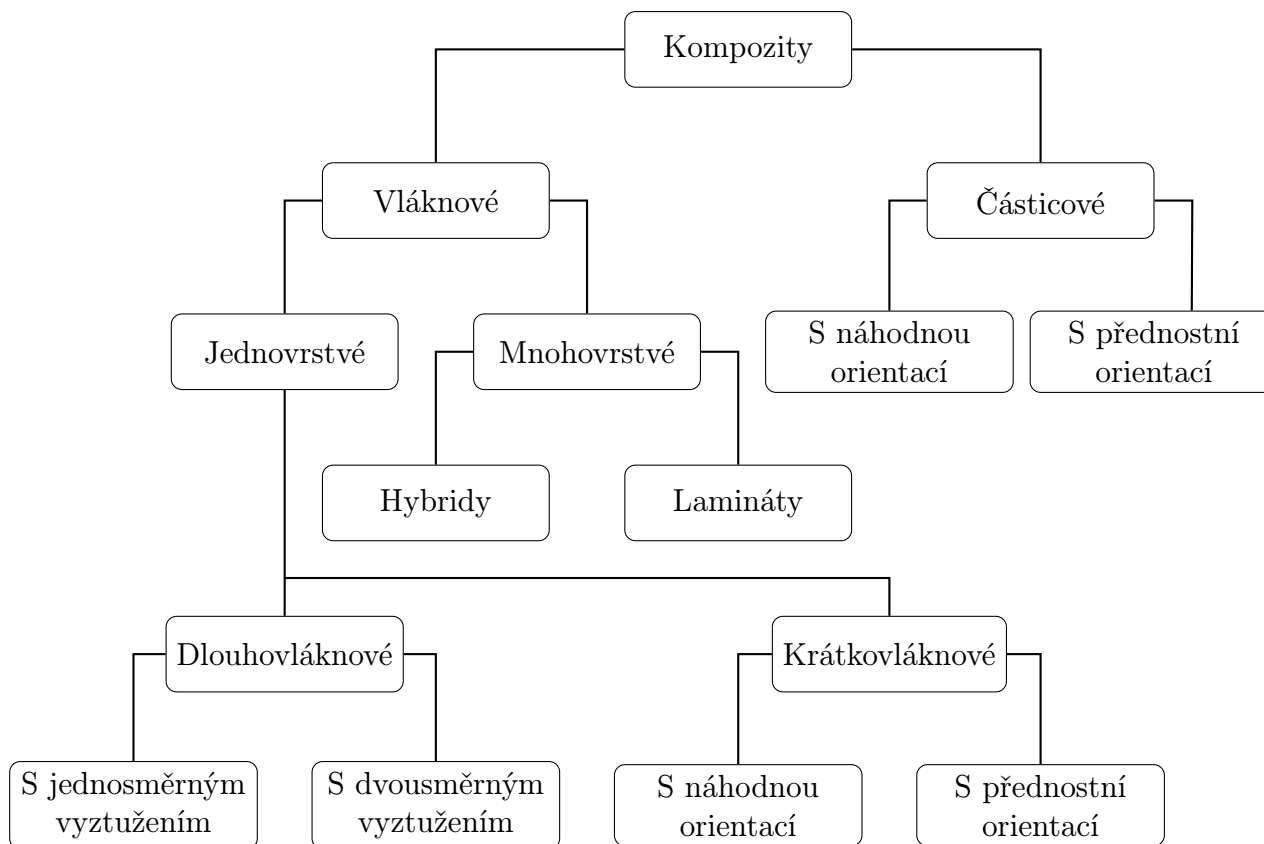
2.1.1 Rozdělení a popis kompozitních materiálů

Kompozitní materiál vzniká kombinací dvou a více částí s jasně definovaným rozhraním, zpravidla obsahuje výztuž v podobě vláken nebo částic a pojivo v podobě polymerní matrice [4, str. 12].

¹Viz slitina A20X

²Vysoký poměr hmotnosti surového materiálu ku hmotnosti mat. na finální konstrukci.

2.1 APLIKACE KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ V LETECTVÍ



Obrázek 2.1: Rozdělení kompozitů

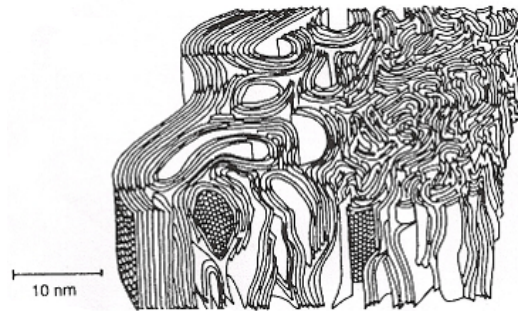
Výztuž v kompozitních materiálech slouží k přenosu zatížení, určují chování výsledného kompozitu, jeho únosnost. Používané výztuže v letectví:

- skleněná vlákna,
- bórová vlákna,
- aramidová vlákna,
- uhlíková vlákna.

Skleněná vlákna se používají na nosné součásti malých lehkých letadel a kluzáků a na nenosné konstrukce obecně. Mají nižší modul pružnosti, větší hustotu a jsou křehká. Mezi vlákny jsou však nejlevnější s vysokou pevností, nehořlavá a mají nízkou tepelnou dilataci. Pro praktické použití se vlákna spojují do pramenců – spletená nekroucená vlákna, příze, což jsou kroucená vlákna nebo pramence, či rovingu – paralelní pramence s malým zkroucením.

Uhlíková vlákna mají velice dobré mechanické vlastnosti a nízkou hustotu, jsou však křehká a dražší než skleněná vlákna.

Bórová vlákna mají velký průměr, vytvářejí hrubý povrch, který je dobře přilnavý k polymerním matricím. Vlákna jsou vysoce křehká, proto se dají používat pouze ve formě prepregů [4, str. 12]. Jsou vysoce tepelně odolná, s vysokým modulem pružnosti a vysokou pevností v tlaku.



Obrázek 2.2: Mikrostruktura uhlíkového vlákna, [7]

Aramidová vlákna ³ mají nejnižší hustotu, velkou odolnost proti rázovému namáhání. Mají několik zásadních nevýhod – pohlcují vlhkost, nízká pevnost v tlaku. V letectví se často používají na vylehčení konstrukcí v kombinaci s jinými vlákny.

Pojivo váže vlákna dohromady a tím umožňuje přenos zatížení mezi vlákny. Dále poskytuje vláknům ochranu před vlivy prostředí, čímž udává vlastnosti kompozitu jako tepelná a chemická odolnost, elektrické vlastnosti a další.

Používaná pojiva v letectví:

- Reaktoplasty:

- Epoxy,
- Polyestery,
- Fenoly,
- Bismaleimidy (BMI),
- Polyimidy.

- Termoplasty:

- Polyether imid,
- Polyether sulfon,
- Polyanlyen sulfid,
- Polyamidy,
- Polyfenyl sulfon,
- Polyether erter keton.

Pro praktické aplikace v letectví jsou nejvíce používány epoxidové matrice, jelikož je lze používat téměř pro všechny technologie. Mají dobré kohezní a adhezní vlastnosti, které lze účelně měnit různými kombinacemi pryskyřice a tvrdidla. Vytvrzování probíhá procesem polymerace ⁴, přičemž matrice vykazuje malé smrštění a nízké vnitřní napětí po ukončení tohoto procesu. Po vytvrzení jsou tepelně stálé a chemicky odolné.

Ostatní druhy reaktoplastových matric se díky svým vlastnostem hodí pro specifické aplikace. Fenolické matrice se používají pro vnitřní vybavení letadel, jsou odolné proti hoření a vyvíjí málo kouře. BMI vykazují schopnost snášet vysoké provozní teploty ⁵, proto se používají například vstupní soustavy motorů. Polyimidy jsou tepelně ještě odolnější než BMI a používají se na části raketových motorů. Jsou to velice drahé materiály.

Termoplastické matrice jsou obecně houževnatější, a tedy vykazují lepší vlastnosti „damage tolerance“ a lze je snadno recyklovat. Naopak jako nevýhoda je vysoká teplota zpracování – vyšší energetická náročnost. Vlastnosti matrice se dramaticky mění s teplotou.

³Známa pod komerčním názvem Kevlar nebo Twaron.

⁴Nevznikají vedlejší produkty.

⁵230 °C vlhko, 250 °C sucho.

2.1.2 Stručná historie a současnost

Použití kompozitních konstrukcí v letectví počalo ve 40. letech 20. století na potah trupu letounu Supermarine Spitfire, byla to tkanina ⁶ ve fenolické pryskyřici [11]. Následně byla vyzkoušena i skleněná vlákna v PE matrici. Po 2. světové válce došlo na použití vláknových kompozitů na interiérové konstrukce draku letounů i na vrtulníkové rotorové listy [4, str. 7].

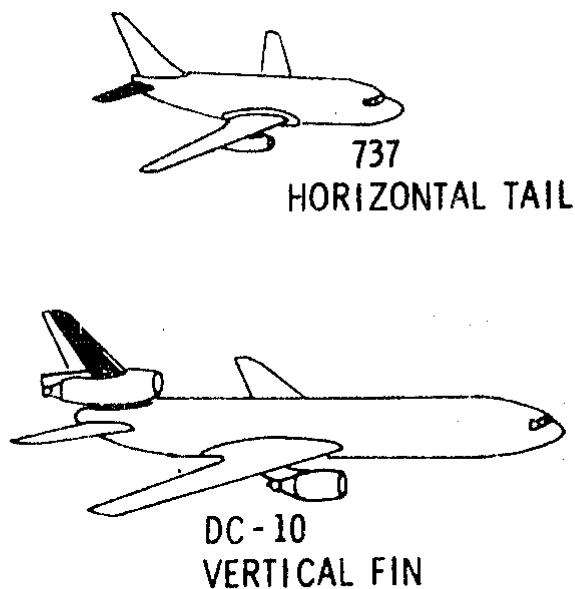
V 60. letech se skleněné kompozity dostaly na sekundární konstrukce letounů, konkrétně to byly sestavy klapky, křídélek a podobných konstrukcí.

V roce 1965 postavili v Cambridge, MA „Autocopter“, létající automobil, který měl přistávací zařízení, trup i rotory z skleněného kompozitu. V průběhu 70. let se ze skleněných kompozitů vyráběly rotory pro velké vrtulníky [15] ⁷.

Další vývojem bylo nahrazení skleněných kompozitů uhlíkovými na sekundárních konstrukcích.

První primární kompozitní konstrukcí byly vodorovné ocasní plochy vojenského stíhačího letounu F-111 [4, str. 7]. Pro stejný letoun byl použit borovo-epoxidový kompozit [3, str. 39] jako zesilující „náplast“ pro ocelové pivoxy křídla ⁸. Použití kompozitních materiálů pro primární konstrukce pokračovalo, v roce 1978 se konal první let letounu AV-78 Harrier s celokompozitovým křídlem.

U dopravních letounů byla první primární konstrukce v roce 1984 na VOP letounu Boeing B737 a v roce 1987 SOP na letounu McDonnell Douglas DC-10.



Obrázek 2.3: Kompozitní konstrukce dopravních letadel

Použití kompozitních materiálů se stalo běžnou a dobře zavedenou praxí, kdy se neustále zvyšuje hmotnostní podíl kompozitů na konstrukci velkých dopravních letadel. V kategorii letadel menších se stále častěji objevují celokompozitové konstrukce. Využívá se

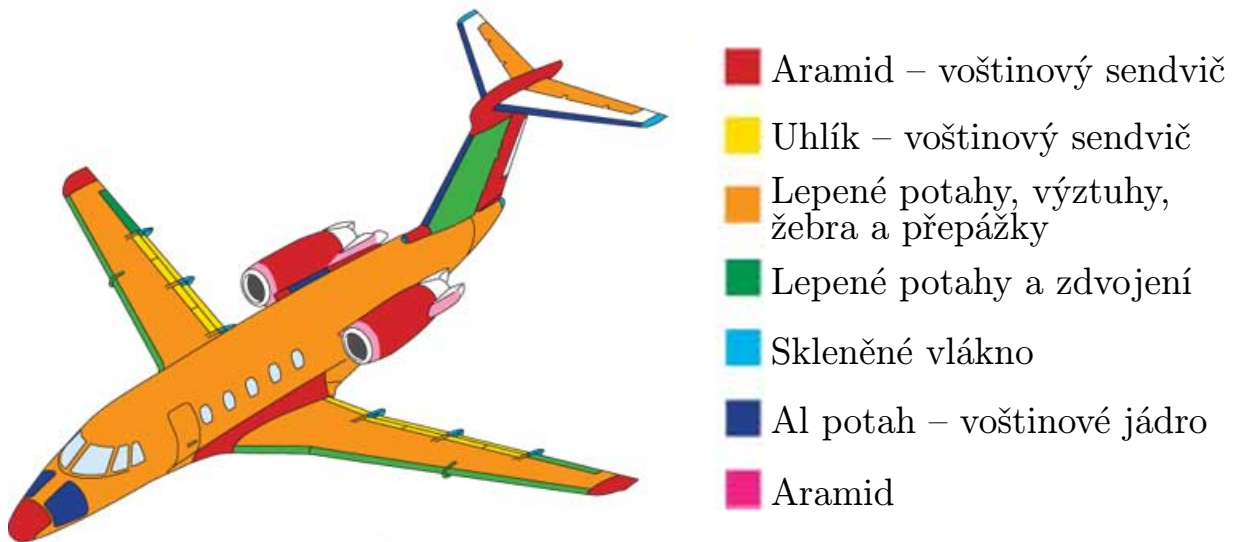
⁶Povrch musel být lehký a pevný, používalo se irské plátno nebo „Grade A“ bavlna.

⁷Vykazovaly lepší damage tolerance vlastnosti, odolnost bojovému poškození a snížené náklady na údržbu a kontrolu.

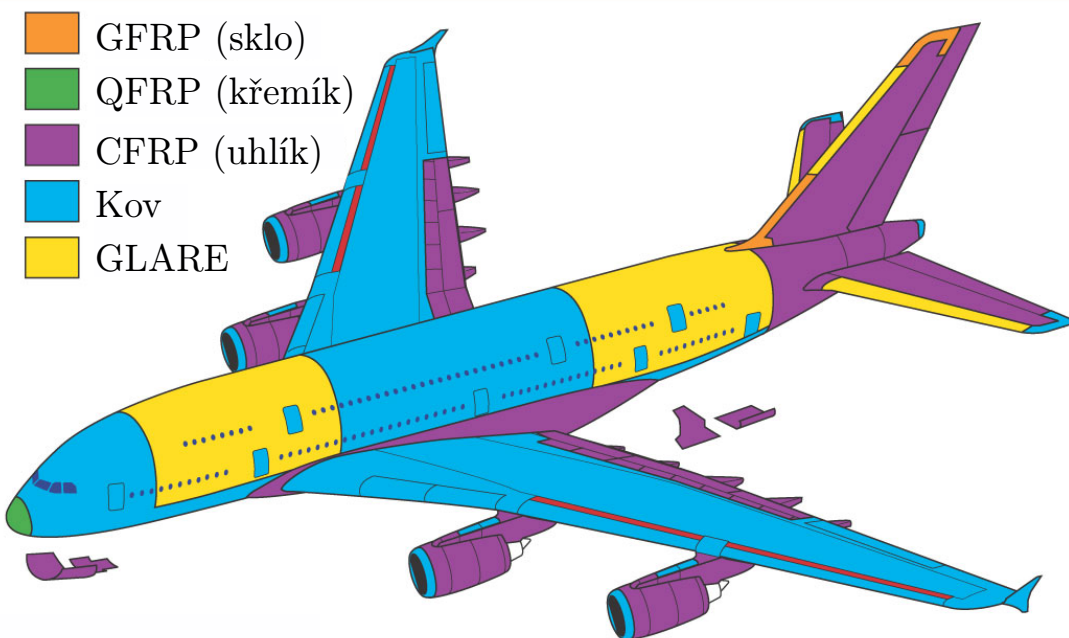
⁸V tomto místě se tvořily únavové trhliny, první let 21.12. 1964.

několik druhů kompozitů pro různé oblasti letounu, čímž se dosahuje optimálního využití velké širě různorodých druhů a vlastností kompozitních materiálů.

Na obrázcích je vidět použití kompozitů u moderních letounů.



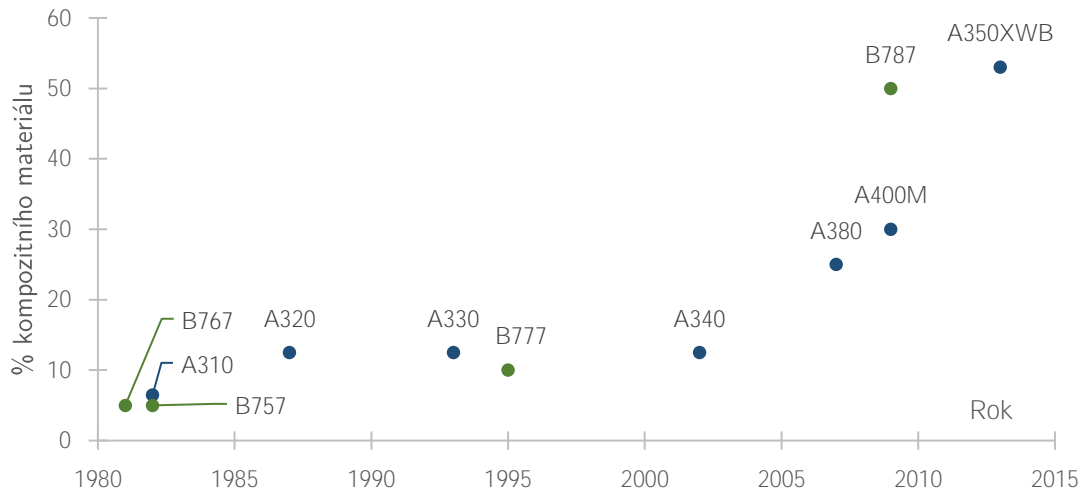
Obrázek 2.4: Příklad použití kompozitních materiálů, letoun Cessna Citation III



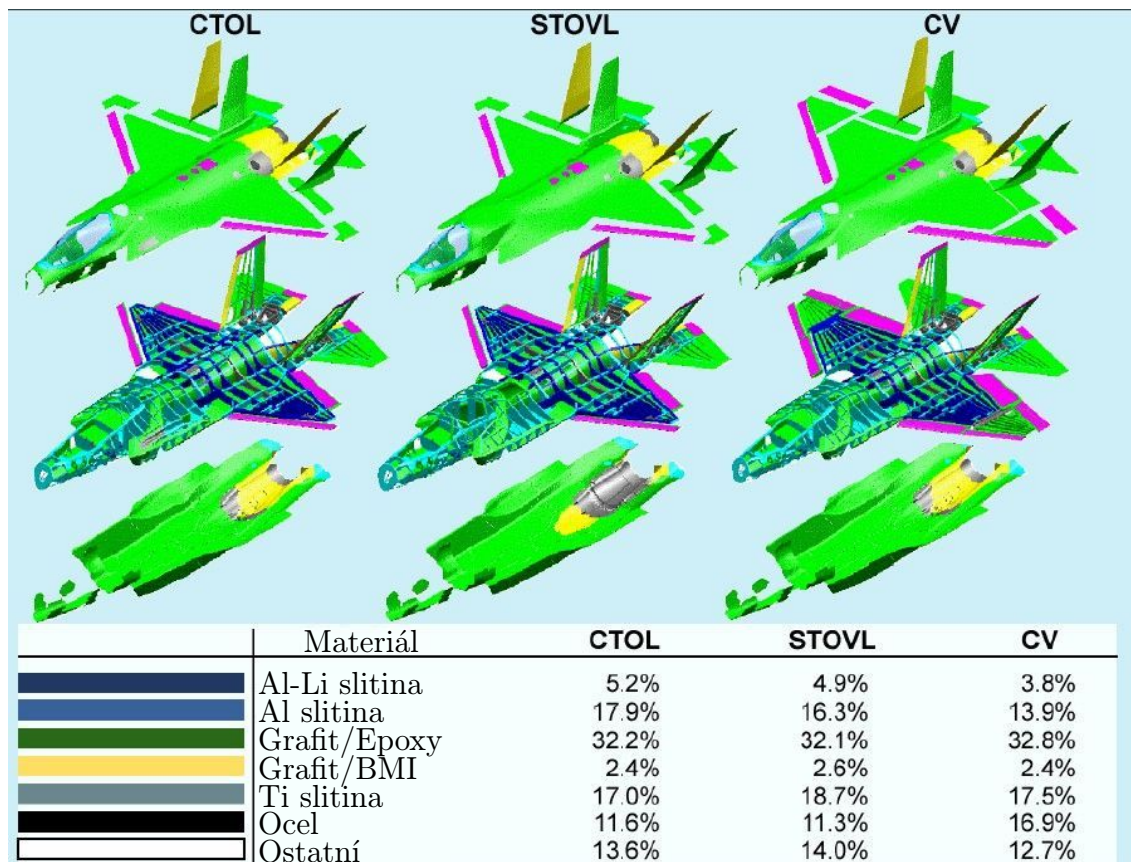
Obrázek 2.5: Příklad použití kompozitních materiálů, letoun A380, FRP - fibre reinforced polymer

Na obrázku 2.6 jsou zobrazeny vybrané letouny, konkrétně hmotnostní podíl kompozitů na celkové konstrukci.

2.1 APLIKACE KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ V LETECTVÍ



Obrázek 2.6: Procentuální zastoupení kompozitních materiálů u dopravních letadel

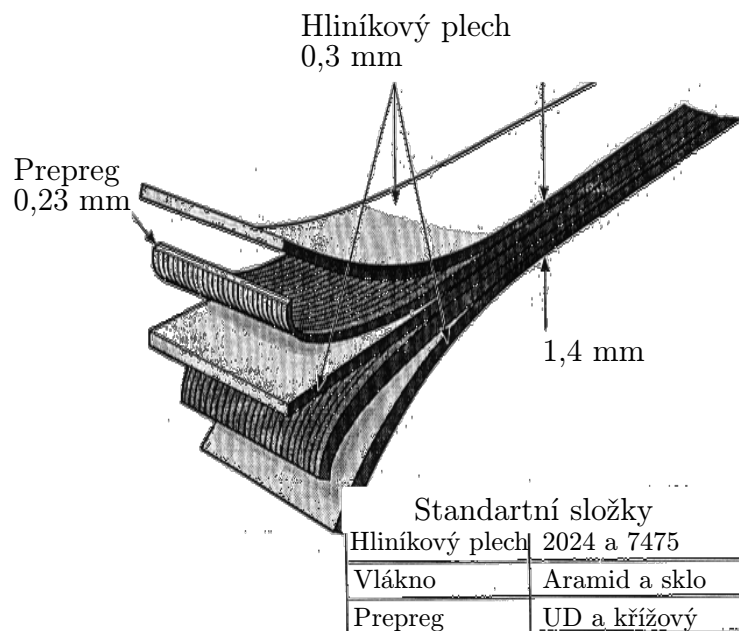


Obrázek 2.7: Materiály na konstrukcích letounu F-35

Použití kompozitů u vojenských letounů je velice rozšířené a také se postupně zvyšuje, na obr. 2.1.2 víceúčelový stíhací letoun F-35 s hmotnostním podílem kompozitů přibližně 35 % [16]. Pro srovnání letoun F/A-18E/F má přibližně 19 %, F-22 25 % [1, str. 2]. Kompozitní materiály mají pro vojenské aplikace velice vhodné charakteristiky odrazivosti radarových vln a umožňují dosáhnout velice nízkých radarových stop. Například radarová stopa letounu Lockheed Martin F-22 je přibližně rovna stopě ocelové kuličky [2].

Velký rozvoj kompozitních materiálů proběhl zejména na poli vlákno-kovových materiálů, které se začínají používat i v dopravních letounech, viz letoun A380, obrázek 2.1.2.

- ARALL – Aramid Reinforced ALuminium Laminates,
- GLARE – GLAss REinforced,
- CARE – CARbon REinforced,
- Ti CARE – Titanium CARE,
- HTCL – Hybrid Titanium Composite Laminates,
- CAREST – CARbon REinforced Steel,
- TiGr – Titanium Graphite Hybrid Laminate.



Obrázek 2.8: Příklad skladby 3/2 vlákno-kovového kompozitu, [7]

Hlavní výhodou těchto materiálů je zvýšená „damage tolerance“. Dále také odolnost proti prohoření, úspora hmotnosti a nákladů a dají se tvářet.

2.2 Koncepce konstrukčního uzlu

Pro daný celokompozitový dolnoplošník lze brát v úvahu tyto koncepce:

- a) průběžné nedělené křídlo,
- b) dělené křídlo s prodlouženými hlavními nosníky - krakorci,
- c) dělené křídlo a centroplán.

2.2 KONCEPCE KONSTRUKČNÍHO UZLU

2.2.1 Průběžné nedělené křídlo

Vyrobena jako jeden celek, v místě trupu může mít křídlo potah nebo trupem prochází hlavní nosníky křídla připravenými průchody. K trupu je křídlo připevněno například pomocí čepů na hlavním nosníku a jednoduchým závěsem pro nosník pomocný. Křídlo lze ke trupu připevnit i jiným způsobem, v některých případech lze i zalepit.

Ohybový moment působí na obou polovinách křídla při souměrných manévrech proti sobě, vzájemně se ruší a nepřenáší zatížení do trupu. Do trupu se zavádí pouze posouvající síly ve třech směrech nebo části momentů při nesouměrných manévrech letounu.

Toto řešení je nejméně konstrukčně náročné a z hlediska hmotnosti bývá nejlehčí. Obrovská výhoda je zavádění malého zatížení do trupu. Nevýhoda je nutnost vytvořit v trupu výřez pro nosník, který snižuje tuhost trupu, někdy vyžadující dostatečné vyztužení. Dalším neduhem tohoto řešení je složitá rozebíratelnost, včetně přechodových oblouků a dalších aerodynamických krytů a pro transport a manipulaci velké rozměry celého křídla.

Tuto koncepci používá například čtyřmístný letoun Cirrus SR-22. Na obrázku 2.9 je vidět průchozí výřez pro hlavní nosník křídla i místo závěsu vedlejšího nosníku.



Obrázek 2.9: Trup letounu Cirrus SR-22 bez křídla

2.2.2 Dělené křídlo s krakorcem

Krakorec je prodloužený hlavní nosník, který prochází trupem až ke kořenovému žebro druhé poloviny křídla a je ukončen čepem, který zapadá do otvoru, jak je vidět na obrázku 2.10. Tento spoj je většinou řešen jako kloubový, jinak by mohlo docházet k vylamování při průhybu křídel. Zároveň jsou krakorce spojeny čepem, který je orientován ve směru letu a zabraňuje vzájemnému posunutí polovin křídel. Kořenové žebro obsahuje kromě otvoru pro krakorec další dva čepy, které zachycují posouvající síly a kroutící momenty. Přenos ohybového momentu je podobný jako u průběžného křídla, ovšem vzniká zde

zvýšené zatížení v kloubovém spojení krakorce a žebra, z čehož plyne nutnost dostatečného vyztužení.

Výhoda je poměrně snadná rozebíratelnost, a tedy snazší přeprava letounu. Značná nevýhoda je nárůst přenášeného zatížení, mírný nárůst konstrukční složitosti.

Hlavní použití našla tato varianta u kluzáků, jelikož mívají velké rozpětí a přeprava neděleného křídla by v tomto případě byla velmi složitá. Vyskytuje se i u motorových letounů.



Obrázek 2.10: Dva krakorce kluzáku

2.2.3 Dělené křídlo a centropoplán

V místech zavěšení křídel tvoří trup letounu centropoplán, na který jsou křídla zavěšena v určité vzdálenosti od trupu. K centropoplánu je křídlo připevněno různými způsoby, lze použít krakorec, který nebude zasahovat do kořenového žebra protějšního křídla, ale bude spojen s centropoplánem čepy, viz obrázek 2.11. S výhodou se používá pro koncepce se zatahovacím podvozkem, kdy lze mít relativně komplikovaný systém podvozku a zároveň oddělitelné křídlo.

Tato koncepce zavádí do uchycení křídla a do centropoplánu zvýšené zatížení oproti předchozím řešením a opět dochází k nárůstu hmotnosti. Výhoda může být snadná demontáž a lepší servisní přístup.

Lze použít i dělené křídlo se závěsem, které se obvykle používá u kovových konstrukcí. Pro kompozitové konstrukce je značně nevýhodné a vyskytuje se minimálně.

2.2 KONCEPCE KONSTRUKČNÍHO UZLU

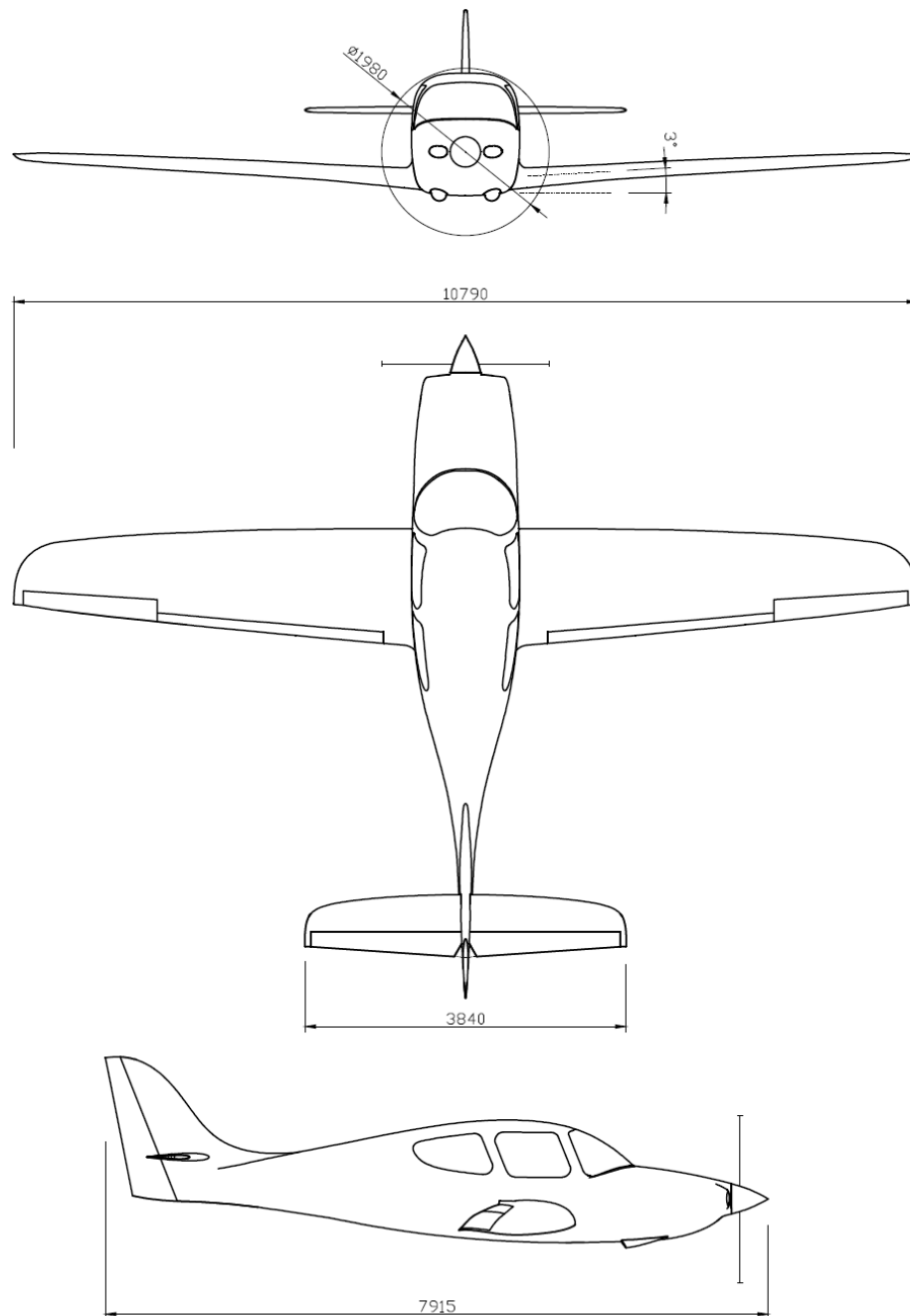


Obrázek 2.11: Trup a centroplán letounu Lancair

2.3 Letoun TL 4000

Letoun TL 4000 je čtyřmístný turistický celokompozitový dolnoplošný letoun s klasickým uspořádáním ocasních ploch. Přistávací zařízení je pevné s přídovým kolem, vyrobeno z lehkých kovových slitin. Pohonná jednotka je pístová, s tažnou třílistou vrtulí. Bude splňovat požadavky předpisů CS-23. Vyvíjený firmou

TL-ULTRALIGHT s.r.o. v Hradci Králové ve spolupráci s Leteckým ústavem na VUT FSI v Brně.



Obrázek 2.12: Celková dispozice letounu, [5]

2.3 LETOUN TL 4000

Tabulka 2.1: Technické parametry TL 4000, [5]

Délka	7,9	[m]
Rozpětí křídel	10,8	[m]
Plocha křídla	12,34	[m ²]
Počet cestujících	4	[1]
Max. vzletová hmotnost	1550	[kg]
Prázdná hmotnost	900	[kg]
Motor Continental IO-550-N	231	[HP]
Maximální rychlost	350	[km h ⁻¹]

2.3.1 Křídlo

Křídlo letounu je samonosné, celokompozitní, dvou dutinové s jedním hlavním nosníkem a pomocným nosníkem, který je uchycen na závěsu. Na kótě $z = 700 \text{ mm}$ ⁹ je definován kořenový profil M2 s relativní tloušťkou 17 %, který plynule přechází do profilu NLF-0414, který se nachází na kótě $z = 1800 \text{ mm}$ a pokračuje až do konce křídla. Geometrické kroucení je popsáno v tabulce 2.2.

Tabulka 2.2: Charakteristiky křídla, [9, str. 9]

Plocha křídla	S	12,295	[m ²]
Rozpětí	b	10,79	[m]
Štíhlost křídla	Ar	9,17	[1]
Efektivní štíhlost křídla	A _{refkr}	8,445	[1]
Hloubka kořenového profilu	c ₀	1,455	[m]
Hloubka lomového profilu	c _S	1,192	[m]
Poloha lomového profilu	z _S	2,677	[m]
Hloubka koncového profilu	c _k	0,69	[m]
Hloubka stř. geom. tětiny SGT	c _{SGT}	1,157	[m]
Nastavení kořenového profilu (k ZRT)	φ_{kor}	3	[deg]
Zkroucení koncového profilu	α_{zkr}	-4	[deg]
Úhel šípu	χ	0,25	[deg]
Úhel vzepětí	Γ	3	[deg]
Poloha neutr. bodu křídla v % SAT	x _{ASkr}	25,04	[%]

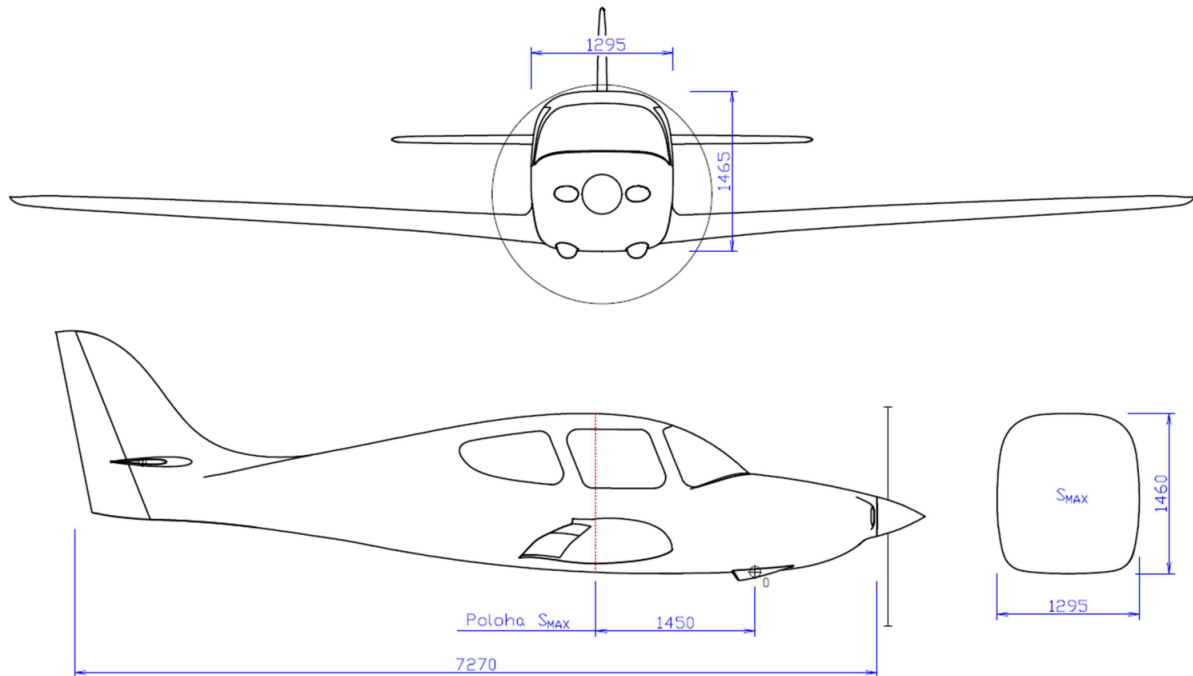
2.3.2 Trup

Tabulka 2.3: Rozměry trupu

Celková délka trupu	l_{TR}	7,27	[m]
Maximální výška trupu	h_{TR}	1,465	[m]
Maximální šířka trupu	b_{TR}	1,295	[m]
Maximální průřez trupu	S_{max}	1,707	[m ²]

Trup je koncipován jako sendvičová skořepina.

⁹Vzdálenost od podélné osy letounu.



Obrázek 2.13: Nákres trupu letounu, [9]

2.4 Hmotnostní rozbor koncepce

Jako hlavní argument pro výběr koncepce je hmotnost daného řešení, proto je proveden předběžný hmotnostní rozbor pro odhadnutí nejuvhodnějšího řešení s přihlédnutím i k ostatním aspektům. Hlavní předpokládané parametry pro výpočet.

Ohybový moment	M_o	118807	[Nm]
Posouvající síla	T_y	53252	[N]
Výška nosníku	h	191	[mm]
Šířka nosníku	b	110	[mm]
Délka	l	700	[mm]
Průměr čepu	d_{cep}	30	[mm]
Délka čepu	l_{cep}	100	[mm]
Max. normálové napětí	σ_{max}	300	[MPa]
Max. smykové napětí	τ_{smax}	60	[MPa]
Hustota kompozitu	ρ_{komp}	1700	[kg m ⁻³]
Hustota HEREXu	ρ_{hx}	100	[kg m ⁻³]

2.4.1 Varianta A - průběžný nosník

V případě, že výška pásnice je zvolena, efektivní výška nosníku je

$$h_e = h - 2 \cdot t_p, \quad (2.1)$$

a napětí v pásnici se rovná

$$\sigma_p = \frac{M_o}{h_e \cdot b \cdot t_p}. \quad (2.2)$$

2.4 HMOTNOSTNÍ ROZBOR KONCEPCE

$$t_s = \frac{T_y}{h_e \cdot \tau_{smax}}. \quad (2.3)$$

Hmotnost této koncepce se skládá z hmotnosti nosníku, dále z dvou hlavní čepů a jejich uložení. To zahrnuje kovová pouzdra, rozpěrky a místní zesílení vrstvy kompozitu. Hmotnost nosníku m_{nos} je rovna hmotnosti pásnice, stojiny a jejího jádra ¹⁰.

Tloušťka pásnice	t	26,00	[mm]
Efektivní výška	h_e	139,00	[mm]
Napětí v pásnici	σ_p	298,85	[MPa]
Tloušťka stojiny	t_s	6,40	[mm]
Hmotnost nosníku	m_{nos}	15,86	[kg]
Hmotnost čepu	m_{cep}	0,55	[kg]
Hmotnost ostatní	m_{ost}	1,50	[kg]
<hr/>			
Hmotnost koncepce	m_A	18,47	[kg]

Trup letounu musí mít v tomto případě výřez, aby bylo možné průběžné křídlo umístit a spojit s trupem. Tento výřez snižuje ohybovou tuhost trupu, kterou je třeba zkontrolovat a navrhnout potřebné zesílení.



Obrázek 2.14: Výřez v trupu (spodní stranou nahoru) letounu Bugatti 100P

Možné řešení je na obrázku 2.14, kde je výřez v trupu vyztužen tyčemi.

2.4.2 Varianta B - krakorec

Tato varianta předpokládá jeden krakorec z každého křídla s čepem na konci zapadajícím do otvoru v kořenovém žebrou. Hmotnost krakorce je stejná jako u nosníku s poloviční šířkou b o délce l , kde konec nosníku o délce 75 mm je plný a je zde umístěn čep.

Hmotnost krakorce	m_{krak}	8,90	[kg]
Hmotnost koncepce B	m_B	21,91	[kg]

Koncepce krakorce vyžaduje pouze otvor v trupu, takže není výrazně ovlivněna ohybová tuhost trupu.

¹⁰Předpokládaný materiál HEREX.

2.5 Volba koncepce

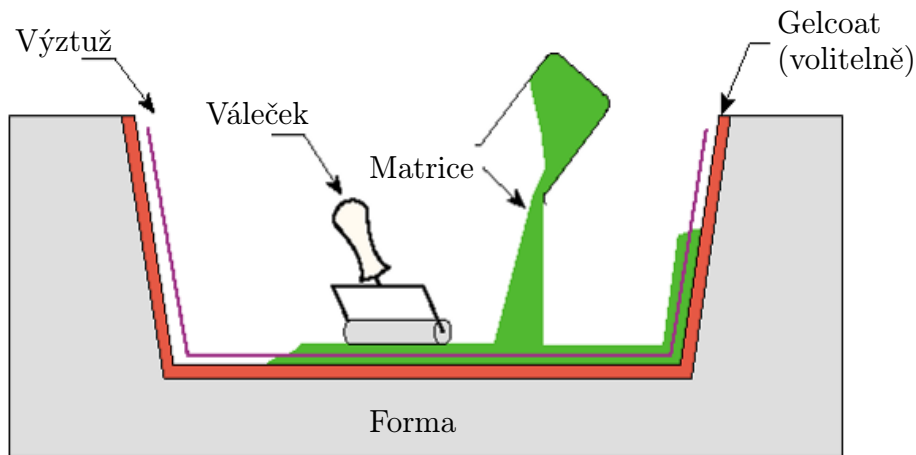
Vybraná koncepce pro tento letoun je varianta A - průběžný nosník. Toto řešení přináší pro letoun enormní výhody ve formě úspory hmotnosti. To má velkou prioritu, i navzdory hmotnosti čtyř pasažérů a jejich zavazadel musí letoun pojmout dostatečnou hmotnost paliva pro příhodné provozní parametry doletu, a z toho plynoucí konkurence schopnost a prodejnost letounu.

Další výhoda je nesporně nejnižší konstrukční a technologicko-výrobní náročnost.

Mezi nevýhody patří zejména potřeba výřezu v trupu, obtížná rozebíratelnost a převoz, avšak v tomto případě se téměř nepředpokládá častý transport jinak než vlastním pohonem.

2.6 Technologie výroby a použité materiály

Předpokládaná technologie výroby pro tento letoun je technologie mokré laminace ¹¹ s použitím vakuové technologie. Používají se otevřené pozitivní a negativní formy, i další pomocné přípravky.



Obrázek 2.15: Schéma technologie mokré laminace, [8]

Výztuž v podobě tkaniny je položena do formy a poté ručně impregnována pryskyřicí. Následně se vytvořený laminát uzavře pod plastickou fólií a vytvoří se podtlak, čímž se dosáhne působení atmosférického tlaku na povrch laminátu ¹².

Vrstva gelcoat se aplikuje stříkáním nebo nátěrem a vytváří hladkou průhlednou povrchovou vrstvu. Jedná se o roztok pryskyřice ve směsi organických rozpouštědel za přídavku aditiv. Po vyjmutí z formy již není třeba provádět žádné zásadní úpravy povrchu. Do této vrstvy lze aplikovat i pigment a probarvit tuto vrstvu. Uzavírá laminát a poskytuje dostatečnou ochranu vůči vnějším vlivům [12].

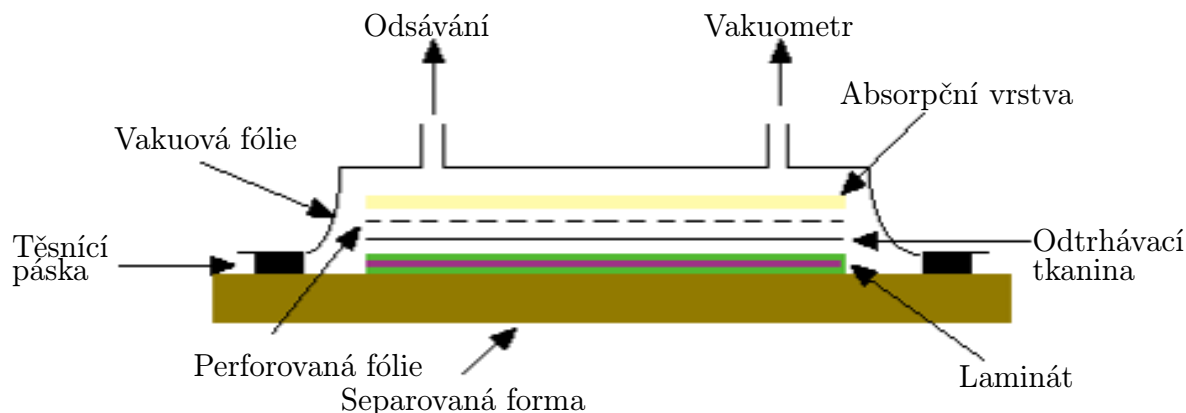
Výhoda technologie je její dlouhodobé používání, relativní jednoduchost a s tím spojené nižší náklady. Díky působení tlaku se dosahuje i dobrého objemového podílu vláken, nízkého obsahu dutin a lepšího smočení vláken.

Tyto výhody jsou vyváženy nevýhodami spojenými zejména s ruční složkou práce – výsledné vlastnosti kompozitu závisí na zručnosti a zkušenosti pracovníků, kteří jsou navíc vystaveni působení agresivních látek [8].

¹¹Anglicky: wet lay-up.

¹²Výsledný vyvolaný tlak je rozdíl tlaku atmosférického a tlaku pod fólií.

2.6 TECHNOLOGIE VÝROBY A POUŽITÉ MATERIÁLY



Obrázek 2.16: Schéma vakuové technologie, [8]

Separáční vrstva	umožňuje uvolnění hotového výrobku z formy.
Odtrhávací vrstva	lze snadno strhnout, vytváří se tak povrch vhodný po lepení a nátěry.
Absorpční vrstva	pohlcuje přebytečnou pryskyřici, ovlivňuje objemový podíl vláken v kompozitu.
Perforovaná fólie	umožňuje průchod plynů a tekavých látek, zastavuje tok matrice.
Odsávací vrstva	zabezpečuje odsávání vzduchu a dosažení vakua v celém objemu skladby.
Vakuová fólie	s těsnící páskou vytváří uzavřený prostor nutný pro vytvoření podtlaku.

Použitý materiál pro kompozitní konstrukci jsou jednosměrný uhlíkový roving a dvě skleněné tkaniny o různých gramážích. Jako matrice je, vzhledem k technologii, uvažována epoxidová pryskyřice.

Tabulka 2.4: Vlastnosti skleněných tkanin

Ozn.	Gramáž	v_f	ρ	t	$E_1 = E_2$	E_{45}	G_{12}	G_{45}	σ	ε
[-]	[g·m ⁻²]	[-]	[g·cm ⁻³]	[mm]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	-
92125	276	0,35	1,677	0,35	16600	10500	3800	7900	95	0,57
92140	390	0,39	1,667	0,43	16600	10500	3800	7900	95	0,57

Tabulka 2.5: Mechanické vlastnosti uhlíku

ρ	t	E_1	E_2	E_{45}	G_{12}	G_{45}	σ_{1t}
[g·m ⁻³]	[mm]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
1,77	0,21	77000	3400	9975	2870	17500	420

Materiál pro kovové součásti je letecká konstrukční ocel L-ROLN 16 532.

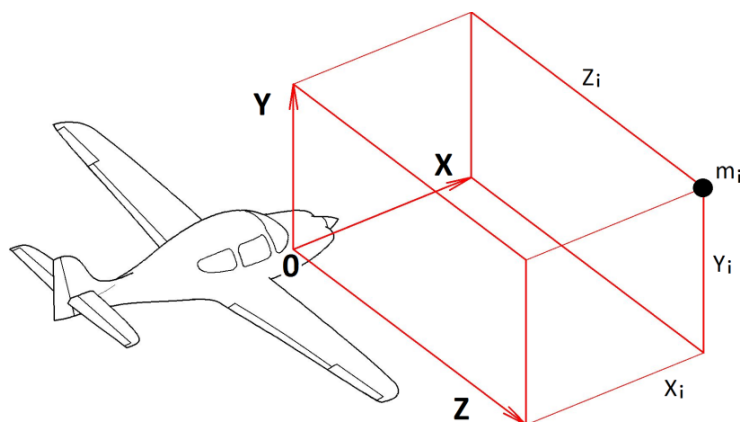
Tabulka 2.6: Základní vlastnosti oceli 16 532

Střední hodnoty									
C	Ni	Cr	Mn	Si	Stav	R _m	R _{p0,2}	A	
[%]	[%]	[%]	[%]	[%]	[1]	[MPa]	[MPa]	[%]	
0,3	1,6	1,1	1,1	1,1	.8	1620-1770	1420	9	

Tato ocel je vhodná na silně zatížené a dynamicky namáhané konstrukční díly [6].

3 Návrh a pevnostní analýza

Definice souřadného systému letounu



Obrázek 3.1: Souřadný systém

3.1 Definice zatížení

Pro zahájení výpočtu a konstrukce spoje je třeba znát zatížení letounu v různých fázích letu. Informace o zatížení byly čerpány z technické zprávy „Zatížení křídla letounu TL 4000“ [5]. Ostatní informace zejména geometrie a rozměry pocházejí ze systémového modelu TL 4000.

Tabulka 3.1a: Maximální provozní VVÚ pro dané řezy křídla

řez	z [m]	TN [N]		TT [N]		MN [Nm]	
		Max	Min	Max	Min	Max	Min
1	0	27308,5	-13424,1	2402,8	-924,2	60926,5	-31668,5
2	0,233	25733,7	-12426,2	2263,7	-896,2	54747,9	-28657,4
3	0,467	24163,3	-11425,0	2125,1	-868,3	48910,4	-25867,0
4	0,698	22633,5	-10434,2	1990,3	-841,3	43505,5	-23342,4
5	0,699	22626,3	-10430,9	1989,7	-841,2	43482,9	-23331,9

Tabulka 3.1b: Maximální provozní VVÚ pro dané řezy křídla

řez	z [m]	MT [Nm]		MK 25% c_{SAT} [Nm]		MK EO [Nm]	
		Max	Min	Max	Min	Max	Min
1	0	5279,5	-2114,4	-332,4	-4349,0	3406,1	-5579,7
2	0,233	4734,9	-1902,9	-226,4	-4086,2	3248,8	-5217,4
3	0,467	4222,6	-1696,8	-120,8	-3832,9	3092,4	-4863,3
4	0,698	3781,4	-1499,5	-17,3	-3593,1	2941,6	-4521,4
5	0,699	3779,6	-1498,7	-16,9	-3592,1	2940,9	-4520,2

3.2 NOSNÍK

Provozní hodnoty musí být násobeny součinitelem bezpečnosti a dalšími zvyšujícími koeficienty. Součinitel bezpečnosti je 1,5 odpovídající standardu pro kovové konstrukce. Navyšující koeficient pro kompozitní konstrukce je [4, str. 103]

$$f_K = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4, \quad (3.1)$$

- k_1 1,15–1,6 Vliv degradace mechanických vlastností matrice stárnutím, dle požadované životnosti a povrchové ochrany.
- k_2 1,00–1,2 Vliv prostředí – teploty a vlhkosti.
- k_3 1,00–2,0 Vliv vnitřních defektů při výrobě a použitých defektoskopických metod.
- k_4 1,00–1,7 Vliv rozptylu mechanických hodnot vytvrzeného kompozitu. Závisí na počtu vzorků a zkušebních metodách, jakož i na technologickém zvládnutí výrobku.

Předpis CS-23 uvádí součinitel bezpečnosti 2,25 pro části bez redundantní větve přenosu zatížení. Pro ostatní části letounu je použitý navyšující součinitel $f_K = 1,25$, výsledný součinitel je tedy $f = 1,875$.

Ve výpočtu je použita metoda redukce tloušťek, která umožňuje zahrnout nejen hlavní nosné prvky, např. uhlíková vlákna v pásnici, ale zároveň i pomocné nebo krycí vrstvy, např. skelnou tkaninu. Tloušťka pomocných vrstev se přepočítává k potřebnému – referenčnímu – modulu pružnosti materiálu. Redukcí vedlejších vrstev obdržíme jejich redukovanou tloušťku, tedy jak tlusté by vrstvy byly, pokud by měly referenční modul pružnosti a umožní plně využít všechny použitý materiál.

$$t_{red} = \sum_{n=1}^i t_{ired} = \sum_{n=1}^i \frac{t_i \cdot E_i}{E_{ref}}. \quad (3.2)$$

Platí, že skelné tkaniny jsou pokládány v orientaci $\pm 45^\circ$ a UD uhlík v orientaci 0° .

3.2 Nosník

Hlavní nosník v křídle má tvar „C“ a po délce křídla se zmenšuje šířka pásnice b i efektivní výška h_e . V místě $z = 0,699 m$ prochází kořenovým žebrem a vstupuje do trupu, zde se zároveň rozděluje stojina a od tohoto řezu je tvar „box“.

Hlavní nosník přenáší ohybový moment M_N (dle x), posouvající sílu T_N a částečně také ohybový moment M_T (dle y). Vedlejší nosník je v místě kořenového žebra ukončen.

Hlavní nosník se skládá ze dvou pásnic (označeny indexem p), horní (index ph) a dolní (index pd), a stojiny (index st). Výpočet vychází z klasické teorie tenkostěnných nosníků [14, str. 87]. Přenos ohybového momentu M_N probíhá v pásnicích s průřezem S_{ph} a S_{pd} , kde se tvoří působením ohybového momentu tahové/tlakové napětí σ_{ph} a σ_{pd} . Tato napětí dávají osově síly N_p stejné velikosti, ale opačného smyslu. Podíl stojiny na přenosu zatížení se zanedbává.

$$N_p = \sigma_{ph} \cdot S_{ph} = \sigma_{pd} \cdot S_{pd} \quad (3.3)$$

Při rovnováze vnitřních a vnějších momentů platí, že

$$M_N = N_p \cdot h_e, \quad (3.4)$$

kde h_e je efektivní výška nosníku, což je vzdálenost těžišť pásnic.

Přenos posouvající síly T_N je uskutečněn pouze stojinou nosníku, a to v podobě smykového toku q_y , který je v rovnováze s přírůstkem osově síly N_p od ohybového momentu. Pokud

$$dN_p = \frac{dM_N}{h_e} = \frac{T_N}{h_e} \cdot dx, \quad (3.5)$$

$$q_y \cdot dx = \frac{T_N}{h_e} \cdot dx. \quad (3.6)$$

Smykový tok je tedy, pro dané předpoklady, konstantní.

$$q_y = \frac{T_N}{h_e} \quad (3.7)$$

Pásnice má šířku b , která však zahrnuje i postranní vrstvy skelné tkaniny, která v tomto případě nepřispívá k přenosu zatížení, kde n je počet vrstev materiálu.

$$b_{ef} = b - n \cdot t_{sklo} \quad (3.8)$$

Zvolená tloušťka jádra stojiny je 5 mm pro každou.

Napětí ve vrstvě skla

$$\sigma_{phsklo} = \sigma_{ph} \cdot \frac{E_{45sklo}}{E_{1UD}}. \quad (3.9)$$

Kontrola vrstev uhlíku a skla horní pásnice, vyjádřený RF¹

$$RF_{ph} = \frac{\sigma_{1t}}{\sigma_{ph}}, \quad (3.10)$$

$$RF_{phsklo} = \frac{\sigma_{1d}}{\sigma_{phsklo}}. \quad (3.11)$$

Na spodní pásnici se vztahují identické vzorce.

Smykové napětí ve stojině

$$\tau_{st} = \frac{q_{st}}{t_{st}}, \quad (3.12)$$

pomocí kterého je vypočítán RF pro stojinu

$$RF_{st} = \frac{\tau_{45}}{\tau_{st}}. \quad (3.13)$$

Pomocí těchto vztahů byly určeny ² následující parametry nosníku.

¹Reserve factor.

²Iterační proces.

3.2 NOSNÍK

Tabulka 3.2a: Geometrie nosníku

t_{ph}	t_{pd}	t_{st}	h_e
[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
16,26	16,26	3,12	187,3

Tabulka 3.2b: Skladba nosníku

	Počet vrstev			Rozměry				MAX		MIN	
	92125	92140	UD	t	Jádro	t_{red}	b_{ef}	RF_{UD}	RF_{SKLO}	RF_{UD}	RF_{SKLO}
	[1]	[1]	[1]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[1]	[1]	[1]	[1]
ph	2	2	70	16,26	–	14,91	108,69	1,116	1,851	2,147	3,561
pd	2	2	70	16,26	–	14,91	108,69	1,116	1,851	2,147	3,561
st	4	4	0	3,12	10				1,084		2,205

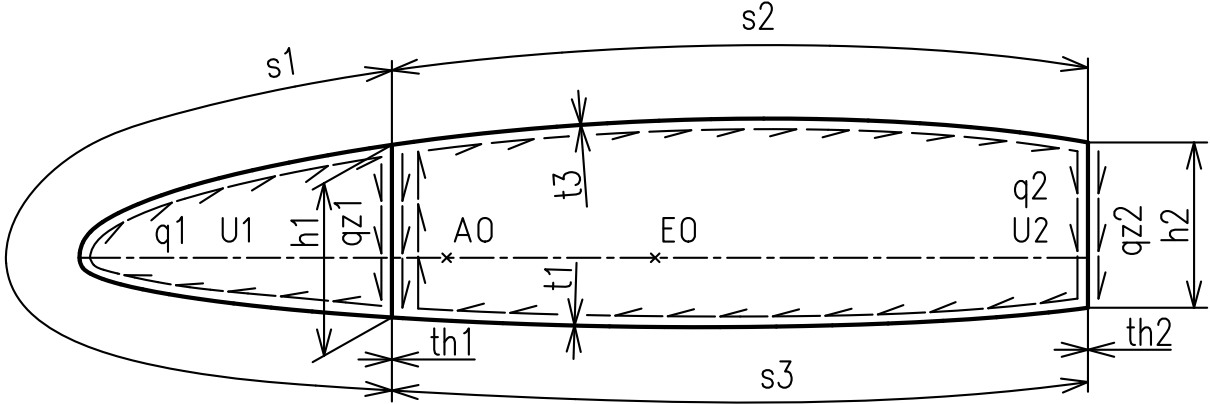
Tabulka 3.2c: Napětí v nosníku

	T_N	M_N	σ_{ph}	σ_{phsklo}	σ_{pd}	$\sigma_{pd-sklo}$	τ_{st}
	[N]	[Nm]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
MAX	51203,4	114237,2	376,36	51,32	376,36	51,32	87,64
MIN	-25170,2	-59378,4	-195,63	-26,68	-195,63	-26,68	-43,08

3.3 Dvoudutinová konstrukce, potah

Potah křídla je koncipován jako sendvič s HEREXovým jádrem se skleněným potahem.

Více-dutinové konstrukce jsou staticky neurčité. Předpoklad je tenká stěna vzhledem k průřezu a nezalomená střednice profilu [14, str. 73]. Dochází zde k přenosu kroutícího momentu pomocí smyku. Smykové toky ve stojinách nosníků od posouvající síly se rozdělí dle ohybových tuhostí. Zde je řešena dutina v řezu $z = 699 \text{ mm}$.



Obrázek 3.2: Smykové toky v dvoudutinové konstrukci

Tabulka 3.3: Geometrické parametry dutiny

z [mm]	c [mm]	EO [% c]	a [mm]	b [mm]	s_1 [mm]	s_2 [mm]	s_3 [mm]	t_{1pot} [mm]	t_{2pot} [mm]	t_{3pot} [mm]
699	1398	39,2	250,631	662,622	423,997	666,947	664,93	1,56	1,56	1,56

$$q_{z1} = \frac{T}{h_1} \cdot \frac{(b-a)}{b}, \quad (3.14)$$

$$q_{z2} = \frac{T}{h_2} \cdot \frac{a}{b}. \quad (3.15)$$

Neznámé jsou smykové toky v dutinách q_1, q_2 . První rovnice vyjadřuje momentovou rovnováhu vnitřních sil a vnějšího zatížení ³.

$$q_k = \frac{M_k}{2U}. \quad (3.16)$$

Vztah mírně transformován pro dvě dutiny

$$M_{kEO} = 2 \cdot U_1 \cdot q_1 + U_2 \cdot q_2. \quad (3.17)$$

Pro tuto staticky neurčitou úlohu jsou třeba dodatečné okrajové podmínky [14, str. 75] ⁴

$$\frac{1}{2U_1} \oint_1 \frac{q_v ds}{Gt} = \frac{1}{2U_2} \oint_2 \frac{q_v ds}{Gt}, \quad (3.18)$$

³Bredtův vzorec.

⁴Konkrétně podmínka stejných zkrutů jednotlivých dutin.

3.3 DVOUDUTINOVÁ KONSTRUKCE, POTAH

$$v_1 = \frac{1}{2U_1G} \left[\frac{q_1 s_1}{t_{1pot}} + \frac{(q_1 + q_{z1} - q_2)h_1}{t_{h1}} \right], \quad (3.19)$$

$$v_2 = \frac{1}{2U_2G} \left[\frac{q_2 s_2}{t_{2pot}} + \frac{q_2 s_3}{t_{3pot}} + \frac{(q_2 + q_{z2})h_1}{t_{h2}} + \frac{(q_2 - q_1 - q_{z1})h_1}{t_{h1}} \right], \quad (3.20)$$

$$v_1 = v_2.$$

Řešením soustavy dvou rovnic o dvou neznámých ⁵ jsou vypočteny smykové toky q_1 a q_2 .

Tabulka 3.4: Smykové toky v dutině

q_{z1} [N·mm ⁻¹]	q_{z2} [N·mm ⁻¹]	q_1 [N·mm ⁻¹]	q_2 [N·mm ⁻¹]
127,65	127,50	-6,03	20,71

Je nutné zkontrolovat jednotlivé vrstvy materiálů, zda některá není přetížená. Jednoduše vypočteme smykový tok ve vrstvě z poměru tloušťek, jak pro první, tak pro i vrstvu.

$$q_{1i} = \frac{q_1 \cdot t_i}{t_{ipot}} \quad (3.21)$$

$$\tau_{1i} = \frac{q_{1i}}{t} \quad (3.22)$$

$$RF_{1i} = \frac{\tau}{\tau_{1i}}. \quad (3.23)$$

RF v tabulce 3.6 jsou minima ze všech vrstev.

Vrstvy jsou poměrně dost naddimenzované, ale je třeba brát ohled na to, že přes křídlo se nastupuje do letounu a při manipulaci na letišti bez motoru by se mohl potah snadno promáčknout.

Pro druhou dutinu použijeme stejné vztahy, pouze se dosadí q_2 a odpovídající tloušťky.

Tabulka 3.5: Smykové toky a napětí ve vrstvách potahu

q_{11} [N·mm ⁻¹]	q_{12} [N·mm ⁻¹]	q_{21} [N·mm ⁻¹]	q_{22} [N·mm ⁻¹]	τ_{11} [MPa]	τ_{12} [MPa]	τ_{21} [MPa]	τ_{22} [MPa]
-2,70	-3,32	9,29	11,42	-3,86	-3,86	13,27	13,27

Tabulka 3.6: Skladba potahu

Segment	92125	92140	Jádro [mm]	t [mm]	RF _{SKLO} [-]
Potah1	2	2	5	1,56	24,6
Potah2	2	2	5	1,56	7,16

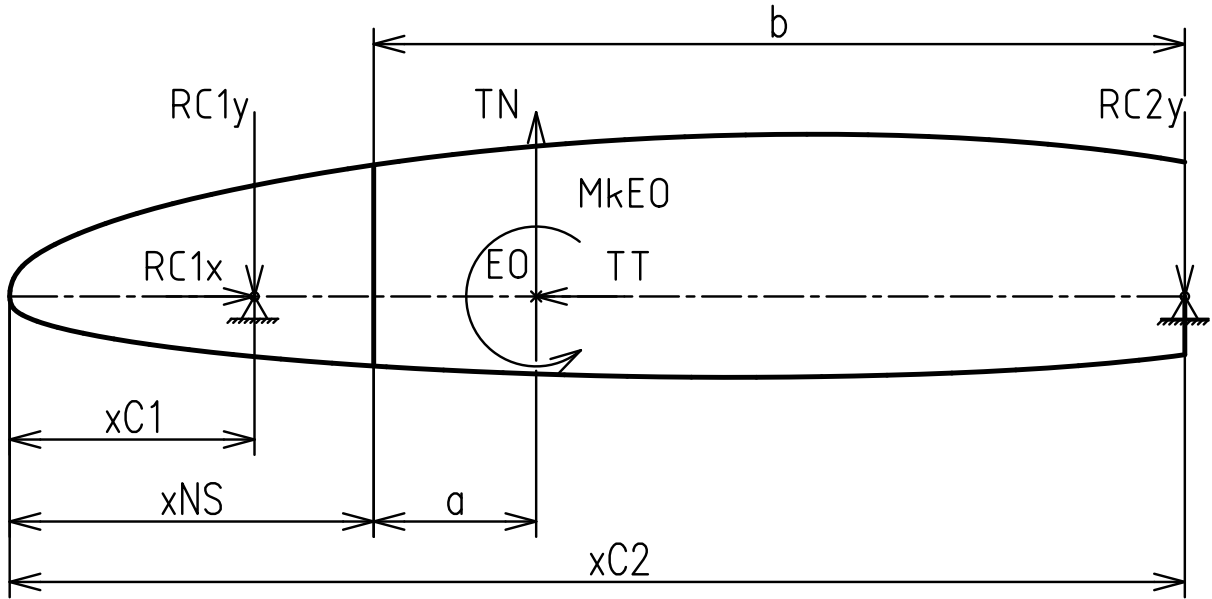
⁵Řešeno pomocí software MathCAD 14.

3.4 Kořenové žebro

Kořenové žebro je zásadní část této koncepce, zde prochází velká většina zatížení, které musí být převedeno do trupu. Kořenové žebro obsahuje dva čepy s vlastním uložením, které je zalepeno v konstrukci žebra spolu s rozpěrkou. Tyto čepy přenášejí veškeré zatížení do trupu.

Pro výpočet žebra lze využít zjednodušení na nosník uložený v místech čepů a zatížený v místě elastické osy posouvající silou T_N a krutícím momentem M_{kEO} .

Z toho modelu jsou vypočteny reakční síly v místě čepů. Vyšetřením VVÚ je získán průběh síly a momentu v nosníku, resp. žebrou. Výpočet VVÚ je proveden na dvě části, klasické vyšetření a poté VVÚ od účinku smykových toků. Tento nosník je ohýbán krutícím momentem křídla, proto je označován dále jako ohybový moment a značen M_k .



Obrázek 3.3: Kořenové žebro jako nosník

Reakce s místě čepů

$$R_{C1x} = T_T, \quad (3.24)$$

$$R_{C1y} = T_N - R_{C2y}, \quad (3.25)$$

$$R_{C2y} = \frac{M_{kEO} + T_N \cdot (a + x_{NS} - x_{C1})}{b + x_{NS} - x_{C1}}. \quad (3.26)$$

VVÚ od osamělých sil provedeme standartním způsobem. Získáme průběh síly T_y .
Rovnice posouvající síly:

$$x \in (x_{C1}; x_{NS}) \quad T_y(x) = R_{C1y}, \quad (3.27)$$

$$x \in (x_{NS}; x_{EO}) \quad T_y(x) = R_{C1y} + T_N, \quad (3.28)$$

$$x \in (x_{EO}; x_{C2}) \quad T_y(x) = R_{C1y} + T_N - R_{C2y}. \quad (3.29)$$

Rovnice ohybových momentů:

$$x \in (x_{C1}; x_{NS}) \quad M_z(x) = R_{C1y} \cdot (x - x_{C1}), \quad (3.30)$$

$$x \in (x_{NS}; x_{EO}) \quad M_z(x) = R_{C1y} \cdot (x - x_{C1}) + T_N \cdot (x - x_{NS}), \quad (3.31)$$

$$x \in (x_{EO}; x_{C2}) \quad M_z(x) = R_{C1y} \cdot (x - x_{C1}) + T_N \cdot (x - x_{NS}) - R_{C2y} \cdot (x - x_{C2}) \quad (3.32)$$

3.4 KOŘENOVÉ ŽEBRO

VVÚ od smykových toků v potahu dutin je nutno vyšetřit zvlášť.

Rovnice posouvající síly od smykových toků:

$$x \in (0; x_{NS}) \quad T_q(x) = q_1 \cdot H(x), \quad (3.33)$$

$$x \in (x_{NS}; x_{C2}) \quad T_q(x) = q_2 \cdot H(x). \quad (3.34)$$

Rovnice ohybových momentů od smykových toků:

$$x \in (0; x_{NS}) \quad M_q(x) = -2 \cdot q_1 \cdot U_1(x) \quad (3.35)$$

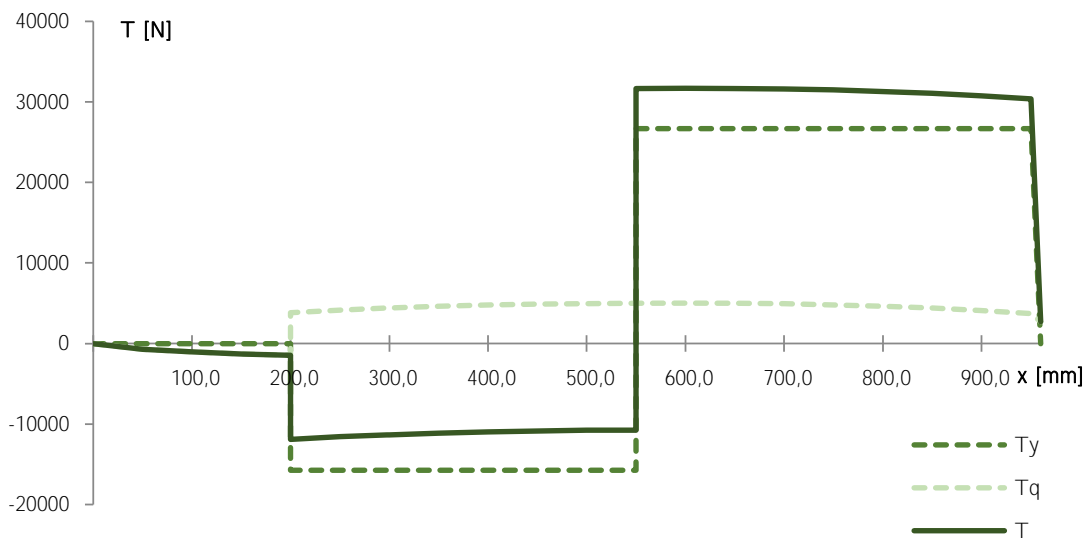
$$x \in (x_{NS}; x_{C2}) \quad M_q(x) = -2 \cdot q_1 \cdot U_1(x) + 2 \cdot q_2 \cdot U_2(x). \quad (3.36)$$

Z rovnice je patrné, že je třeba znát průběh geometrických charakteristik po délce žebra, ty byly odměřeny ze systemového modelu letounu, výsledné VVÚ je součet výše uvedených vnitřních účinků, viz tabulka 3.7.

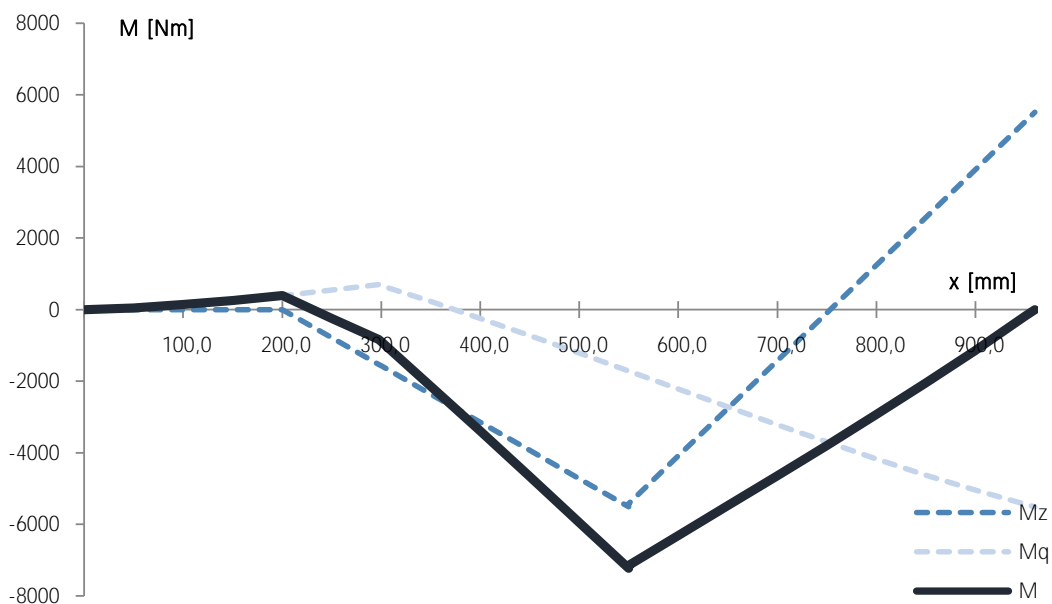
Tabulka 3.7: Geometrie a VVÚ kořenového žebra

x [mm]	H [mm]	dU ₁ [mm ²]	U ₁ [mm ²]	dU ₂ [mm ²]	U ₂ [mm ²]	T _y [N]	T _q [N]	T [N]	M _z [Nm]	M _q [Nm]	M [Nm]
0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
50	90,64	2926,52	2926,52	0,00	0,00	0,00	-546,16	-546,16	0,00	35,27	35,27
100	131,98	5650,74	8577,26	0,00	0,00	0,00	-795,24	-795,24	0,00	103,36	103,36
150	159,63	7322,21	15899,47	0,00	0,00	0,00	-961,83	-961,83	0,00	191,60	191,60
200	179,74	8510,42	24409,89	0,00	0,00	0,00	-1083,03	-1083,03	0,00	294,16	294,16
200	179,74	8510,42	24409,89	0,00	0,00	-15742,29	3721,86	-12020,43	0,00	294,16	294,16
250	195,29	9390,51	33800,40	0,00	0,00	-15742,29	4043,76	-11698,52	-787,11	407,33	-379,79
297	206,64	9534,51	43334,91	0,00	0,00	-15742,29	4278,91	-11463,38	-1533,06	522,23	-1010,84
300	207,19	0,00	43334,91	540,99	540,99	-15742,29	4290,23	-11452,05	-1574,23	499,82	-1074,41
350	216,41	0,00	43334,91	10599,18	11140,17	-15742,29	4481,11	-11261,18	-2361,34	60,88	-2300,47
350	216,41	0,00	43334,91	10599,18	11140,17	-15742,29	4481,11	-11261,18	-2361,34	60,88	-2300,47
400	223,55	0,00	43334,91	11006,98	22147,15	-15742,29	4628,91	-11113,38	-3148,46	-394,96	-3543,42
450	228,87	0,00	43334,91	11317,58	33464,74	-15742,29	4739,15	-11003,13	-3935,57	-863,66	-4799,23
500	232,57	0,00	43334,91	11542,47	45007,21	-15742,29	4815,79	-10926,50	-4722,69	-1341,67	-6064,36
550	234,66	0,00	43334,91	11687,65	56694,85	-15742,29	4859,09	-10883,20	-5509,80	-1825,69	-7335,49
550	234,66	0,00	43334,91	11687,65	56694,85	26682,03	4859,09	31541,11	-5425,63	-1825,69	-7251,32
600	235,17	0,00	43334,91	11752,41	68447,26	26682,03	4869,67	31551,69	-4091,53	-2312,40	-6403,93
650	234,10	0,00	43334,91	11738,54	80185,80	26682,03	4847,47	31529,50	-2757,43	-2798,53	-5555,96
700	231,00	0,00	43334,91	11638,25	91824,06	26682,03	4783,26	31465,28	-1423,33	-3280,51	-4703,84
750	225,30	0,00	43334,91	11418,94	103243,00	26682,03	4665,29	31347,32	-89,22	-3753,41	-3842,63
800	216,94	0,00	43334,91	11066,73	114309,73	26682,03	4492,14	31174,17	1244,88	-4211,72	-2966,84
850	205,96	0,00	43334,91	10584,13	124893,86	26682,03	4264,80	30946,83	2578,98	-4650,04	-2071,06
900	191,96	0,00	43334,91	9961,71	134855,57	26682,03	3974,93	30656,96	3913,08	-5062,59	-1149,51
950	174,58	0,00	43334,91	9176,87	144032,44	26682,03	3614,97	30296,99	5247,18	-5442,63	-195,45
960	125,85	0,00	43334,91	1727,81	145760,25	0,00	2605,99	2605,99	5514,19	-5514,19	0,00

3.4 KOŘENOVÉ ŽEBRO



Obrázek 3.4: VVÚ posouvající síly v žebro



Obrázek 3.5: VVÚ krouticího momentu v žebro

Osová síla v pásnici žebra

$$N_{ZB} = \frac{M}{h}, \quad (3.37)$$

kde M je celkový krouticí moment v žebro.

Míru přeneseného zatížení vyjadřuje tzv. „stiffness ratio“ - SR, což je součin tloušťky a modulu pružnosti. Pak je normální napětí

$$\sigma_{ZBi} = \frac{N_{ZB} \cdot SR_i}{t_i \cdot b_{ZB}}. \quad (3.38)$$

Protože tyto vrstvy jsou namáhány tlakem/tahem a zároveň smykem, je nutno použít komplikovanější kritérium pro vyhodnocení RF. Zde je zvoleno kvadratické poruchové kritérium.

$$RF_{ZBi} = \frac{1}{\left(\frac{\sigma_i}{\sigma}\right)^2 + \left(\frac{\tau_i}{\tau}\right)^2} \quad (3.39)$$

Výsledná skladba a vypočítané hodnoty pro jednotlivé řezy žebra, viz tabulka 3.8, 3.9.

Žebro bude vlepeno do dutiny epoxy lepidlem AV 5308 + HV 5309-1 s maximální smykovou pevností $\tau_{lep dov} = 18$ MPa, tvrdnoucí při pokojové teplotě. Délka lepeného spoje je minimálně 20 mm. Maximální smykový tok v lepeném spoji

$$q_{dovlep} = \tau_{lep dov} \cdot b_{lep ZB} = 18 \cdot 20 = 360 \text{ Nmm}^{-1}, \quad (3.40)$$

a z toho vypočítaný RF pro lepený spoj

$$RF_{lep} = \frac{q_{dovlep}}{q_{ZBmax}} = \frac{360}{173,8} = 2,07. \quad (3.41)$$

Tabulka 3.8: Skladba žebra

Segment	92125	92140	UD	Jádno	t_{ZB}	b_{ZB}	RF_{UD}	RF_{SKLO}
	[-]	[-]	[-]	[mm]	[mm]	[mm]	[-]	[-]
Pásnice	4	4	12		5,64	30	1,132	3,098
Stojina	4	4	0	10	3,12			1,708

Tabulka 3.9: Kontrola vrstev

x [mm]	STOJINA ŽEBRA			PÁSNICE ŽEBRA						
	q_{ZB} [Nmm ⁻¹]	τ_{ZB} [MPa]	RF [1]	N_{ZB} [N]	σ_{276} [MPa]	σ_{390} [MPa]	RF _{UD} [MPa]	RF ₂₇₆ [1]	RF ₃₉₀ [1]	RF _{UD} [1]
0	0	0	0	0	0	0	–	–	–	–
50	-6,03	-1,93	49,19	389,08	0,67	0,67	4,91	587,26	51,09	7304,24
100	-6,03	-1,93	49,19	783,18	1,35	1,35	9,89	539,18	50,70	1802,76
150	-6,03	-1,93	49,19	1200,31	2,07	2,07	15,16	470,23	50,01	767,49
200	-6,03	-1,93	49,19	1636,58	2,82	2,82	20,67	394,72	49,01	412,84
200	-66,88	-21,43	4,43	1636,58	2,82	2,82	20,67	394,72	49,01	412,84
250	-59,90	-19,20	4,95	-1944,75	-3,35	-3,35	-24,56	345,28	48,16	292,37
297	-55,47	-17,78	5,34	-4891,68	-8,43	-8,43	-61,78	105,06	36,51	46,21
300	-55,27	-17,72	5,36	-5185,58	-8,93	-8,93	-65,50	95,31	35,26	41,12
350	-52,04	-16,68	5,70	-10630,18	-18,31	-18,31	-134,26	25,78	17,65	9,79
350	-52,04	-16,68	5,70	-10630,18	-18,31	-18,31	-134,26	25,78	17,65	9,79
400	-49,71	-15,93	5,96	-15850,88	-27,30	-27,30	-200,20	11,87	9,79	4,40
450	-48,08	-15,41	6,17	-20969,15	-36,12	-36,12	-264,85	6,84	6,10	2,51
500	-46,98	-15,06	6,31	-26075,18	-44,91	-44,91	-329,34	4,44	4,12	1,63
550	-46,38	-14,86	6,39	-31259,70	-53,84	-53,84	-394,82	3,10	2,94	1,13
550	134,41	43,08	2,21	-30901,01	-53,22	-53,22	-390,29	3,17	3,00	1,16
600	134,16	43,00	2,21	-27230,60	-46,90	-46,90	-343,93	4,08	3,80	1,49
650	134,68	43,17	2,20	-23733,07	-40,88	-40,88	-299,76	5,35	4,89	1,96
700	136,21	43,66	2,18	-20362,84	-35,07	-35,07	-257,19	7,25	6,42	2,67
750	139,13	44,59	2,13	-17055,32	-29,37	-29,37	-215,42	10,28	8,69	3,80
800	143,70	46,06	2,06	-13675,73	-23,55	-23,55	-172,73	15,84	12,35	5,91
850	150,25	48,16	1,97	-10055,51	-17,32	-17,32	-127,01	28,66	18,95	10,94
900	159,70	51,19	1,86	-5988,15	-10,31	-10,31	-75,63	74,41	31,94	30,84
950	173,54	55,62	1,71	-1119,56	-1,93	-1,93	-14,14	484,25	50,17	882,20
960	20,71	6,64	14,31	0	0	0	–	604,94	51,22	–

3.5 Čep a pouzdro

Čep je zatížen smykem a otačením. Pouzdro bude přenášet axiální sílu, hlavně od ohybového momentu M_T . Zároveň bude zatíženo otačením od čepu.

Čep bude uložen v radiálním kloubovém ložisku. Jedno pouzdro bude součástí kořenového žebra a druhé součástí trupu. Čep bude na obou stranách axiálně zajištěn. Ložisko bude nalisováno v trupovém pouzdru a následně rovněž axiálně zajištěno. Pouzdra se mezi sebou budou dotýkat úzkým mezikružím, které bude spolu s ložiskem bude dovolovat drobné natočení čepu, potažmo křídla.

Mez únavy zvoleného materiálu v této aplikaci se rovná přibližně napětí 112,5 MPa pro $N > 10^6$ [14, str. 225]. Zvolená hodnota dovoleného napětí v otažení činí 100 MPa.

Součinitel bezpečnosti pro tyto součásti je 2,25.

Síly působící na čep vychází z výpočtu VVÚ kořenového žebra.

Minimální průřez čepu je

$$S_{Cmin} = \frac{\tau_{dov}}{R_c}, \quad (3.42)$$

a z plochy je vypočítán minimální průměr čepu.

Tabulka 3.10: Minimální průměr čepů

ČEP 1			ČEP 2		
R_{c1}	S_{C1}	d_{min}	R_{c2}	S_{C1}	d_{min}
[N]	[mm ²]	[mm]	[N]	[mm ²]	[mm]
19414,0	172,57	14,82	32018,4	284,6	19,04

Pouzdra budou namáhány zejména na otažení od čepu. Průměr čepu v trupové části zvolen na 20 mm, průměr po odsazení je zvolen na 24 mm z důvodu vhodného spojovacího materiálu.

Kontrola na otažení, tlak

$$\sigma_{otl} = \frac{F}{d \cdot b} \quad (3.43)$$

kde v jmenovateli je součin průměru a délky dané stykové plochy.

Tabulka 3.11: Otažení kontaktních ploch

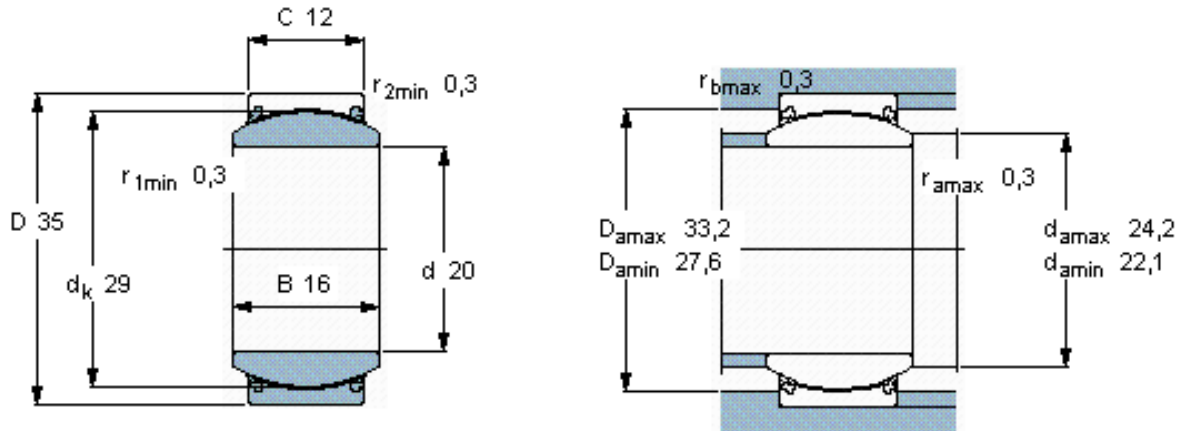
Ložisko trup			Pouzdro trup			Pouzdro křídlo		
d_{LZ}	b_{LZ}	σ_{otl-LZ}	d_{PO-Tr}	b_{PO-Tr}	$\sigma_{otl-PO-Kr}$	d_{PO-Kr}	b_{PO-Kr}	$\sigma_{otl-PO-Kr}$
[mm]	[mm]	[MPa]	[mm]	[mm]	[MPa]	[mm]	[mm]	[MPa]
20	16	100,06	35	12	76,23	24	15	88,94

Volba ložiska dle Katalogu SKF [17], požadované parametry:

- $d_{LZ} = 20 \text{ mm}$,
- $B_{LZ} = 16 \text{ mm}$.

Vybrané ložisko je radiální kloubové ložisko nevyžadující domazávání s těsněním na obou stranách, materiál ocel/tkanina PTFE.

3.6 NOSNÍKOVÝ TUNEL



Obrázek 3.6: Ložisko GE 20 TXE-2LS

Tlakové síly přenáší pouzdra přes danou stykovou plochu. Tyto síly vyvolává ohybový moment M_T , který se rozkládá do silové dvojice s ramenem ekvivalentním vzdálenosti čepů

$$F_z = \frac{M_T}{\Delta x_c}. \quad (3.44)$$

Styková plocha je mezikruží s daným vnitřním průměrem, který určuje ložisko na obrázku 3.6 $D_{amin} = 27,6 \text{ mm}$, vnější průměr je stanoven z výpočtu na otláčení.

Tabulka 3.12: Otláčení stykových ploch pouzder

Δx_C	F_z	$D_{styk,vnej}$	$D_{styk,vnit}$	S_{styk}	$\sigma_{otl2-styk}$
[mm]	[N]	[mm]	[mm]	[mm ²]	[MPa]
760	11194,93	30,6	27,6	137,1305	81,64
	-4439,31				-32,37

3.6 Nosníkový tunel

Trup jako takový je navržen jiným procesem a v této práci počítán není. Se stěnou trupu je zde pracováno jak s již hotovou věcí, kromě míst uložení čepu, kde je navrženo adekvátní vyztužení pro uložení čepů.

Úkolem přepážky je zpevnit trupové žebro, v tomto případě přenést většinu axiálního a část radiálního zatížení. Tunel musí být pro nosník vytvořen, takže zároveň poslouží jako vyztužení trupového žebra.

Prakticky vzato je to nosník na šířku trupu, od žebra namáhán axiální a radiální silou.

$$S_{phtun} = \frac{F_z}{\sigma_{1t}} = \frac{11194,9}{420} = 26,66 \text{ mm}^2 \quad (3.45)$$

$$t_{phtun} = \frac{S_{phtun}}{b_{tun}} = \frac{26,66}{115} = 0,23 \text{ mm} \quad (3.46)$$

To odpovídá jedné vrstvě UD uhlíku pro vyztužení pásnic tunelu. Stojina tunelu

$$t_{stun} = \frac{T_y}{h_e \cdot \tau_s} = \frac{51203}{200 \cdot 95} = 2,7 \text{ mm} \quad (3.47)$$

Zde je třeba vyztužení minimálně 2,7 mm pro přenesení posouvajících sil.

Tato přepážka bude vyhovat pro vyztužení trupového žebra. Místně budou vyztuženy blízká místa čepů, z důvodu lokálního přetížení, avšak většinu zatížení přebere tento nosník.

4 Konstrukční a technologické řešení

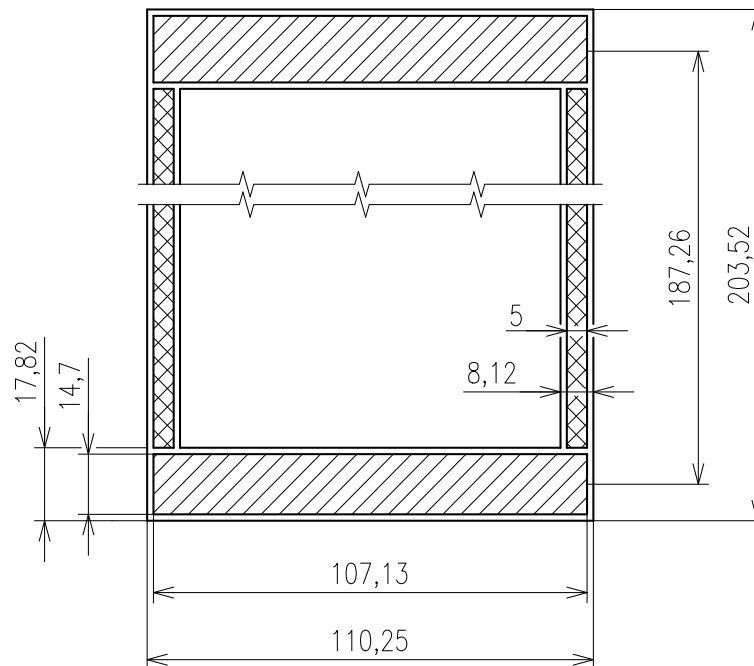
Tato kapitola zahrnuje všechny řešené části konstrukce, jejich finální skladbu a rozměry. Je provedeno určité shrnutí a komentář ke konstrukčnímu procesu. Kompletní výkresy a ložné plány jsou součástí přílohy.

4.1 Nosník

Nosník od místa $z = 0,7$ m až po rovinu souměrnosti letounu je konstantního průřezu s rozměry viz nákres 4.1.

Nosník prochází dutinou křídla a stýká se s potahem. V místě styku je vypuštěno HEREXové jádro potahu a nosník je přilepen přímo na vrstvy skla.

Výroba nosníku začíná výrobou stojiny, kterou tvoří dvě poloviny tvaru C. Tyto poloviny se k sobě přiloží a rozhraní se přelepí uhlíkovým páskem. Vnitřní kouty boxu jsou taktéž proloženy uhlíkovými pásky. Na tento vytvořený box se naváže uhlíkové pásnice se skelným obalem, v místě kontaktu s pásnicí je položen uhlíkový pásek. Takto vytvořený nosník je následně obalem dvěma dodatečnými vrstvami skelné tkaniny.



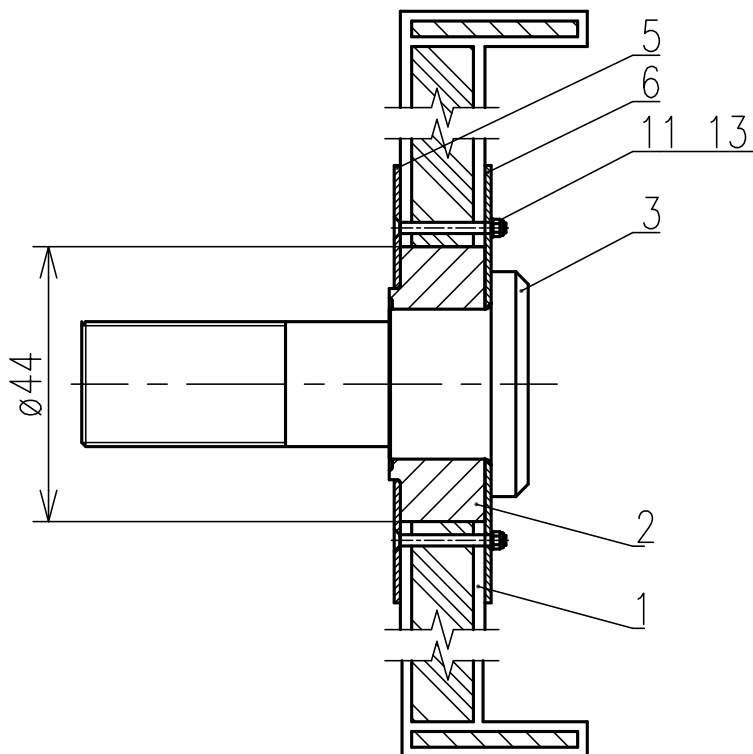
Obrázek 4.1: Řez nosníkem

4.2 Žebro

Je rozděleno na dvě části pro každou dutinu. Každá část je nalepena na potah a také na přilehlý nosník. Všechny vrstvy stojiny tvoří v místě spoje s nosníkem stykovou plochu, která je vytvořena přetažením vrstev do pravého úhlu relativně ke stojině, lidově řečené „ucho“.

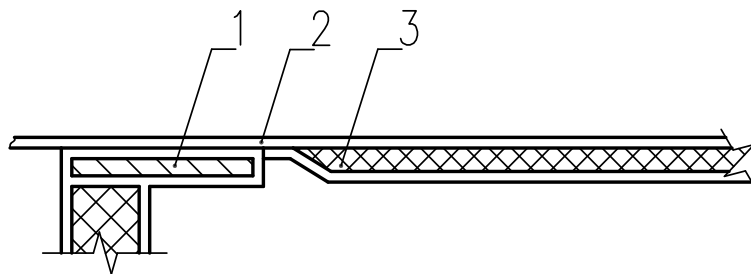
4.2 ŽEBRO

Žebro obsahuje v místech čepů rozpěrku z překližky, která je zabalená do vrstev skla. Překližky vyplňují celou výšku žebra s šířkou 20 cm a tloušťkou 10 mm. Rozpěrky budou potaženy jednou vrstvou skla navíc z každé strany, přičemž v tkaninách bude vystřižen stejně velký otvor. Střed překližek bude ležet na kótách $x = 150$ mm a $x = 960$ mm s otvorem $\varnothing 44$ mm v toleranci 0 -0,1 mm. Ve formě bude nachystán trn a pomocné zarážky, které pomohou ustavit rozpěrku přesně v potřebné poloze. Konce překližek budou opřeny o pásnici žebra, viz náčrt 4.2.



Obrázek 4.2: Žebro a pouzdro s čepem, $x = 150$ mm, 1 – žebro s rozpěrkou, 2 – pouzdro, 3 – čep, 5 a 6 – příložky

Žebro bude vlepeno pomocí epoxidového lepidla do dutiny křídla, s místě styku pásnice a potahu je vypuštěno HEREXové jádro potahu, jak je vidět na náčrtu 4.3. Důležitý je zkos při vypouštění jádra, které sníží interlaminární napětí a dostatečné prolepení potřebných spojů.



Obrázek 4.3: Detail spoje žebro-potah, 1– pásnice žebra, 2 – potah, 3 – jádro potahu

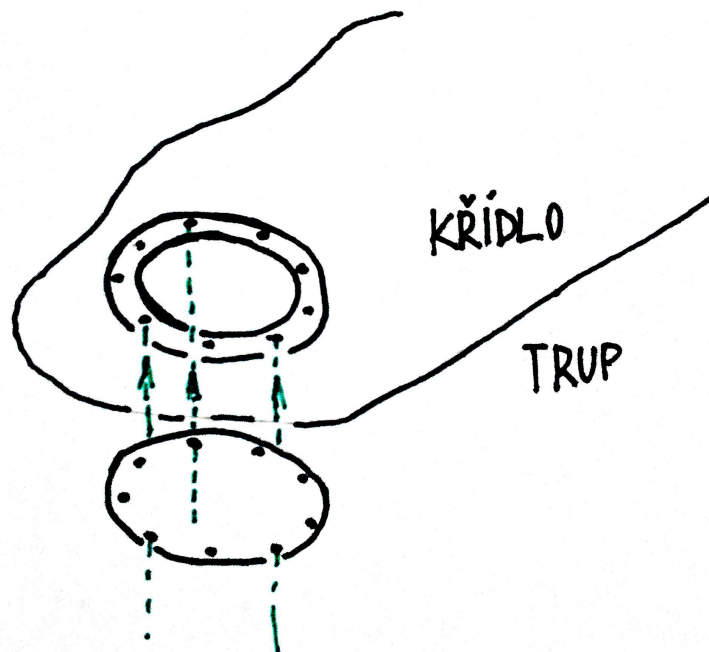
V žebře je třeba umístit průchodky pro palubní soustavy, což bude nejspíše provedeno ve druhé dutině. Přesná poloha a podoba průchodek závisí na návrhu soustav.

4.3 Potah

Potah tvoří tvar leteckého profilu a je koncipován jako sendvič s HEREXovým jádrem. Dle výpočtů stačí velice málo vrstev, avšak v místě nosníku – tedy předělu obou dutin – se mezi každou vrstvou a na vnitřní stranu vlepí uhlíkové pásy s orientací ve směru osy x křídla, které zabezpečí dobrý přenos krouticího momentu mezi dutinami. Toto vyztužení bude použito od počátku potahu až do vzdálenosti 20 mm od konce žebra. Dutina bude vyrobena na dvě poloviny, aby se do ní daly instalovat všechny prvky křídla.

Povrch musí být ošetřen gelcoatem, výroba se skládá z položení horní části sendviče jádra a zavření sendviče spodní vrstvou. Jádro je již nařezáno po požadovaných rozměrech.

Servisní otvory ve spodním potahu jsou založeny na stejném principu jako kryt tuneleového tunelu, viz podkapitola 4.5.3.



Obrázek 4.4: Skica servisního otvoru v potahu

4.4 Čep a pouzdro

Cíl návrhu je vytvořit tento prvek tak, aby se minimalizovalo únavové poškození. To vyžaduje zaprvé správné pevnostní dimenzování součástí, kde by se neměly špičky napětí dostávat nad určitou hranici meze únavy, což je podchyceno výpočtem. Zadruhé to vyžaduje dobrý konstrukční návrh s nízkou vrubovitostí součástí a vhodným technologickým zpracováním.

Pro konstrukci tohoto spojení bylo nutné uvažovat nejdříve dané prvky a rozměry, a to vybrané ložisko a nutné délky pouzder. Dále bylo třeba zahrnout všechna potřebná axiální pojištění proti pohybu. Výsledek tohoto procesu lze vidět na nákresu 4.5.

Normalizované rozměry, součásti, doporučená uložení a další informace čerpány ze Leinveberových Strojnických tabulek [10].

1 – ložiskové pouzdro,

4.4 ČEP A POUZDRO

- 2 – pouzdro,
- 3 – čep,
- 4 – víko,
- 5 – příložka vnější,
- 6 – příložka vnitřní,
- 7 – ložisko,
- 8 – samojistná matice $\varnothing 20$ mm,
- 9 – šroub s válcovou hlavou s vnitřním šestihranem,
- 10 – šroub,
- 11 – samojistná matice $\varnothing 2$ mm,
- 12 – podložka $\varnothing 20$ mm,
- 12 – podložka $\varnothing 2$ mm.

Samojistná matice lze v případě potřeby nahradit jiným typem, například korunovou maticí se závlačkou.

Ocel musí projít procesem zušlechťení¹, požadované vlastnosti jsou zejména vysoká otěruvzdornost povrchu, dobré únavové vlastnosti. Není potřebná maximální pevnost. Součásti budou vyrobeny třískovým obráběním z polotovarů, které bude – vzhledem k předpokládanému počtu vyrobených kusů – nejspíše ekonomicky nejvýhodnější.

Pouzdro s ložiskem se vloží do připraveného otvoru v trupu a z vnitřní strany se přišroubuje víko, které axiálně zajistí pouzdro i ložisko. V případě potřeby lze víko podložit distančními podložkami.

Po ustavení křídla pomocí technologických čepů se vloží čepy ze strany křídla. Axiální zajištění je provedeno pomocí dvou příložek, které se k sobě stáhnou šrouby, pro které se podle přípravku vytvoří otvory.

Samojistná matice na čepu není utažena momentem, v čepu není vytvořeno předpětí. Správným dotažením matice je vytvořena ve spoji vůle +0,1 mm. Všechny matice a šrouby² budou zakápnuty barvou pro kontrolu případného povolování v provozu.

Čep, jako hlavní součást spojení vychází z normalizovaného čepu s hlavou dle ČSN EN 22341, tvar A. Dřík je obroben na vyšší přesnost h6 místo h11 a je zde vytvořeno odsazení pro opření ložiskového tělesa snížením průměru na 20 mm. Na konci čepu je vytvořen metrický závit.

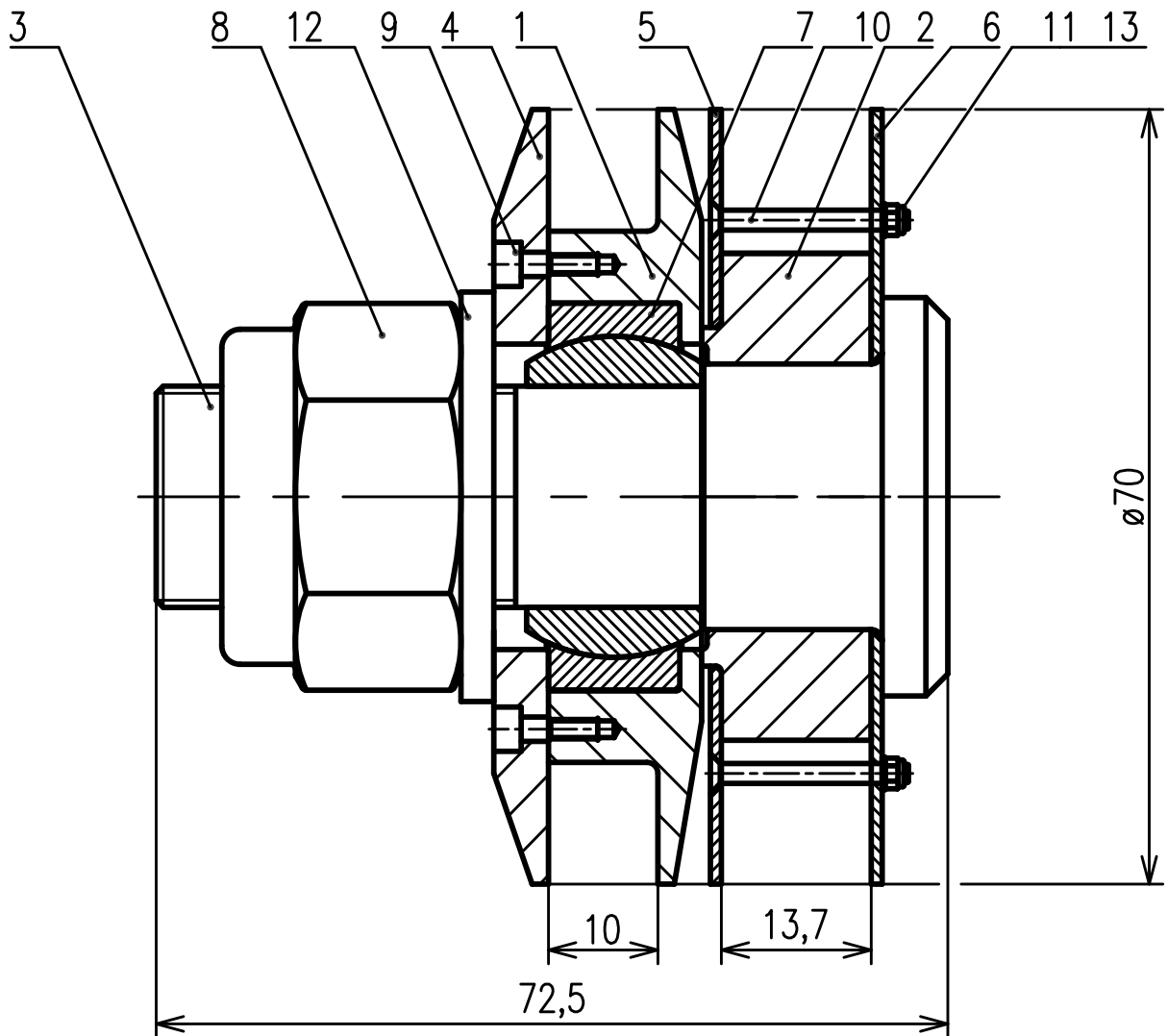
Ložiskové pouzdro je umístěno v trupové části. Podstatné je právě uložení ložiska s přesahem, což vyžaduje tolerované rozměry vnitřní kapsy, stejně tak menší drsnost povrchu.

Pouzdrům prochází čep, do výřezů na jedné straně zapadá speciální podložka, která zajišťuje pouzdro v axiálním směru.

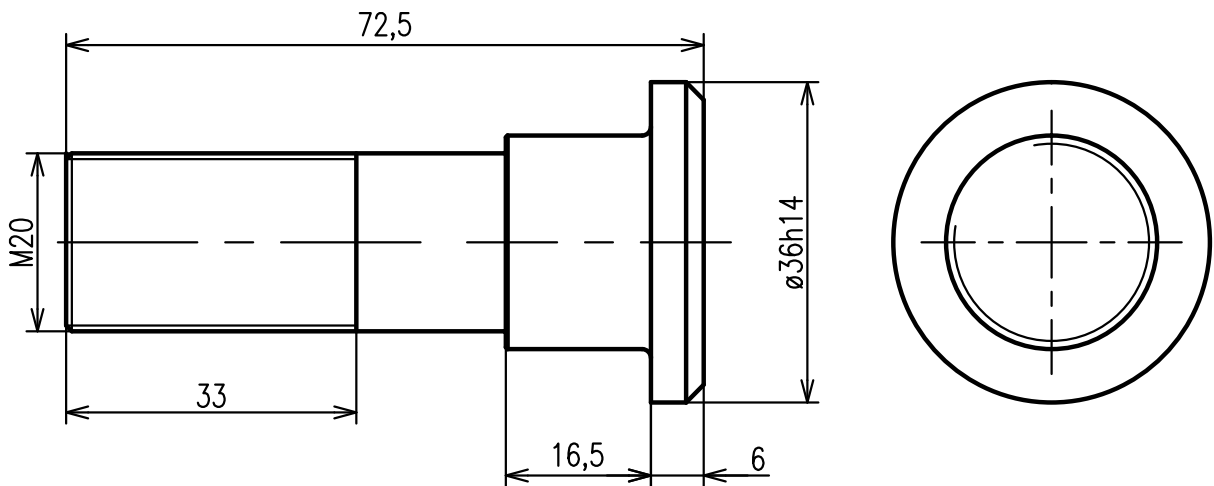
Víko zajišťuje pouzdro i ložisko v příčném směru a obsahuje zahloubení pro šrouby s válcovou hlavou. Důležitá je opět dosedací plocha s ložiskem.

¹Kalení a následné popouštění

²Pozice 8, 9, 10, 11

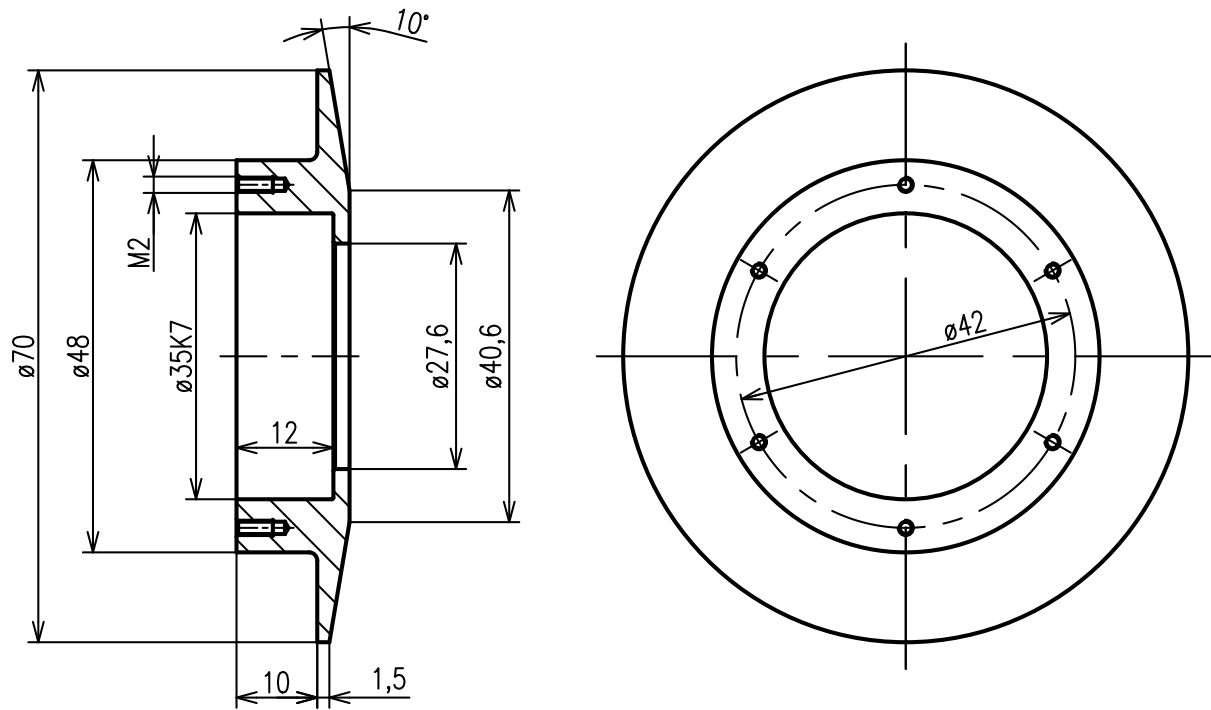


Obrázek 4.5: Sestava čepu

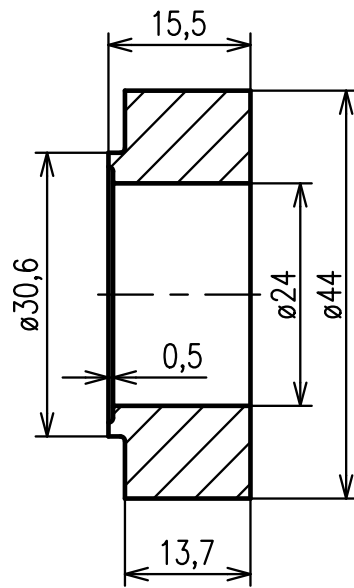


Obrázek 4.6: Čep

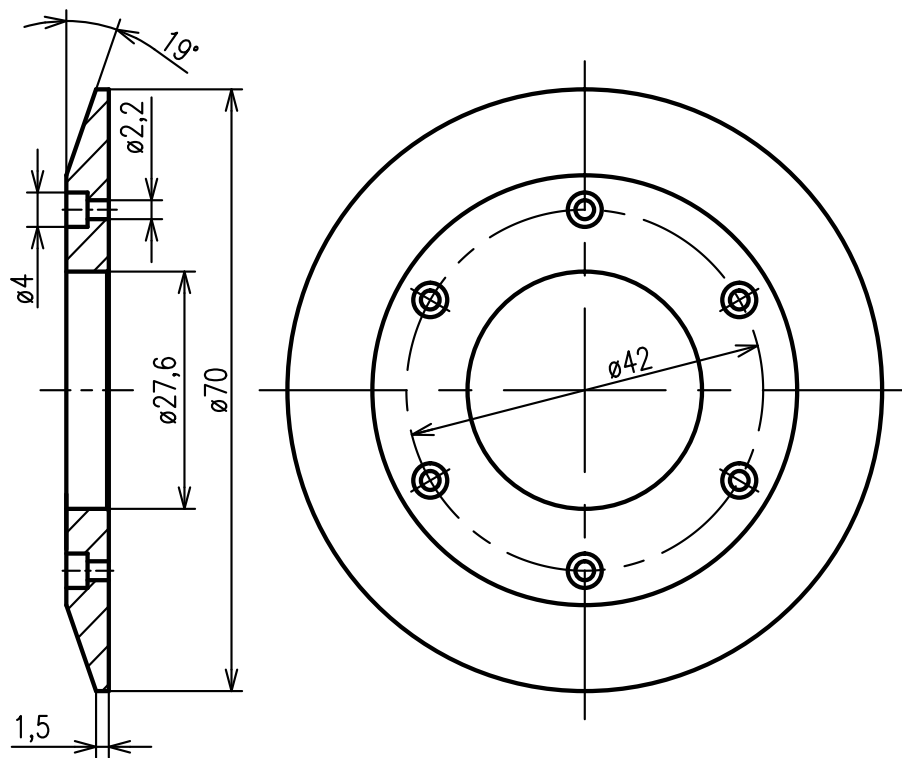
4.4 ČEP A POUZDRO



Obrázek 4.7: Ložiskové pouzdro



Obrázek 4.8: Pouzdro



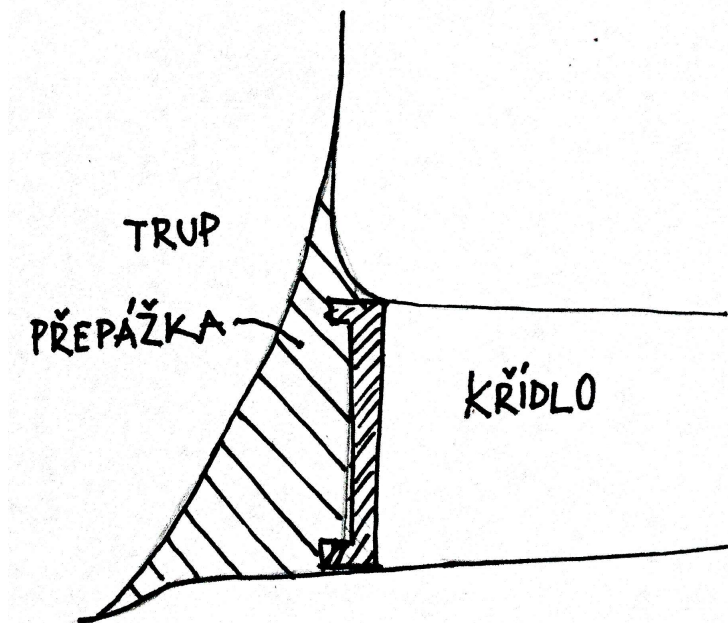
Obrázek 4.9: Víko

4.5 Trup a jeho části

4.5.1 Nosníkový tunel a přepážka

Navržený již z analýzy trupu jako takového, toto řešení pouze přidává zatížení, které má tato část přenést. V pásnicích přidává 2 vrstvy UD uhlíku pro každou. Stojina potřebuje přibrat 3 mm skelného kompozitu, tedy 4 vrstvy 92125 a 92140.

Použité malé přepážky složí pro vyztužení trupového žebra v místech nejvyššího zatížení, tedy okolí pouzder. Hlavní úkol je zabránit „provalení“ stojiny žebra. První přepážka je umístěna na kótě $x = 150\text{ mm}$ a druhá na kótě $x = 900\text{ mm}$.

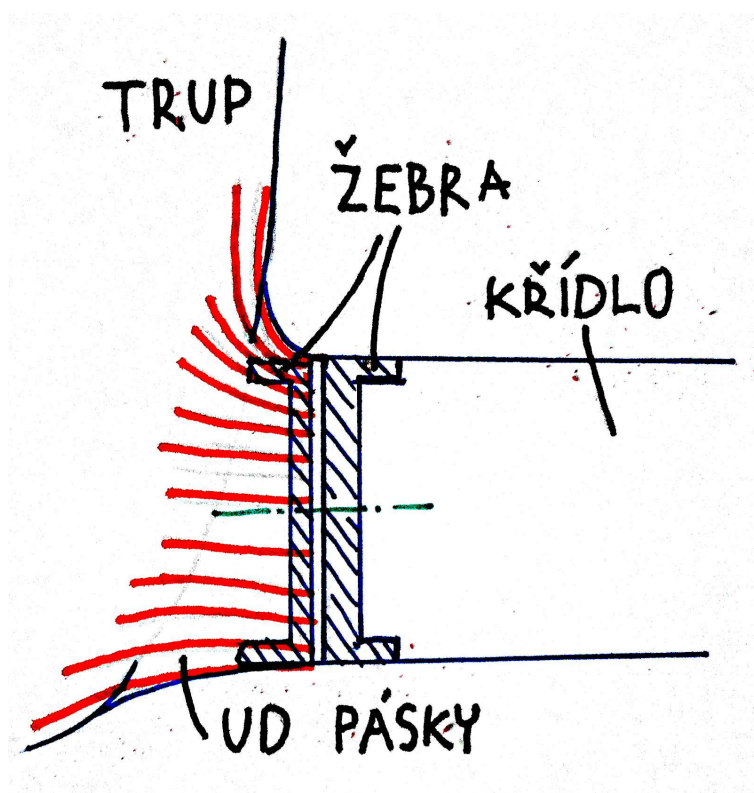


Obrázek 4.10: Skica pomocné přepážky

4.5.2 Trupové žebro

Žebro, které je součástí trupu má identickou skladbu a konstrukci jako žebro kořenové, jediný rozdíl je v tloušťce jádra, které je 3,7 mm užší, tedy 6,3 mm s otvorem 48 mm. Je nutné rozvést veškeré zatížení do trupu, což je provedeno pomocí uhlíkových pásků, které jsou prolepeny vrstvami skla a vytahují zatížení do trupu, schématicky znázorněno na skice [4.11](#)

V určitých řezech tvoří tato skladba spolu s přepážkou nosník s nerovnoběžnými pásnicemi [[14](#), str. 88], avšak vzhledem k velmi komplikovanému tvaru by byl analytický výpočet velice zdlouhavý a nepřesný.

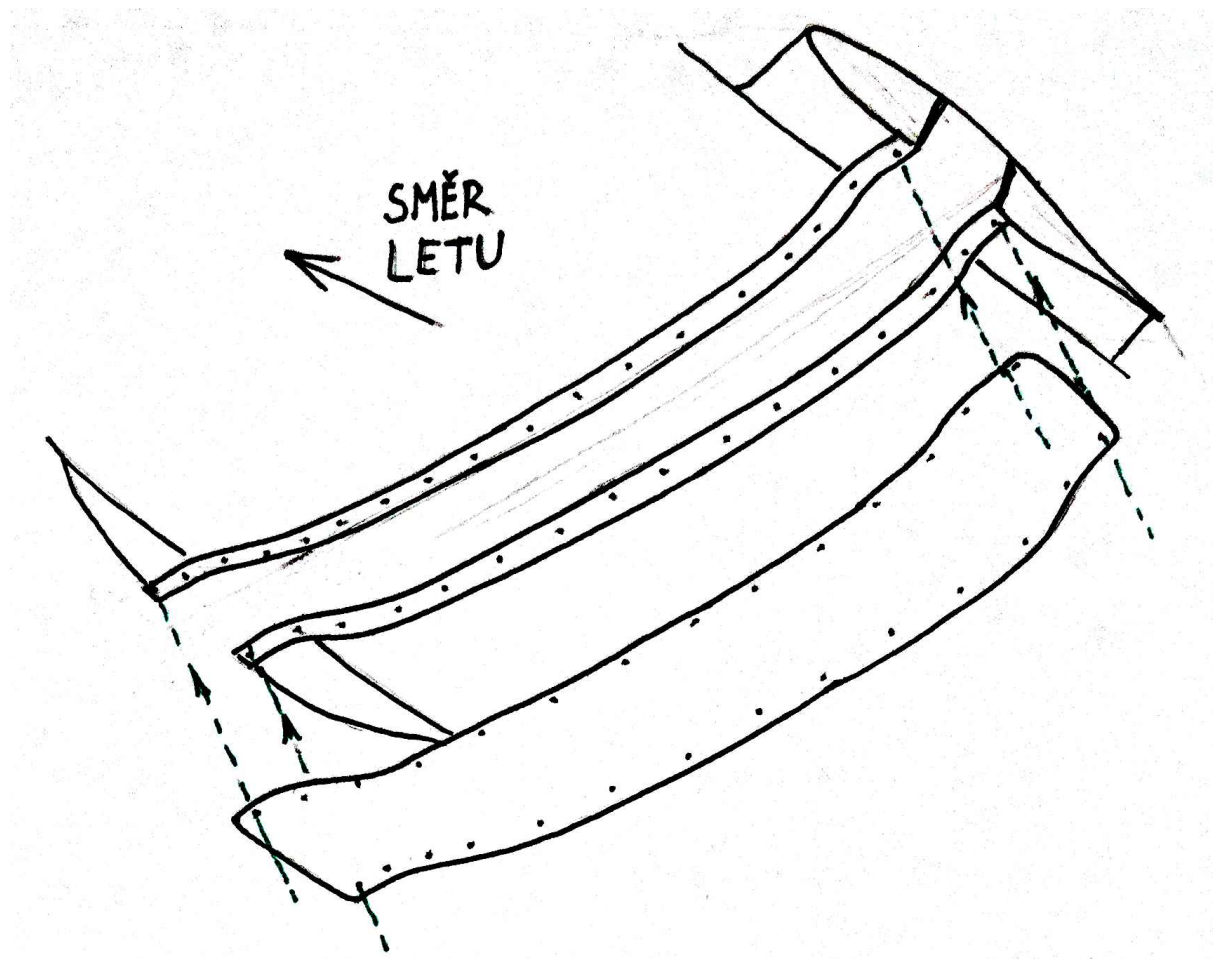


Obrázek 4.11: Uchycení trupové žebra do trupu, pohled zepředu

4.5 TRUP A JEHO ČÁSTI

4.5.3 Kryt nosníkového tunelu

Kryt, který se instaluje po kompletní montáži křídla, před montáží přechodových oblouků. Uchycen šrouby do závitových vložek v trupu, šrouby jsou utaženy přes lepidlo Locktite. Kryt respektuje tvar trupu a úsek přesahu je zesílen čtyřmi uhlíkovými vrstvami. Na okrajích je položena těsnící vrstva. Skladba krytu je jinak identická se skladbou trupové stěny.



Obrázek 4.12: Kryt nosníkového tunelu

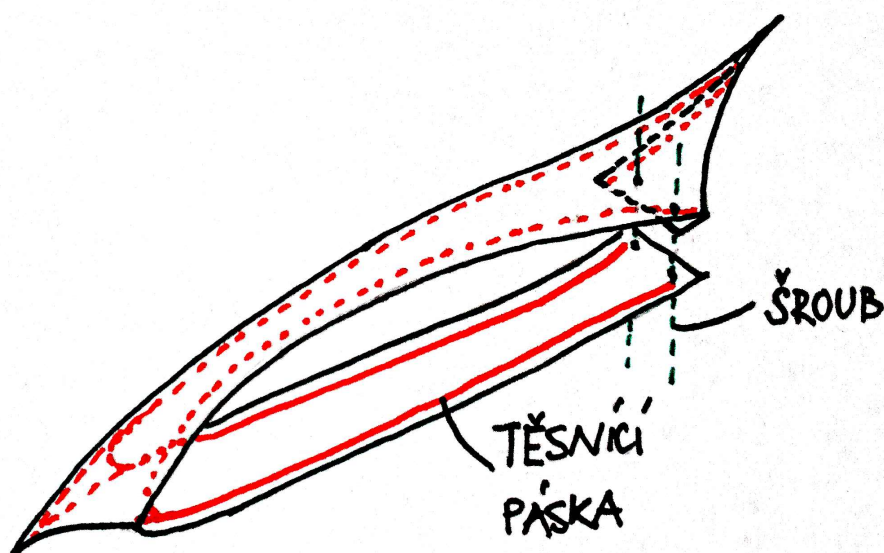
4.5.4 Přejíhový oblouk

Funkce této součásti je zlepšit aerodynamiku přechodu křídlo-trup, snížit hlavně interferenční odpor letounu. Jelikož je tato součást nepřenáší žádné zatížení je zde navrhnutá skladba bez výpočtu.

Jedná se o tvarově složitější součást, proto je v tomto případě zvolena skleněná tkanina se saténovou vazbou.

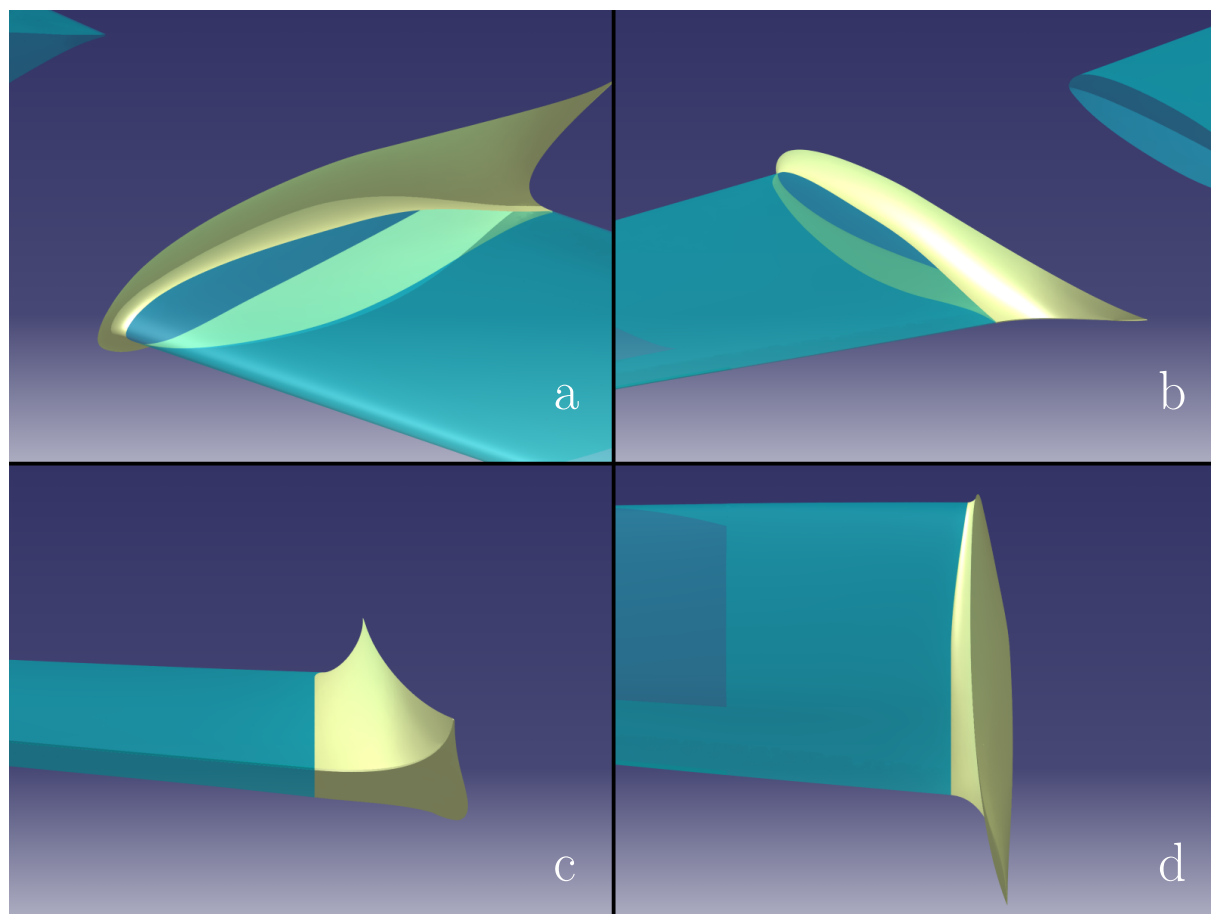
Vrstvení $[\pm 45]_{2S}$ s aplikací Gelcoat.

Oblouk bude na spodní straně u náběžné hrany v jedné rovině rozdělen a tyto konce se budou překrývat. Zároveň budou konce mírně rozevřeny. Po nasazení do pozice se překrývající konce k sobě stáhnou šrouby, které budou umístěny do připravených otvorů. Mírný tlak vytvořený sevřením pomůže udržet díl na místě. Oba okraje doléhající na křídlo, resp. na trup budou oblepeny těsnící páskou.



Obrázek 4.13: Rozevřený oblouk před montáží

4.5 TRUP A JEHO ČÁSTI



Obrázek 4.14: Přechodový oblouk, a – isometrický pohled zepředu, b – isom. pohled zezadu, c – pohled zezadu, d – pohled shora

5 Závěr

Cílem této diplomové práce bylo provést koncepční a konstrukční návrh uzlu křídlo-trup celokompozitového letounu. Provedením rozboru možných koncepčních řešení bylo vybráno vhodné řešení, čistě na základě hmotnostního odhadu. Mimo jiné jsou uvedeny i další, méně závažné důvody výběru jako nižší namáhání uzlu, jednodušší konstrukce. Kapitola je zakončena výběrem technologie výroby a použitých materiálů. Zvolené koncepční řešení se mírně liší od klasického řešení průběžného nosníku, což je možno brát jako výhodu tohoto řešení, jakási neobvyklost a možnost dalšího rozvíjení myšlenky.

V kapitole následující je provedena pevnostní analýza součástí uzlu, které nesou svoji část zatížení. V každé podkapitole je rozebrána daná součást, její zatížení, požadavky a na to navazující pevnostní výpočet a návrh skladby. Tento postup byl iteračně opakován u každé počítané součásti.

Na základě výsledků této části práce je pak možno postoupit do další fáze, a to konstrukční návrh. Zde jsou podrobně rozebrány všechny součásti, včetně nenosných. Je zde uveden komentář všech aspektů výroby a montáže, včetně záležitostí, které není již možné obsáhnout, avšak jsou uvažovány. Mimo komentář konstrukčních prvků součástí jsou vloženy i schématické nákresy nebo skici, pro lepší znázornění řešení. Všechny součásti, zejména jejich skladba, jsou pak zpracovány ve formě výkresů, resp. ložných plánů v příloze práce.

Pokračování této práce by mohlo vést několika cestami, které závisí na možnostech zadavatele. Je možno vytvořit kompletní trojrozměrný model a provést MKP analýzu, jelikož některé části jsou velice těžko analyticky řešitelné. Jako nezbytný se jeví krok navrhnout vhodné zkušební procedury a celý uzel náležitě odzkoušet.

Seznam použitých zdrojů

- [1] BAKER, Alan A., Stuart DUTTON a Donald KELLY. *Composite materials for aircraft structures*. 2nd ed. Reston: AIAA American Institute of Aeronautics, 2004, 597 s. : il. ISBN 1563475405.
- [2] FULGHUM, David A. *F-22 Raptor To Make Paris Air Show Debut* Aviation Week, 4 February 2009. Retrieved: 15 February 2009.
- [3] JONES, Robert M. *Mechanics of composite materials*. 2nd ed. Philadelphia: Taylor, 1999, xvi, 519 s. ISBN 15-603-2712-X.
- [4] JURAČKA, Jaroslav. *Kompozitní konstrukce v letectví*. 3. vyd. Brno: Letecký Ústav, VUT v Brně, 2007, 104 s. LU01-2007-OST.ST.
- [5] KATRŇÁK, T., *Zatížení křídla letounu TL 4000*. Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 2014. Zpráva LU27-2014-TL4.L.
- [6] KLEMENT, J. *Letecké materiály: Oceli* (přednáška). Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 16. 10. 2013.
- [7] KLEMENT, J. *Letecké materiály: Kompozity* (přednáška). Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 13. 11. 2013.
- [8] KLEMENT, J. *Technologie výroby letadel I: Výroba kompozitů* (přednáška). Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 12. 3. 2014.
- [9] KOUTNÍK, T. *Aerostatické podklady letounu TL 4000*. Brno: VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 2014. Zpráva LU17-2014-TL4.AD.
- [10] LEINVEBER, Jan a Pavel VÁVRA. *Strojnické tabulky: pomocná učebnice pro školy technického zaměření*. 4. dopl. vyd. Úvaly: Albra, 2008, xiv, 914 s. ISBN 978-80-7361-051-7.
- [11] MIDDLETON, D. *Composite materials in aircraft structures*. New York: J. Wiley, 1990, xiii, 394 p. ISBN 05-820-1712-2.
- [12] MORAVEC, Richard. HAVEL COMPOSITES CZ S.R.O. *EG 100 T: Technický list, instrukce k použití*. 2011, 3 s. Dostupné z: [http://www.havel-composites.com/proddocs/EG 100 T TL CZ.pdf](http://www.havel-composites.com/proddocs/EG_100_T_TL_CZ.pdf)
- [13] NORRIS, Guy. Creating A Titan. *FLIGHT International* [online]. 2005 [cit. 2015-04-06]. Dostupné z: <http://www.flightglobal.com/news/articles/creating-a-titan-199071/>
- [14] PÍŠTĚK, Antonín, Oldřich GRÉGR a Václav KAHÁNEK. *Pevnost a životnost letadel*. 1. vyd. Brno: VUT Brno, 1988, 266 s.
- [15] ROESELER, William G., Branko SARH a Max U. KISMARTON. *Composite Structures: The First 100 years* [online]. 2007 [cit. 2015-04-07]. Dostupné z: http://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM16proceedings/contents/pdf/MonA/MoAM1-01sp_roeselerw228184p.pdf

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [16] SLOAN, Jeff. Skinning the F-35 fighter. *CompositesWorld* [online]. 2009, č. 11 [cit. 2015-04-05]. Dostupné z: <http://www.compositesworld.com/articles/skinning-the-f-35-fighter>
- [17] Katalog produktů SKF. [online]. [cit. 2015-05-20]. Dostupné z: <http://www.skf.com/cz/products/index.html>
- [18] The Vintage Aviator. *Working with irish linen* [online]. [cit. 2015-04-07]. Dostupné z: <http://thevintageaviator.co.nz/reference/working-irish-linen>

Seznam použitých zkratek a symbolů

Zkratky a indexy

Zkratka	Popis
AO	aerodynamická osa
AS	aerodynamický střed
C	čep
DOV	dovolené
EO	elastická osa
KOR	kořenový
Kr	křídlo
LEP	lepidlo
LZ	ložisko
N	normální
NS	nosník
OTL	otlačení
P	pásnice
PD	pásnice dolní
PH	pásnice horní
PO	pouzdro
RED	redukovaný
RF	reserve factor
SAT	střední aerodynamický tětíva
SGT	střední geometrická tětíva
St	stojina
T	tečný
TR	trup
UD	unidirectional - jednosměrný
VVÚ	vnitřní výsledné účinky
ZB	žebro
ZRT	základní rovina trupu

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

Symbols

Symbol	[Jednotka]	Popis
α	[deg]	zkroucení profilu
Γ	[deg]	vzepětí
χ	[deg]	šíp
ρ	[kgm ⁻³]	hustota
σ	[Pa]	normálové napětí
τ	[Pa]	tečné napětí
ε	[1]	poměrné prodloužení
φ	[deg]	nastavení profilu
A	[%]	prodloužení
a	[m]	vzdálenost EO od nosníku
Ar	[1]	štíhlost křídla
b	[m]	rozpětí, šířka
b	[m]	vzdálenost nosníků
c	[m]	hloubka profilu
c_0	[m]	hloubka kořenového profilu
c_k	[m]	hloubka koncového profilu
c_S	[m]	hloubka lomového profilu
d	[m]	průměr
D	[m]	vnější průměr
E	[Pa]	modul pružnosti
F	[N]	obecná síla
G	[Pa]	modul pružnosti ve smyku
h	[m]	výška
l	[m]	délka
m	[kg]	hmotnost
M_o	[Nm]	ohybový moment
n	[1]	počet
N	[N]	osová síla

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

q	$[Nm^{-1}]$	smykový tok
R	$[N]$	reakční síla
R_m	$[Pa]$	mez pevnosti
$R_{p0,2}$	$[Pa]$	smluvní mez kluzu
s	$[m]$	délka stěny dutiny
S	$[m^2]$	plocha
T	$[N]$	posouvající síla
t	$[m]$	tloušťka
U	$[m^2]$	plocha dutiny
v_f	$[1]$	objemový podíl
x	$[m]$	osa x, poloha na ose x
y	$[m]$	osa y, poloha na ose y
z	$[m]$	osa z, poloha na ose z

Seznam příloh

Číslo výkresu	Název výkresu
DP1-00	Sestava spoje
DP1-00K	Kusovník sestavy spoje
DP1-01	Ložiskové pouzdro
DP1-02	Pouzdro
DP1-03	Čep
DP1-04	Víko
DP1-05	Příložka vnější
DP1-06	Příložka vnitřní
DP2-01	Nosník
DP3-01	Žebro
DP4-01	Potah
DP4-02	Servisní otvory
DP5-01	Trupové žebro
DP7-01	Kryt tunelu
DP8-01	Přechodový oblouk