

Pevnostní návrh leteckých konstrukcí

Bc. Jan Hanzlík

Diplomová práce
2020

 Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně
Fakulta technologická

Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně

Fakulta technologická

Ústav výrobního inženýrství

Akademický rok: 2019/2020

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(projektu, uměleckého díla, uměleckého výkonu)

Jméno a příjmení:	Bc. Jan Hanzlík
Osobní číslo:	T18709
Studijní program:	N3909 Procesní inženýrství
Studijní obor:	Konstrukce technologických zařízení
Forma studia:	Prezenční
Téma práce:	Pevnostní návrh leteckých konstrukcí

Zásady pro vypracování

1. Vypracování literární studie se zaměřením na konstrukci křídla, kompozitní materiály a jejich testování.
2. Popis zkušebních vzorků.
3. Testování zkušebních vzorků.
4. Pevnostní návrh hlavního nosného prvku křídla s využitím FEM.
5. Diskuze výsledků.

Forma zpracování diplomové práce: Tisková/elektronická

Seznam doporučené literatury:

[1] PAJNO, Vittorio, 2010. *Sailplane Design: a guide for students and designers: from drafting to flight test*. Roma : ISBN 978-88-7565-092-6.

[2] PAJNO, Vittorio, 2010. *Saiplane design examples. Design calculation example structural dimensioning*. Roma : ISBN 978-88-7565-257-9.

[3] NIU, Michael Chun-Yung, 2010. *Composite airframe structures: practical design information and data*. Hong Kong : ISBN 9627128066.

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Martin Bednařík, Ph.D.**
Ústav výrobního inženýrství

Datum zadání diplomové práce: **2. ledna 2020**
Termín odevzdání diplomové práce: **15. května 2020**

L.S.

prof. Ing. Roman Čermák, Ph.D.
děkan

prof. Ing. Berenika Hausnerová, Ph.D.
ředitel ústavu

PROHLÁŠENÍ AUTORA DIPLOMOVÉ PRÁCE

Beru na vědomí, že:

- diplomová práce bude uložena v elektronické podobě v univerzitním informačním systému a dostupná k nahlédnutí;
- na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb. o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon) ve znění pozdějších právních předpisů, zejm. § 35 odst. 3;
- podle § 60 odst. 1 autorského zákona má Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně právo na uzavření licenční smlouvy o užití školního díla v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona;
- podle § 60 odst. 2 a 3 autorského zákona mohu užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití jen s předchozím písemným souhlasem Univerzity Tomáše Bati ve Zlíně, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly Univerzitou Tomáše Bati ve Zlíně na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše);
- pokud bylo k vypracování diplomové práce využito softwaru poskytnutého Univerzitou Tomáše Bati ve Zlíně nebo jinými subjekty pouze ke studijním a výzkumným účelům (tj. k nekomerčnímu využití), nelze výsledky diplomové práce využít ke komerčním účelům;
- pokud je výstupem diplomové práce jakýkoliv softwarový produkt, považují se za součást práce rovněž i zdrojové kódy, popř. soubory, ze kterých se projekt skládá. Neodevzdání této součásti může být důvodem k neobhájení práce.

Prohlašuji,

- že jsem diplomové práci pracoval samostatně a použitou literaturu jsem citoval. V případě publikace výsledků budu uveden jako spoluautor.
- že odevzdaná verze diplomové práce a verze elektronická nahraná do IS/STAG jsou obsahově totožné.

Ve Zlíně dne: 04.05.2020

Jméno a příjmení studenta: Jan Hanzlík

.....
podpis studenta

ABSTRAKT

Tématem diplomové práce je pevnostní návrh leteckých konstrukcí. Práce je dělena do dvou částí. Teoretická část obsahuje rozdělení kompozitních materiálů a popis jednotlivých složek vláknových kompozitních materiálů, konstrukcí samonosného křídla a také zkušebními metodami kompozitních materiálů. Úkolem praktické části je návrh hlavních nosných prvků samonosného křídla a testování kompozitních materiálů.

Klíčová slova: Letecké konstrukce, pevnostní návrh, samonosné křídlo, testování kompozitních materiálů, FEM, software FEMAP.

ABSTRACT

The topic of this thesis is strength analysis of aircraft structures. Thesis consists of two parts. Theoretical part deals with division of composite materials and describes each component of continuous fibre composites. This part also deals with basics of wing designing and composite materials testing as well. The task of the practical part is design of the main parts of wing structure and strength analysis using FEMAP software and composite materials testing.

Keywords: Aircraft structures, strength analysis, self supporting wing, composite materials testing, FEM, software FEMAP.

Poděkování:

Chtěl bych velmi poděkovat vedoucímu mé diplomové práce Ing. Martinu Bednaříkovi, Ph.D. a také firmě 5M LEVIT s.r.o, za odborné rady a čas, který mi věnovali po celou dobu tvorby mé práce.

Prohlašuji, že odevzdaná verze bakalářské/diplomové práce a verze elektronická nahraná do IS/STAG jsou totožné.

OBSAH

ÚVOD	10
I TEORETICKÁ ČÁST	11
1 KOMPOZITNÍ MATERIÁLY	12
1.1 ROZDĚLENÍ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ	13
1.1.1 Částicové kompozitní materiály.....	13
1.1.2 Vlákňové kompozitní materiály.....	13
1.2 JEDNOTLIVÉ SLOŽKY VLÁKNOVÝCH VÍCEVRSTVÝCH KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ	14
1.2.1 Vlákňové výztuže.....	14
1.2.2 Formy výztuží	19
1.2.3 Druhy matric	20
1.3 SENDVIČOVÉ STRUKTURY	22
1.3.1 Druhy Jádra sendvičových struktur.....	24
1.3.2 Mechanické chování sendvičových struktur	25
1.3.3 Poruchy sendvičových struktur.....	27
1.4 SHRUTÍ.....	30
2 KONSTRUKCE SAMONOSNÉHO KŘÍDLA	31
2.1 ZÁKLADNÍ TVARY A PROVEDENÍ KŘÍDLA.....	31
2.1.1 Technologické dělení křídla po rozpětí.....	31
2.1.2 Poloha křídla	32
2.1.3 Geometrický tvar křídla	34
2.1.4 Profil křídla	35
2.2 HLAVNÍ KONSTRUKČNÍ PRVKY	37
2.2.1 Nosník	37
2.2.2 Torzní skříň	40
2.2.3 Typy uspořádání nosníků	42
2.3 SHRUTÍ.....	44
3 ZKUŠEBNÍ METODY VZORKŮ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ	46
3.1 NORMY PRO MECHANICKÉ ZKOUŠENÍ VZORKŮ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ.....	47
3.2 ZKOUŠKY DLE ASTM	47
3.2.1 Zkouška v ohybu krátkého nosníku (ASTM D2344).....	47
3.2.2 Tahová zkouška (ASTM D3039).....	49
3.2.3 Tlaková zkouška (ASTM D3410).....	51
3.2.4 Smyková zkouška (ASTM D7078).....	53
3.3 ZKOUŠKY DLE ČSN EN.....	55
4 ZKUŠEBNÍ METODY VÝROBKU (FULL SCALE TEST)	56
II PRAKTICKÁ ČÁST	57
5 CÍLE DIPLOMOVÉ PRÁCE	58

6	POPIS ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ	59
6.1	VÝCHOZÍ MATERIÁL ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ	59
6.1.1	Materiál pro jednosměrný laminát	59
6.1.2	Materiál pro laminát z tkaniny	59
6.2	VÝROBA ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ.....	59
6.3	ZKUŠEBNÍ VZORKY PRO TAHOVOU ZKOUŠKU	63
6.3.1	Popis vzorku pro jednosměrný laminát.....	63
6.3.2	Popis vzorku pro laminát z tkaniny.....	64
6.4	ZKUŠEBNÍ VZORKY PRO TLAKOVOU ZKOUŠKU	66
6.4.1	Popis vzorku pro jednosměrný laminát.....	66
6.4.2	Popis vzorku pro laminát z tkaniny.....	68
6.5	ZKUŠEBNÍ VZORKY PRO ZKOUŠKU VE SMYKU.....	70
6.5.1	Popis vzorku pro laminát z tkaniny.....	70
6.6	ZKUŠEBNÍ VZORKY PRO ZKOUŠKU OHYBU KRÁTKÉHO NOSNÍKU.....	71
6.6.1	Popis vzorku pro laminát z tkaniny.....	71
7	TESTOVÁNÍ ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ	72
7.1	VÝPOČET HODNOTY B-BASIS	72
7.2	NAMĚŘENÁ DATA.....	73
7.2.1	Tahová zkouška jednosměrného laminátu ve směru vláken.....	73
7.2.2	Tahová zkouška jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken.....	74
7.2.3	Tahová zkouška laminátu z tkaniny	75
7.2.4	Tlaková zkouška jednosměrného laminátu ve směru vláken.....	76
7.2.5	Tlaková zkouška jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken.....	77
7.2.6	Tlaková zkouška laminátu z tkaniny	78
7.2.7	Zkouška ve smyku laminátu z tkaniny.....	79
7.2.8	Zkouška ohybem krátkého nosníku laminátu z tkaniny.....	80
7.3	SHRnutí NAMĚŘENÝCH VÝSLEDKŮ.....	80
7.3.1	Porovnání mezí pevností jednotlivých materiálů.....	81
7.3.2	Porovnání modulů pružnosti jednotlivých materiálů	82
8	PEVNOSTNÍ NÁVRH KŘÍDLA	84
8.1	SOFTWARE FEMAP	84
8.2	ZÁKLADNÍ GEOMETRIE KŘÍDLA	84
8.2.1	Profil křídla	84
8.2.2	Základní rozměry křídla.....	85
8.2.3	Rozměry a poloha nosníku.....	85
8.3	TVORBA VÝPOČETNÍHO MODELU.....	86
8.3.1	Tvorba modelu nosníku.....	86
8.3.2	Tvorba modelu potahu křídla	90
8.3.3	Tvorba celkového modelu křídla	92
8.4	DEFINICE MATERIÁLU PRO ANALÝZU	95

8.4.1	Vydefinování v software FEMAP.....	96
8.5	TVORBA LAMINÁTU.....	97
8.6	VÝPOČTOVÝ MODEL ODPOVÍDAJÍCÍ PROFILU KŘÍDLA	98
8.7	OKRAJOVÉ PODMÍNKY MODELU KŘÍDLA.....	99
8.8	URČENÍ ZATÍŽENÍ PŮSOBÍCÍ NA KŘÍDLO	100
8.8.1	Specifikace rychlostí	101
8.8.2	Použité násobky zatížení	101
8.8.3	Poryvové případy zatížení.....	101
8.8.4	Výpočet jednotlivých složek zatížení.....	101
8.8.5	Souhrn výsledků pro všechny případy zatížení.....	108
8.9	NÁVRH HLAVNÍHO NOSNÍKU	111
8.9.1	Návrh horní pásnice	113
8.9.2	Návrh dolní pásnice.....	115
8.9.3	Návrh stojiny	116
8.10	NÁVRH NOSNÉHO POTAHU	118
8.11	KONTROLA HORNÍ PÁSNICE V POMOCÍ FEM.....	120
8.11.1	Kontrola vrstev z tkaniny	124
8.12	KONTROLA DOLNÍ PÁSNICE POMOCÍ FEM	126
8.12.1	Kontrola vrstev z tkaniny	130
8.13	KONTROLA STOJINY POMOCÍ FEM	131
8.13.1	Optimalizace stojiny pomocí FEM	134
8.14	KONTROLA NOSNÉHO POTAHU POMOCÍ FEM	136
9	DISKUZE VÝSLEDKŮ	141
9.1	SHRNUTÍ VÝSLEDKŮ MATERIÁLOVÝCH ZKOUŠEK	141
9.2	SHRNUTÍ VÝSLEDKŮ NÁVRHU KŘÍDLA.....	142
9.2.1	Shrnutí výsledků návrhu horní pásnice	142
9.2.2	Shrnutí výsledků návrhu dolní pásnice	143
9.2.3	Shrnutí výsledků návrhu stojiny.....	143
9.2.4	Shrnutí výsledků návrhu nosného potahu	144
	ZÁVĚR	145
	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY.....	147
	SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK.....	150
	SEZNAM OBRÁZKŮ	153
	SEZNAM TABULEK.....	157

ÚVOD

S postupem času se čím dál více využívá kompozitních materiálů nejen v leteckém průmyslu. V letectví je na kompozitní materiály kladen velký důraz a využití těchto materiálů je v dnešní době čím dál větší. Protože při použití těchto materiálů je dosaženo velmi dobrých vlastností při použití relativně malého množství materiálu a je možné zajistit rozdílné mechanické vlastnosti v různých směrech materiálu, což je pro aplikace, např. tam kde je potřeba pevnosti pouze v jednom směru, výhodou. Kompozitní materiály jsou velmi širokou skupinou materiálů a mají také velmi širokou škálu použití. Tato diplomová práce se zabývá hlouběji pouze vláknovými kompozitními materiály, využívanými v leteckém průmyslu.

V teoretické části diplomové práce je popsáno, jaké jsou druhy kompozitních materiálů, jak se dělí a jak je možné tyto materiály zkoušet. Rozebrány jsou také základy konstrukce křídel a možné druhy zkonstruování samonosného křídla.

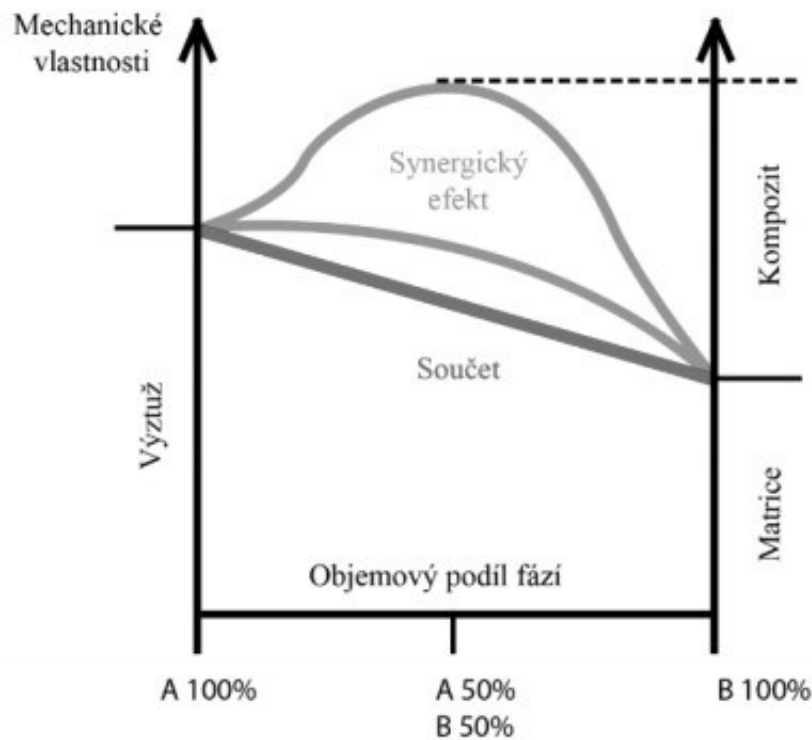
Cílem praktické části diplomové práce je návrh hlavních nosných prvků samonosného křídla letadla. K úspěšnému návrhu je také potřeba provést materiálové zkoušky různých druhů laminátu, aby byly zjištěny materiálové charakteristiky potřebné k návrhu křídla. Návrh bude proveden hrubým ručním výpočtem, který bude následně ověřen a zkontrolován, zda vyhovuje, pomocí metody konečných prvků v softwaru FEMAP.

I. TEORETICKÁ ČÁST

1 KOMPOZITNÍ MATERIÁLY

Obecně platí, že kompozitní materiál (zkráceně kompozit) je takový materiál, který je tvořen spojením dvou nebo více substancí s rozdílnými vlastnostmi, kdy jeden materiál má funkci výztužnou a druhý materiál má funkci pojivé matrice. [1]

V porovnání s pojivou matricí má výztuž výrazně lepší mechanické vlastnosti (modul pružnosti, tvrdost, pevnost atd.). Hlavním cílem výztuže je získání základních vlastností kompozitu. Kompozitní materiály mají charakteristickou vlastnost, která se nazývá synergismus. Znamená to, že vlastnosti kompozitu jsou lepší, než by odpovídalo sečtení vlastností jednotlivých složek. Synergismus je významný, protože vede k získání jedinečných vlastností materiálů. [2]



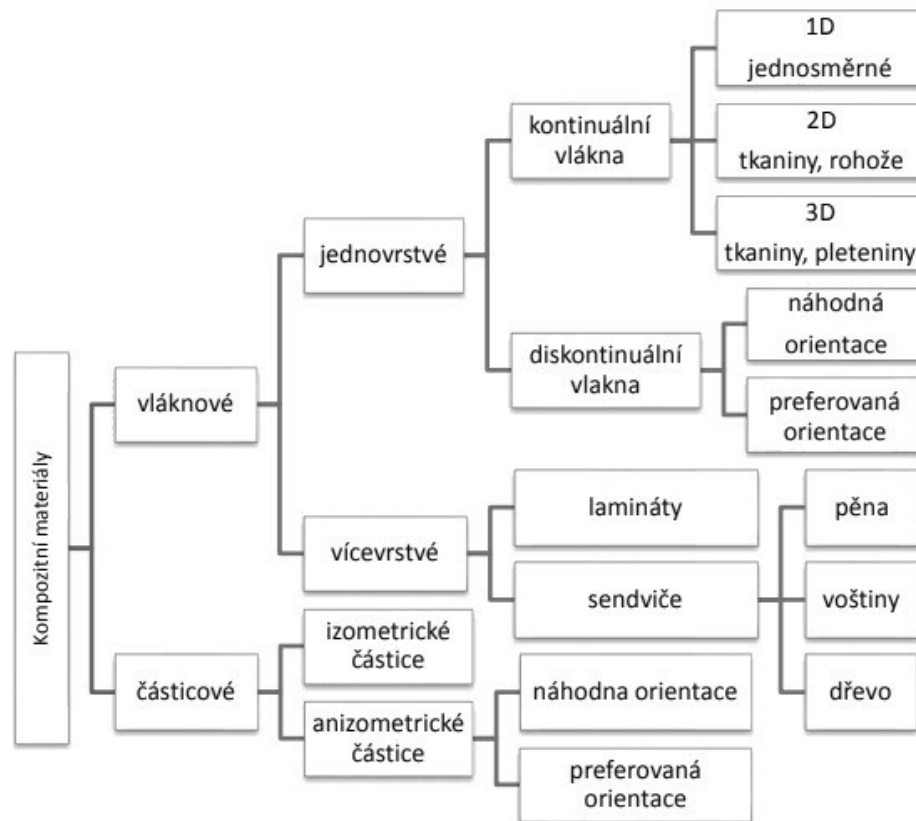
Obr. 1. Synergický efekt kompozitů [3]

Kompozity mohou být typu keramika-kov, kov-kov, keramika-polymer, polymer-polymer, keramika-keramika. [2]

Tato diplomová práce se bude věnovat, v následujících kapitolách, především kompozitům, které se využívají v leteckém průmyslu a budou použity pro návrh křídla v dalších kapitolách. Jde tedy o polymer vyztužený uhlíkovým nebo skleněným vláknem. [4]

1.1 Rozdělení kompozitních materiálů

Kompozitní materiály je možné klasifikovat podle mnoha parametrů. Například dle typu výztuže a tvaru, uspořádání výztuže a makrostruktury, technologie výroby nebo typu matrice. Nejčastější rozdělení je dle geometrického tvaru výztuže. [5]



Obr. 2. Rozdělení kompozitních materiálů podle geometrického tvaru výztuže

1.1.1 Částicové kompozitní materiály

U částicových kompozitních materiálů jsou rozměry útvarů výztuže přibližně stejné ve všech směrech. Velikost částic se u prakticky využitelných materiálů pohybuje okolo 1-20 μm . Vyztužující částice mohou mít tvary např. destičkový, kulovitý, nepravidelný nebo tyčinkový. [6]

1.1.2 Vlákňové kompozitní materiály

U vláknových kompozitů jsou výztuže výrazně větší v jednom směru než v ostatních směrech. Vlákňové kompozity jsou dále děleny dle délky výztužného vlákna na:

- Kompozity s krátkými vlákny.
- Kompozity s dlouhými vlákny.

Pro kompozity s krátkými vlákny je charakteristický vztah:

$$\frac{l}{d} < 100 \quad (1)$$

U kompozitních materiálů s dlouhými vlákny je délka vláken srovnatelná s velikostí výrobku. Pevnost a odolnost jednotlivých typů vláknových kompozitů se liší uspořádáním a druhem použitých vláken. [6]

Další kapitoly jsou věnovány pouze vláknovým vícevrstevným kompozitním materiálům. Jiné druhy kompozitních materiálů např. kompozity s krátkými vlákny již zde nebudou zmiňovány.

1.2 Jednotlivé složky vláknových vícevrstevných kompozitních materiálů

1.2.1 Vlákenné výztuže

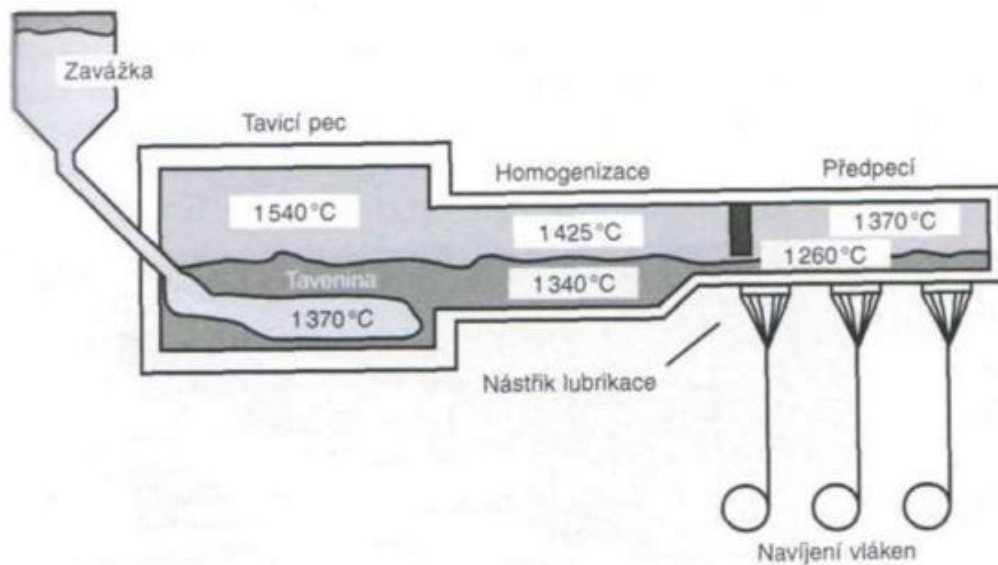
Pro vlákna je typickou vlastností jejich výrazná anizotropie. Modul pružnosti a pevnost v rovnoběžném směru osy je výrazně vyšší než ve směru kolmém na osu vlákna. [2]

Skleněné vlákno

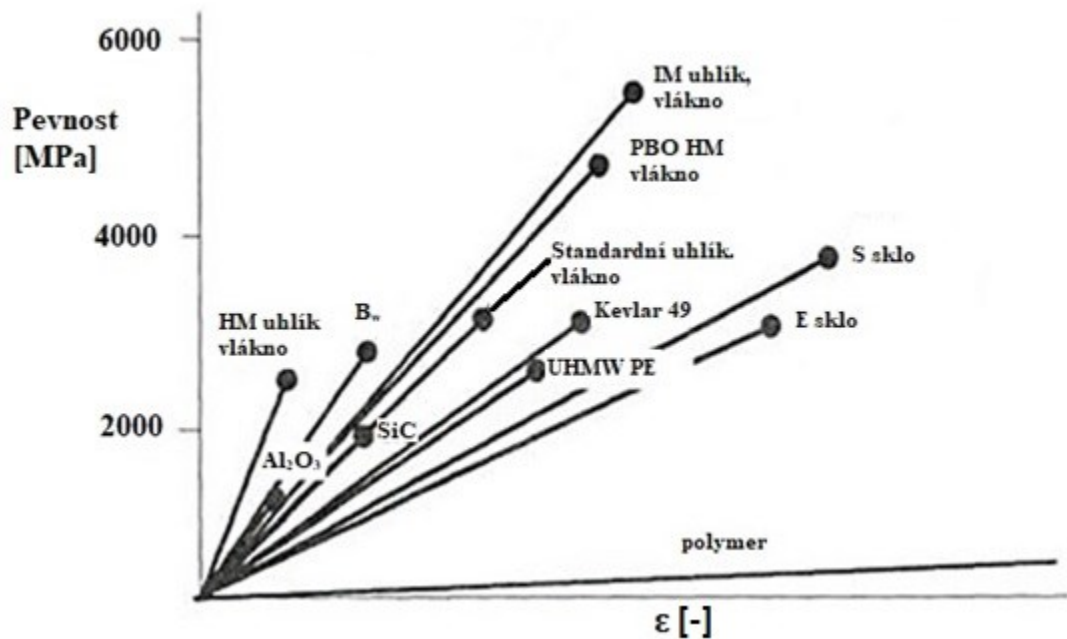
Skleněné vlákno je velmi rozšířené, protože je levnější než ostatní druhy vláken (uhlíkové nebo aramidové), má nízkou hmotnost, také dobrou pevnost a oproti jiným vláknům má také vyšší poměrné prodloužení před porušením (Obr. 4).

Vyrábí se dva typy skleněných vláken, a to S-sklo nebo E-sklo. Zkratka S je od anglického slova structure a zkratka E je od anglického slova electric. E-sklo je levnější než S-sklo, proto je používáno ve většině konstrukcí. Vlákna vyrobená z E-skla jsou výborným elektrickým izolantem. Skleněná vlákna jsou tenká vlákna kruhového průřezu s průměrem 4-24 μm. [7]

Výroba skleněných vláken probíhá tažením z trysek. Zavážka skleněných kuliček se vysype do tavicí pece. Při teplotě okolo 1400 °C dojde k roztavení skleněných kuliček na sklovinu. Po roztavení se sklovina pár dní čirí. Dále sklovina vede do spřádacích trysek, které zajišťují, aby sklovina vytékala pomalu a tuhla ve tvaru vláken. Pomocí odtahového zařízení se vlákna kalibrují na požadovaný průměr. Po dobu tažení se nanáší lubrikační přípravek pro ochranu citlivého povrchu vlákna. [8]



Obr. 3. Postup výroby skleněného vlákna [8]



Obr. 4. Tahová křivka jednotlivých typů vláken [6]

Typy vláken uvedených na Obr. 4:

- HM uhlíkové vlákno – vysoce tuhé uhlíkové vlákno ($E = 400\text{-}800$ GPa).
- Al_2O_3 a SiC – keramická vlákna vyrobená z polymerních prekusorů.
- B_w – bórové vlákno CVD (chemical vapor deposition), průměr 100-250 μm .
- IM uhlíkové vlákno – středněmodulové vlákno s vysokou pevností ($E = 290$ GPa).
- PBO HM – polymerní vlákno poly-para-fenylbenzobisoxazolu.

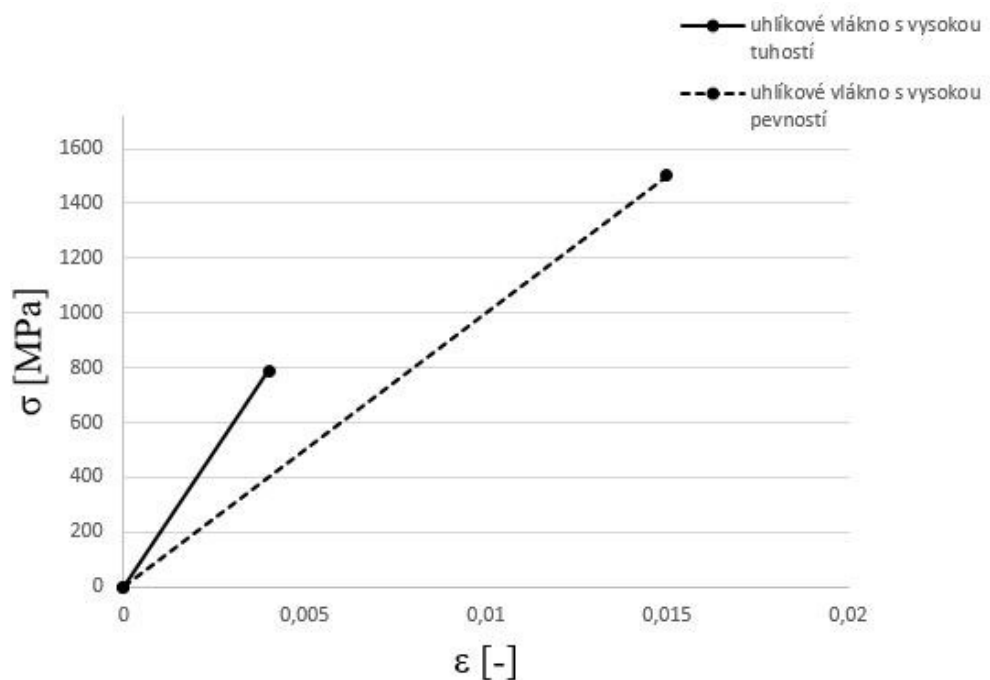
- Standardní uhlíkové vlákno ($E = 230 \text{ GPa}$).
- Kevlar 49 – polymerní aramidové vlákno firmy Du Pont ($E = 130 \text{ GPa}$).
- UHMWPE – polymerní vlákno z PE s vysokou molární hmotností.
- S-sklo – skleněné vlákno s větším podílem SiO_2 a Al_2O_3 ($E = 85 \text{ GPa}$).
- E-sklo – skleněné vlákno ($E = 73 \text{ GPa}$). [6]

Grafitová a uhlíková vlákna

Ačkoliv je skleněné vlákno levnější materiál, uhlíková vlákna jsou jedna z nevhodnějších pro konstrukci leteckých konstrukcí, právě díky jejich hustotě, vysoké pevnosti a vysoké tuhosti. To lze vidět na Obr. 4. Mnoho firem, které vyrábí letecké konstrukce čím dál více používají uhlíková vlákna při výrobě jejich produktů.

Pro příklad, firma Boeing nahradila okolo 14% hliníkových konstrukcí konstrukcemi, které jsou vyrobené z uhlíkového vlákna T300. Toto nahrazení proběhlo na letadlech pro 757 a 767 pasažérů a bylo provedeno nejen kvůli ušetření váhy, ale také třeba pro zvýšení tuhosti jednotlivých prvků. [7]

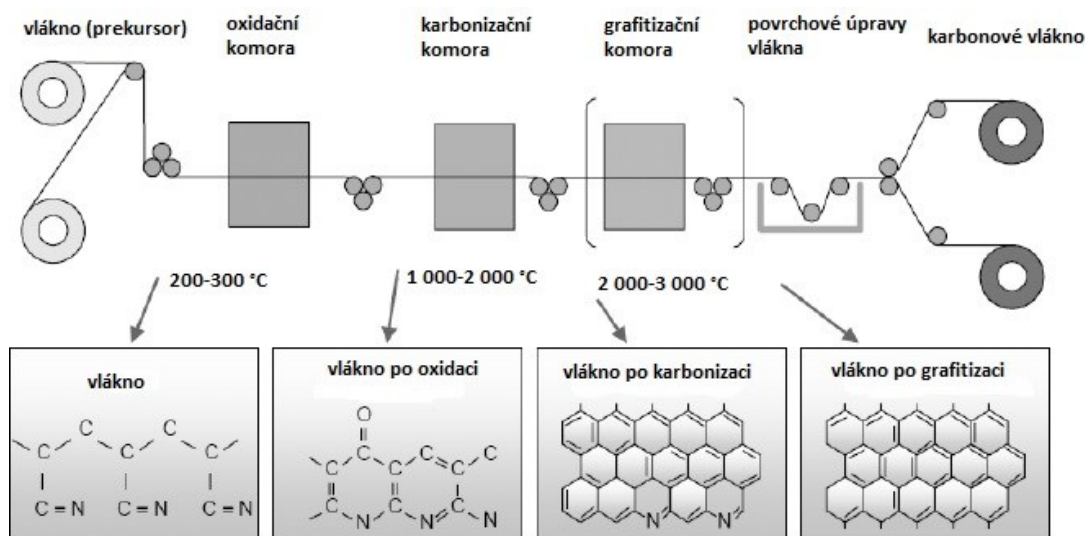
Nejvíce využívaná uhlíková vlákna – jsou vlákna s vysokou tuhostí (HM) a s vysokou pevností (IM).



Obr. 5. Tahová křivka pro jednosměrný laminát [7]

Na Obr. 5. lze vidět tahovou křivku jednosměrného laminátu vyrobeného z uhlíkového vlákna s vysokou tuhostí (plná čára) a z uhlíkového vlákna s vysokou pevností (čárkovaná čára). Je vidět, že pokud se zvýší tuhost, tak klesne únosnost. Uhlíkové vlákno s vysokou pevností má větší poměrné prodloužení. [7]

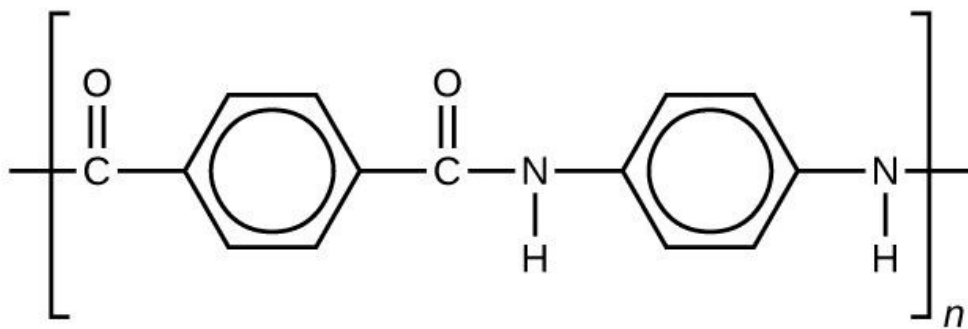
Polotovarem pro výrobu uhlíkových vláken je PAN (Polyakrylonitrilové vlákno) a PITCH (vlákno vyrobené z ropných produktů). Postup výroby začíná pyrolýzou, prodloužením vlákna při 200 °C a orientací molekul. Následuje stabilizace v oxidační atmosféře 10 hodin při teplotě 220-300 °C. Dalším zvyšováním teploty roste modul pružnosti a pevnost vlákna. Za teplot 1000-1500 °C dochází ke karbonizaci. Při karbonizaci vznikají vysokopevnostní uhlíková vlákna (IM). Na Obr. 6. je zobrazený schématický postup výroby uhlíkového vlákna z polotovaru PAN a také změny struktury PAN. [7]



Obr. 6. Postup výroby uhlíkového vlákna

Polymerní vlákna

Polymerní vlákna jsou krystalická. Pro kompozitní konstrukce musí mít tuhost a pevnost alespoň srovnatelnou se skleněnými vlákny. Pro kompozitní konstrukce jsou nejvhodnější variantou vlákna z aromatického polyamidu (aramid). [8]



Obr. 7. Strukturní vzorec aromatického polyamidu [9]

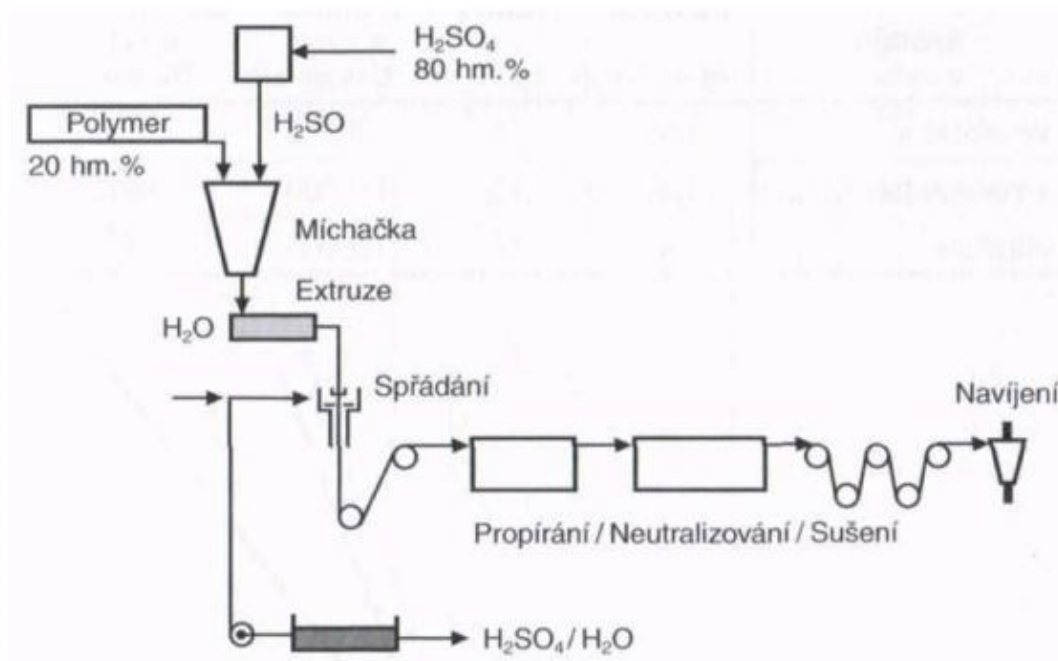
Výhodou tohoto druhu vláken je dobrá odolnost proti hoření a dobře odolávají při působení vysokých teplot. Nejčastější využití tohoto materiálu je v třecích a brzdových obloženích, jako náhražka azbestu a také v balistických aplikacích, právě proti dobré odolnosti ve vysokých teplotách. [8]

Produkty firmy Du Pont (USA) mají obchodní značku Kevlar®. Kevlar 49 aramid má vyšší pevnost v tahu, vyšší modul pružnosti a nižší hustotu než skleněné vlákno. S kevlarom je složitější pracovat a je vyžadováno speciálních pracovních nástrojů, protože kevlar je odolný také proti průřezu. [7]

Vlastnosti aramidové výztuhy jsou následující:

- Při expozici zářením o vysoké energii, např. UV záření, dochází k vysokému poklesu pevnosti vláken.
- Aramidy mají často nižší adhezi vláken k matrici, v porovnání s ostatními typy vláken.
- Vytvrzené výrobky z aramidových kompozitních materiálů mají velmi špatnou obrobiteľnosť.
- Jsou hydrofilní, absorbují vlhkost až do 7 %, proto musí být vlákna těsně před použitím sušena.
- Jsou silně anizotropní.
- Ve směru vláken je mez pevnosti v tlaku výrazně nižší než mez pevnosti v tahu.
- Jedná se o nejlehčí druh výztužného vlákna. [8]

Tento typ vláken se vyrábí spřádáním vysoceviskózního 20% roztoku v koncentrované kyselině sírové. Pro lepší zpracovatelnost vláken se jednotlivá vlákna spojují, propírají a následně neutralizují. Tento postup je popsán níže na Obr. 8. [8]



Obr. 8. Postup výroby aramidového vlákna [8]

1.2.2 Formy výztuží

Samotné vyztužující vlákna jsou v praxi málo používána. Ze zpracovatelských důvodů se používají upravené produkty jako jsou např. rohože, příže, rovingy, tkaniny. [8]

Roving

Forma výztuže ve tvaru nekonečných vláken. Společným znakem je pramenec tvořený jednotlivými vlákny, tento pramenec je následně navinut na cívku. [6]

Povrchová rohož

Má velmi jemnou strukturu a nízkou plošnou hmotnost. Tato rohož se především používá k estetickým účelům. Proto nemá povrchová rohož žádný vliv na mechanické vlastnosti výsledného výrobku. Další využití této rohože je ke zvýšení odolnosti proti UV záření a povětrnostním vlivům. [6]

Vyztužující rohož

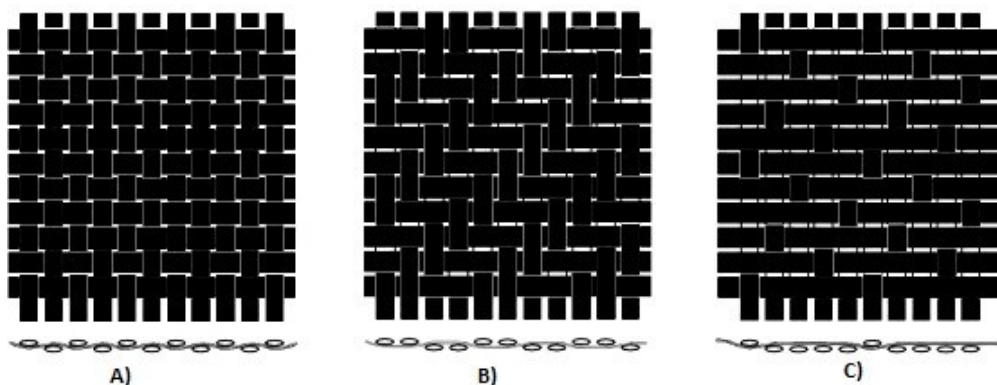
Vyztužující rohož je netkaná výztuha, která se vyrábí nasekáním rovingů a následným naimpregnováním pryskyřicí nebo termoplastem. Takto připravený polotovár se slisuje za účinku

teploty do kontinuální rohože. Vyrábí se v různých plošných hmotnostech a výsledné výrobky mají v ploše kvaziizotropní vlastnosti. [6]

Tkanina

Stejným způsobem jako se vyrábí textilní tkaniny, se vyrábí i výztužné tkaniny. Tyto tkaniny mají různé plošné hmotnosti a jsou tkány různými způsoby vazeb. Výhodou oproti netkané výztuži je, že tkanina má větší obsah vláken. Tudiž vyšší pevnost a tuhost výsledného výrobku.

Tkaniny se skládají nejméně ze dvou parametrů. Je to osnova a útek. Tyto prameny jsou spleteny do tří vazeb. Při tvarování nejméně poddajná a nejpevnější je vazba plátňová. Vlastnosti jsou v podélném i příčném směru stejné. Kombinací vlastností snadného tvarování a dobré pevnosti se vyznačuje keprová vazba. Tato vazba tvoří diagonální vzor. Nejméně pevnou vazbou je vazba atlasová. [6]



Obr. 9. Vazby tkanin: A) plátno, B) kepr 2/2, C) atlas [6]

Smíšená výztuž

Pro výrobu hybridních kompozitů lze mezi sebou kombinovat jednak typ materiálu výztuže (uhlík, sklo, aramid) nebo jednotlivé formy výztuže (rohož, roving, tkanina). Toto umožňuje výrobu materiálu šitého na míru požadovaného výrobku nebo aplikace. [6]

1.2.3 Druhy matric

Obecné rozdělení matric v kompozitních materiálech je na keramické, kovové a polymerní. Keramické matrice jsou lehké a většinou velmi tvrdé, ale velmi křehké. Kompozitní materiály s keramickou maticí jsou s odolností vysokých teplot. Pro kovové matrice je charakteristická houževnatost a tvárnost. Jsou to materiály jako např. lehké slitiny hliníku a titanu.

U vláknových kompozitních materiálů se používají převážně matrice z reaktoplastů. V malé míře i matrice z termoplastů. Nevýhodou termoplastických matric je, že termoplasty mají vyšší viskozitu při zpracování oproti reaktoplastům o 2-4 řády. To vede k defektům při smáčení výztuže a tím ke vzniku kompozitního materiálu se špatnými mechanickými vlastnostmi. [6]

Nejčastěji využívané matrice v oblasti leteckého průmyslu jsou epoxidové pryskyřice, vynilesterové pryskyřice a polyesterové pryskyřice. [7]

Fenolické pryskyřice

Jsou to reaktoplasty charakteristické vysokou tvrdostí, malou houževnatostí a vysokým modulem pružnosti. Nejčastěji vznikají jako reakční produkt při reakci formaldehydu s fenolem. Mohou být jednostupňové nebo dvoustupňové. Fenolické pryskyřice je možné skladovat dlouhou dobu bez ztráty vlastností a schopnosti síťovat. Doba skladování je 1-3 roky. Teplota zpracování se pohybuje v rozmezí 150-210 °C. Hlavní využití těchto pryskyřic je jako základ lepidel pro laminování dřeva nebo pro výrobu brzdového obložení. [6]

Nenasycené polymerní pryskyřice

Nenasycené polymerní pryskyřice jsou roztoky lineárních nenasycených polymerů v rozpouštědle schopném polymerace. Tyto roztoky obsahují ve svých molekulách reaktivní dvojnou vazbu C=C. Rozpouštědlem je nejčastěji styren. Aby reakce probíhala technologicky správně tj. s přijatelnou rychlostí, musí se vytvrzování provádět za zvýšené teploty. Teplota vytvrzování je určena typem použitého iniciátoru. [6]

Epoxidové pryskyřice

Sloučeniny obsahující ve své molekule epoxidovou skupinu, která je velmi reaktivní. Kvůli velmi dobrým elektrickým a mechanickým vlastnostem a taky díky velké reaktivitě se rozvinuly aplikace epoxidové pryskyřice v lisovacích a zalévacích hmotách, lepidlech, pojivech pro lamináty a v lakařských pryskyřicích. Při vytvrzování se neodlučují vedlejší produkty. Důsledkem incidence mezi polymeračním smrštěním a otevřením epoxidového kruhu, dochází k malému polymeračnímu smrštění (asi 2 %). Tento jev je výhodný k výrobě kompozitních materiálů, kde je důsledkem minimálního smrštění minimalizováno vnitřní pnutí i ve velkých výrobcích (křídlo letadla). Epoxidová pryskyřice má dobré elektroizolační vlastnosti v širokém rozsahu teplot. Má dobrou odolnost proti vodě, roztokům alkálii a kyselinám a

některým typů rozpouštědel. Oproti vinylesterové pryskyřici a nenasyčené polymerní pryskyřici má epoxidová pryskyřice nejlepší přílnavost k povrchově neupravené skleněné výztuži. [6]

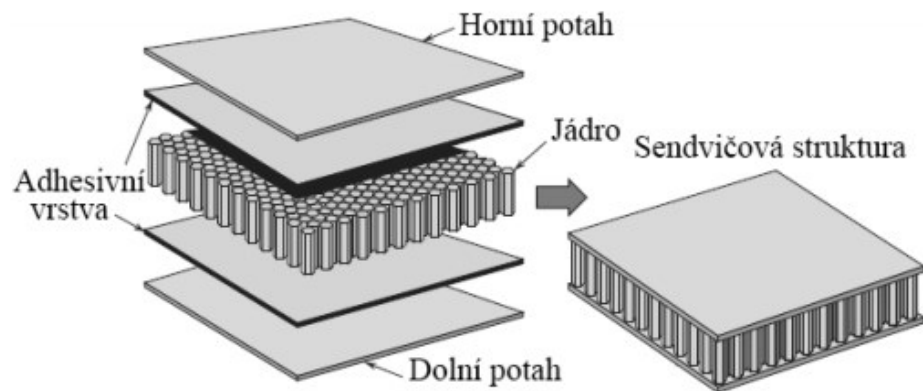
Vinylesterové pryskyřice

Jsou reaktoplasty vhodné k výrobě kompozitních materiálů se skleněným a uhlíkovým vláknem. Vhodné jsou také na náročnější aplikace, především pro kompozity vystavené velkému mechanickému namáhání a také do agresivního chemického prostředí. Epoxidové pryskyřice je možné nahradit vinylesterovými, tam kde není vyžadována velká tepelná odolnost nebo kde není vyžadováno speciálních elektrických vlastností. Kompozity s vinylesterových pryskyřic mají velmi dobrou odolnost např. v průmyslu na těžbu a zpracování ropy. [6]

1.3 Sendvičové struktury

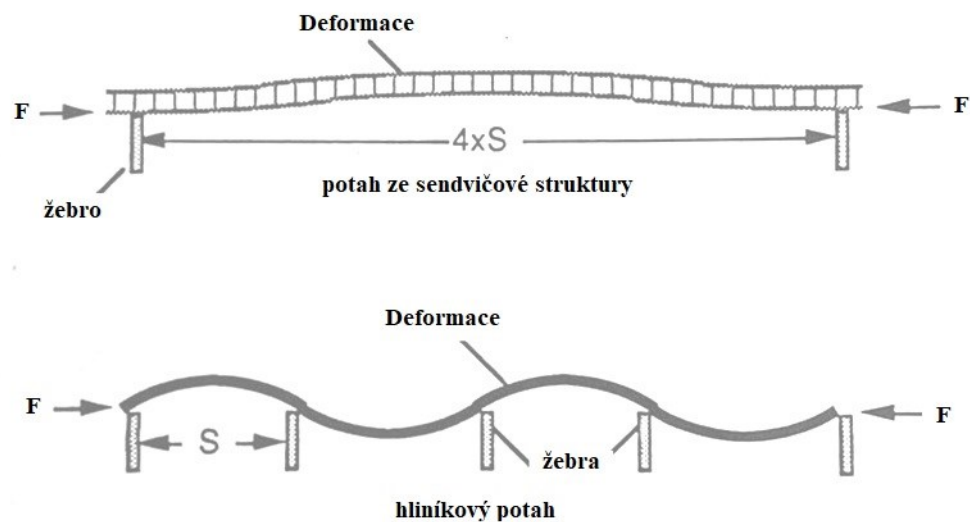
Sendvičová struktura je speciálním druhem vrstvené kompozitní konstrukce. Tato struktura je složena z kombinace odlišných materiálů, které jsou navzájem spojeny tak, aby uplatnily vlastnosti a výhody jednotlivých složek. [10], [11]

Sendvičové struktury se skládají ze dvou velmi tuhých a pevných vnějších vrstev nazývajících se potah, který je spojený s velmi lehkým a poddajným vnitřním jádrem. Toto jádro má výrazně větší tloušťku v porovnání s vnějšími potahy. Obě vrstvy k sobě pojí adhesivní vrstva ze vhodného materiálu nebo adhesivní vrstvu tvoří přímo matrice potahu. Pro správnou funkci sendvičové struktury je toto rozhraní, tvořené těmito vrstvami, velmi důležité. V porovnání s tenkostěnnou strukturou, v poměru ohybové tuhosti a hmotnosti je výhodnější sendvičová struktura. Nejčastější skladbou sendviče jsou dva potahy stejného materiálu, orientace vláken a stejné tloušťky a vnitřní jádro. V některých případech jsou potahy z odlišného materiálu nebo různé tloušťky a orientace vláken. Tato varianta je využívána tehdy, když je struktura zatěžována pouze z jedné strany. [1]



Obr. 10. Zobrazení sendvičové struktury [10]

Velkou výhodou sendvičové struktury je, že při konstrukci výrobků není potřeba takové množství podpurných dílů jako např. u hliníkové tenkostěnné konstrukce. Pro příklad, vrchní potah křídla letadla je stlačován ve chvíli, kdy na křídlo působí ohybové zatížení. Aby bylo u hliníkové konstrukce zamezeno vzniku vzpěru, je potřeba dodržet malé mezery mezi žebry. Pokud je stejný potah vyroben ze sendvičové struktury, má tento potah větší ohybovou tuhost, tím je umožněno utvořit větší mezery mezi žebry a tím lze redukovat počet žebek až na jednu čtvrtinu. To umožní snadnější sestavení křídla, výrobu méně součástí a také lze ušetřit na váze. Někteřá křídla jsou pak zcela bez žebek. [1], [12]



Obr. 11. Porovnání sendvičového potahu a potahu vyrobeného z hliníku [1]

Další výhody sendvičových struktur se liší v závislosti, na použití. Vždy je nutné správně vyhodnotit, zda se sendvičová struktura dá použít pro určitý typ aplikace. Ve většině případu je cílem dosažení stejné únosnosti jako u kovové konstrukce a následným porovnáním ceny a váhy před finálním rozhodnutím, který materiál bude použit. [1]

1.3.1 Druhy Jádra sendvičových struktur

Typ jádra se volí s ohledem na oblast použití sendvičové struktury. Nejčastějším materiálem jsou polymerní pěny nebo voštiny.

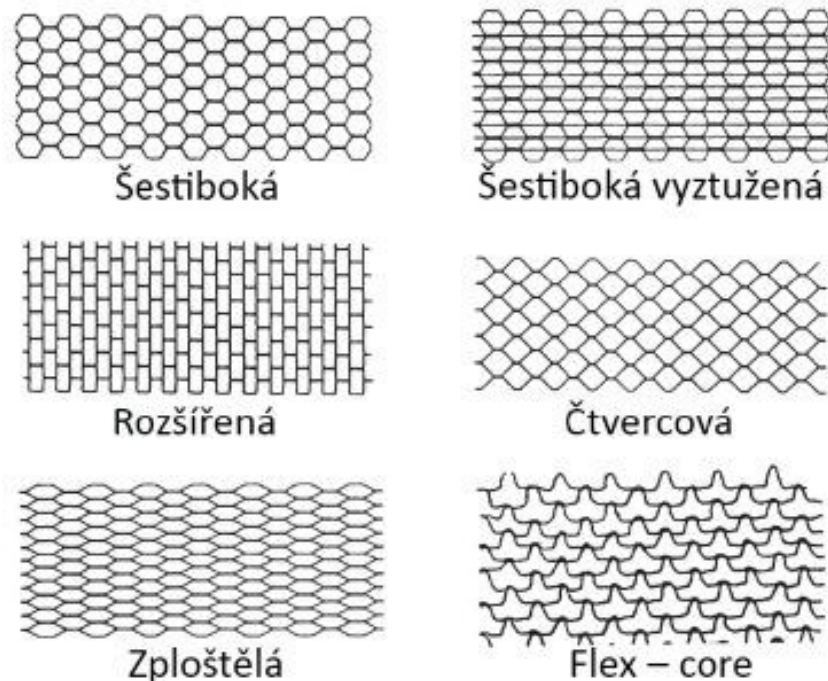
Pěnová jádra

Pěny se provádějí v různém rozsahu hustot, dle potřeby pro danou aplikaci. Nevýhodou pěnového jádra oproti voštině je, že se dá tvarovat pouze v jedné rovině (křídlo). Pro složitější tvary (trup letounu) se využívá voštin.

Nejčastějším typem pěny je Polyuretanová (PUR) a Polyvinylchloridová (PVC). Další pěny jsou polystyrenové (XPS, EPS), polypropylenové (EPP), Polyetylenové (PE). Vnější potahy se k pěnovému jádru většinou lepí. [1]

Voštinová jádra

Tyto jádra jsou tvořena otevřenými a spojenými buňkami, tvořených z velmi tenkých vrstev. Materiálem pro výrobu voštin je kovový materiál, např. hliník, titan, nerezová ocel, nebo materiál nekovový. Tím je např. aramidové vlákno nebo skleněné vlákno.

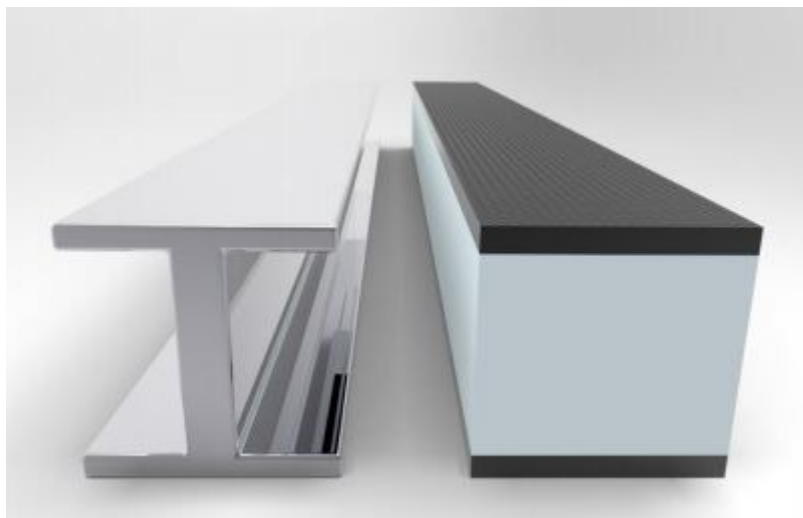


Obr. 12. Základní vyráběné tvary voštin [13]

Mimo klasické šestiúhelníkové se také využívají OX-CORE nebo FLEX-CORE. FLEX-CORE voštiny vykazují vyšší pevnost ve smyku oproti voštinám šestibokým o stejné hustotě. [15]

1.3.2 Mechanické chování sendvičových struktur

Z pohledu mechanického chování jsou sendvičové struktury zvláštním případem složeného prutu. Vnější potahy mají oproti jádru několikanásobně menší tloušťku. Sendvičové struktury se dají přirovnat k nosníku s profilem I. I profil má z hlediska namáhání ideální tvar a efektivně využívá toho, že velké množství materiálu leží ve vzdálenosti od neutrální osy. Při ohybu horní potah nese tahové napětí a spodní potah nese tlakové napětí. Jádro nahrazující stojinu I profilu nese smykové napětí. Smykovou tuhost sendvičových struktur zvyšuje právě jádro. [13]



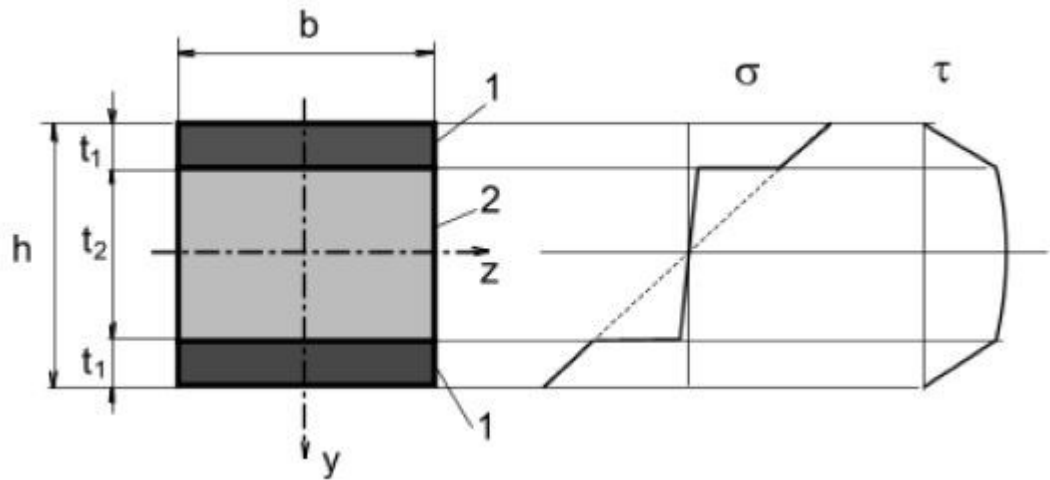
Obr. 13. Porovnání I profilu a sendvičové struktury

Smykový modul jádra G závisí především na materiálu, z jakého je jádro vyrobeno. V Tab. 1. jsou uvedeny hodnoty smykového modulu některých materiálů. [13]

Tab. 1. Smykový modul vybraných materiálů [13]

Materiál	Modul pružnosti ve smyku [MPa]
Hliníková voština	662
Uhlíková voština	903
Voština Nomex	90
Voština ze skleněného vlákna	303
PMI pěna	41
Balsa	117

Na následujícím obrázku (Obr. 14) je zobrazen průběh napětí v sendvičové struktuře při prostém ohybu.



Obr. 14. Průběh napětí při ohybu sendvičové struktury [14]

Ohybová tuhost K_0 je daná vztahem:

$$K_0 = E_1 \frac{bh^3}{12} \left[1 - \frac{E_1 - E_2}{E_1} \left(1 - 2 \frac{t_1}{h} \right)^3 \right] \quad [N \cdot m^2] \quad (2)$$

Kde:

- E_2 – Modul pružnosti jádra [MPa].
- E_1 – Modul pružnosti vnějšího potahu [MPa].
- t_1 – Tloušťka vnějšího potahu [mm].
- b – šířka sendvičové struktury [mm].
- h – výška sendvičové struktury [mm].

Pro sendvičové struktury platí, $E_1 \gg E_2$ a $t_1 \ll t_2$.

Ohybová tuhost sendvičových struktur K_0 je zjednodušeně daná vztahem:

$$K_0 = E_1 \frac{bh^2 t_1}{2} \quad [N \cdot m^2] \quad (3)$$

Ohybové napětí σ v průřezu i , je dané vztahem:

$$\sigma_i(y) = E_i \frac{1}{r} y = \frac{E_i}{E_1} \cdot \frac{M}{J_R} y \quad [MPa] \quad (4)$$

Kde:

- y – Vzdálenost krajního vlákna průřezu od neutrální osy [mm].
- E_i – Modul pružnosti části i [MPa].
- r – Poloměr zakřivení neutrální plochy v daném místě [mm].
- M – Ohybový moment [Nm].
- J_R – Kvadratický moment průřezu [mm⁴]. [14]

Závislost tloušťky jádra na mechanické chování sendvičových struktur

Ohybové chování sendvičových struktur se zlepšuje s rostoucí tloušťkou jádra. To dokazuje následující tabulka (Tab. 2). Hodnoty v tabulce jsou relativní.

Tab. 2. Závislost tloušťky jádra na mechanickém chování sendvičové struktury [13]

Tloušťka jádra	T	2T	4T
Pevnost v ohybu [-]	1	7	37
Ohybová tuhost [-]	1	3,5	9,25
Hmotnost [-]	1	1,03	1,06

1.3.3 Poruchy sendvičových struktur

Únosnost sendvičových konstrukcí je dána mimo jiné materiálem, vlastní konstrukcí a typem zatěžování (stěna nebo deska).

Obecně lze definovat následující typy poruch:

Tahová porucha potahu

Je dána nízkou pevností povrchových desek.

Nízká tuhost

Není poruchou sendvičové struktury. Je vhodné uvést, čím je nízká tuhost sendvičové struktury dána.

Je dána nízkou stavební výškou, nízkou tuhostí nebo nízkou smykovou tuhostí jádra. [22]

Vybočení sendvičové struktury jako celku

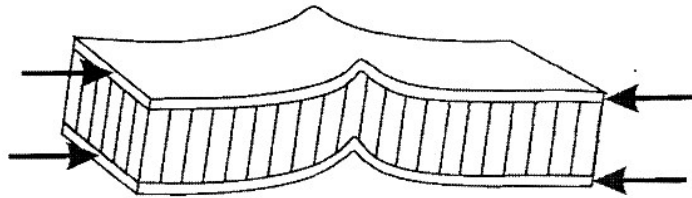
Podle Eulera (smykový modul a tloušťka jádra musí být odpovídající celkové tuhosti). [22]

Štíhlost panelu lze definovat jako:

$$\lambda = \frac{a}{i} = \frac{a}{\frac{t_c}{2} + 0,5 \cdot t_1} \quad (5)$$

Kde:

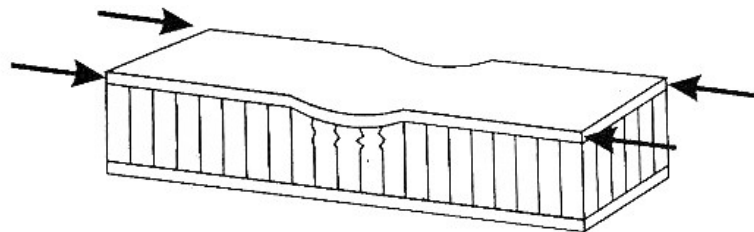
- λ – Štíhlostní poměr sendvičové struktury [-].
- a – délka sendvičové struktury [mm].
- t_c – tloušťka jádra [mm].
- t_1 – tloušťka potahu [mm].



Obr. 15. Vybočení sendvičové struktury jako celku [22]

Stabilitní porucha potahu (skin wrinkling)

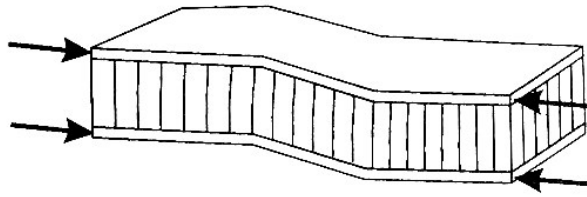
Může nastat na jedné či obou stranách sendvičové struktury, potom je souměrná nebo nesouměrná. Souměrná nastane při velké tloušťce jádra ($\frac{t_c}{t_1} > 18$) o poměrně malém tahovém modulu pružnosti v kolmém směru na povrch sendvičové struktury. Nesouměrné nastanou, když je jádro poměrně tenké nebo má poměrně malý modul pružnosti ve smyku kolmo k vnějším vrstvám. Obecnější forma je přechodový typ poruchy. [22]



Obr. 16. Nesouměrné vmáčknutí potahu sendvičové struktury [22]

Smyková porucha (shear crippling)

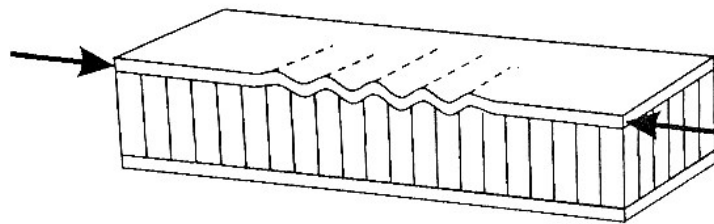
Je dána nízkým smykovým modulem pružnosti a nízkou tloušťkou jádra. [22]



Obr. 17. Smyková porucha sendvičové struktury [22]

Ztráta stability buněk (intra cell buckling)

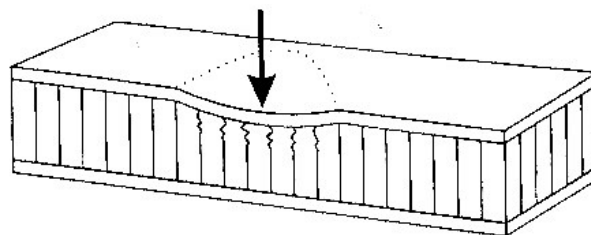
Vzniká při nepoměrně velkém rozměru dutin voštiny ve srovnání s tloušťkou potahu. Vybočení může způsobit delaminaci mezi potahem a jádrem. Předčasné vybočení úseků vnějších vrstev omezených stěnami dutinek voštinového jádra, může být vyloučen volbou vhodné velikosti dutin voštiny. [22]



Obr. 18. Ztráta stability jádra sendvičové struktury [22]

Lokální tlak

Tento typ poruchy je způsoben nízkou tlakovou pevností jádra. [22]



Obr. 19. Porucha sendvičové struktury lokálním tlakem [22]

Održení vnějších vrstev (potahů)

Porucha je způsobena nedostatečnou pevností lepidla proti odlupování. [22]

Materiálová porucha jádra

Poruchy způsobené vadou vstupního materiálu jádra. [22]

1.4 Shrnutí

Nyní je jasné, co jsou to kompozitní materiály a jaké jsou jejich vlastnosti a hlavní přednosti. Protože se moderní design letounů ubírá právě směrem ke konstrukci s použitím kompozitních materiálů, bude křídlo navrženo z kompozitních materiálů. U moderního designu křídla je použito jak sendvičových struktur, tak jednosměrného laminátu nebo laminátu z tkaniny. Každá aplikace má svoje opodstatnění. Například jednosměrný laminát bude použit pro konstrukci pásnic hlavního nosníku, laminát z tkaniny bude využit pro konstrukci stojiny nosníku a sendvičová struktura bude použita pro nosný potah křídla.

Na Pásnice je využit jednosměrný laminát, protože se v pásnicích hlavního nosníku vyskytují pouze tahové, respektive tlakové napětí, které působí pouze ve směru vláken jednosměrného laminátu. U stojiny je využito laminátu z tkaniny, protože se zde vyskytují pouze posouvající smykové síly, které tkanina přenesne nejlépe, tudíž je z tohoto pohledu nejvhodnější. Sendvičová struktura pro nosný potah křídla je zvolena především kvůli ušetření váhy.

Výztužný materiál pro budoucí konstrukci křídla byl zvolen ve formě uhlíkového vlákna. Uhlíkové vlákno v porovnání se skleněným, má vyšší tuhost a mez pevnosti, proto bylo zvoleno jako vhodný materiál.

Následující kapitola popisuje, jaké jsou typy jednotlivých konstrukcí samonosného křídla.

2 KONSTRUKCE SAMONOSNÉHO KŘÍDLA

Křídlo (část nosné soustavy) je jednou ze základních částí draku letounu. Slouží k vytvoření aerodynamických sil (vztlaku), které nesou letoun. Křídlo zabezpečuje také příčnou stabilitu letounu a pomocí kormidel příčného řízení se významně podílí na stranové říditelnosti. Křídlo bývá vybaveno aerodynamickými brzdami, vztlakovými klapkami a rušiči vztlaku (spojlery). Těmto zařízením na křídle se říká mechanizace křídla. [16]

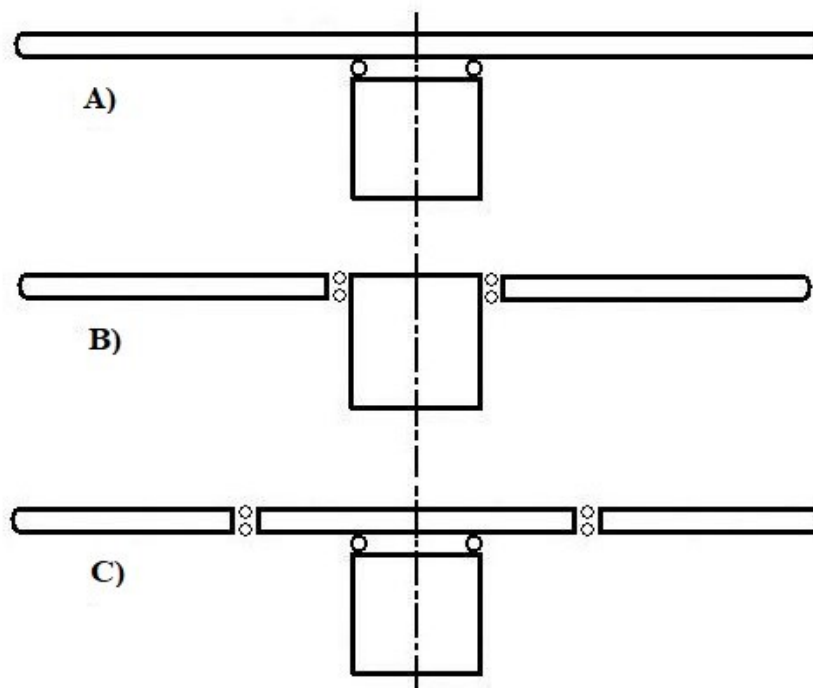
Křídlo, které nemá žádné vnější vyztužení, se nazývá samonosné. Vnitřní síly jsou v rovnováze s vnějším setrvačným a aerodynamickým zatížením. Samonosná křídla jsou hmotnější než křídla vyztužená, jsou však aerodynamicky mnohem čistší. Zisk ze snížení škodlivých odporů převyšuje ztrátu ze zvýšené hmotnosti, proto je většina dnešních letounů konstruována se samonosnými křídly. [16]

2.1 Základní tvary a provedení křídla

Křídla lze konstruovat v různých alternativách. Níže jsou popsány hlavní znaky křídla, bez kterých by křídlo nebylo schopno plnit správně svoji funkci.

2.1.1 Technologické dělení křídla po rozpětí

Křídlo lze dělit více způsoby. Nejpoužívanější způsoby dělení jsou následující.



Obr. 20. Dělení křídla po rozpětí [16]

Typ A

Křídlo navrženo jako nedělené po celém rozpětí. Průběžné jsou i jeho nosníky, ohybové zatížení křídla se vůbec nepřenáší na trup. Spojením křídla a trupu se přenáší do trupu pouze posouvající síla. U středních letadel se využívá jen tehdy, když se nepředpokládá demontáž křídla kvůli transportu nebo skladování. [16]

Typ B

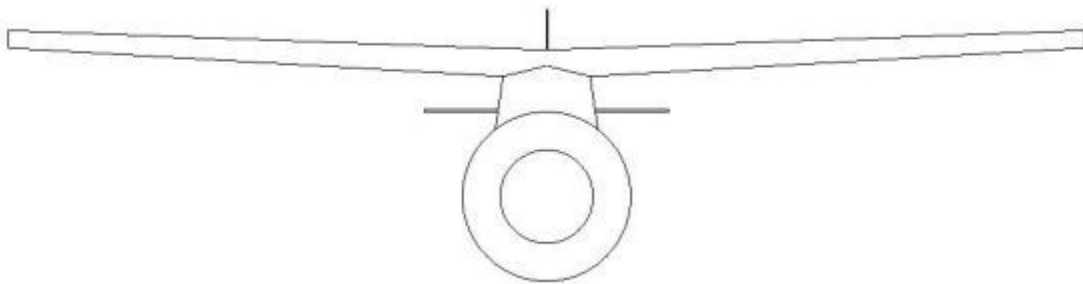
Nosníkové křídlo dělené je vetknuto do trupu, tak že je uchyceno za horní i dolní pásnici každého nosníku, který přenáší ohybový moment. Ohybové zatížení vetknutého křídla se přenáší do trupu. Nosníky křídla jsou uchyceny na nosníky centroplánu v trupu, tím vznikne v podstatě pokračování přerušeno nosníku křídla v trupu. Závěsy jsou robustnější než u křídla neděleného, protože síly v pásnicích jsou řádově větší, než je působící posouvající síla. Poměr těchto sil se zvyšuje se zmenšující tloušťkou profilu (klesá rameno přenosu ohybového momentu) a zvyšující se štíhlosti křídla (roste rameno zatížení). [16]

Typ C

Ze speciálních důvodů je možno křídlo dělit na více částí. Nejrozšířenější je křídlo trojdílné (Obr. 20). U malých letadel bývá střední část (centroplán) zastavěn do trupu jako jeho integrální část. Z hlediska hmotnosti je to výhodou, protože odpadnou závěsy na uchycení křídla na trup a závěsy pro připojení křídla k centroplánu jsou díky posunutí spoje dále od kořene křídla menší (menší ohybový moment). V místě spoje ohybový moment klesá s kvadrátem vzdálenosti od kořene křídla. Trup s integrovaným centroplánem o větším rozpětí je mnohem obtížnější na transport a také na skladování. [16]

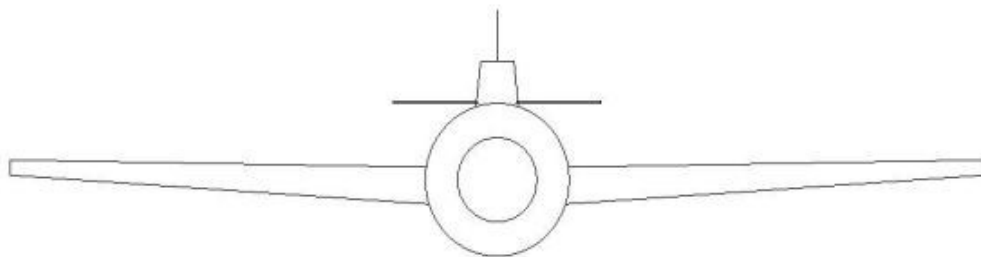
2.1.2 Poloha křídla

Křídlo lze zkonstruovat hned v několika variantách poloh vůči trupu.

Hornoplošník

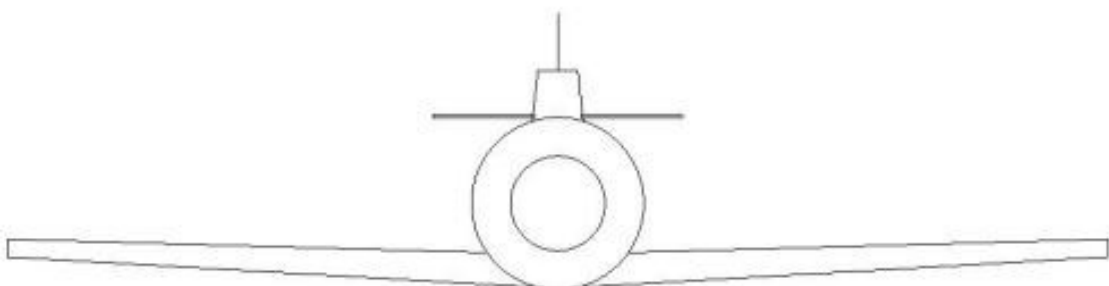
Obr. 21. Schématické znázornění hornoplošníku [18,16]

Toto uspořádání má nízký interferenční odpor křídlo-trup, které se tvoří při obtékání trupu letadla. Další výhodou je snadný nástup cestujících. Nevýhodou je vyšší hmotnost trupu a nutnost zesílit spodek trupu kvůli odolnosti při nouzovém přistání. Hornokřídle uspořádání se často používá pro malé dopravní letouny a velké nákladní letouny. [18,16]

Středoplošník

Obr. 22. Schématické znázornění středoplošníku [18,16]

Má nejmenší interferenční odpor křídlo-trup. Problém je prostor pro posádku, sedadla nelze umístit poblíž těžiště. Používá se pro velké dopravní letouny a vojenské letouny. [18,16]

Dolnoplošník

Obr. 23. Schématické znázornění dolnoplošníku [16]

Toto uspořádání šetří hmotnost trupu, proto je nejpoužívanější. Při nouzovém přistání je výhodou. Křídlo chrání cestující. U malých letounů je lepší přístup k palivovým nádržím a motorům. Je nutné kvalitně vyřešit spojení trup – křídlo, aby nedocházelo k velkému odporu v koutu mezi trupem a křídlem. Při přímočarém letu výrazně omezuje výhled z kabiny do prostoru pod křídlo, ale u kroužení je výhled lepší oproti ostatním uspořádáním. [17]

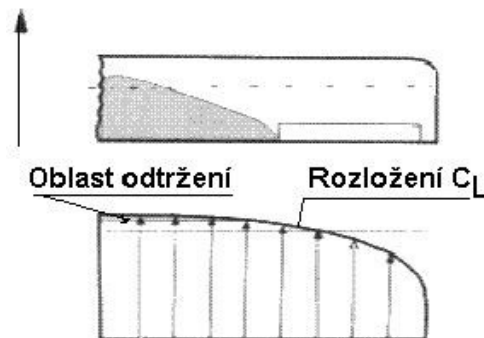
2.1.3 Geometrický tvar křídla

Ultralehké letadla mají většinou přímé křídla, protože výhoda šípovitých křídel se projevuje až v oblasti blízké rychlosti zvuku.

Klíčovým atributem výrazně ovlivňující vlastnosti a výkony letounu je půdorysný tvar křídla.

Obdélníkový tvar

Z pohledu ultralehkých letadel má toto křídlo nejvhodnější letové vlastnosti. Křídlo má konstantní profil a hloubku po celé délce. Návrh takového křídla je jednodušší, to samé i z pohledu výroby. Održení proudu při přetažení úhlu náběhu nastává nejdříve u kořene křídla v místě u trupu. Konce křídel jsou v té chvíli stále obtékány a letoun je stále příčně ovladatelný křídélky. [17]

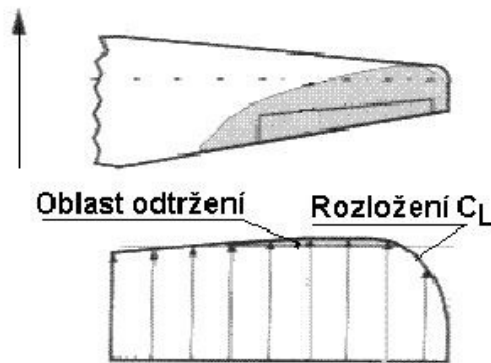


Obr. 24. Znáornění rozložení vztlaku a oblasti odtržení obdélníkového tvaru [16]

Lichoběžníkový tvar

Jeden z nejrozšířenějších půdorysných tvarů, které se používají. Rozložení vztlaku je méně příznivé než u obdélníkového tvaru z hlediska pádových vlastností. Održení proudu při přetažení začíná v místě křidélek u konce křídla. Důsledkem toho začínají křídélka špatně fungovat a letoun přestává být příčně ovladatelný. Indukovaný odpor je u lichoběžníkového

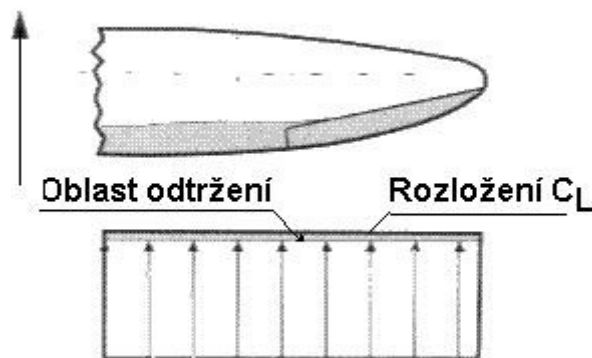
tvaru značně nižší než u obdélníkového, ale je vyšší než u tvaru eliptického. Geometrie lichoběžníkového křídla je výrobně složitější oproti obdélníkovému tvaru. [16]



Obr. 25. Znárodnění rozložení vztlaku a oblasti odtržení lichoběžníkového tvaru [16]

Eliptický tvar

Rozložení vztlaku po nezkrouteném eliptickém křídle je rovnoměrné. Nedochozí k přerodělení vztlaku jako u ostatních tvarů. Eliptický tvar křídla má ze všech ostatních alternativ nejmenší indukovaný odpor, proto dosahuje lepších výkonů. Velkou nevýhodou je, že rovnoměrné rozložení vztlaku dává křídle nejhorší pádové vlastnosti. K odtržení proudu po přetažení dochází náhle, bez varování a po celé délce křídla najednou. [16]



Obr. 26. Znárodnění rozložení vztlaku a oblasti odtržení eliptického tvaru [16]

2.1.4 Profil křídla

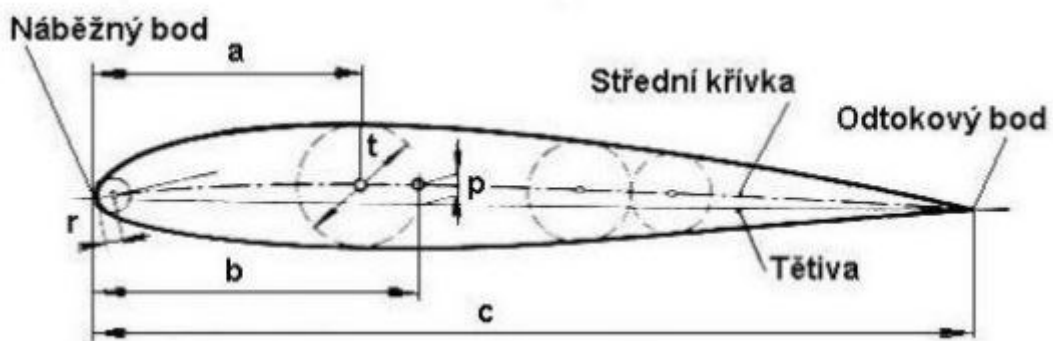
Úkol křídla letounu je tvořit při dopředném pohybu aerodynamickou sílu, která působí kolmo na směr pohybu letounu, tj. proti tíhové síle. Tato síla překročením tíhové síly umožní

let letounu. Aby křídlo plnilo tuto funkci správně, musí mít ve směru obtékajícího proudu tvar křídlového profilu. [16]

Profil je uzavřená křivka, která je tvořena proříznutím křídla ve směru obtékajícího proudu. Geometrický tvar profilu má hlavní vliv na rozložení aerodynamických sil na křídle a tím i na letové vlastnosti a výkon letounu. [16]

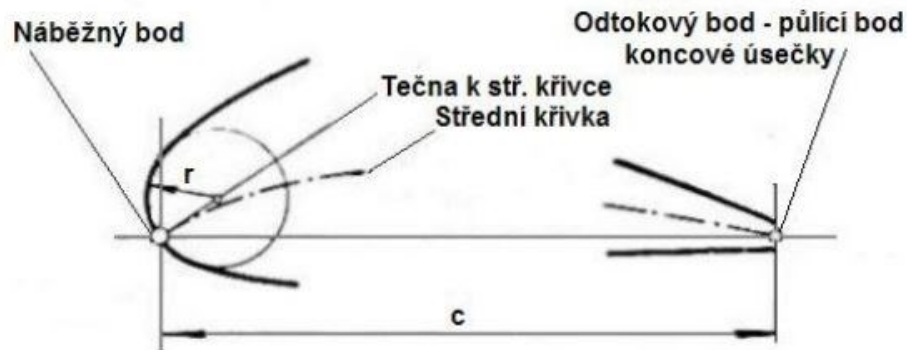
Základní pojmy geometrie profilu

Na Obr. 27. je znázorněn profil, střední křivka profilu a jeho tětíva. Do profilu může být vkresleno libovolné množství vepsaných kružnic. Množina středů všech vepsaných kružnic vytváří střední křivku profilu. Tloušťka profilu (t) je průměr největší vepsané kružnice. Poloměr náběžné hrany (r) je poloměr oskulační kružnice v náběžné hraně. Náběžný bod profilu je tvořen prodloužením střední křivky ze středu poslední vepsané kružnice až do společného bodu obrysu profilu a oskulační kružnice.



Obr. 27. Geometrie profilu křídla [16]

Odtokový bod některých profilů je navržen jako opravdový bod tvořen průsečíkem horního a spodního obrysu profilu. Toto je výrobně nevýhodné a v provozu zranitelné, proto se odtokový bod upravuje, tak že je mu přisouzena alespoň nějaká tloušťka a je zde vytvořena ploška (Obr. 28).



Obr. 28. Geometrie odtokového bodu používaná v praxi [16]

2.2 Hlavní konstrukční prvky

Samonosné křídlo je tvořeno jedním nebo více nosníky, tuhým potahem a žebry, které spojují nosník s tuhým potahem.

Křídlo se z konstrukčního hlediska dělí na:

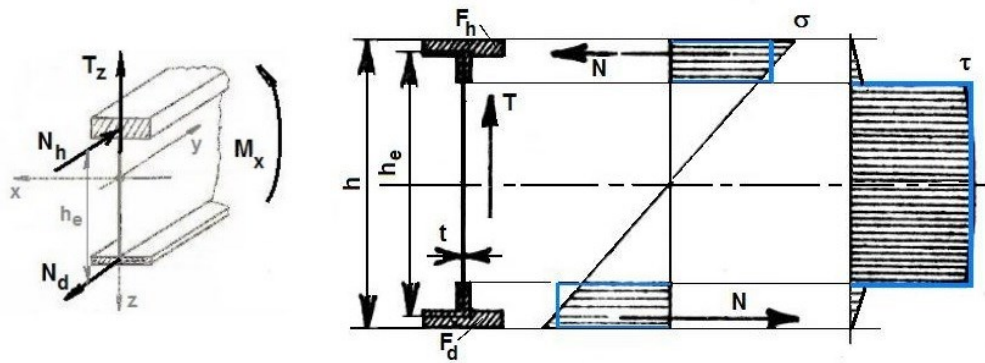
- **Nosníkové** – Hlavními nosnými členy přenášející ohyb je nosník.
- **Poloskořepinové** – Konstrukce z nosného potahu, zesíleného podélnými a někdy příčnými výztuhami, a hlavním nosníkem jsou hlavním prvkem pro přenos ohybového momentu.
- **Skořepinové** – Ohybový moment je prakticky přenášen pouze vyztuženým potahem. [18]

2.2.1 Nosník

Nosníky jsou základním prvkem podélné soustavy křídla. U čistě nosníkových křídel se stará o přenos ohybového zatížení v plném rozsahu. U nosníkových poloskořepin se významně podílejí na přenosu ohybového zatížení. Hmotnost nosníků bývá v rozmezí 25-50 % hmotnosti křídla, kdy nižší hodnoty hmotnosti jsou pro nosníkové poloskořepiny a vyšší pro čistě nosníková křídla.

Funkce nosníku

Nosníky dnešních letadel jsou převážně tenkostěnné konstrukce s tlustými pásnicemi a tenkou stojinou. Pásnice jsou namáhány dvojicí osových sil, kterou vyvažují ohybový moment. Tenká stojina nese posouvající smykovou sílu. Zatížení nosníku je uvedeno na Obr. 29. [16]



Obr. 29. Rozložení zatížení v nosníku [16]

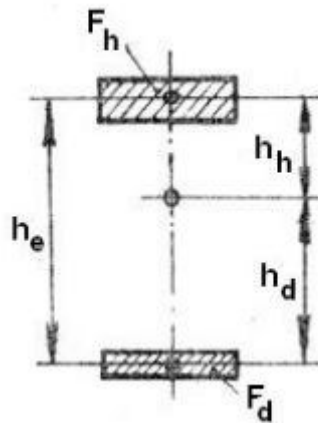
Kde:

- T – posouvající síla [N].
- N – osová síla od ohybového momentu v pásnicích [N].
- h_e – efektivní výška nosníku (vzájemná vzdálenost těžišť průřezů pásnic) [mm].
- h – výška nosníku ve zkoumaném řezu [mm].
- F_d – plocha průřezu dolní pásnice [mm²].
- F_h – plocha průřezu horní pásnice [mm²].
- t – tloušťka stojiny [mm].
- σ – normálová napětí v pásnicích [MPa].
- τ – smykové napětí ve stojině [MPa].

U nosníků s výraznými pásnicemi a tenkostěnnou stojinou je normálové zatížení, vyvažující ohybový moment, přenášeno převážně pásnicemi. Podíl tohoto zatížení na stojinu je zanedbatelný. Posouvající síla je přenášena stojinou a její podíl je zanedbatelný v pásnicích. Je-li stojina přiměřeně tenká a efektivní výška h_e není pod 85 % celkové výšky nosníku, lze uvažovat zjednodušený průběh zatížení, který je na Obr. 29. znázorněn modrou čarou. Lze říct, že všechny osová síly přenáší pásnice a normálové napětí σ je v celém průřezu pásnic konstantní a posouvající síla zatěžuje jen stojinu. Smykové napětí τ je po celé výšce stojiny konstantní. [18,16]

Poloha neutrální osy

Neutrální osa nosníku je čára (v prostorovém pojetí plocha) na které se u ohybu mění smysl vyvažujících vnitřních osových sil. Z Obr. 29. je zřejmé, že nejlepší využití mechanických vlastností materiálu nosníku je v nejvzdálenějších místech od jeho neutrální osy. [18,16]



Obr. 30. Zobrazení neutrální osy nosníku [18,16]

Při použití stejného materiálu a průřezu horní i dolní pásnice bude ležet neutrální osa přesně v polovině výšky nosníku. U většiny křídlových nosníků bývá materiál stejný, ale průřez dolní pásnice je menší než průřez horní pásnice. Neutrální osa tedy prochází společným těžištěm obou pásnic a je blíže horní tlustší pásnice. [18,16]

Poloha neutrální osy pro nosník na Obr. 30. má následující vztah:

$$h_h = h_e \cdot \frac{F_d}{F_d + F_h}; \quad h_d = h_e \cdot \frac{F_h}{F_d + F_h}; \quad [mm] \quad (6)$$

Kvadratický moment průřezu nosníku má vztah:

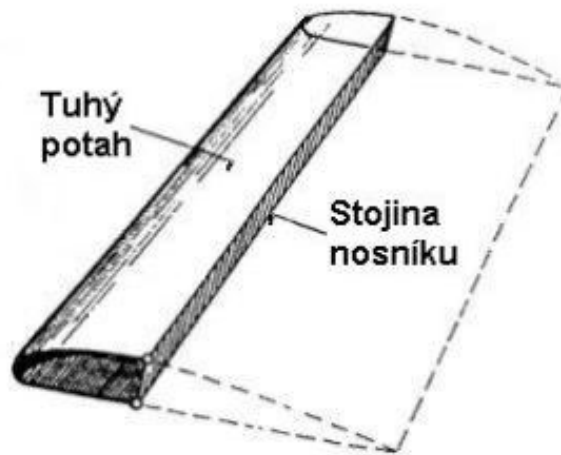
$$J = F_h \cdot h_h^2 + F_d \cdot h_d^2 = \frac{F_h \cdot F_d}{F_h + F_d} \cdot h_e^2 \quad [mm^4] \quad (7)$$

Kvadratický moment průřezu vyjadřuje vliv tvaru a velikosti průřezu a polohy pásnic na tuhost nosníku. Rovnice (7. není zcela správně definovaná, zanedbává vlastní moment setrvačnosti pásnic k jejich těžišti. Tato zanedbaná hodnota je natolik malá, že nemá podstatný vliv na výsledek. [16]

Na finální tuhosti nosníku se kromě kvadratického momentu průřezu podílí také mechanické vlastnosti použitého materiálu. Je to modul pružnosti v tahu E. Tuhost nosníku je pak vyjádřena jako součin těchto dvou parametrů, tedy EJ. [16]

2.2.2 Torzní skříň

Je tenkostěnný konstrukční prvek, jenž je schopný zachytit krutové zatížení konstrukce. V praxi je to jedna nebo více uzavřených dutin, tvořená tuhým potahem náběžné hrany a stojinou nosníku, popřípadě tuhým potahem části křídla mezi nosníky a stojinami nosníků.



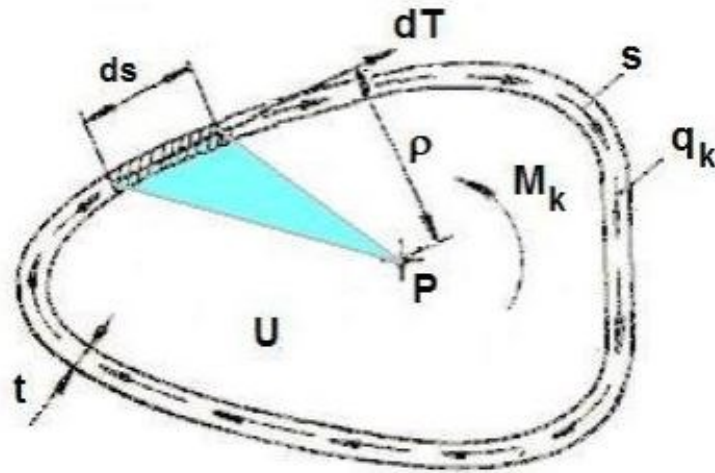
Obr. 31. Schéma torzní skříně [16]

Tenkostěnný prut uzavřeného průřezu (torzní skříň) zatížený vnějším krutícím momentem M_k , je schopen moment udržet v rovnováze momentem vnitřních tečných napětí neboli smykovým tokem v příčném řezu dutiny. Smykový tok vzniká jako reakce na působení vnějšího momentu. [19]

Pokud je tloušťka stěny uzavřeného průřezu relativně malá vůči průřezu celé dutiny, tak je uvažováno rovnoměrné rozložení smykového napětí v tloušťce stěny a smykový tok po obvodu střednice stěny je uvažován konstantní. [19]

Vztah mezi momentem a smykovým reakčním tokem je dán Bredtovým vztahem:

$$q_k = \frac{M_k}{2 \cdot U} \quad (8)$$



Obr. 32. Tenkostěnný prut uzavřeného průřezu [16]

Kde:

- q_k – Smykový tok působící ve střednici [N/m].
- S – Střednice půlící tloušťku stěny průřezu [m].
- t – Tloušťka stěny [m].
- P – Střed smyku krouceného průřezu.
- U – Plošný obsah ohraničený střednicí [m²].
- M_k – Zatěžující kroucí moment [Nm].
- ds – Element délky střednice [m].
- dT – Elementární reakční síla [N].
- ρ – Rameno elementární reakční síly [m]. [16]

Z Obr. 32. je vidět platnost Bredtovy rovnice. Na každém elementu ds vznikne tečná reakční síla $dT = q_k \cdot ds$. Tato síla vyvolá ke středu smyku, tedy k bodu P elementární moment $dM = \rho \cdot dT = q_k \cdot \rho \cdot ds$. Sumace těchto elementárních momentů po celé délce střednice, bude v rovnováze se zatěžujícím momentem M_k . [16]

To vyjadřuje vztah:

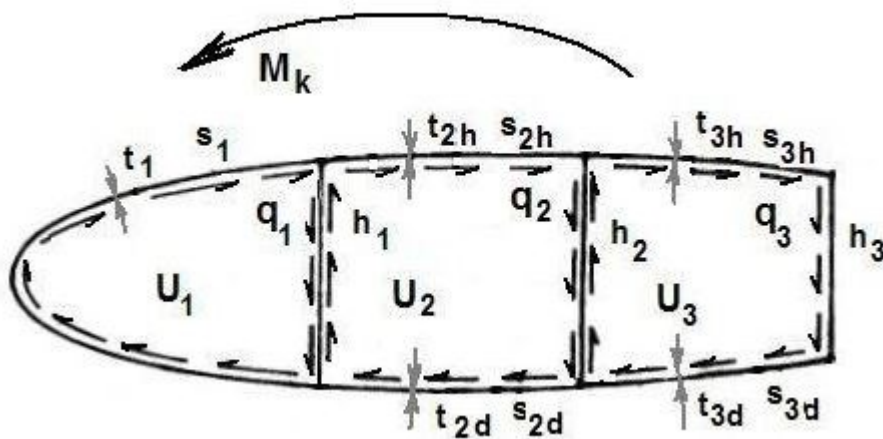
$$M_k - q_k \oint \rho \cdot ds = 0 \quad (9)$$

Uvážením, že $\rho \cdot ds$ je dvojnásobkem plochy, kterou opíše průvodič elementu ds (Obr. 32. plocha zaznačená tyrkysovou barvou) a součet těchto ploch přes celou střednici je roven ploše U , je zřejmé, že křivkový integrál $\oint \rho \cdot ds$ přes celou křivku nabývá hodnoty dvojnásobku plochy U . Nahrazením integrálu ve vztahu (9) hodnotou $2U$ se získá bredtův vztah v jiné algebraické podobě. [16]

U více než jedné dutiny se tento proces opakuje pro každou dutinu zvlášť. Krouticí moment se rozloží do složek dle počtu dutin pomocí bredtova vztahu.

Bredtův vztah pro více jak jednu dutinu je následující:

$$M_k = 2 \cdot \sum_{i=1}^n U_i \cdot q_i \quad (10)$$

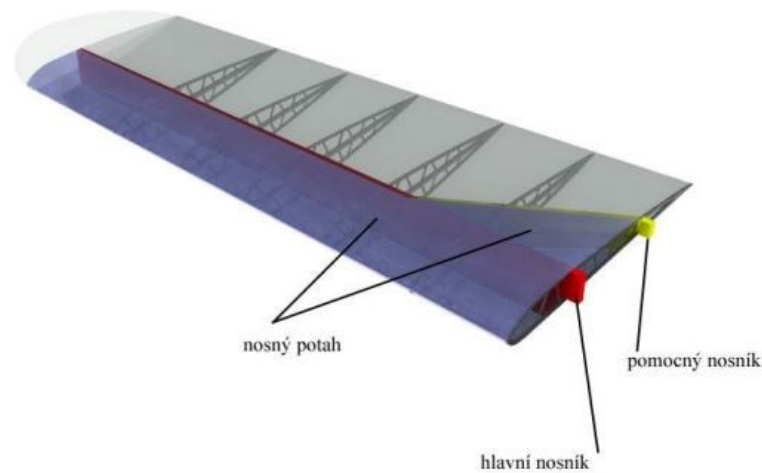


Obr. 33. Rozložení smykových toků v případě více dutin [16]

2.2.3 Typy uspořádání nosníků

Křídla mohou být vyráběna ve více variantách. Tyto varianty jsou zobrazeny níže.

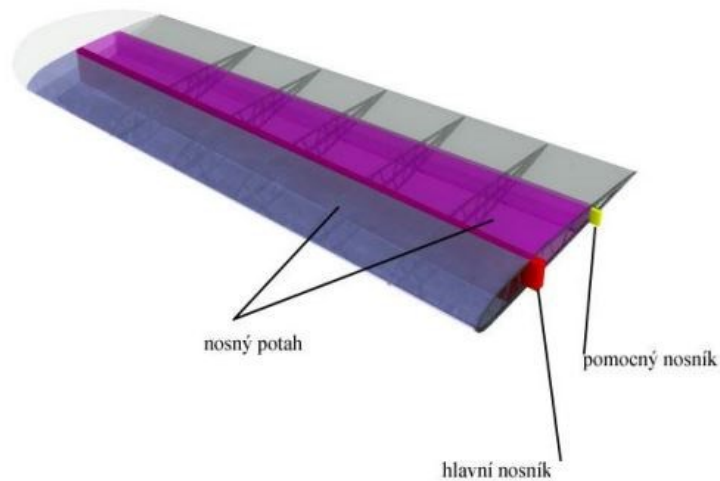
Jednonosníkové křídlo s torzní skříní v náběžné hraně



Obr. 34. Jednonosníkové křídlo s torzní skříní v náběžné hraně [17]

Tato konstrukce je vhodná do rychlostí okolo 300 km/h. Hlavním prvkem je nosník uložený ve 30 % hloubky tělivity. Výhoda této konstrukce je, že se dá docílit většího ramene a tím snížit závěsné síly. [17]

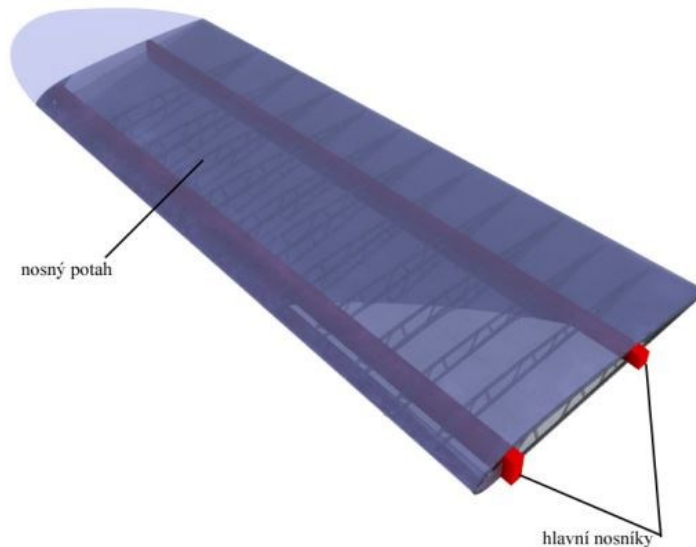
Jednonosníkové křídlo se dvěma dutinami



Obr. 35. Jednonosníkové křídlo se dvěma dutinami [17]

Výhodou použití dvou torzních skříní je, že jedna torzní skříň zůstává neporušena i po použití zatahovacího podvozku do křídla. Zadní dutina je uzavírána pomocným nosníkem. [19,17]

Dvounosníkové křídlo s nosným potahem



Obr. 36. Dvounosníkové křídlo s nosným potahem [17]

Je složeno ze dvou nosníků, které jsou schopné přenášet ohybové zatížení po celé délce, žeber a potahu. Zadní nosník je uložen v 60-70 % hloubky tětivy a přední nosník je uložen v 18-25 % hloubky tětivy. Tento typ konstrukce umožňuje vynechat pomocný nosník pro závěsy křídélek a klappek. Výhoda využití volného prostoru mezi nosníky.

2.3 Shrnutí

V kapitole 2 bylo probráno jaké jsou možné konstrukční typy samonosného křídla. Například zde bylo probráno, jak je možné křídlo dělit z hlediska skladování nebo údržby. Dále zde byly popsány hlavní konstrukční prvky křídla a jaké je vhodné rozmístění těchto prvků.

Křídlo bude konstruováno jako jednonosníkové s torzní skříní v náběžné hraně. Hlavní nosník bude uložen ve 30 % hloubky tětivy a bude mít tvar C profilu. Tento profil byl zvolen s ohledem na jednoduchost výroby. Potah bude konstruován jako nosný. Vnitřní smykové síly, vzniklé od vnějších aerodynamických a setrvačných zatížení, budou z hlavního nosníku zaváděny do nosného potahu pomocí žeber uložených uvnitř křídla. Z jakých materiálů budou zkonstruovány tyto hlavní konstrukční prvky, je popsáno v kapitole 1.4.

Nyní je jasné, z jakých materiálů bude křídlo navrhováno a jak budou rozmístěny hlavní konstrukční prvky. Poslední věcí před samotným návrhem je zjistit kolik materiálu musí být použito, aby bylo křídlo schopno přenést určité zatížení, které na křídlo působí. K tomu je

nutné zjistit materiálové charakteristiky použitých typů materiálů. Jak se tyto charakteristiky zjistí a za jakých podmínek, je popsáno v následující kapitole.

3 ZKUŠEBNÍ METODY VZORKŮ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ

Kompozitní materiály se využívají se stále větší rozmanitostí produktů a aplikací. Tento typ materiálu poskytuje mnoho výhod, což si také uvědomují firmy, které tento typ materiálu využívají. S rostoucími požadavky na vývoj nízko-hmotnostních kompozitních konstrukcí např. pro letectví, pozemní dopravu nebo ekologicky udržitelné systémy, jsou také požadavky na mechanické zkoušení těchto materiálů, součástí nebo celých konstrukcí neméně důležité. [20]

Celková charakterizace vlastností, anizotropních a nehomogenních kompozitních materiálů, pro využití v konstrukčních aplikacích, vyžaduje široký rozsah mechanických zkoušek. Ke stanovení mnohých vlastností se využívá tahových, tlakových a smykových zkoušek materiálu. Ke stanovení vlastností více komplexních, se využívá zkoušek jako jsou např. zkouška laminátu s otvorem (ASTM D5766) nebo stanovení smykové pevnosti mezi vrstvami laminátu (ASTM D2344). Je nezbytné podotknout, že vzhledem k anizotropii těchto typů materiálů je nutné provést zkoušky jak ve směru výztužných vláken, tak ve směru kolmém na výztužná vlákna. Zkoušky je nutné provést za různých teplot, s ohledem na podmínky, za kterých bude výrobek používán. Zkušební vzorky pro jednotlivé zkoušky lze také kondicionovat za přesně definovaných podmínek dle norem. Kondicionovat je možné buď v parní komoře nebo ponořením do kapaliny. Toto je nutné provést, protože mechanické vlastnosti materiálů jsou jiné v závislosti na teplotě a vlhkosti. [20]

Zkoušení materiálů v oblasti letectví je bezpochybně jednou z nejnáročnějších oblastí testování. Laboratoře podléhající zkoušení kompozitních materiálů v oblasti letectví čelí hned několika problémům. Čtyři z nich jsou následující:

- Potřeba zajistit, aby všechny zkoušky probíhaly dle široké škály norem, které přesně definují, jak a za jakých podmínek musí jednotlivé zkoušky probíhat.
- Mít všechny potřebné úchopové čelisti a speciální přípravky pro jednotlivé typy zkoušek.
- Laboratoř musí umožnit rychlé a hlavně přesné ustavení a výměnu úchopových čelistí, přípravků a zkušebních vzorků do těchto čelistí, za účelem schopnosti provést široký rozsah zkoušek za co nejmenší možný čas.
- Laboratoř musí být schopna udržovat správné pracovní prostředí pro tyto zkoušky. [20]

3.1 Normy pro mechanické zkoušení vzorků kompozitních materiálů

Technické normy jsou takové dokumenty, jež uživateli poskytují návody, pravidla nebo definice pro určité postupy nebo výrobky. Jsou určeny pro opakované využití a vytvořené kooperací odborníků v daném oboru. Každý technický požadavek na pracovní postup nebo na výrobek a veškerá technická norma je upravována jednotlivými právními řády. V České republice jsou to pak normy ČSN (norma vydaná Českým normalizačním institutem, zal. 1922, sídlo: Praha). Mezinárodní normy nesou označení ISO (norma vydaná Mezinárodní organizací pro normalizaci, zal. 1946, sídlo: Ženeva). [21]

3.2 Zkoušky dle ASTM

Jde o normu vydanou americkou společností pro testování a materiály (American society for testing and materials). Vznikla v roce 1898, v sídle West Conshohocken, Pennsylvania.

3.2.1 Zkouška v ohybu krátkého nosníku (ASTM D2344)

Nejedná se úplně o standardní zkoušku pro zkoušení kompozitních materiálů, ale o pokročilejší zkoušku.

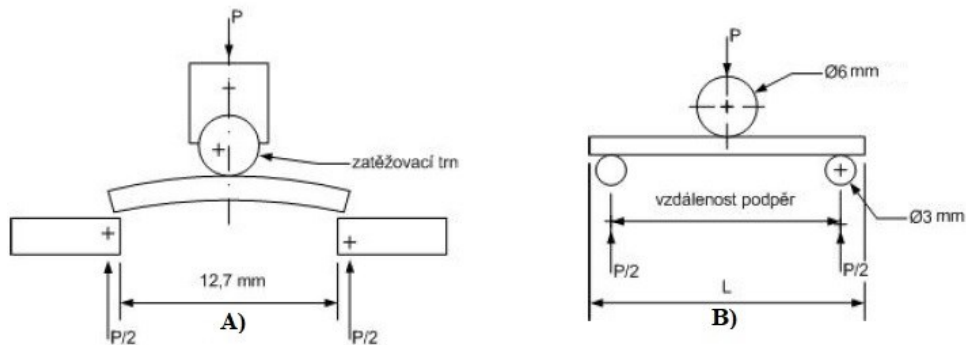
Tato zkouška se využívá ke stanovení interlaminární smykové pevnosti vláken. Při překročení určité hodnoty smykového napětí, které působí mezi jednotlivými vrstvami laminátu, dojde k delaminaci jednotlivých vrstev laminátu. K tomu nejčastěji dochází v ostrých ohybech u laminátů s větším počtem vrstev.

Zkouška je vhodná pro všechny plasty vyztužené rovnoběžnými vlákny. Zkušebním vzorkem je krátký prstencový segment nebo krátký nosník čtvercového průřezu, vyříznutý z plochého laminátu.

Princip zkoušky je následující:

- Zatěžování vzorku ohybem na dvou podporách, kdy zatížení působí uprostřed délky zkušebního vzorku, což je v polovině rozpětí mezi podporami.
- Zkouška udává informace o kvalitě spojení mezi vlákny a matricí.
- Zkouška není limitována rozměry zkušebního vzorku, je ale omezena předepsaným poměrem vzdálenosti podpor a délky zkušebního vzorku k tloušťce zkušebního vzorku.

Rozpětí podpor musí být nastavitelné. Průměr zatěžovacího trnu je 6,35 mm a tvrdost trnu je v rozmezí od 60 do 62 HRC.



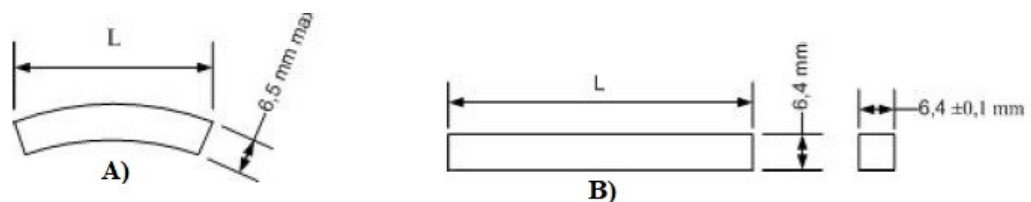
Obr. 37. A) Uložení prstencového vzorku během zkoušky, B) Uložení plochého vzorku během zkoušky [23]

Postup při zkoušení

- Kondicionovat dle ASTM D618.
- Změřit šířku b a tloušťku h uprostřed vzorku s přesností 0,025 mm.
- Zkušební vzorek se umístí do přípravku tak, aby osa zkušebního vzorku byla kolmá na podpory a nastaví se vzdálenost podpěr podle doporučených poměrů.
- Zkušební vzorek se spojitě zatěžuje zatěžovacím trnem o rychlosti $V = 1,3$ mm/min.
- Zaznamenává se síla v závislosti na posuvu trnu nebo na čase.
- Zapiše se síla v okamžiku porušení vzorku (P_B).

Zkušební vzorky

Doporučený počet zkušebních vzorků pro tuto metodu je minimálně 10.



Obr. 38. A) Prstencový zkušební vzorek, B) Plochý zkušební vzorek [23]

Vyhodnocení výsledků

Smyková pevnost má následující vztah:

$$S_H = 0,75 \cdot \frac{P_B}{b \cdot h} \quad (11)$$

Kde:

- S_H – Smyková pevnost [MPa].
- P_B – Síla při porušení [N].
- b – Šířka zkušební vzorku [mm].
- h – Tloušťka zkušební vzorku [mm]. [23]

3.2.2 Tahová zkouška (ASTM D3039)

Tato zkouška poskytuje mechanické vlastnosti v tahu. Je vhodná pro polymery vyztužené vlákny vysokého modulu. Zkušební vzorky jsou tenké pásy konstantního obdélníkového průřezu.

Princip zkoušky je následující:

- Zatěžování vzorku tahem, kdy zatížení působí v ose vláken nebo kolmo na osu vláken.
- Zkouška udává informace o mechanických vlastnostech kompozitu v tahu.

Postup při zkoušení

- Kondiciovat dle ASTM D618.
- Změřit šířku b a tloušťku h uprostřed vzorku s přesností 0,025 mm.
- Zkušební vzorek se umístí do čelistí tak, aby osa zkušební vzorku byla rovnoběžná se zatěžující silou.
- Rychlost zatěžování je kontrolována prodloužením nebo je nastavená konstantní rychlost $V = 2$ mm/min.
- Zaznamenává se síla v závislosti na posuvu čelistí nebo na čase.
- Zapiše se síla v okamžiku porušení vzorku (P_{\max}).

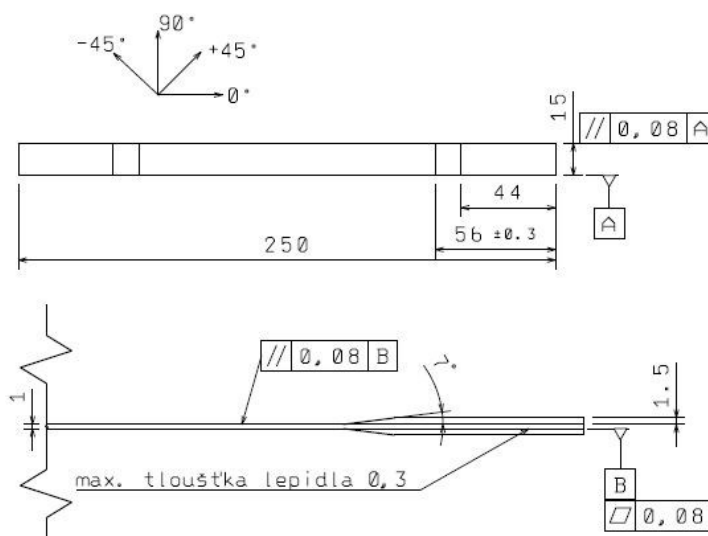
Zkušební vzorky

Norma uvádí doporučené rozměry pro vzorky s ohledem, jestli se jedná o vzorek z jedno-
směrné laminy nebo např. z tkaniny. Tyto doporučené rozměry jsou uvedeny v tabulce níže
a jsou pro jednosměrnou laminu se směrem namáhání v ose vláken, kolmo na osu vláken a
také jsou zde uvedeny rozměry pro laminát z tkaniny [0°, 90°].

Tab. 3. Doporučené rozměry zkušebních vzorků pro tahovou zkoušku

Orientace vláken	Šířka [mm]	Celková délka [mm]	Tloušťka [mm]	Délka příložek [mm]	Tloušťka příložek [mm]	Úkos [°]
0°	15	250	1	56	1,5	7
90°	25	175	2	25	1,5	90
Tkanina	25	250	2,5	-	-	-

Doporučený počet zkušebních vzorků pro tuto metodu je minimálně 5.



Obr. 39. Zkušební vzorek pro jednosměrný laminát 0°

Vyhodnocení výsledků

Pevnost v tahu má následující vztah:

$$F_{tu} = \frac{P_{max}}{A}; \quad E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}; \quad (12)$$

Kde:

- F_{tu} – Pevnost v tahu [MPa].
- P_{max} – Síla při porušení [N].
- A – průměrná plocha získaná měřením vzorku [mm^2].
- E – Modul pružnosti v tahu [MPa].
- $\Delta\sigma$ – Rozdíl napětí dvou bodů, body jsou dány normou [MPa].
- $\Delta\varepsilon$ – Rozdíl prodloužení dvou bodů, body jsou dány normou [-]. [24]

3.2.3 Tlaková zkouška (ASTM D3410)

Touto zkouškou lze zjistit mechanické vlastnosti materiálu při tlakovém namáhání. Je vhodná pro polymery vyztužené vlákny s vysokým modulem. Zkušební vzorky jsou tenké pásky konstantního obdélníkového průřezu s velmi krátkou volnou délkou tak, aby nemohlo dojít k vybočení vzorku mimo osu namáhání.

Princip zkoušky je následující:

- Zatěžování vzorku tlakem, kdy zatížení působí v ose vláken nebo kolmo na osu vláken.
- Zkouška udává informace o mechanických vlastnostech kompozitu v tlaku.

Postup při zkoušení

- Kondiciovat dle ASTM D618.
- Změřit šířku b a tloušťku h uprostřed vzorku s přesností 0,025 mm.
- Zkušební vzorek se umístí do přípravku tak, aby osa zkušební vzorku byla rovnoběžná se zatěžující silou.
- Rychlost zatěžování je kontrolována zkrácením nebo je nastavená konstantní rychlost $V = 1,5$ mm/min.
- Zaznamenává se síla v závislosti na posuvu čelistí nebo na čase.
- Zapiše se síla v okamžiku porušení vzorku (P_{max})

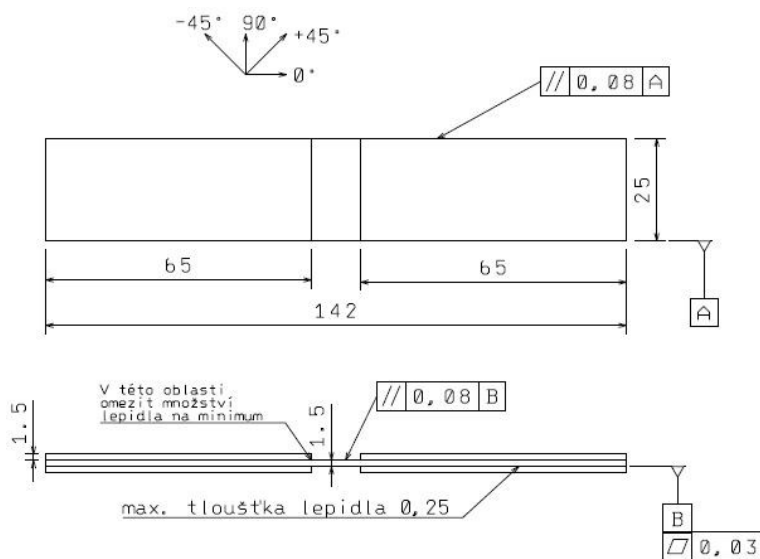
Zkušební vzorky

Norma uvádí doporučené rozměry pro vzorky s ohledem, jestli se jedná o vzorek z jedno-
směrné laminy nebo např. z tkaniny. Tyto doporučené rozměry jsou uvedeny v tabulce níže
a jsou pro jednosměrnou laminu se směrem namáhání v ose vláken, kolmo na osu vláken.

Tab. 4. Doporučené rozměry zkušebních vzorků pro tlakovou zkoušku

Orientace vláken	Šířka [mm]	Volná délka [mm]	Celková délka [mm]	Délka příložek [mm]	Tloušťka příložek [mm]
0°	10	10-25	140-155	65	1,5
90°	25	10-25	140-155	65	1,5

Doporučený počet zkušebních vzorků pro tuto metodu je minimálně 5. Tloušťka vzorku se volí v závislosti na předpokládané pevnosti v tlaku a přibližné hodnotě modulu pružnosti v tlaku.



Obr. 40. Zkušební vzorek pro jednosměrný laminát 90°

Vyhodnocení výsledků

Pevnost v tlaku má následující vztah:

$$F_{cu} = \frac{P_{max}}{A}; \quad E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon}; \quad (13)$$

Kde:

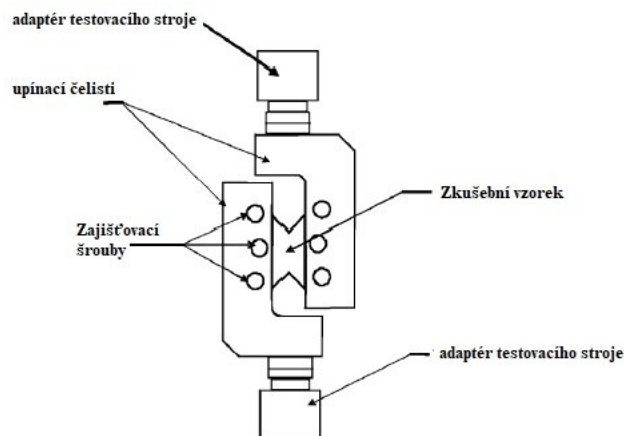
- F_{cu} – Pevnost v tlaku [MPa].
- P_{max} – Síla při porušení [N].
- A – průměrná plocha získaná měřením vzorku [mm^2].
- E – Modul pružnosti v tlaku [MPa].
- $\Delta\sigma$ – Rozdíl napětí dvou bodů, body jsou dány normou [MPa].
- $\Delta\varepsilon$ – Rozdíl prodloužení dvou bodů, body jsou dány normou [-]. [25]

3.2.4 Smyková zkouška (ASTM D7078)

Touto zkouškou lze zjistit mechanické vlastnosti materiálu při smykovém namáhání. Je vhodná pro polymery vyztužené vlákny s vysokým modulem. Zkušební vzorek je obdélníkového průřezu. Tento vzorek je dále opatřen dvěma V vruby.

Princip zkoušky je následující:

- Zatěžování vzorku na smyk.
- Zatěžování probíhá ve speciálním přípravku na trhacím stroji.
- Zkouška udává informace o mechanických vlastnostech ve smyku.



Obr. 41. Schéma přípravku pro smykovou zkoušku [26]

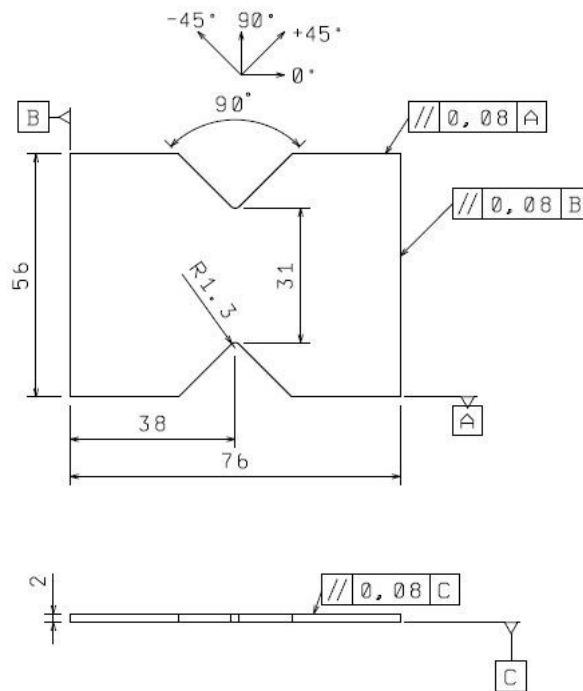
Postup při zkoušení

- Kondiciovat dle ASTM D618.
- Změřit vzdálenost mezi vruby d_1 a tloušťku h uprostřed vzorku s přesností 0,025 mm.

- Zkušební vzorek se umístí do přípravku tak, aby střed vrubu vzorku byl přesně v ose trhacího stroje.
- Rychlost zatěžování je kontrolována prodloužením nebo je nastavená konstantní rychlost $V = 1,5 \text{ mm/min}$.
- Zaznamenává se síla v závislosti na posuvu čelistí nebo na čase.
- Zapiše se síla v okamžiku porušení vzorku (P_{\max}).

Zkušební vzorky

Doporučený počet vzorků pro tuto metodu je minimálně 10. Zkušební vzorek pro laminát z uhlíkové tkaniny $[0^\circ, 90^\circ]$ má rozměry, které jsou uvedeny na Obr. 42.



Obr. 42. Zkušební vzorek pro laminát z uhlíkové tkaniny

Vyhodnocení výsledků

Pevnost ve smyku má následující vztah:

$$S_u = \frac{P_{\max}}{A} \quad (14)$$

Kde:

- S_u – Pevnost ve smyku [MPa].

- P_{\max} – Síla při porušení [N].
- A – průměrná plocha získaná měřením vzorku [mm^2]. [26]

3.3 Zkoušky dle ČSN EN

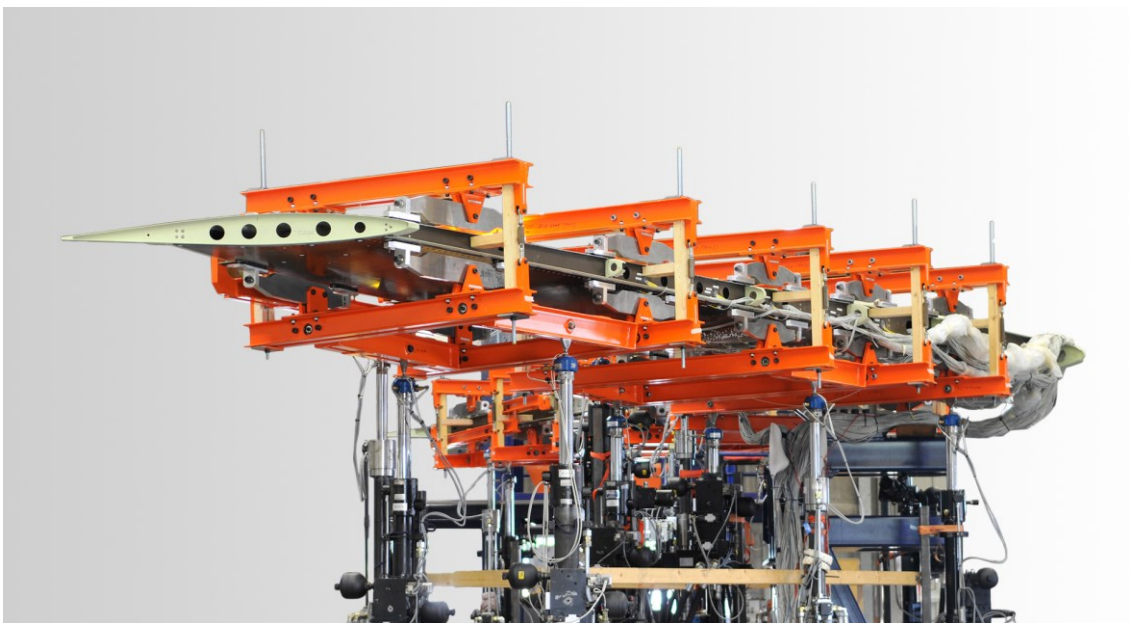
České normy také předepisují zkoušky kompozitních materiálů, které jsou ekvivalentem k popsaným zkouškám výše. V letectví jsou preferované normy ASTM, proto byly zvoleny také pro zkoušení materiálů v praktické části této práce.

Zde je uveden výčet ekvivalentních ČSN EN zkoušek ke zkouškám popsaným výše:

- **ČSN EN 2561** – Letectví a kosmonautika – plasty vyztužené uhlíkovými vlákny, jednosměrné kompozity – zkouška tahem rovnoběžně se směrem vláken.
- **ČSN EN 2563** - Letectví a kosmonautika – plasty vyztužené uhlíkovými vlákny – stanovení smykové pevnosti mezi vrstvami.
- **ČSN EN 14126** – Vlákny vyztužené plastové kompozity – stanovení vlastností v tlaku v rovině výztuže.

4 ZKUŠEBNÍ METODY VÝROBKU (FULL SCALE TEST)

Full scale testing (FST) je hlavní zkouškou v programu strukturálního zkoušení leteckých konstrukcí. Zkoušku lze provádět jak na celé konstrukci letadla, tak i na jeho oddělené části jako je např. křídlo letadla. Křídlo se skládá z dalších dílčích součástí, ale při testu se bere toto křídlo jako jeden celek. FST je metodou, která prokáže, zda zkoušený celek např. křídlo letadla je navrženo správně a dokáže odolat pevnostním požadavkům, které jsou na křídlo kladeny. Tento test se nejvíce přibližuje situacím v reálném provozu. Typický FST test zahrnuje také únavovou zkoušku. [27]



Obr. 43. Full scale testing křídla letadla [28]

II. PRAKTICKÁ ČÁST

5 CÍLE DIPLOMOVÉ PRÁCE

Cíle diplomové práce byly stanoveny následovně:

- Vypracovat literární studii se zaměřením na konstrukci křídla, kompozitní materiály a jejich testování.
- Popsat zkušební vzorky pro následné materiálové zkoušky.
- Vyrobit zkušební vzorky, pro dané materiálové zkoušky.
- Provést zkoušky zkušebních vzorků z kompozitních materiálů.
- Zvolit rozměry hlavního nosníku křídla a zvolit profil křídla.
- Zvolit vhodné rozmístění hlavních nosných prvků křídla.
- Vymodelovat hrubý výpočetní model, bez zaoblení, pro ověření chodu modelu v softwaru FEMAP.
- Vymodelovat výpočetní model, odpovídající reálnému tvaru křídla, pro návrh křídla v softwaru FEMAP.
- Určit případy zatížení, kterým bude křídlo namáháno.
- Provést pevnostní návrh hlavních nosných prvků křídla.
- Zkontrolovat pevnostní návrh hlavních nosných prvků křídla, pomocí výpočtového modelu, metodou FEM.
- Diskutovat výsledky práce.

6 POPIS ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ

Pro úspěšný návrh hlavních nosných prvků křídla je nutné znát materiálové charakteristiky použitých materiálů. Tyto charakteristiky byly zjištěny pomocí zkoušek popsanych výše v teoretické části této práce. Pro každý typ zkoušky bylo vyrobeno 10 zkušebních vzorků a každý typ vzorku je popsán níže. Všechny typy vzorků byly vyrobeny pomocí ručního laminování a následného CNC obrobení do požadovaných tvarů.

6.1 Výchozí materiál zkušebních vzorků

Všechny zkušební vzorky byly vyrobeny z prepregových materiálů od Firmy Toray Composites (USA).

6.1.1 Materiál pro jednosměrný laminát

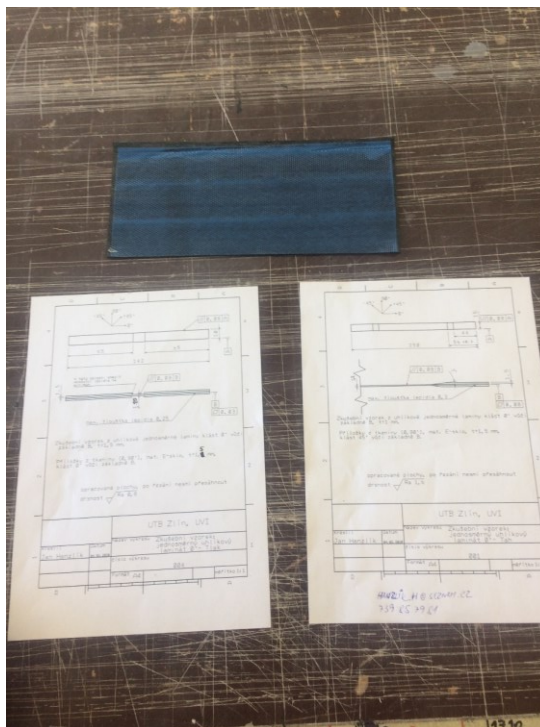
Pro části konstrukčních prvků, které budou namáhány pouze v jednom směru, byl zvolen materiál s označením **T700GC-12K-31E/#2510**. Označení v sobě nese druh pryskyřice, v tomto případě je to pryskyřice 2510. Druh uhlíkových vláken výrobce označuje jako T700G-12K a jedná se o jednosměrnou pásku z uhlíkových vláken. Plošná hmotnost uhlíkových vláken v tomto prepregovém materiálu je 150 g/m^2 .

6.1.2 Materiál pro laminát z tkaniny

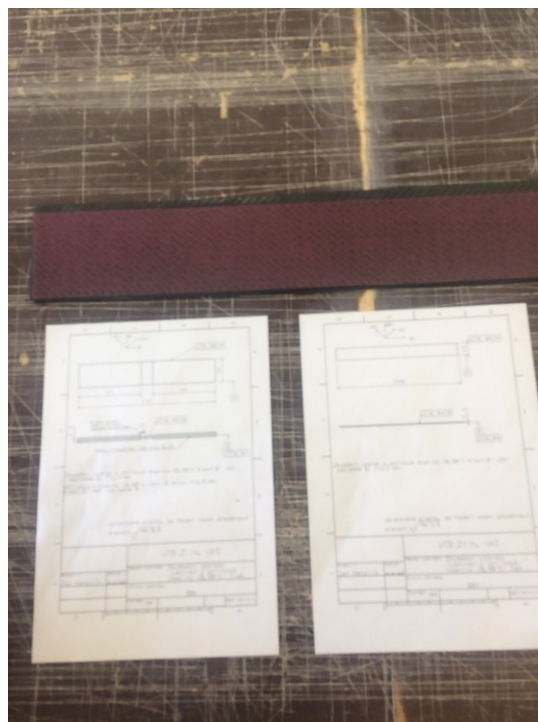
Pro části konstrukčních prvků, které budou zatěžovány především smykovým namáháním, byl zvolen materiál s označením **T700SC-12K-50C/#2510**. Druh pryskyřice je totožný s předchozím materiálem a to tedy 2510. Druh uhlíkových vláken je T700S-12K a jedná se o tkaninu s plátnovou vazbou. Plošná hmotnost uhlíkových vláken v tomto typu prepregu je 190 g/m^2 .

6.2 Výroba Zkušebních vzorků

Zkušební vzorky byly vyráběny na území firmy Aerocomposite v Šumperku.



Obr. 44. Prepregová lamina pro jednosměrný laminát



Obr. 45. Prepregová lamina pro laminát z tkaniny

Na následujícím obrázku (Obr. 46.) jsou vidět desky před vytvrzením, ze kterých budou následně vyfrézovány zkušební vzorky.



Obr. 46. Připravený laminát před vytvrzením



Obr. 47. Laminát opatřený technologickým materiálem

Laminátové desky musely být opatřeny separační fólií, odsávací tkaninou a otvorem pro vývěvu. Následně byla okolo desek nalepena těsnící vakuovací páska, na kterou se položí finální vakuovací fólie.



Obr. 48. Desky před vložením do pece

Pomocí vývěvy se vytvořil podtlak -1 Bar a tím se odsál všechen přebytečný vzduch. Nyní se můžou desky uložit do pece k vytvrzení.



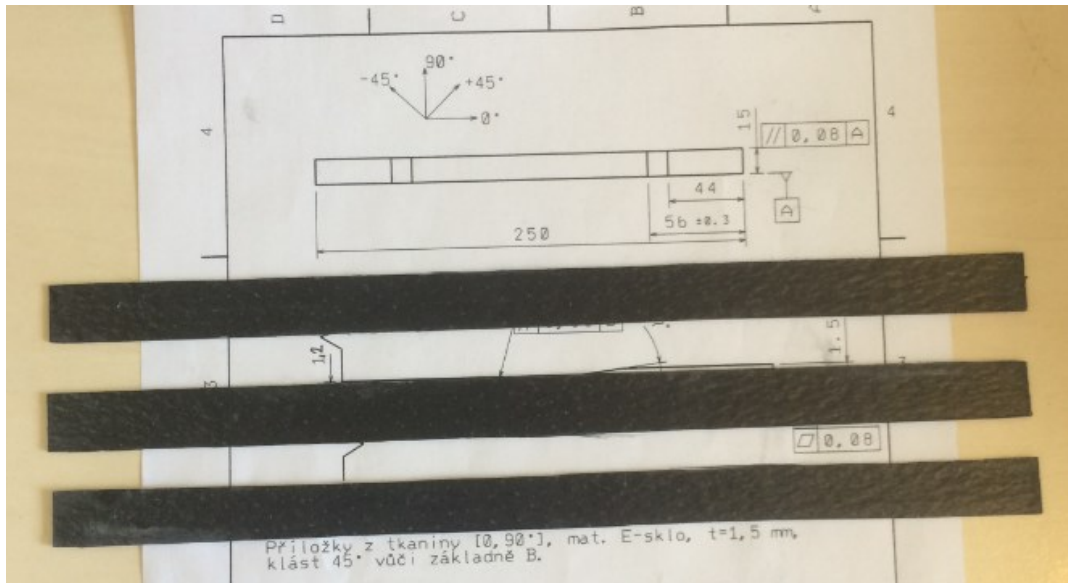
Obr. 49. Barometr s hodnotou podtlaku -1 Bar

6.3 Zkušební vzorky pro tahovou zkoušku

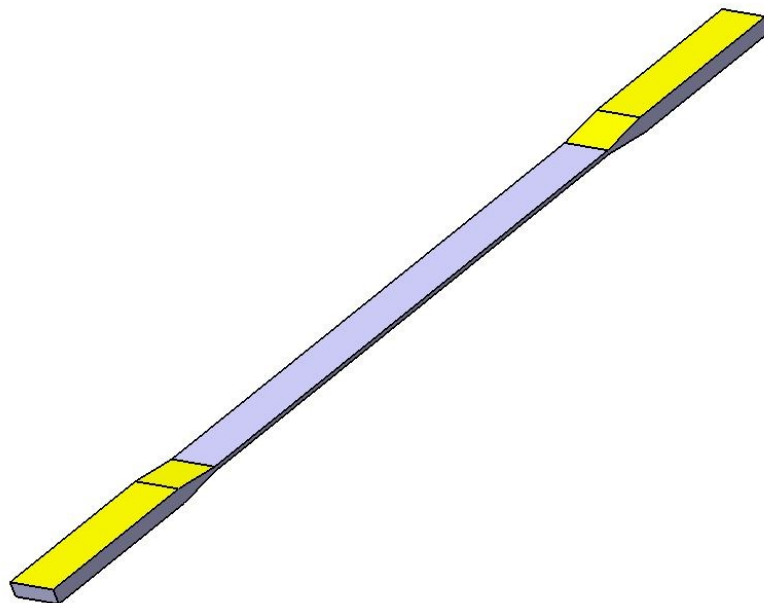
Zkušební vzorky byly vyrobeny dle normy ASTM D3039.

6.3.1 Popis vzorku pro jednosměrný laminát

Zkušební vzorek se skládá celkem z 8 vrstev jednosměrného prepregu. Jedna vrstva má tloušťku 0,15 mm, tudíž zkoušená část vzorku má tloušťku 1,2 mm. Šířka zkušební vzorku je dle doporučení normy 15 mm. Pro dosažení rovnoměrného přenesení zatížení byly na zkušební vzorek nalepeny příložky, které jsou na Obr. 51 vyznačeny žlutou barvou. Vyrobeno bylo celkem 10 zkušebních vzorků, které budou zatěžovány ve směru vláken.



Obr. 50. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tahovou zkoušku jednosměrného laminátu

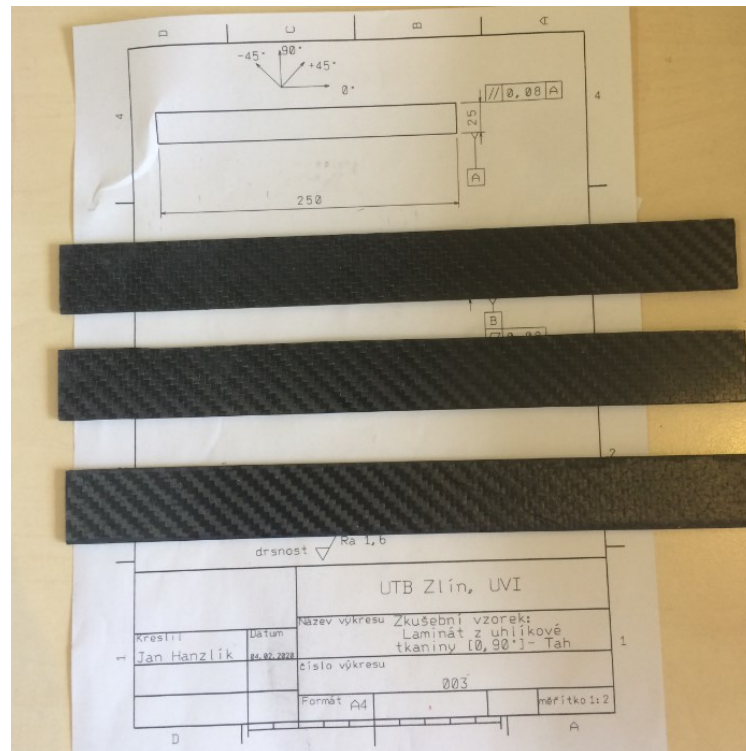


Obr. 51. Model zkušební vzorku pro tahovou zkoušku jednosměrného laminátu

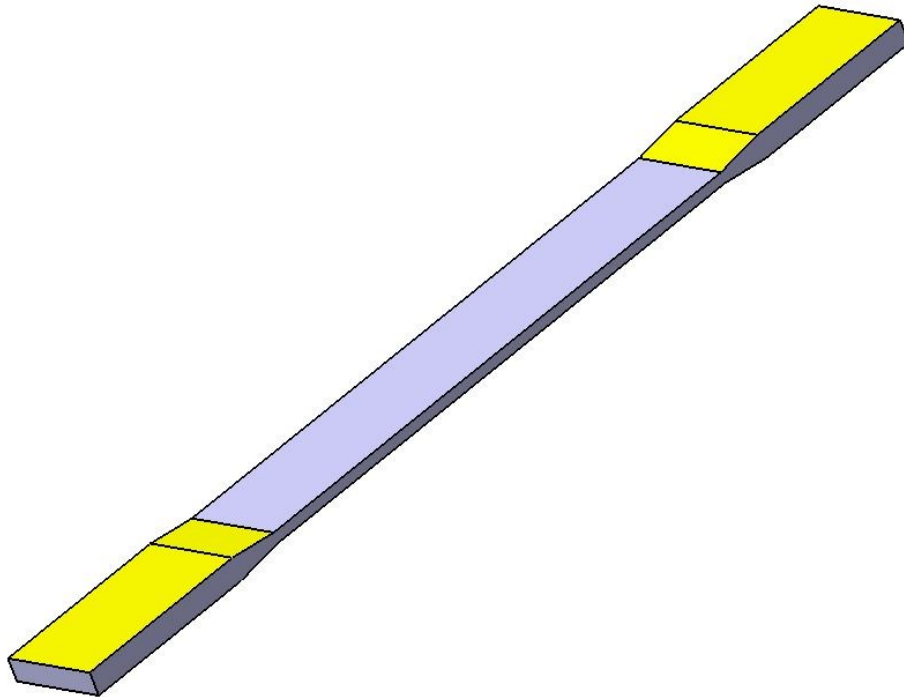
6.3.2 Popis vzorku pro laminát z tkaniny

Zkušební vzorek byl vyroben z 12 vrstev tkaninového prepregu. Jedna vrstva tohoto typu prepregu má tloušťku 0,22 mm. Zkoušená část vzorku má tloušťku 2,6 mm. Šířka zkušební vzorku je dle doporučení normy 25 mm. Pro dosažení rovnoměrného přenesení zatížení

byly na zkušební vzorek nalepeny příložky, které jsou na Obr. 53 vyznačeny žlutou barvou. Vyrobeno bylo celkem 10 vzorků.



Obr. 52. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tahovou zkoušku laminátu z tkaniny



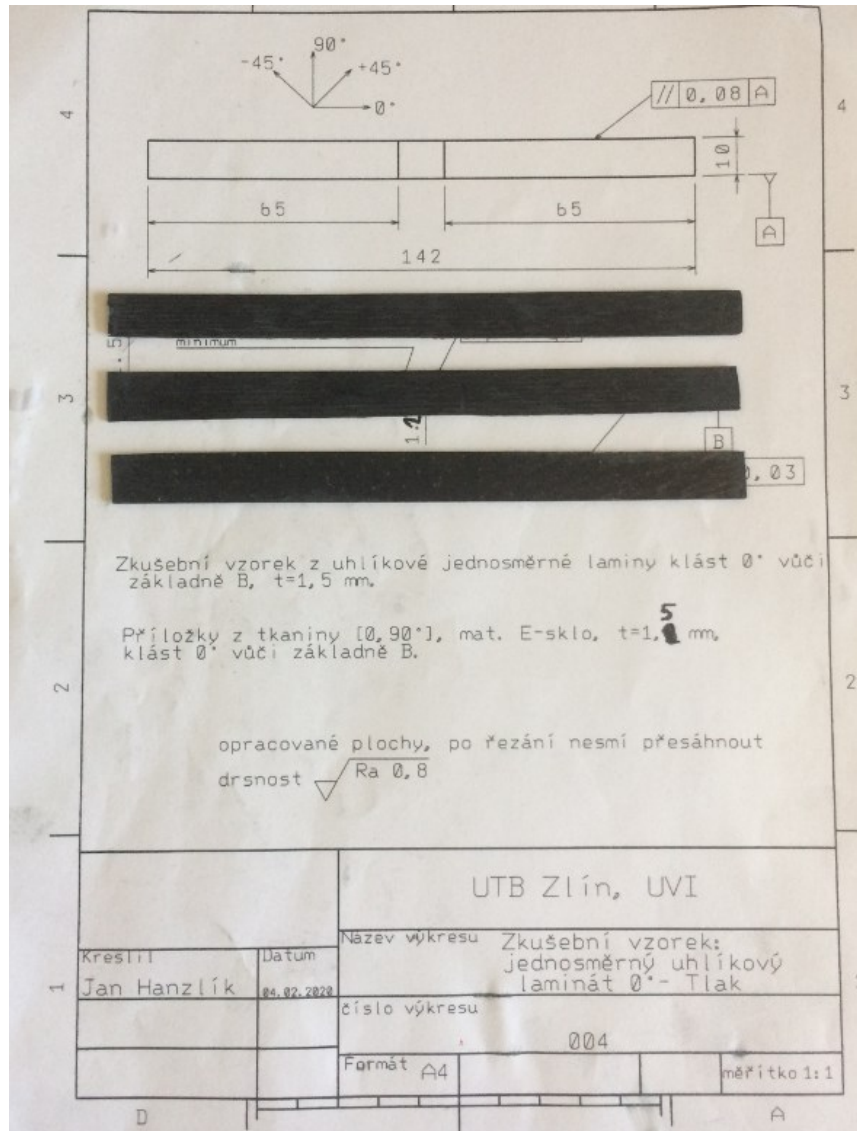
Obr. 53. Model zkušebního vzorku pro tahovou zkoušku laminátu z tkaniny

6.4 Zkušební vzorky pro tlakovou zkoušku

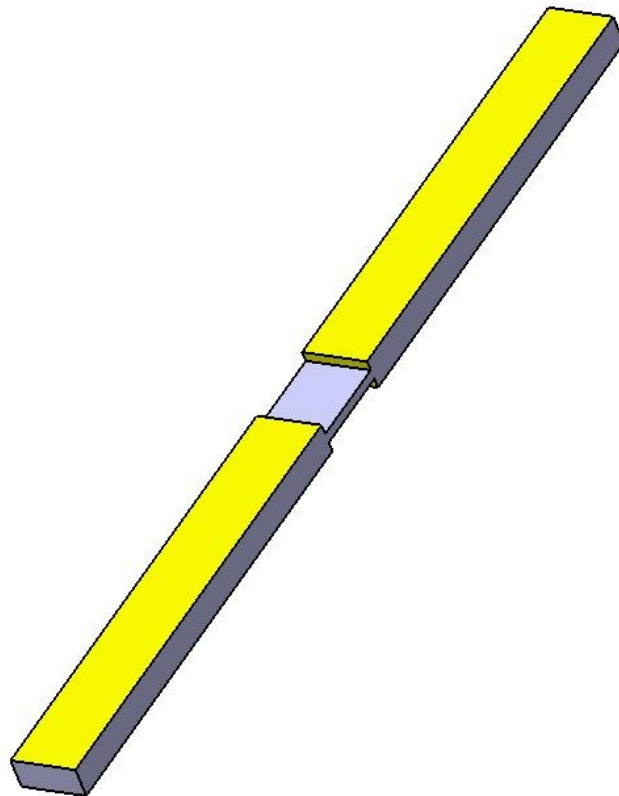
Zkušební vzorky byly vyrobeny dle normy ASTM D3410.

6.4.1 Popis vzorku pro jednosměrný laminát

Zkušební vzorek se skládá celkem z 8 vrstev jednosměrného prepregu. Jedna vrstva má tloušťku 0,15 mm, proto zkoušená část vzorku má tloušťku 1,2 mm. Šířka zkušebního vzorku je dle doporučení normy 10 mm. Pro vhodnější uchycení a zamezení vybočení zkoušené oblasti, byly nalepeny příložky, rovněž dle doporučení normy. Příložky jsou na Obr. 55 zaznačeny žlutou barvou. Celkem bylo vyrobeno 10 vzorků.



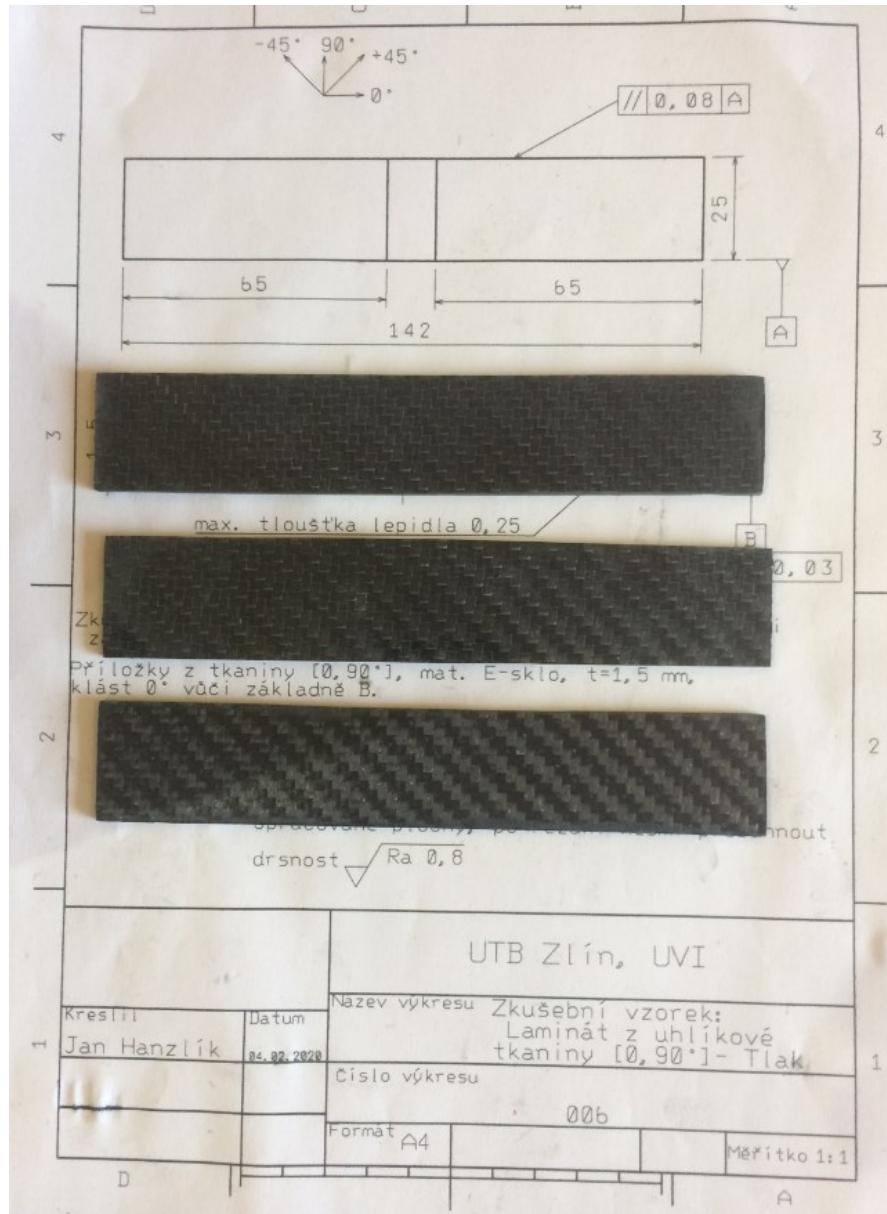
Obr. 54. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tlakovou zkoušku jednosměrného laminátu



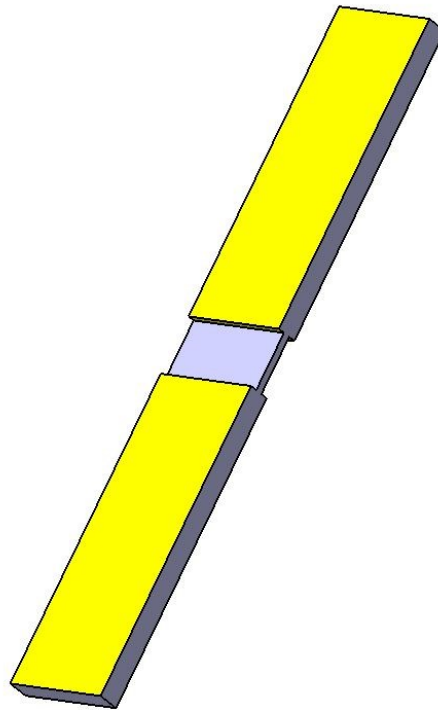
Obr. 55. Model zkušebního vzorku pro tlakovou zkoušku jednosměrného laminátu

6.4.2 Popis vzorku pro laminát z tkaniny

Zkušební vzorek byl vyroben z 12 vrstev tkaninového prepregu. Jedna vrstva tohoto typu prepregu má tloušťku 0,22 mm. Zkoušená část vzorku má tloušťku 2,6 mm. Šířka zkušební vzorku je dle doporučení normy 25 mm. Pro vhodnější uchycení a zamezení vybočení zkoušené oblasti, byly nalepeny příložky, rovněž dle doporučení normy. Tyto příložky jsou zobrazeny žlutou barvou na Obr. 57. Vyrobeno bylo 10 vzorků.



Obr. 56. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tlakovou zkoušku laminátu z tkaniny.



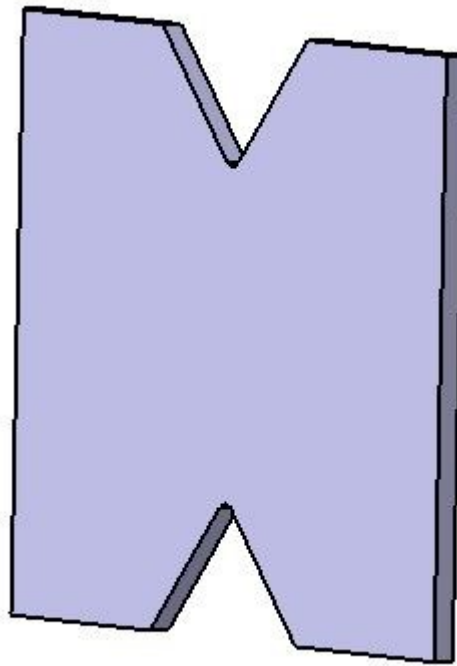
Obr. 57. Model zkušební vzorku pro tlakovou zkoušku laminátu z tkaniny

6.5 Zkušební vzorky pro zkoušku ve smyku

Zkušební vzorky byly vyrobeny dle normy ASTM D7078. Zkušební vzorky byly vyrobeny pouze z tkaniny. Není nutné testovat materiál s jednosměrným uspořádáním vláken, protože tento materiál nebude podléhat namáhání ve smyku.

6.5.1 Popis vzorku pro laminát z tkaniny

Zkušební vzorek byl vyroben z 16 vrstev tkaninového prepregu. Jedna vrstva tohoto typu prepregu má tloušťku 0,22 mm. Tloušťka vzorku je 3,5 mm. Všechny rozměry jsou k nahlédnutí v teoretické části v kapitole 3.2.4, kde je uveden výrobní výkres tohoto zkušební vzorku. Celkem bylo vyrobeno 10 zkušebních vzorku pro tento typ zkoušky.



Obr. 58. Zkušební vzorek pro zkoušku ve smyku

6.6 Zkušební vzorky pro zkoušku ohybu krátkého nosníku

Zkušební vzorky byly vyrobeny dle normy ASTM D2344.

6.6.1 Popis vzorku pro laminát z tkaniny

Zkušební vzorek byl vyroben z 12 vrstev tkaninového prepregu. Jedna vrstva tohoto typu prepregu má tloušťku 0,22 mm. Tloušťka vzorku je 2,6 mm. Ostatní rozměry byly zvoleny dle doporučení normy. Pro tento typ zkoušky bylo vyrobeno celkem 10 zkušebních vzorků.



Obr. 59. Zkušební vzorek pro zkoušku ohybem krátkého nosníku

7 TESTOVÁNÍ ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ

Tato kapitola je zaměřená na shrnutí naměřených výsledků. Tyto výsledky budou dále použity do výpočtového modelu.

Z naměřených dat byl vyhodnocen průměr a směrodatná odchylka. Dále je nutné vypočítat statistickou hodnotu B-Basis pro naměřené hodnoty únosností. Hodnota B-Basis se liší od hodnoty průměrné a v leteckém průmyslu je vyžadováno pracovat s hodnotou B-Basis.

7.1 Výpočet hodnoty B-Basis

Pro malé soubory hodnot ($n < 28$) lze tuto hodnotu získat dle Hanson-Koopmanovy Metody. [7]

Hanson-Koopmanova metoda má následující vztah:

$$B = X(t) - k \cdot [X(t) - X(1)] \quad (15)$$

Kde:

- $X(1)$ – nejmenší hodnota souboru.
- $X(t)$ – t -tá nejmenší hodnota souboru.
- k – koeficient daný velikostí souboru.

Parametry t a k jsou závislé na velikosti souboru n a jsou získány z Tab. 5.

Tab. 5. Parametry t a k pro soubory s malým počtem hodnot [7]

n	t	k
9	6	2,253
10	6	2,137
11	7	1,897
12	7	1,814
13	7	1,738
14	8	1,599
15	8	1,540

Velikost souboru u všech provedených zkoušek je $n = 10$. To znamená, že parametr t je roven 6 a $k = 2,137$.

7.2 Naměřená data

Naměřená data z jednotlivých zkoušek jsou následující.

7.2.1 Tahová zkouška jednosměrného laminátu ve směru vláken

Při této zkoušce bylo změřeno celkem 10 zkušebních vzorků. Jako hodnota mezi pevnosti jednosměrného laminátu ve směru vláken bude použita hodnota B-Basis, a to je 2162,9 MPa. Modul pružnosti E má průměrnou hodnotu 125,1 GPa a poissonova konstanta tohoto typu materiálu je průměrně 0,3.

Tab. 6. Výsledná data tahové zkoušky jednosměrného laminátu ve směru vláken

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pevnosti [MPa]	Modul pružnosti [GPa]	Poissonova konstanta [-]
1	1,2	8	2315,8	127,1	0,3
2	1,2	8	2280,1	121,9	0,3
3	1,2	8	2212,8	128,1	0,3
4	1,2	8	2214,8	128,0	0,3
5	1,2	8	2275,2	121,9	0,3
6	1,2	8	2302,0	127,0	0,3
7	1,2	8	2208,4	126,2	0,3
8	1,2	8	2213,1	121,8	0,3
9	1,2	8	2248,3	121,7	0,3
10	1,2	8	2290,6	127,0	0,3
průměr	-	-	2256,1	125,1	0,3
Sm.odchylka	-	-	41,6	2,7	0,0
B-Basis	-	-	2162,9	-	-

7.2.2 Tahová zkouška jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken

Při zkoušce bylo prokázáno, že ve směru kolmém na výztužná vlákna, má laminát výrazně nižší mez pevnosti a také modul pružnosti. Mez pevnosti byla získána vztahem z kapitoly 7.1 a je rovna 39,5 MPa. Modul pružnosti E má průměrnou hodnotu 8,4 GPa.

Tab. 7. Výsledná data tahové zkoušky jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pevnosti [MPa]	Modul pružnosti [GPa]
1	2,7	18	51,5	8,6
2	2,7	18	56,4	8,5
3	2,7	18	49,6	8,6
4	2,7	18	45,9	8,4
5	2,7	18	59,7	8,6
6	2,7	18	58,0	8,5
7	2,7	18	51,7	8,4
8	2,7	18	58,2	8,3
9	2,7	18	49,8	8,0
10	2,7	18	48,2	8,1
průměr	-	-	52,9	8,4
Sm.odchylka	-	-	4,8	0,2
B-Basis	-	-	39,5	-

7.2.3 Tahová zkouška laminátu z tkaniny

Bylo zkoušeno 10 zkušebních vzorků laminátu z tkaniny. Jako hodnota mezi pevnosti tohoto typu laminátu bude použita vypočtená hodnota B-Basis, v tomto případě je to 831,6 MPa. Modul pružnosti E je průměrně 56,4 GPa. Poissonova konstanta pro tento materiál je 0,03.

Tab. 8. Výsledná data tahové zkoušky laminátu z tkaniny

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pev- nosti [MPa]	Modul pružnosti [GPa]	Poissonova konstanta [-]
1	2,6	12	931,1	54,5	0,03
2	2,6	12	901,5	54,2	0,02
3	2,6	12	931,0	56,9	0,04
4	2,6	12	943,3	57,2	0,05
5	2,6	12	892,2	56,0	0,03
6	2,6	12	902,5	54,2	0,02
7	2,6	12	895,5	55,9	0,03
8	2,6	12	930,2	56,9	0,04
9	2,6	12	869,3	61,6	0,04
10	2,6	12	949,2	56,2	0,04
průměr	-	-	914,6	56,4	0,03
Sm.odchylka	-	-	25,9	2,1	0,01
B-Basis	-	-	831,6	-	-

7.2.4 Tlaková zkouška jednosměrného laminátu ve směru vláken

Při této zkoušce bylo změřeno celkem 10 zkušebních vzorků. Jako hodnota mezi pevnosti v tlaku, jednosměrného laminátu ve směru vláken bude použita hodnota B-Basis, která se rovná 1207,4 MPa. Modul pružnosti E má průměrnou hodnotu 112,7 GPa.

Tab. 9. Výsledná data tlakové zkoušky jednosměrného laminátu ve směru vláken

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pevnosti [MPa]	Modul pružnosti [GPa]
1	1,2	8	1339,2	112,8
2	1,2	8	1458,0	112,6
3	1,2	8	1515,1	112,9
4	1,2	8	1444,4	112,5
5	1,2	8	1386,3	113,1
6	1,2	8	1395,7	112,3
7	1,2	8	1509,4	113,1
8	1,2	8	1485,3	112,6
9	1,2	8	1455,2	112,5
10	1,2	8	1500,6	113,0
průměr	-	-	1448,9	112,7
Sm.odchylka	-	-	58,7	0,3
B-Basis	-	-	1207,4	-

7.2.5 Tlaková zkouška jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken

Při zkoušce bylo prokázáno, že ve směru kolmém na výztužná vlákna, má laminát v tlaku vyšší mez pevnosti a také modul pružnosti, než při stejné orientaci v tahu. Mez pevnosti v tlaku je rovna 177,4 MPa. Modul pružnosti E má průměrnou hodnotu 10,2 GPa.

Tab. 10. Výsledná data tlakové zkoušky jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pevnosti [MPa]	Modul pružnosti [GPa]
1	1,2	8	202,2	11,0
2	1,2	8	185,9	10,0
3	1,2	8	193,3	10,0
4	1,2	8	187,7	9,9
5	1,2	8	208,3	10,0
6	1,2	8	191,4	10,7
7	1,2	8	197,3	9,9
8	1,2	8	191,0	10,0
9	1,2	8	202,8	10,0
10	1,2	8	202,3	10,1
průměr	-	-	196,2	10,2
Sm.odchylka	-	-	7,5	0,3
B-Basis	-	-	177,4	-

7.2.6 Tlaková zkouška laminátu z tkaniny

Bylo zkoušeno 10 zkušebních vzorků laminátu z tkaniny. Jako hodnota mezi pevnosti tohoto typu laminátu bude použita vypočtená hodnota B-Basis, v tomto případě je to 559,6 MPa. Modul pružnosti E je průměrně 56,0 GPa.

Tab. 11. Výsledná data tlakové zkoušky laminátu z tkaniny

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pev- nosti [MPa]	Modul pružnosti [GPa]
1	2,6	12	755,3	56,0
2	2,6	12	755,2	56,4
3	2,6	12	715,6	56,0
4	2,6	12	712,3	55,6
5	2,6	12	677,9	55,8
6	2,6	12	640,3	56,1
7	2,6	12	724,9	56,1
8	2,6	12	689,4	55,9
9	2,6	12	711,3	56,0
10	2,6	12	705,3	56,0
průměr	-	-	708,7	56,0
Sm.odchylka	-	-	34,4	0,2
B-Basis	-	-	559,6	-

7.2.7 Zkouška ve smyku laminátu z tkaniny

Bylo zkoušeno 10 zkušebních vzorků laminátu z tkaniny. Jako hodnota mezi pevnosti ve smyku, tohoto typu laminátu, bude použita vypočtená hodnota B-Basis. V tomto případě je to 127,2 MPa. Smykový modul pružnosti G je průměrně 4,1 GPa.

Tab. 12. Výsledná data smykové zkoušky laminátu z tkaniny

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Mez pevnosti [MPa]	Modul pružnosti ve smyku [GPa]
1	3,5	16	131,6	4,1
2	3,6	16	138,1	4,0
3	3,5	16	139,5	4,2
4	3,5	16	135,0	4,1
5	3,5	16	132,9	4,3
6	3,5	16	131,3	4,6
7	3,5	16	139,5	4,0
8	3,5	16	132,2	4,1
9	3,6	16	132,2	4,1
10	3,6	16	129,9	4,0
průměr	-	-	134,2	4,1
Sm.odchylka	-	-	3,6	0,2
B-Basis	-	-	127,2	-

7.2.8 Zkouška ohybem krátkého nosníku laminátu z tkaniny

Z výsledků je patrné, že únosnost mezi vrstvami je rovna 58,4 MPa. Při překročení této hodnoty dojde k delaminaci daného laminátu. Bylo změřeno 10 zkušebních vzorků.

Tab. 13. Výsledná data zkoušky ohybu krátkého nosníku

č. vzorku	tloušťka vzorku [mm]	Počet vrstev laminy [-]	Interlaminální mez pevnosti [MPa]
1	2,6	12	59,2
2	2,6	12	59,9
3	2,6	12	60,0
4	2,6	12	60,3
5	2,5	12	60,0
6	2,6	12	59,7
7	2,6	12	60,2
8	2,5	12	60,0
9	2,6	12	59,7
10	2,6	12	60,0
průměr	-	-	59,9
Sm.odchylka	-	-	0,3
B-Basis	-	-	58,4

7.3 Shrnutí naměřených výsledků

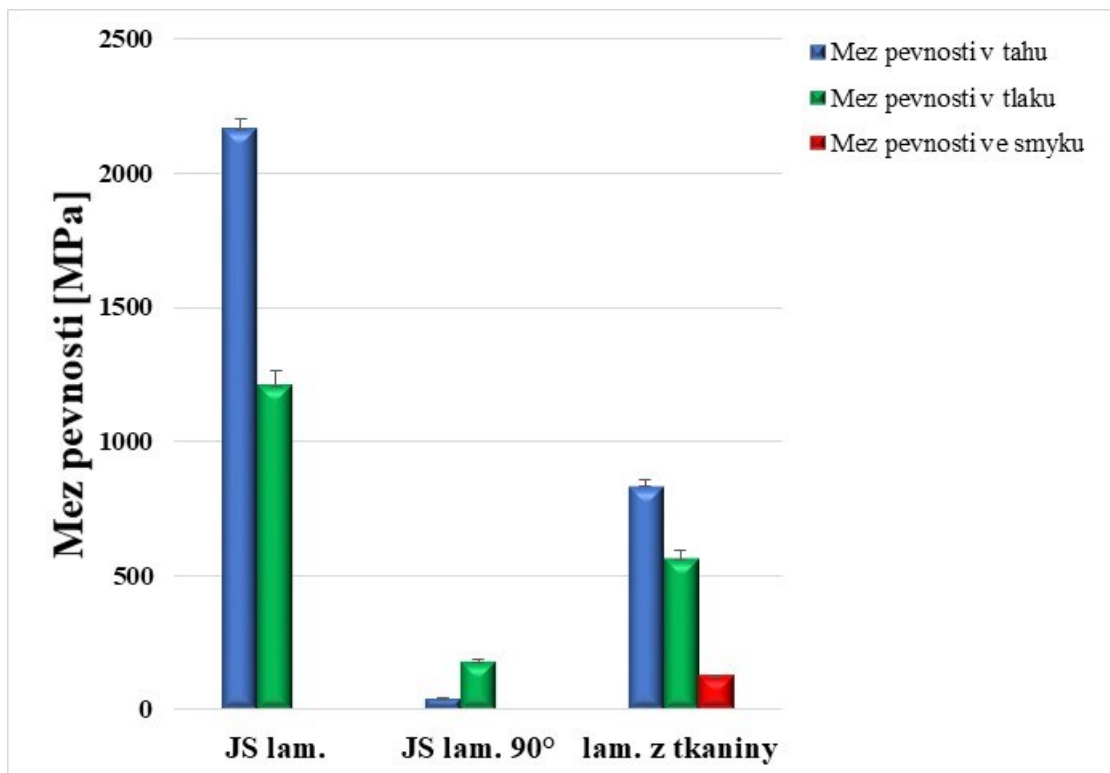
Tab. 14 uvádí shrnutí všech naměřených výsledků jednotlivých zkoušek. Pro únosnosti byly použity hodnoty B-Basis, pro moduly pružnosti a poissonovu konstantu hodnoty průměrné. Hodnoty z této tabulky budou následně použity pro definici materiálu ve výpočetním softwaru v praktické části této práce. Jednosměrný laminát je označen zkratkou JS a 90° popisuje, že zkoušky byly prováděny kolmo na výtuzná vlákna jednosměrného laminátu.

Tab. 14. Shrnutí naměřených výsledků

mate- riál	σ_{tah} [MPa]	σ_{tlak} [MPa]	τ_{smyk} [MPa]	E_{tah} [GPa]	E_{tlak} [GPa]	G_{smyk} [GPa]	ν [-]
JS lam.	2162,9	1207,4	-	125,1	112,7	-	0,3
JS lam. 90°	39,5	177,4	-	8,4	10,2	-	-
Lam. z tkaniny	831,6	559,6	127,2	56,4	56,0	4,1	0,03

7.3.1 Porovnání mezi pevnostmi jednotlivých materiálů

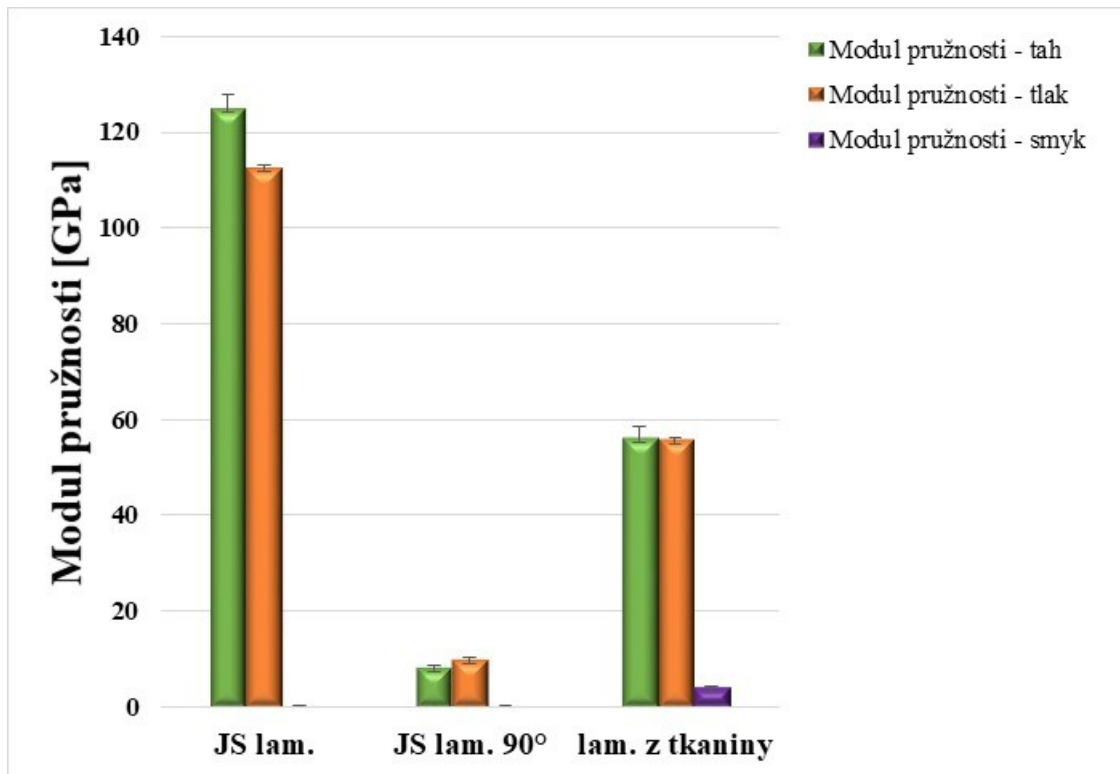
Na následujícím obrázku (Obr. 60.) lze pozorovat rozdíly v mezích pevností, jak mezi jednotlivými materiály, tak i mezi druhem namáhání materiálu. Tento graf také dokazuje to, že nejvhodnějším materiálem pro pásnice hlavního nosníku je právě jednosměrný laminát. Jednosměrný laminát má při tahovém nebo tlakovém namáhání ve směru výztužných vláken řádově vyšší mez pevnosti než laminát z tkaniny. Dále je patrné, že pokud je jednosměrný laminát namáhán ve více směrech, tak ani zdaleka není schopen přenést takové zatížení jako laminát z tkaniny, protože mez pevnosti JS laminátu kolmo na výztužná vlákna je, v porovnání s mezí pevnosti ve směru vláken, zanedbatelná.



Obr. 60. Porovnání mezi pevností jednotlivých materiálů

7.3.2 Porovnání modulů pružnosti jednotlivých materiálů

Z obrázku (Obr. 61.) je patrné, že JS laminát má vyšší modul pružnosti oproti laminátu z tkaniny. U JS laminátu lze pozorovat rozdíl v modulu pružnosti při zkoušce tahové a při zkoušce tlakové. Tento rozdíl je 12 GPa, proto je možné tento rozdíl považovat za zanedbatelný, vzhledem k velkému řádovému rozdílu. U laminátu z tkaniny je tento rozdíl ještě menší v řádu desetin GPa.



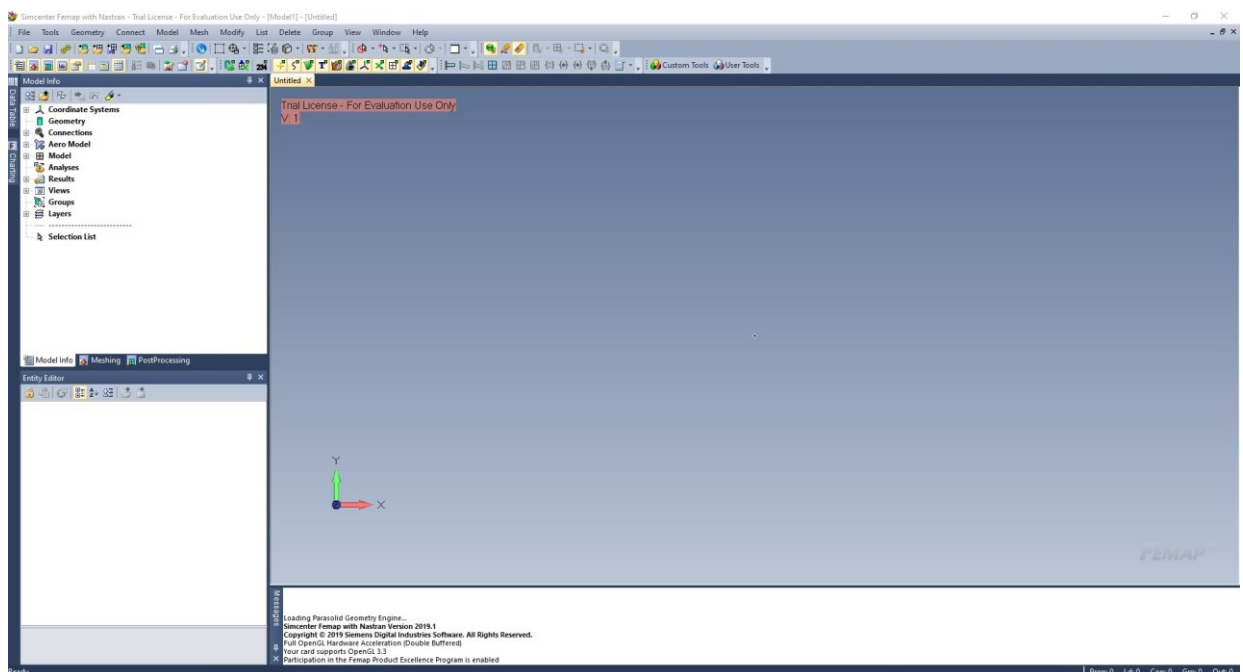
Obr. 61. Porovnání modulů pružnosti jednotlivých materiálů

8 PEVNOSTNÍ NÁVRH KŘÍDLA

Tvorba modelu pro výpočet a samotný výpočet metodou FEM bude prováděn v software od Firmy Siemens. Tento výpočetní software se nazývá FEMAP.

8.1 Software FEMAP

Software FEMAP je pokročilá technická aplikace pro tvorbu, úpravu a importaci konečně prvkových modelů komplexních produktů nebo systémů pro analýzu metodou konečných prvků. Pomocí FEMAP lze modelovat součásti, sestavy nebo systémy a následně vyhodnotit chování těchto systémů, sestav nebo součástí např. při daném zatížení součásti. Vše probíhá v pracovním prostředí softwaru. Jako řešič je používán NX Nastran. [29]



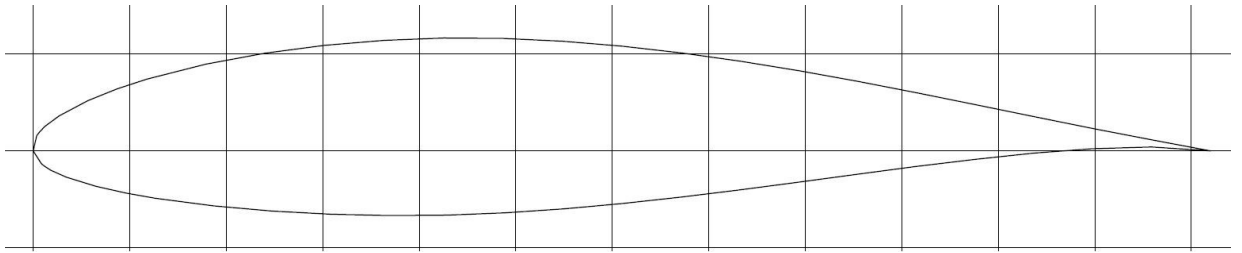
Obr. 62. Pracovní prostředí Softwaru FEMAP

8.2 Základní geometrie křídla

Základní geometrie křídla byla zvolena s ohledem na velikost letadla a také dle doporučení z literatury (Hollmann, 2003).

8.2.1 Profil křídla

Základní rozměry výpočetního modelu křídla vycházejí ze zvoleného profilu křídla typu NACA 63-415.

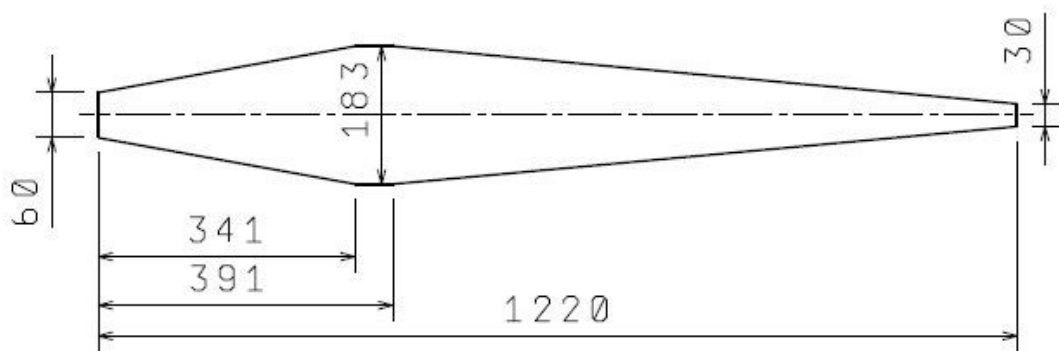


Obr. 63. Tvar profilu křídla typu NACA 63-415

8.2.2 Základní rozměry křídla

Délka tětiny C je po celém polo-rozpětí křídla konstantní a byla zvolena 1220 mm. Tloušťka profilu t pak odpovídá 15% délky tětiny, tudíž $t = 183$ mm.

Zjednodušený profil křídla zbavený zaoblení, lze vidět na Obr. 64, včetně základních rozměrů. Rozpětí B bylo zvoleno 9000 mm. Polo-rozpětí je tedy 4500 mm.

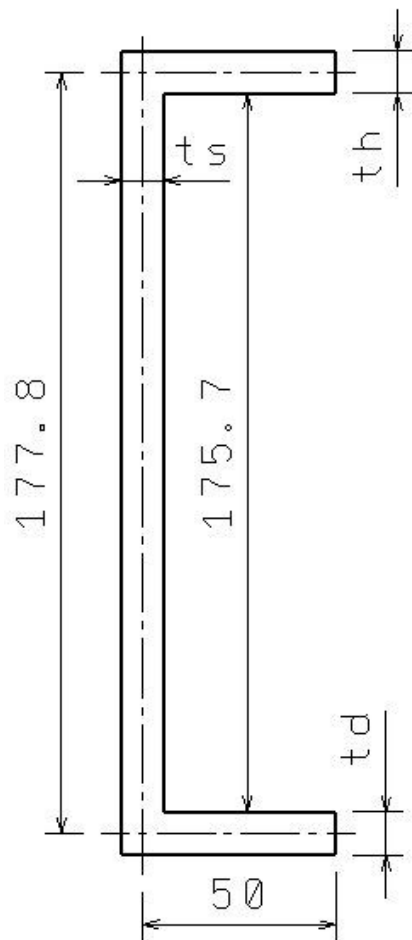


Obr. 64. Zjednodušený profil křídla pro výpočet včetně základních rozměrů

8.2.3 Rozměry a poloha nosníku

Tvar nosníku byl zvolen jako C profil, vzhledem k jednoduchosti výroby a využitelnosti materiálu. Nosník bude uložen v 30% délky tětiny, což je 366 mm. Tato vzdálenost uložení nosníku byla zvolena dle doporučení v literatuře (Hollmann, 2003). Hlavní rozměry nosníku jsou zvoleny a v dalších krocích se bude dimenzovat tloušťka pásnic a stojiny. Výška nosníku se rovná přibližně tloušťce profilu křídla. Efektivní výška nosníku je $h_e = 177,8$ mm. Šířka pásnic b je zvolena 50 mm. Výška stojiny je $h_s = 175,7$ mm.

Základní rozměry jsou uvedeny na náčrtu nosníku na Obr. 65. Rozměry t_h , t_s a t_d budou navrhovány.



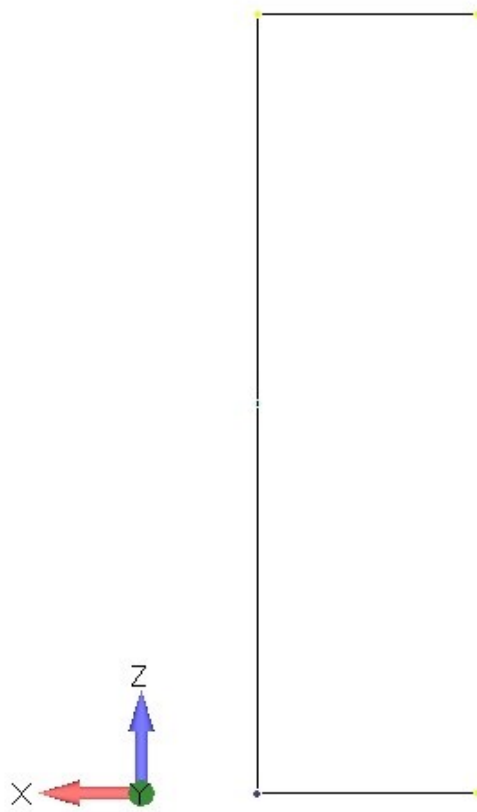
Obr. 65. Základní rozměry nosníku

8.3 Tvorba výpočetního modelu

Pro návrh bylo nutné vytvořit v softwaru FEMAP výpočetní model na základě rozměrů uvedených výše.

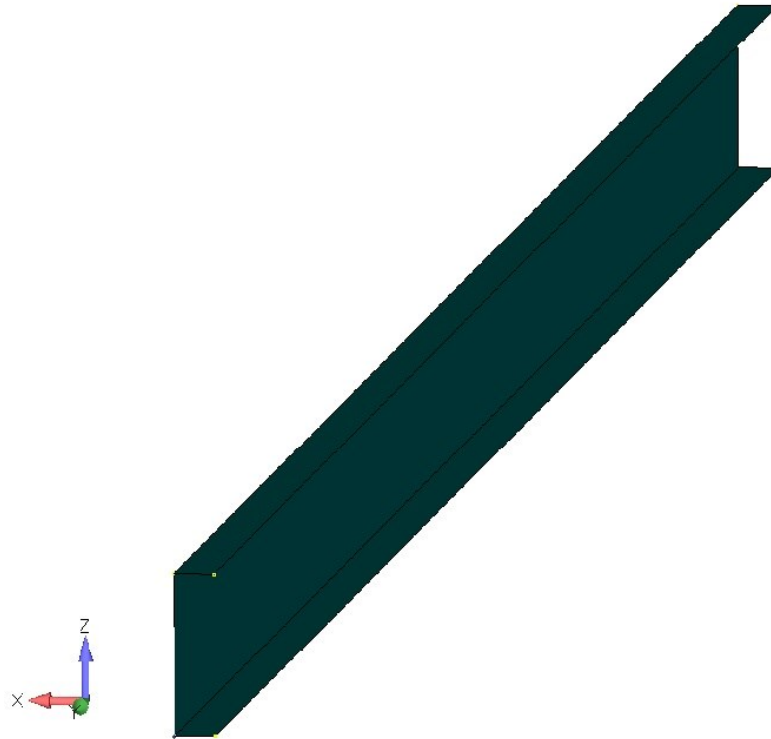
8.3.1 Tvorba modelu nosníku

Nejprve byly nakresleny střednice nosníku s danými rozměry pomocí bodů a příkazu `curve by points`.



Obr. 66. Střednice nosníku s tvarem profilu C

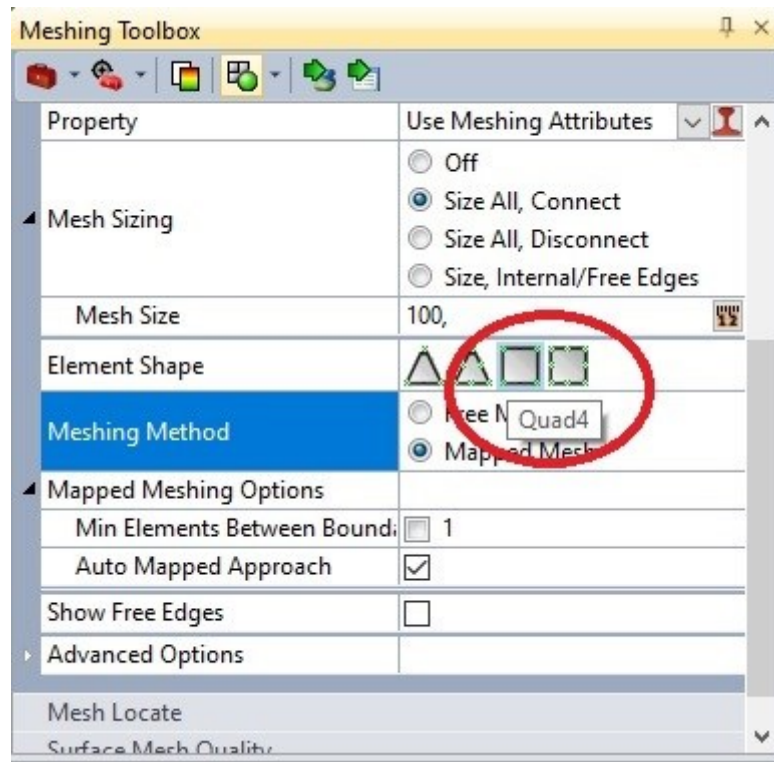
Dále byly z těchto vytvořených křivek vytaženy plochy ve směru-Y do vzdálenosti 4500 mm. Tyto plochy tvoří základ pro vytvoření sítě. Plochy byly vytaženy pomocí příkazu surface – extrude.



Obr. 67. Vytažené plochy ze střednic nosníku

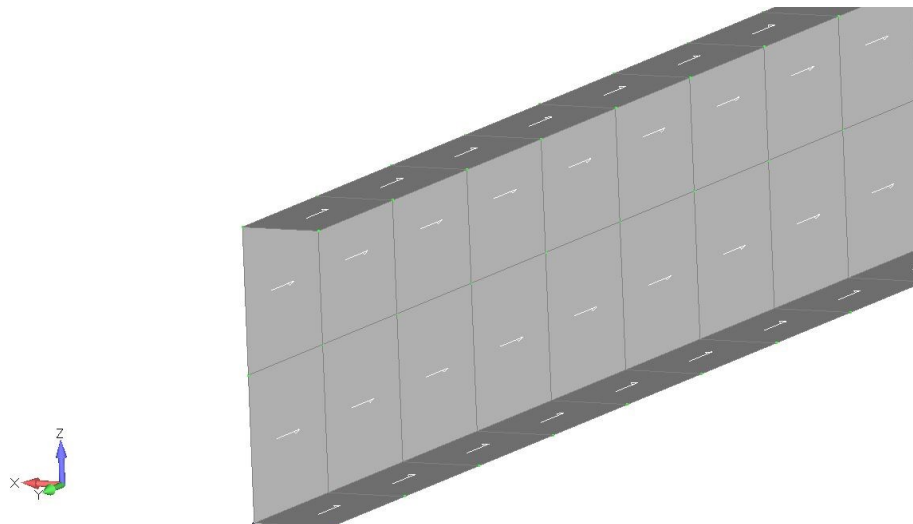
Sít' nosníku

Na vytažené plochy zobrazeny na Obr. 67, byly vytvořeny plošné elementy pomocí meshing toolboxu. Tyto elementy jsou typu quad4 a délka jednoho elementu je 100 mm.



Obr. 68. Prostředí pro tvorbu sítě (Meshing toolbox)

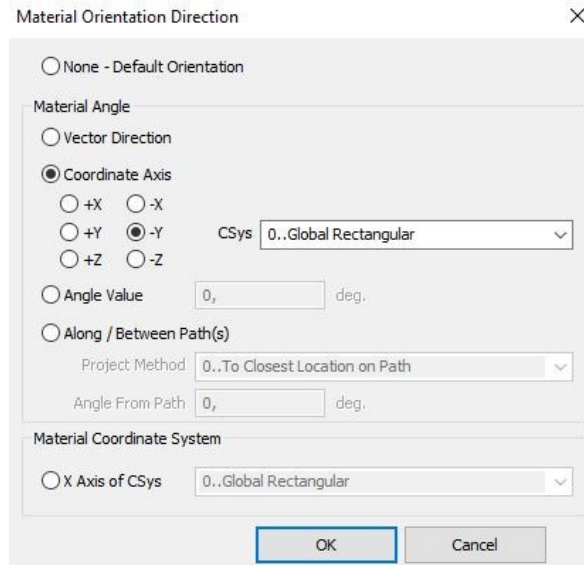
Na následujícím obrázku (Obr. 69) je vidět vytvořená síť z plošných elementů typu quad4.



Obr. 69. Utvořená síť nosníku

Po vytvoření sítě bylo nutné spojit pomocí příkazu coincident nodes uzlové body jednotlivých elementů vytvořených z různých ploch.

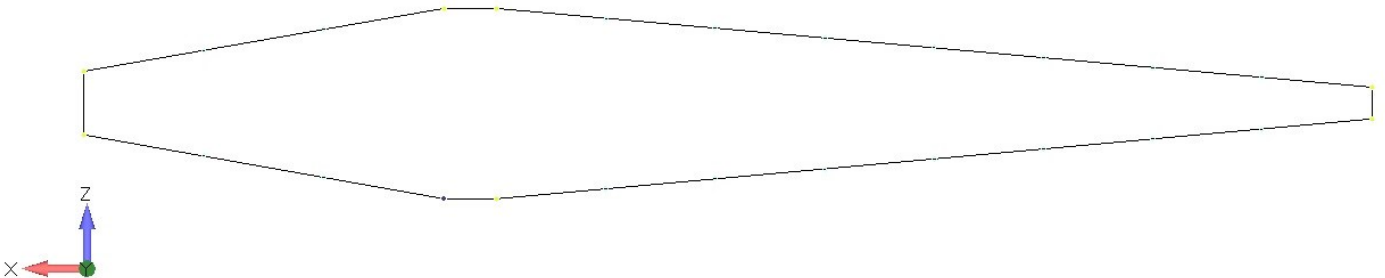
Následně je nutné definovat elementům orientaci materiálu. Hlavní směr 1 (podélný směr) byl zvolen ve směru-Y globálního osového systému. Tato orientace lze vidět na Obr. 69, kde je zobrazená šipkou v každém elementu.



Obr. 70. Orientace materiálu daných elementů

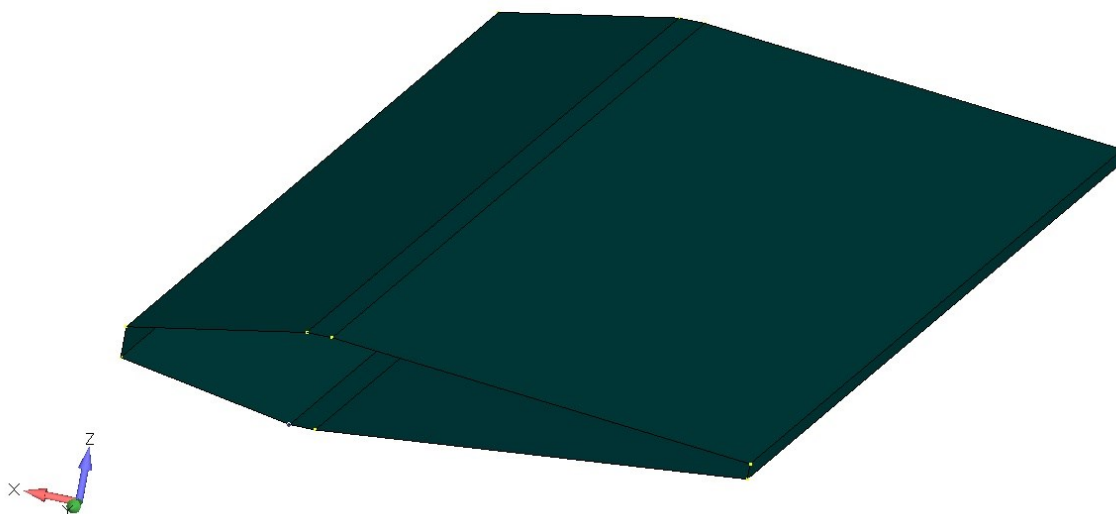
8.3.2 Tvorba modelu potahu křídla

Byly nakresleny střednice potahu s danými rozměry pomocí bodů a příkazu curve by points.



Obr. 71. Střednice potahu křídla

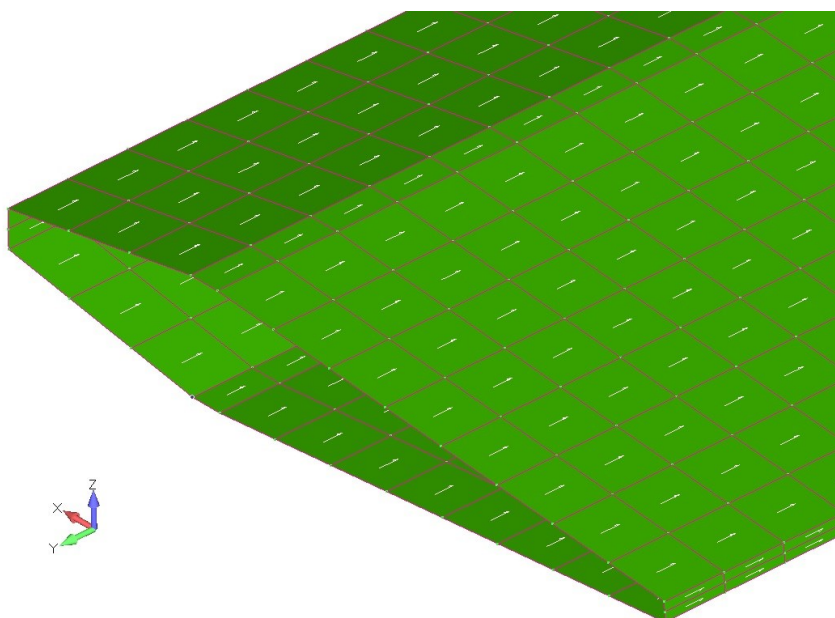
Z těchto vytvořených křivek byly vytzaženy plochy příkazem surface – extrude, ve vzdálenosti 4500 mm a ve směru -Y.



Obr. 72. Vytažené plochy ze střednic potahu křídla

Sít' potahu

Na vytažené plochy zobrazené na Obr. 72, byly vytvořeny plošné elementy pomocí meshing toolboxu. Tyto elementy jsou typu quad4 a délka jednoho elementu je 100 mm viz Obr. 68.



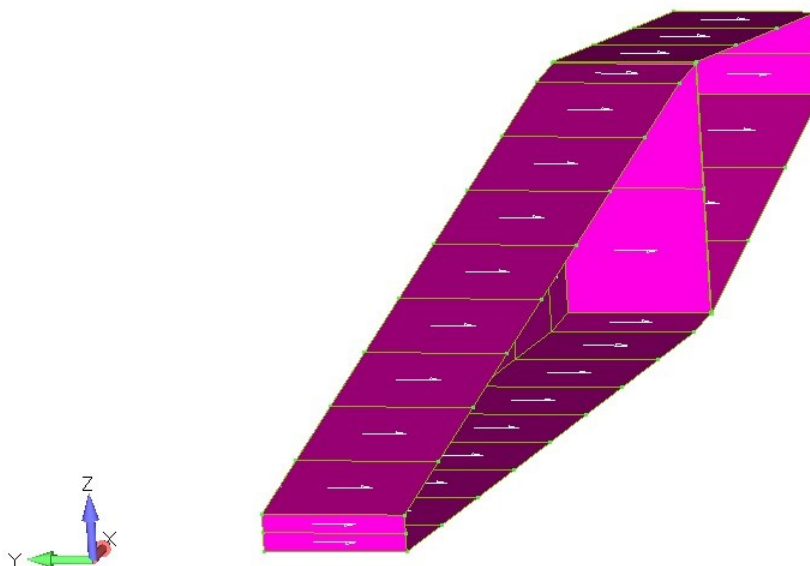
Obr. 73. Utvořená síť potahu křídla

Po vytvoření sítě bylo nutné spojit pomocí příkazu `coincident nodes` uzlové body jednotlivých elementů vytvořených z různých ploch.

Následně bylo nutné definovat elementům orientaci materiálu. Hlavní směr 1 (podélný směr) byl zvolen ve směru-Y globálního osového systému. Tato orientace lze vidět na Obr. 73, kde je zobrazená šipkou v každém elementu.

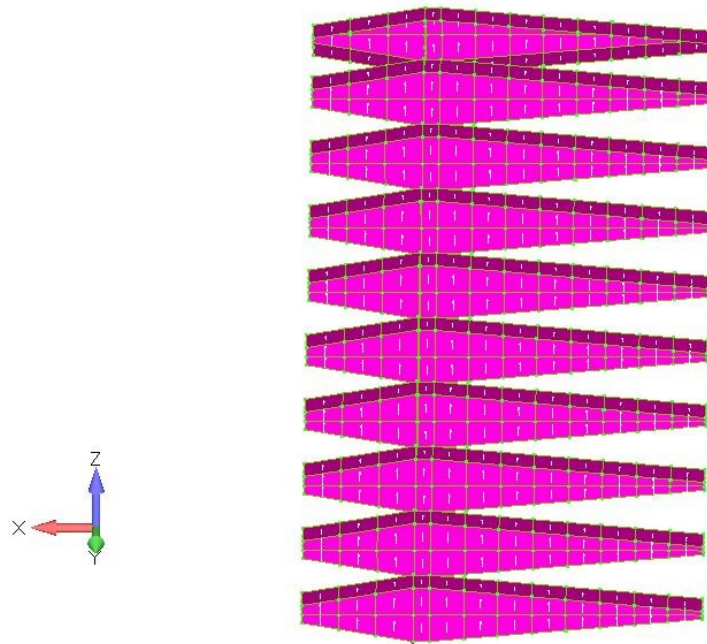
8.3.3 Tvorba celkového modelu křídla

Po zhotovení výpočtového modelu nosníku a potahu, bylo nutné tyto dva modely spojit do jednoho modelu. Pro správné spojení byly vytvořeny žebra, které do potahu přenášejí smykové síly z nosníku. Žebra byly vytvořeny tak, že se vytvořily odsazené křivky od potahu a nosíku. Následně se musely tyto křivky nadělit v místech uzlových bodů, tak aby na sebe jednotlivé uzlové body navazovaly a mohly být následně spolu propojeny dalšími elementy.



Obr. 74. Žebro opatřené lemem pro správné spojení s nosníkem a potahem

Žeber bylo vytvořeno celkem 10 po celém polo-rozpětí. Vzdálenost mezi jednotlivými žebry je 500 mm.

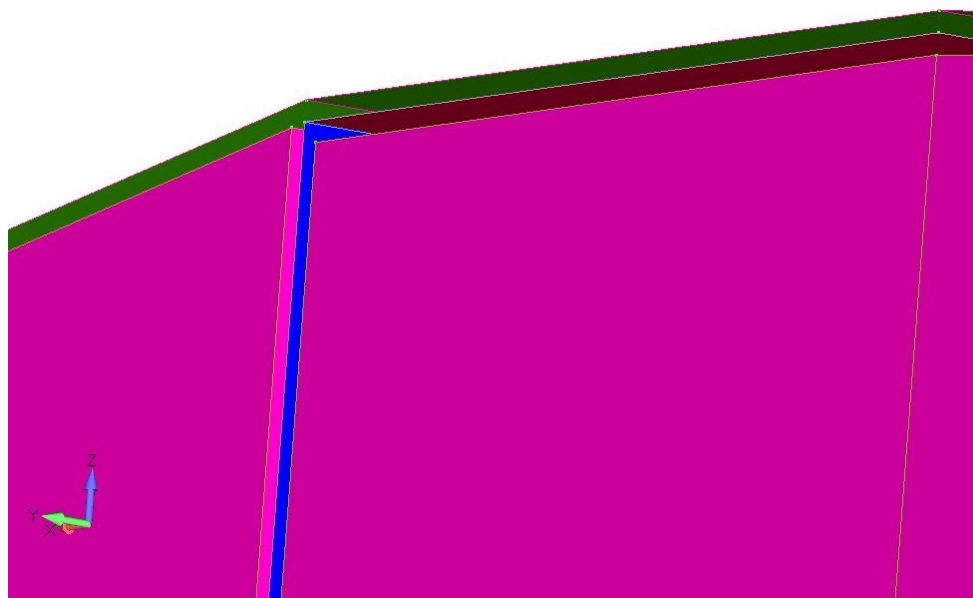


Obr. 75. Pohled na všechna žebra výpočetního modelu

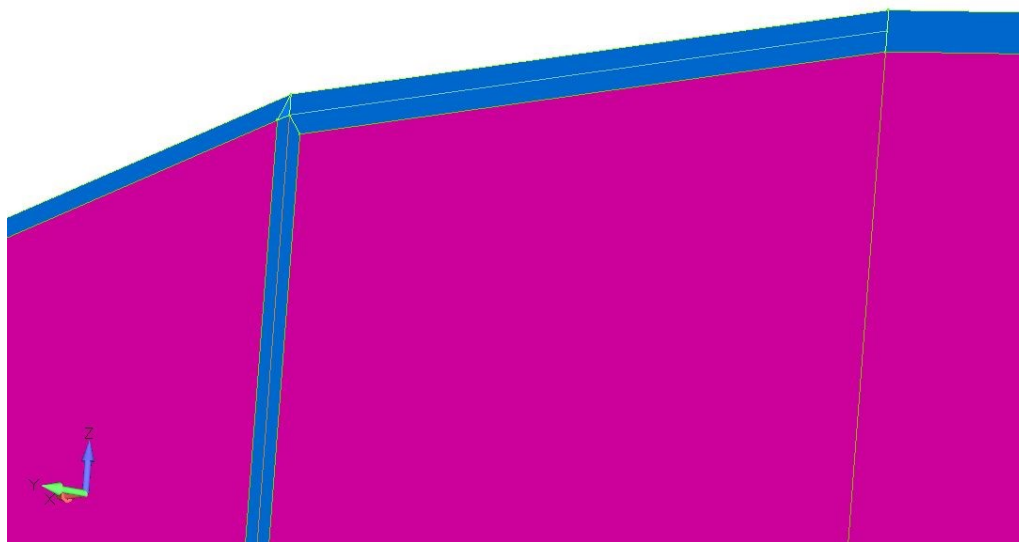
U žeber bylo opět nutné definovat orientaci materiálu, tak jako v předchozích krocích.

Spojení všech dílčích modelů

Pro správný chod výpočetního modelu bylo nutné spojit všechny dílčí modely. To bylo zajištěno vytvořením objemových elementů typu Hexmesh from elements. Těmto elementům budou následně přiřazeny materiálové charakteristiky lepidla, kterým by se jednotlivé části křídla spojovaly k sobě.



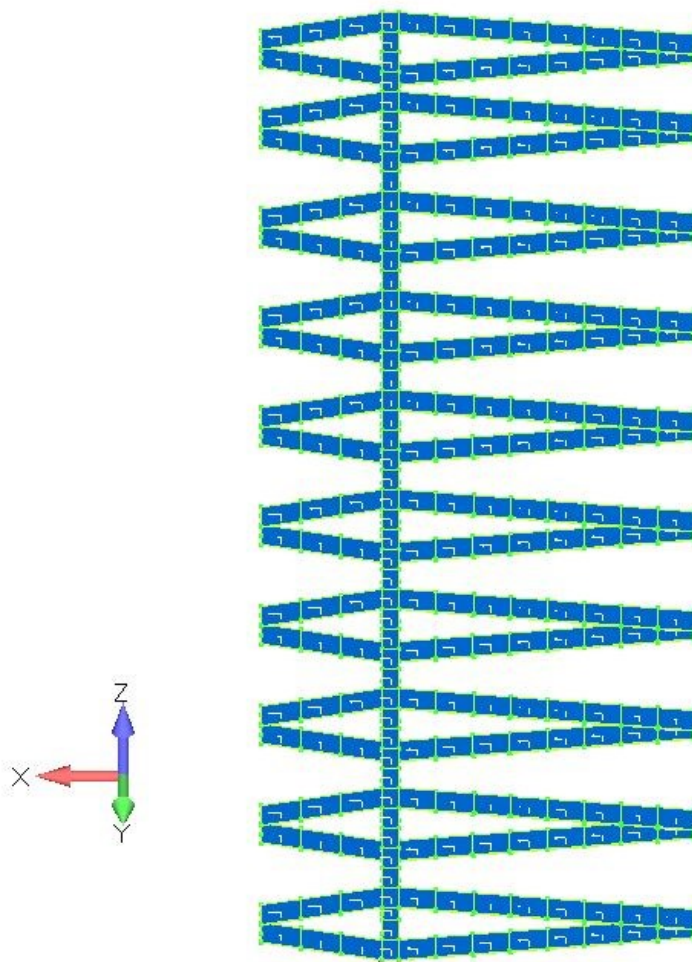
Obr. 76. Detailní pohled na nosník, potah a žebro před spojením



Obr. 77. Detailní pohled na jednotlivé prvky po spojení pomocí objemových elementů

Z obrázků výše lze vidět, jak byly jednotlivé prvky modelu k sobě spojeny pomocí objemových elementů.

Takovým to způsobem byly spojeny všechny žebra s nosníkem a potahem křídla.



Obr. 78. Znáznornění pouze objemových elementů

Na Obr. 78 jsou znázorněny elementy, které spojují všechny žebra s nosníkem a potahem.

8.4 Definice materiálu pro analýzu

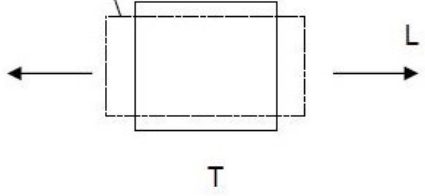
Další důležitou věcí pro správný chod analýzy je vydefinování materiálu. V software FEMAP je zvolen 2D ortotropní materiál, protože materiál křídla bude kompozitní materiál, kdy vyztužující vlákna budou uhlíkové a matrice bude polymerní. Na Obr. 79. je zobrazena matice tuhosti a matice poddajnosti pro 2D ortotropní materiál, kde je možné pozorovat symetrii elastických konstant.

$$[C^*] = \begin{bmatrix} 1/E_L & -\nu_T/E_T & 0 \\ -\nu_L/E_L & 1/E_T & 0 \\ 0 & 0 & 1/2G_{LT} \end{bmatrix}$$

$$(\alpha^*) = \begin{bmatrix} \alpha_L \\ \alpha_T \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$[S^*] = [C^*]^{-1} = \begin{bmatrix} E_L^{**} & \nu_T E_L^{**} & 0 \\ \nu_L E_T^{**} & E_T^{**} & 0 \\ 0 & 0 & 2G_{12} \end{bmatrix}$$

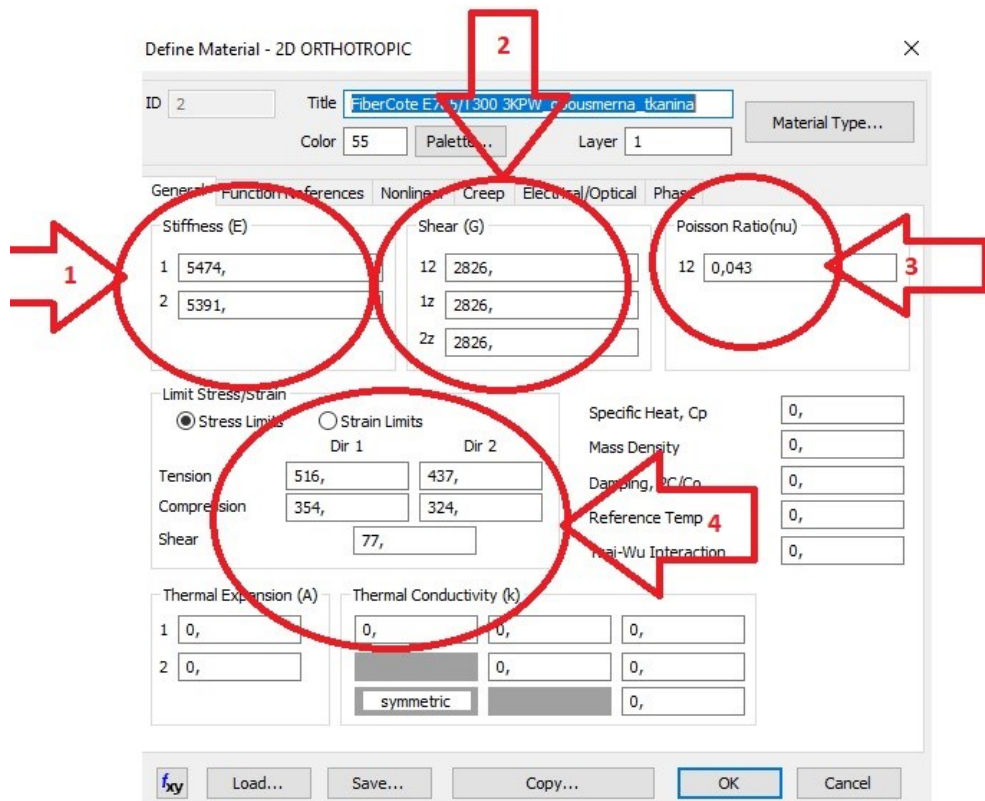
$\nu_L/E_L = \nu_T/E_T$



Obr. 79. Symetrie elastických konstant 2D ortotropního materiálu [16]

8.4.1 Vydefinování v software FEMAP

Po kliknutí na příkaz new material, vyskočí tabulka, kde se zaškrtně políčko 2D ORTHOTROPIC. Následně se zobrazí další tabulka (Obr. 80).



Obr. 80. Definice materiálu pro analýzu

Tato tabulka obsahuje políčka, ve kterých jsou vstupní hodnoty materiálu. Tyto číselné hodnoty jsou získány z materiálových zkoušek popsaných výše a do software FEMAP budou vloženy hodnoty získané ze zkoušek vyrobených zkušebních vzorků. V tomto kroku budou vydefinovány celkem dva materiály. Jeden materiál bude zastupovat jednosměrný laminát a druhý materiál bude zastupovat laminát z tkaniny.

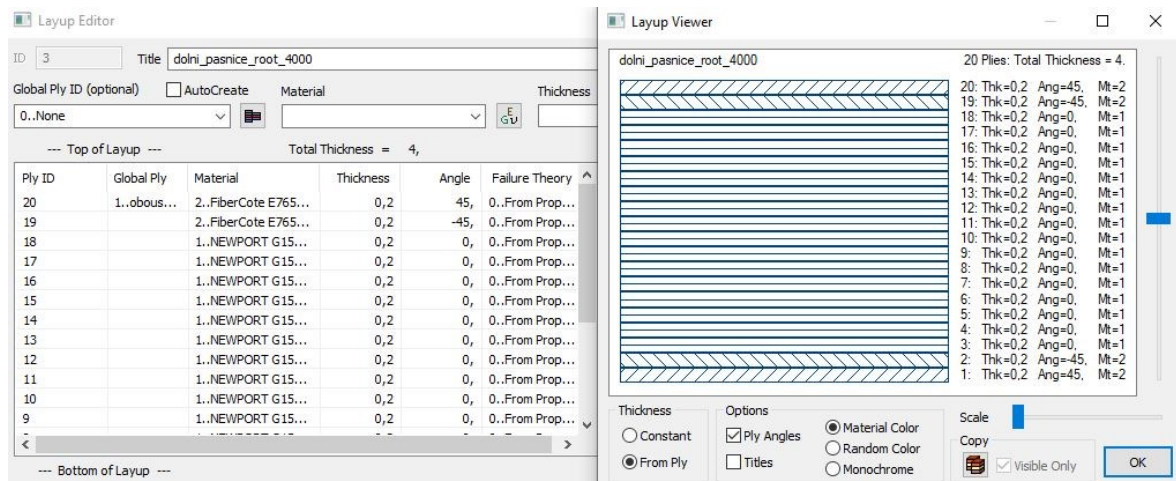
Vstupní hodnoty potřebné pro definici materiálu jsou na Obr. 80. označeny číselně a jsou následující:

1. **Modul pružnosti E** – Zde se vypíše hodnoty modulu pružnosti v MPa ve směru vláken (1) a kolmo na vlákna (2). Tyto hodnoty jsou získány z tahové zkoušky **ASTM D3039**.
2. **Smykový modul pružnosti G** – Zde se vypíše hodnoty smykového modulu v MPa. Hodnota smykového modulu je získána ze smykové zkoušky **ASTM D7078**.
3. **Poissonova konstanta ν** – Zde se doplní hodnota poissonovy konstanty, která je bezrozměrná. Tato hodnota je získána rovněž z tahové zkoušky **ASTM D3039**.
4. **Únosnosti** – Zde se vypíše hodnoty únosností v Mpa. Hodnoty pro únosnost v tahu ve směru vláken (Dir 1), kolmo na vlákna (Dir 2), dále hodnoty pro únosnost při tlaku ve směru vláken (Dir 1), kolmo na vlákna (Dir 2) a také se zde doplní hodnota únosnosti ve smyku. Únosnosti v tahu jsou získány dle **ASTM D3039**, únosnosti v tlaku jsou získány dle **ASTM D3410** a únosnosti ve smyku jsou získány dle **ASTM D7078**.

Takto vydefinovaný materiál je dále možné použít při tvorbě laminátu v software FEMAP. Tvorba laminátu je popsána v následující kapitole.

8.5 Tvorba laminátu

Laminát se v softwaru FEMAP tvoří pomocí layup editoru, kde se volí každá vrstva laminátu zvlášť. Ke každé vrstvě se přiřadí příslušný materiál, tloušťka vrstvy a odpovídající úhel vůči definovanému úhlu elementu.



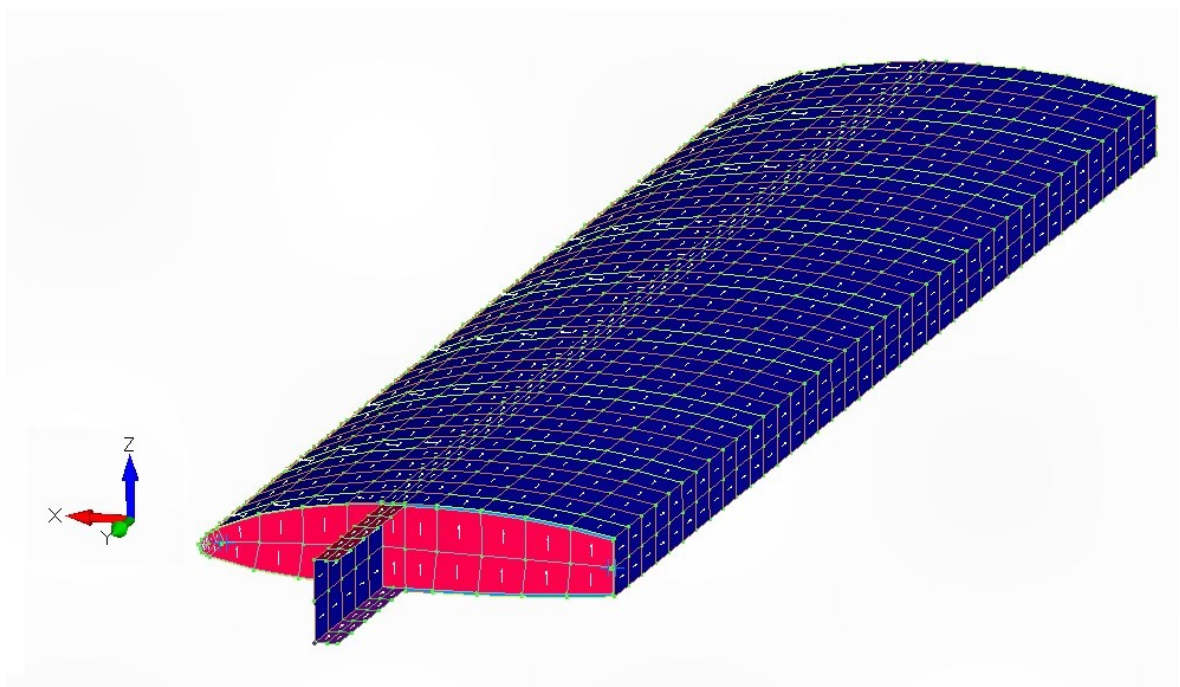
Obr. 81. Layup editor s příkladem laminátu

Na obrázku (Obr. 81) je znázorněno okno layup editoru a layup vieweru, kde je možné vidět jak vypadá skladba daného laminátu. Takto vytvořený laminát je možné dále přiřadit jednotlivým elementům.

8.6 Výpočtový model odpovídající profilu křídla

Po vytvoření hrubého modelu, byl vytvořen model, který odpovídá tvaru profilu křídla. Na tomto modelu budou probíhat veškeré výpočty.

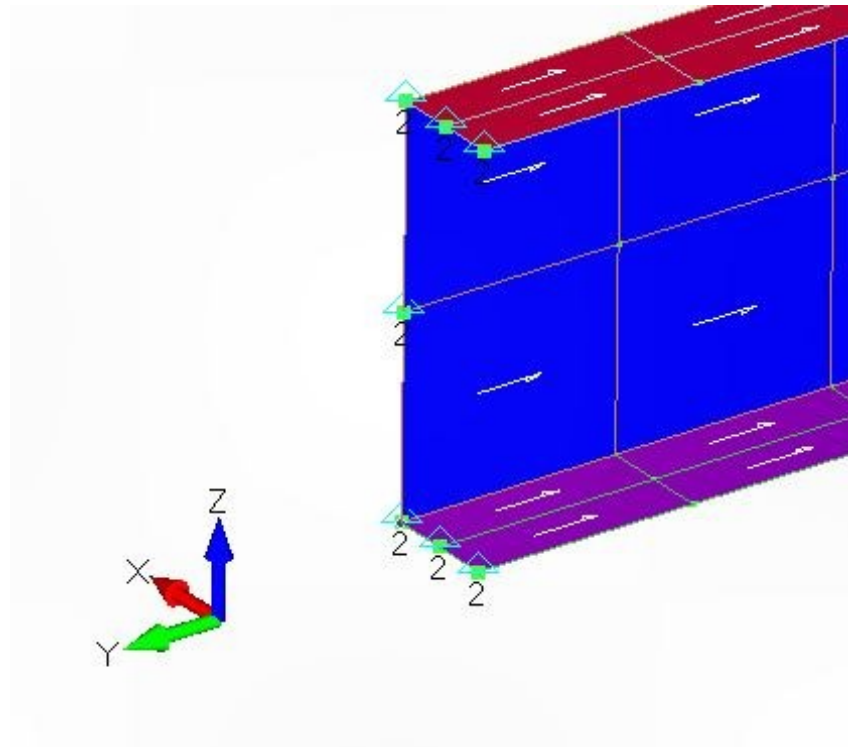
Na modelu bylo provedeno několik úprav, zejména elementů, tak aby odpovídal co nejvíce skutečnému tvaru křídla.



Obr. 82. Výpočtový model odpovídající skutečnému profilu křídla

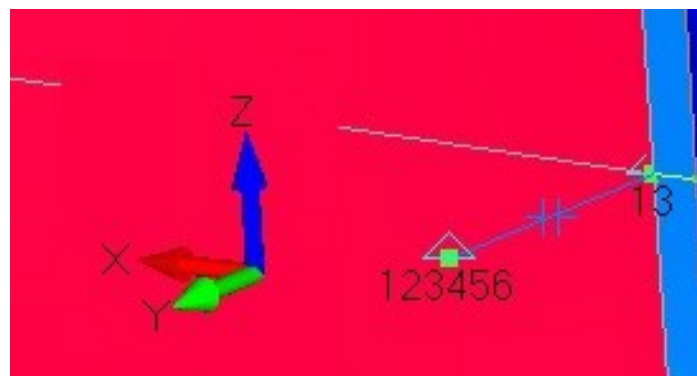
8.7 Okrajové podmínky modelu křídla

Pro správný chod výpočtového modelu je nutné v softwaru FEMAP vydefinovat správné uložení modelu, tak aby odpovídalo reálnému uchycení křídla do trupu letadla.



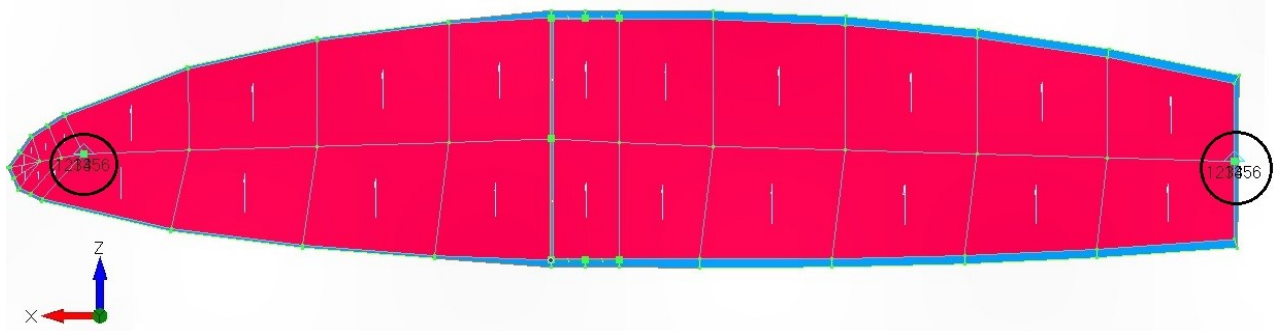
Obr. 83. Okrajové podmínky nosníku křídla

Na Obr. 83. lze vidět, že hlavní nosník je uložen pomocí podmínky symetrie. Uzlovým bodům na konci nosníku byl odebrán stupeň volnosti 2 tj. posun ve směru Y, jedná se o průběžný nosník.



Obr. 84. Uložení pomyslnými závěsy

Další potřebné stupně volnosti jsou odebrány pomocí pomyslných závěsů, které by byly uchycené do trupu letadla při reálné montáži křídla. Tyto závěsy jsou celkem dva (Obr. 85).



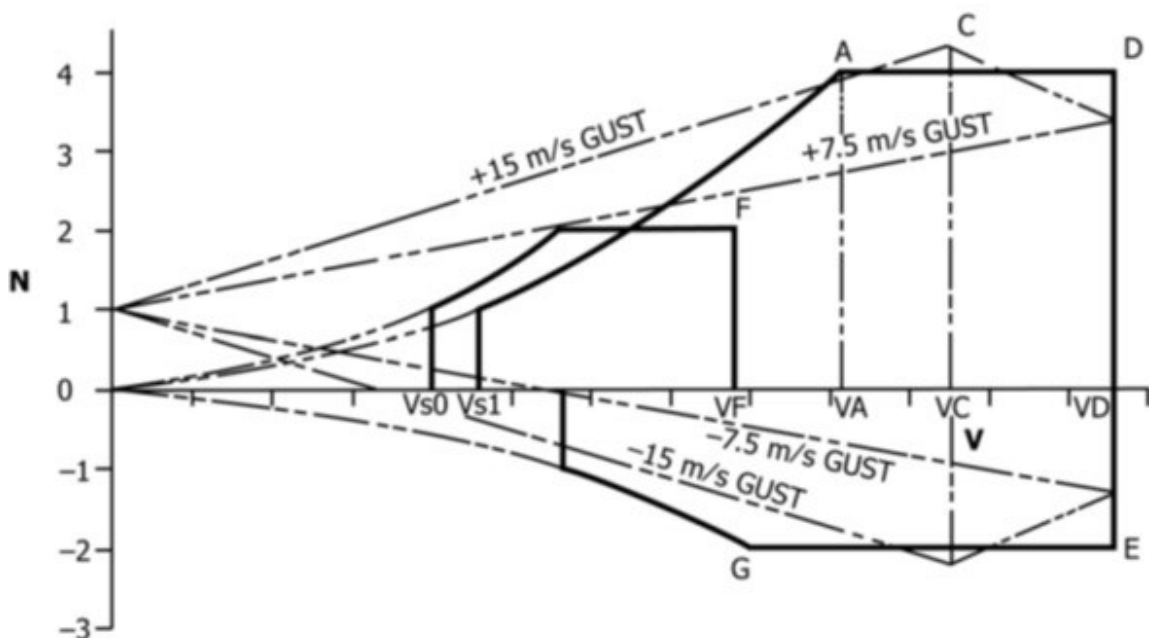
Obr. 85. Zobrazení umístění závěsů

8.8 Určení zatížení působící na křídlo

Nyní je nutné určit, jaké vnější zatížení bude působit na křídlo letadla. Určení tohoto zatížení je provedeno dle předpisu ASTM F2245 – 16C [31] (malá letadla do maximální vzletové hmotnosti 650 kg). Veškeré další postupy této kapitoly jsou v souladu s tímto předpisem.

Jsou vybrané pouze kritické případy zatížení křídla. Jde o zjednodušený postup, jelikož cílem této práce není stanovení zatížení celého letounu. Objem práce určení zatížení celého letounu je výrazně nad rámec této DP.

Zatížení odpovídá hmotnosti letadla, v tomto případě bude hmotnost letadla $M_{\text{tow}} = 650 \text{ kg}$.



Obr. 86. Obálka letového zatížení

Pro určení jednotlivých stavů zatížení slouží obálka zatížení zobrazená na Obr. 86. Na ose y jsou vyneseny násobky svíslého zatížení a na ose x příslušné rychlosti. Při návrhu budou posuzovány celkem tři případy zatížení. První případ je při maximální návrhové rychlosti

střemhlavého letu letounu a tento případ je vyneseno v obálce jako bod D. Druhý případ je při maximální návrhové manévrovací rychlosti letounu a tento případ je vyneseno v obálce jako bod A. Třetí případ zatížení bude při maximální návrhové rychlosti střemhlavého letu, ale při záporném násobku zatížení N a tento případ je vyneseno v obálce jako bod E.

8.8.1 Specifikace rychlostí

Nyní je nutné specifikovat rychlosti V_A a V_D . Tyto rychlosti jsou převzaty z letounu TL – Ultralight – Sirius a budou použity pouze pro účely této diplomové práce.

Maximální návrhová rychlost střemhlavého letu (maximal design dive speed)

$V_{NE} = 253 \text{ km/h} \Rightarrow$ s ohledem na předpis (F2245-16c, 4.1.1.2)

$$V_D = \frac{V_{NE}}{0,9} = \frac{253}{0,9} = 281 \text{ km/h} \quad (16)$$

Maximální návrhová manévrovací rychlost (maximal maneuvering speed)

$V_S = 90 \text{ km/h} \Rightarrow$ s ohledem na předpis (F2245-16c, 5.2.4.1)

$$V_A = V_S \cdot \sqrt{N_{max}} = 90 \cdot \sqrt{4} = 180 \text{ km/h} \quad (17)$$

8.8.2 Použité násobky zatížení

Dle F2245-16c, 5.2.5. budou použity následující násobky zatížení:

$$N_{max} = +4.$$

$$N_{min} = -2.$$

8.8.3 Poryvové případy zatížení

Dle F2245-16c, 5.2.5.

Poryvové případy zatížení nebudou uvažovány, viz začátek kapitoly 8.8.

8.8.4 Výpočet jednotlivých složek zatížení

Všechny výpočty jednotlivých složek zatížení jsou uvedeny pro rychlost V_D a výsledné hodnoty pro všechny případy zatížení jsou uvedeny v Tab. 15. Zatížení vypočtené v této kapitole je vztaženo na celé křídlo.

Dle F2245-16c, X1.3.5.1. bude vztlaková síla navýšena o 5%, kvůli uvážení vyvažovací síly vodorovných ocasních ploch, protože hodnota této síly není součástí tohoto výpočtu (nad rámec DP).

Výpočet vztlakové síly má následující vztah:

$$F_{tow} = M_{tow} \cdot N \cdot g \cdot 1,05 [N] \quad (18)$$

Pro násobek zatížení $N = 4$ je to tedy:

$$F_{tow} = M_{tow} \cdot N \cdot 1,05 = 650 \cdot 4 \cdot 10 \cdot 1,05 = 27\,300\,N \quad (19)$$

Úhel náběhu

Nyní je nutné zjistit úhel náběhu pro vyvození dané síly při dané rychlosti.

Pro zjištění úhlu náběhu je nutné získat součinitel vztlaku c_l . Součinitel vztlaku je závislý na použitém profilu křídla a také na proudění vzduchu kolem tohoto profilu. K porovnání je vhodné znát Reynoldsovo číslo. V závislosti na proudění vzduchu kolem profilu se také mění jeho poláry.

Reynoldsovo číslo lze obecně vypočítat dle vztahu:

$$R_e = \frac{V \cdot c}{\nu} \quad (20)$$

Kde:

- V – rychlost letounu [m/s].
- c – hloubka křídla [m].
- ν – kinematická viskozita vzduchu [m²/s].

Reynoldsovo číslo tedy pro rychlost V_D je následující:

$$R_e = \frac{V_D \cdot c}{\nu} = \frac{78,05 \cdot 1,220}{1,460 \cdot 10^{-5}} = 6\,522\,451 \quad (21)$$

Ke zjištění potřebných parametrů k určení úhlu náběhu budou použity data profilu při proudění vzduchu $R_e = 1\,000\,000$. Pro hodnotu $R_e = 6\,522\,451$ data nejsou dostupná. Rozdíly v datech jsou však nepatrné a další výpočty to nijak neovlivní.

Součinitel vztlaku lze vyjádřit z rovnice výpočtu síly pomocí dynamického tlaku a rovnice je následující:

$$F_{tow} = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot CL \cdot S \Rightarrow CL = \frac{2 \cdot F_{tow}}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (22)$$

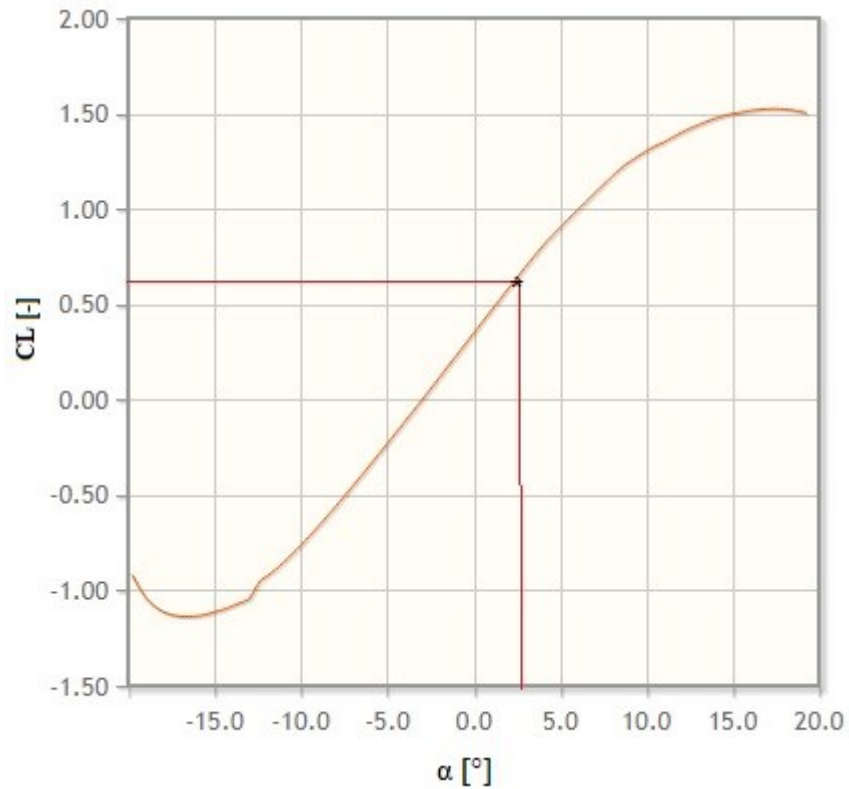
Kde:

- F_{tow} nebo L – vztlaková síla [N].
- ρ – hustota vzduchu [kg/m^3] dle ICAO ISA.
- v – rychlost letounu [m/s].
- CL – součinitel vztlaku [-].
- S – plocha křídla [m^2].

Pro rychlost V_D , je součinitel vztlaku:

$$CL = \frac{2 \cdot 27300}{1,225 \cdot 78,05^2 \cdot 9 \cdot 1,220} = 0,633 \quad (23)$$

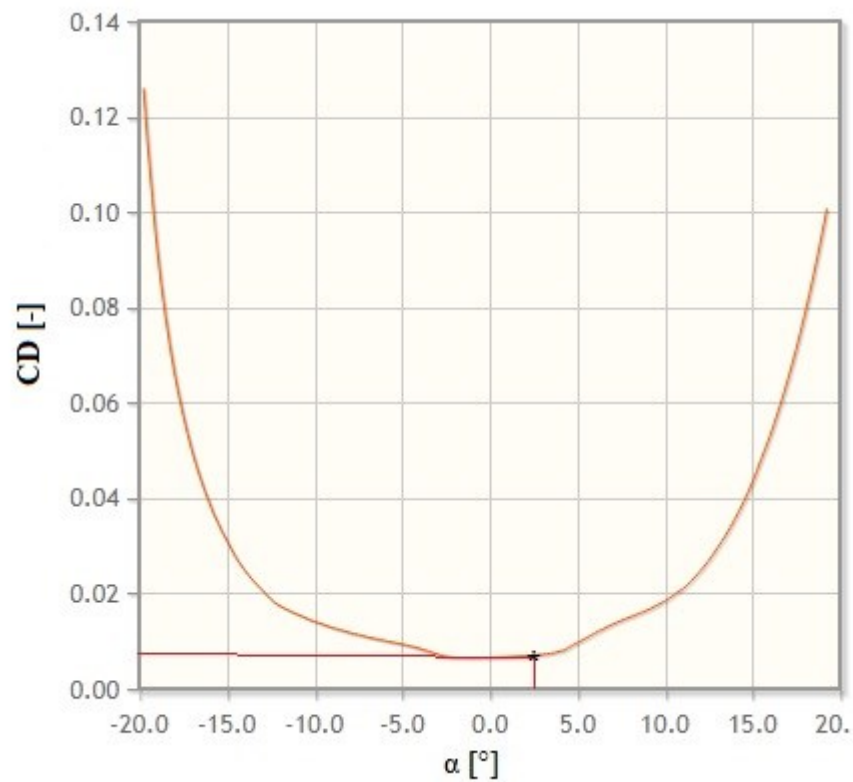
Nyní je možné dle dat pro použitý profil křídla a pro příslušné reynoldsovo číslo získat úhel náběhu. Profil při $Re = 6\,522\,451$ není dostupný \Rightarrow zvolen profil při $Re = 1\,000\,000$.



Obr. 87. Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro profil NACA 63-415, při $Re = 1\,000\,000$ [30]

Jak lze vidět na obrázku výše (Obr. 87.), tak pro tento případ je úhel náběhu $\alpha = 3^\circ$.

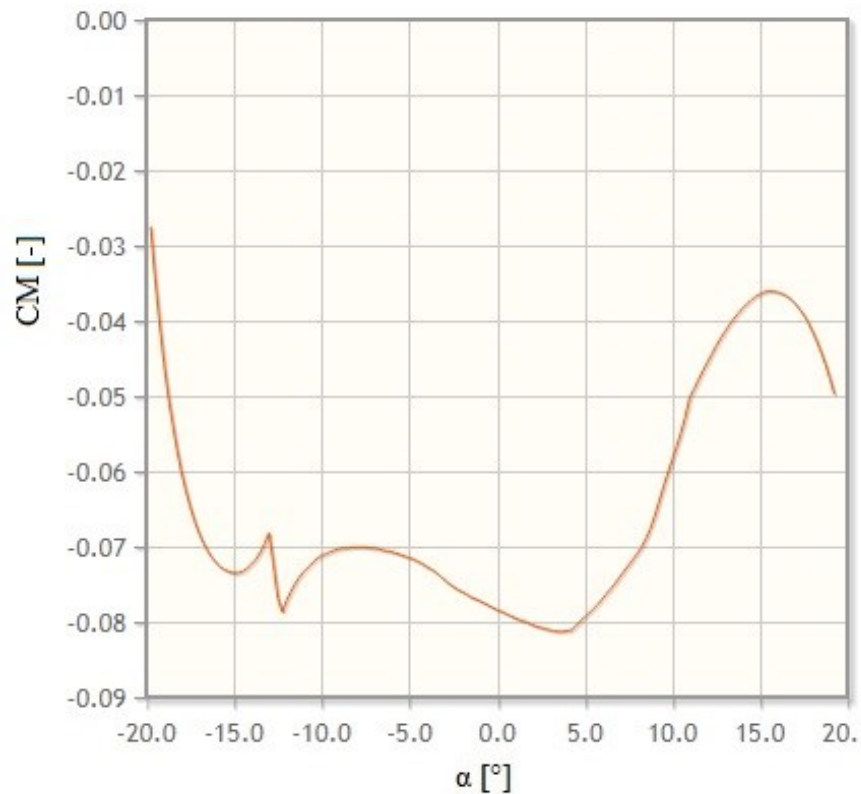
Nyní je možné na základě úhlu náběhu získat součinitel odporu.



Obr. 88. Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu pro profil NACA 63-415, při $Re = 1\,000\,000$ [30]

Pro tento případ je při úhlu náběhu $\alpha = 3^\circ$ součinitel odporu $CD = 0,01$.

Součinitel klopivého momentu CM se od -15° do $+10^\circ$ úhlu náběhu dá považovat za konstantní, protože zde dochází jen k nepatrným výkyvům.



Obr. 89. Závislost součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu pro profil NACA 63-415, při $Re = 1\,000\,000$ [30]

Výpočet klopivého momentu

Tento součinitel je při rychlosti V_D , $CM = -0,08$ a tato hodnota bude zvolena i pro ostatní případy zatížení. Pro rychlost V_A bude hodnota $CM = -0,08$ konzervativní.

Vztah pro výpočet klopivého momentu má následující vztah:

$$M_k = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot CM \cdot S \cdot C \quad (24)$$

Kde:

- M_k – klopivý moment [N.m].
- ρ – hustota vzduchu [kg/m^3].
- v – rychlost letounu [m/s].
- CM – součinitel klopivého momentu [-]
- S – plocha křídla [m^2].

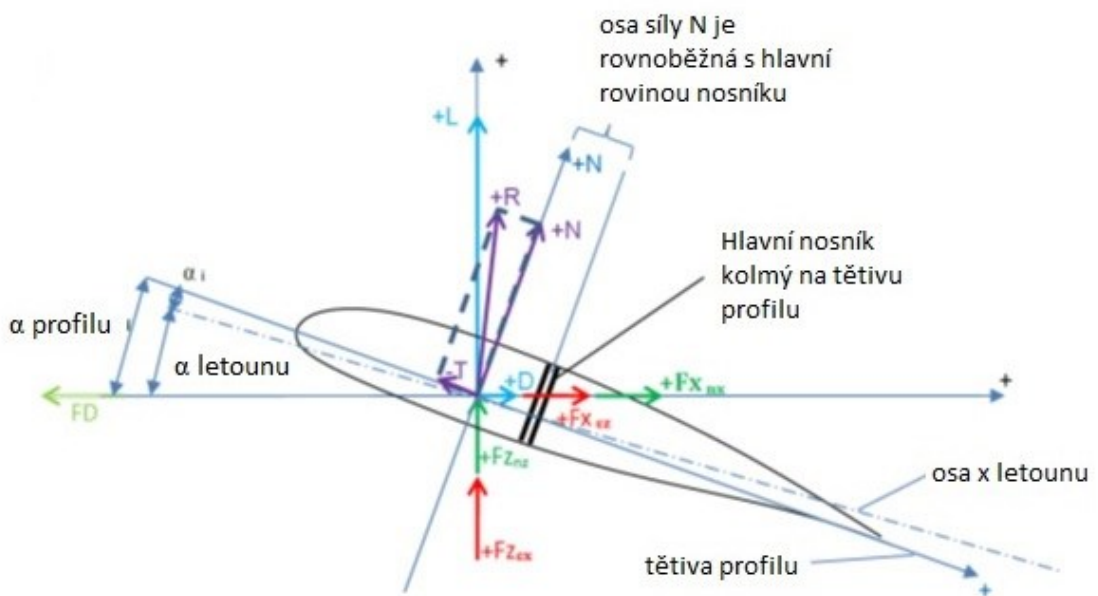
- C – hloubka křídla [m].

Pro rychlost V_D je pak klopivý moment:

$$M_k = \frac{1}{2} \cdot 1,29 \cdot 78,05^2 \cdot (-0,08) \cdot 9 \cdot 1,220^2 = \quad (25)$$

$$= -4211,3 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Celkové zatížení je nyní nutné rozložit na normálovou a tečnou složku síly, které se mění v závislosti na úhlu náběhu.



Obr. 90. Rozložení jednotlivých složek zatížení

Výpočet jednotlivých složek vztlakové síly

Pro rychlost V_D :

$$L = F_{tow} = 27\,300 \text{ N} \quad (26)$$

Výpočet normálové složky síly:

$$N_L = \cos(3^\circ) \cdot L = 0,99886 \cdot 27\,300 = 27\,263 \text{ N} \quad (27)$$

Výpočet tečné složky síly:

$$T_L = \sin(3^\circ) \cdot L = 0,05234 \cdot 27\,300 = 1\,429 \text{ N} \quad (28)$$

Výpočet jednotlivých složek odporové síly

Pro rychlost V_D

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_D^2 \cdot CD \cdot S = \frac{1}{2} \cdot 1,29 \cdot 78,05^2 \cdot 0,01 \cdot 10,98 = \quad (29)$$

$$= 431,5 \text{ N}$$

Výpočet normálové složky síly:

$$N_D = \sin(3^\circ) \cdot D = 0,05234 \cdot 431,5 = 23 \text{ N} \quad (30)$$

Výpočet tečné složky síly:

$$T_D = \cos(3^\circ) \cdot D = 0,99886 \cdot 431,5 = 430,8 \text{ N} \quad (31)$$

Celkový součet jednotlivých složek sil

Celková normálová síla:

$$N_{celk} = N_L + N_D = 27\,263 + 23 = 27\,286 \text{ N} \quad (32)$$

Celková tečná síla:

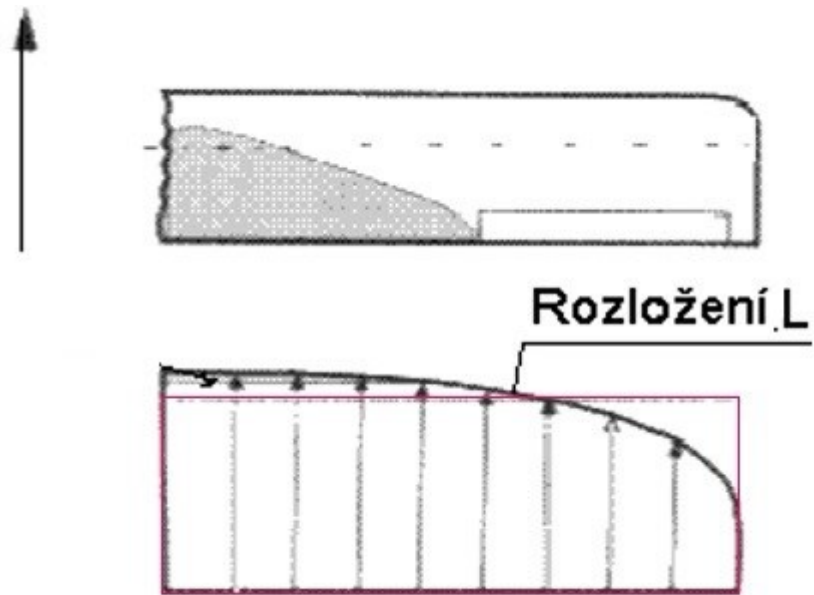
$$T_{celk} = T_L + T_D = 1\,429 + 430,8 = 1\,860 \text{ N} \quad (33)$$

8.8.5 Souhrn výsledků pro všechny případy zatížení

Zde jsou uvedeny všechny složky sil a klopivé momenty pro všechny případy zatížení, které budou zadány do výpočtového modelu v softwaru FEMAP.

Na křídlo tyto síly působí jako spojité zatížení po celém rozpětí křídla. Protože se jedná o symetrickou úlohu, je potřeba vypočtené síly vztáhnout pouze na polorozpětí.

V modelu bude použito jednoduché rozložení spojitěho zatížení, které je konzervativní oproti reálnému zatížení křídla. Na obrázku (Obr. 91.) je zjednodušené rozložení zaznačeno červeným obdélníkem.

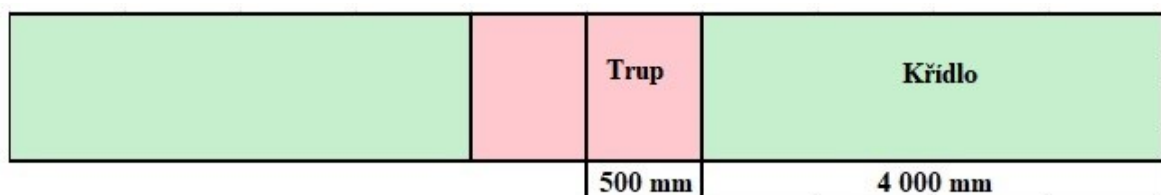


Obr. 91. Použité zjednodušené konzervativní rozložení

Tab. 15. Shrnutí vypočteného zatížení

	1. případ zatížení (rychlost V_D)	2. případ zatížení (rychlost V_A)	3. případ zatížení (rychlost V_D zápor)
Nás. zatížení N [-]	4	4	-2
Rychlost V [m/s]	78,05	50	78,05
F_{tow} [N]	27 300	27 300	- 13 650
Re [-]	6 522 451	6 522 451	4 178 082
CL [-]	0,6	1,5	-0,3
α [°]	3	15	-6
CD [-]	0,010	0,040	0,012
CM [-]	-0,08	-0,08	-0,08
D [N]	431,5	708	518
N_{celk} [N]	27 286	26 553	-13 629
T_{celk} [N]	1 860	-7 750	1 942
M_k [N.m]	-4 211	-1 728	- 4 211

V následující tabulce jsou uvedeny hodnoty jednotlivých složek sil, vztažené pouze na vzdálenost od trupu po volný konec poloviny křídla.



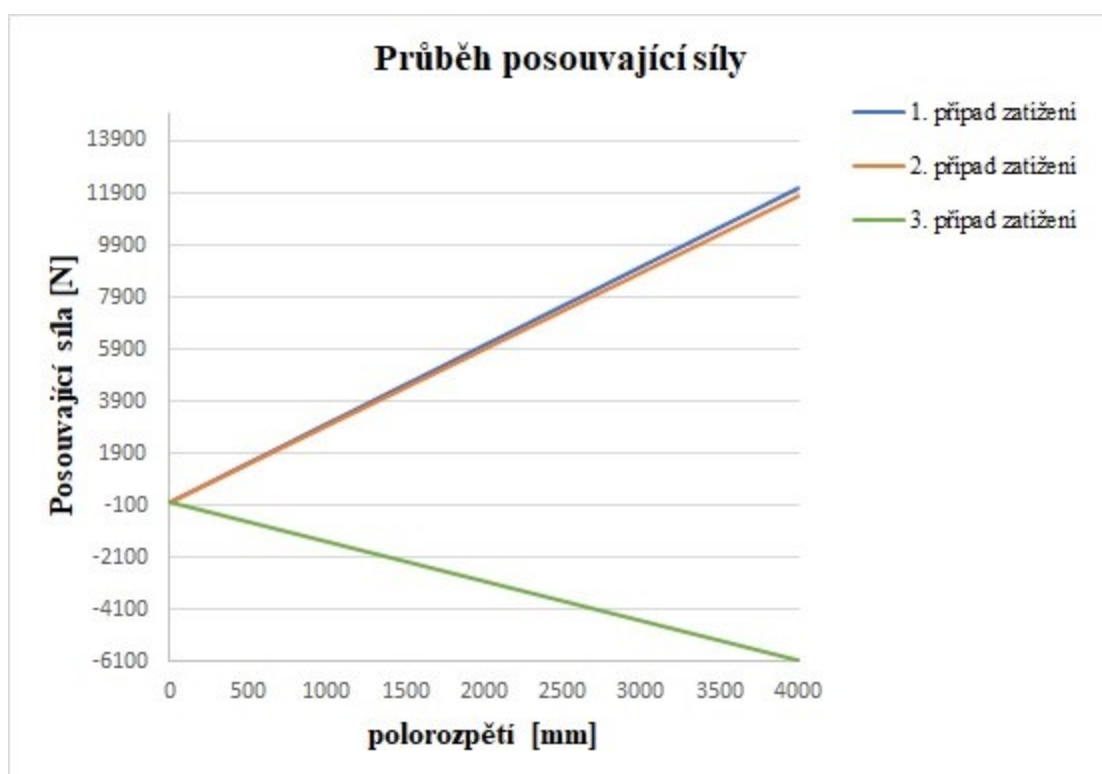
Obr. 92. Vzdálenost křídla, na které působí zatížení, vyznačená zelenou barvou

Tab. 16. Zatížení působící na vzdálenost poloviny křídla k trupu

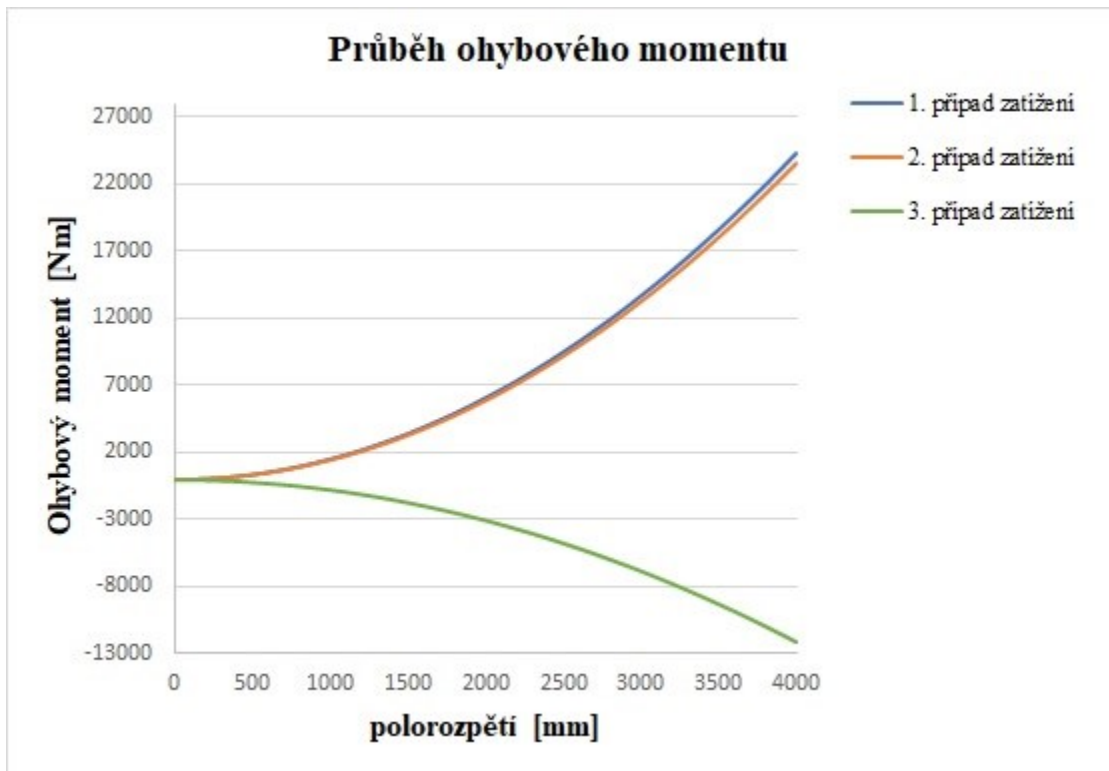
	1. případ zatížení (rychlost V_D)	2. případ zatížení (rychlost V_A)	3. případ zatížení (rychlost V_D zápor)
N [N]	12 128	11 801	-6 057
T [N]	827	-3 444	863
M [Nm]	- 1 872	- 768	- 1 872

8.9 Návrh hlavního nosníku

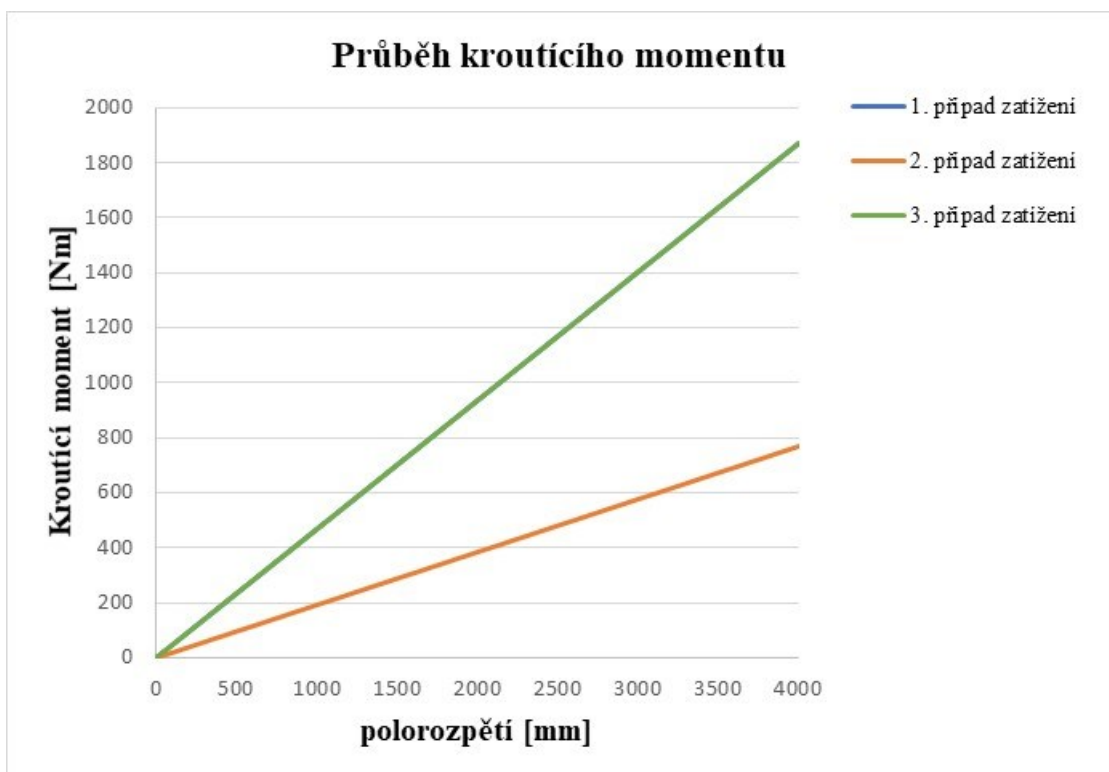
Pásnice hlavního nosníku budou navrhovány na přenos ohybového momentu a stojina nosníku bude navrhována na přenos posouvající smykové síly. Z průběhu ohybového momentu (Obr. 94.) a posouvající síly (Obr. 93.) všech třech případů zatížení, byl pro hrubý návrh zvolen první případ zatížení, kde je posouvající síla a ohybový moment u kořene křídla nejvyšší.



Obr. 93. Průběh posouvající síly pro všechny uvažované případy zatížení



Obr. 94. Průběh ohybového momentu pro všechny uvažované případy zatížení



Obr. 95. Průběh kroucího momentu pro všechny uvažované případy zatížení

Případy zatížení s rychlostí V_D mají totožné průběhy kroucího momentu. Případ zatížení s rychlostí V_A , má maximální kroucí moment nižší než první a třetí případ zatížení.

Návrh musí vycházet z výpočtového zatížení, kdy provozní zatížení určené v kapitole 8.8 musí být vynásobeno součinitelem bezpečnosti a zvyšujícím součinitelem zohledňujícím vliv prostředí.

Obecně tedy:

$$L_u = L_L \cdot f_s \cdot f_{env} \quad (34)$$

Kde:

- L_L – Provozní zatížení [N].
- L_U – Početní zatížení [N].
- f_s – Součinitel bezpečnosti [-].
- f_{env} – Součinitel vlivu prostředí [-].

Součinitele jsou následující:

- Součinitel bezpečnosti – $f_s = 1,5$ dle ASTM.
- Součinitel vlivu prostředí – $f_{env} = 1,5$ dle EASA CM-S-006.

Tab. 17. Početní zatížení použité k návrhu hlavních nosných prvků křídla

	1. případ zatížení (rychlost V_D)	2. případ zatížení (rychlost V_A)	3. případ zatížení (rychlost V_D zápor)
N_u [N]	27 288	26 552	-13 628
T_u [N]	1 861	-7 749	1 942
M_{ku} [Nm]	- 4 212	- 1 728	- 4 212

8.9.1 Návrh horní pásnice

Protože se ohybový moment po rozpětí mění, je možné navrhnout pásnici s proměnnou tloušťkou po rozpětí. Největší tloušťka bude u kořene křídla a nejmenší pak na volném konci křídla. Tato skutečnost je výhodou hlavně pro ušetření materiálu a tím také váhy křídla.

Polovina křídla byla rozdělena celkem na 8 segmentů, ve kterých byl vypočten ohybový moment potřebný k návrhu.

Dále je nutné vyjádřit normálovou sílu z ohybového momentu, a to pomocí následujícího vztahu:

$$N = \frac{M_o}{h_e} \quad (35)$$

Kde:

- N – Normálová síla [N].
- M_o – Ohybový moment v příslušném řezu [Nmm].
- h_e – Efektivní výška nosníku [mm].

Nyní je nutné získat potřebnou plochu pásnice z výpočtu normálového napětí.

$$\sigma = \frac{N}{S_p} \quad (36)$$

Kde:

- σ – Normálové napětí [MPa].
- N – Normálová síla [N].
- S_p – plocha průřezu pásnice [mm²].

Za předpokladu, že šířka pásnice je zvolená ($b = 50$ mm), jediná proměnná je tedy tloušťka.

Pak lze vyjádřit tloušťku pásnice ze vztahu (36) následně:

$$t_p = \frac{N}{b \cdot \sigma_{dov}} \quad (37)$$

Kde:

- t_p – Tloušťka pásnice [mm].
- N – Normálová síla [N].
- σ_{dov} – Dovolené normálové napětí v tlaku získané z materiálových zkoušek [MPa].
]. => $\sigma_{dov} = 1\,207$ MPa.
- b – Šířka pásnice [mm].

Pro budoucí výrobu nosníku je nutné znát počet vrstev, která se získá následně:

$$n_{vrstev} = \frac{t_p}{t_{vrstvy}} \quad (38)$$

Kde:

- n_{vrstev} – Počet vrstev laminátu [-].
- t_p – Tloušťka pásnice [mm].
- t_{vrstvy} – Tloušťka příslušné laminy [mm].

Tab. 18. Návrh horní pásnice

Řez číslo	Vzdálenost od volného konce [mm]	M_o [Nmm]	N [N]	t_p [mm]	n_{vrstev}	Zvoleno vrstev
1	500	852 750	4 802	0,08	0,53	4
2	1000	3 411 000	19 206	0,32	2,12	4
3	1500	7 674 750	43 214	0,72	4,77	5
4	2000	13 644 000	76 824	1,27	8,49	9
5	2500	21 318 750	120 038	1,99	13,26	14
6	3000	30 699 000	172 855	2,86	19,09	20
7	3500	41 784 750	235 274	3,90	25,99	26
8	4000	54 576 000	307 297	5,09	33,95	34

Počet vrstev musí být upraven na nejbližší vyšší číslo a 4 vrstvy budou zvoleny jako nejmenší možný počet vrstev, z důvodu technologie výroby.

8.9.2 Návrh dolní pásnice

Postup při návrhu tažené pásnice je totožný s návrhem tlačené pásnice. Jediný rozdíl v návrhu je dosažení hodnoty dovoleného normálového napětí v tahu $\Rightarrow \sigma_{dov} = 2\,163$ MPa.

Výsledné hodnoty návrhu jsou uvedeny v Tab. 19.

Tab. 19. Návrh dolní pásnice

Řez číslo	Vzdálenost od volného konce [mm]	M_0 [Nmm]	N [N]	t_p [mm]	n_{vstev}	Zvoleno vrstev
1	500	852 750	4 802	0,04	0,30	4
2	1000	3 411 000	19 206	0,18	1,18	4
3	1500	7 674 750	43 214	0,40	2,66	4
4	2000	13 644 000	76 824	0,71	4,74	5
5	2500	21 318 750	120 038	1,11	7,40	8
6	3000	30 699 000	172 855	1,60	10,66	11
7	3500	41 784 750	235 274	2,18	14,50	15
8	4000	54 576 000	307 297	2,84	18,94	19

Počet vrstev musí být upraven na nejbližší vyšší celé číslo a 4 vrstvy budou zvoleny jako nejmenší možný počet vrstev, z důvodu technologie výroby.

8.9.3 Návrh stojiny

Protože se posouvající síla po rozpětí mění, je možné navrhnout stojinu s proměnnou tloušťkou po rozpětí. Největší tloušťka stojiny bude u kořene křídla a nejmenší pak na volném konci křídla. Tato skutečnost je výhodou hlavně pro ušetření materiálu a tím také váhy křídla.

Polovina křídla byla rozdělena celkem na 8 segmentů, ve kterých byla vypočtena posouvající síla potřebná k návrhu.

Výpočet posouvající síly má následující vztah:

$$T = q \cdot x \quad (39)$$

Kde:

- T – posouvající smyková síla [N].
- q – spojité zatížení [N/mm].

- x – Vzdálenost řezu od volného konce [mm].

Pro získání plochy potřebné k přenosu daného zatížení je využit vztah:

$$\tau = \frac{T}{S_s} \quad (40)$$

Kde:

- τ – Smykové napětí [MPa].
- T – Posouvající smyková síla [N].
- S_s – Plocha průřezu stojiny [mm²].

Za předpokladu, že Výška stojiny je $h_s = 175,7$ mm, jediná proměnná je tedy tloušťka stojiny.

Pak lze vyjádřit tloušťku stojiny následně:

$$t_s = \frac{T}{h_s \cdot \tau_{dov}} \quad (41)$$

Kde:

- t_s – Tloušťka stojiny [mm].
- T – Posouvající smyková síla [N].
- h_s – Výška stojiny [mm].
- τ_{dov} – Dovolené napětí ve smyku získané z materiálových zkoušek [MPa]. $\Rightarrow \tau_{dov} = 127$ MPa.

Pro budoucí výrobu nosníku je nutné znát počet vrstev stojiny, která se získá následně:

$$n_{vrstev} = \frac{t_s}{t_{vrstvy}} \quad (42)$$

Kde:

- n_{vrstev} – Počet vrstev laminátu [-].
- t_s – Tloušťka stojiny [mm].
- t_{vrstvy} – Tloušťka příslušné laminy [mm].

Tab. 20. Návrh stojiny

Řez číslo	Vzdálenost od volného konce [mm]	T [N]	t_s [mm]	n_{vrstev}	Zvoleno vrstev
1	500	3411	0,54	2,44	4
2	1000	6822	1,07	4,88	6
3	1500	10233	1,61	7,32	8
4	2000	13644	2,15	9,77	10
5	2500	17055	2,69	12,21	14
6	3000	20466	3,22	14,65	16
7	3500	23877	3,76	17,09	18
8	4000	27288	4,30	19,53	20

Počet vrstev musí být upraven na nejbližší vyšší sudé číslo, tak aby mohl být laminát symetrický. 4 vrstvy budou zvoleny jako nejmenší možný počet vrstev.

Stojina bude složena jako sendvičová struktura, kdy jako jádro bude sloužit pěna Airex C71.75 s tloušťkou 5 mm a jako nosné potahy budou právě vypočtené vrstvy z tkaniny, kladené 45° vůči podélné ose křídla. Stojina bude vyráběna tímto způsobem z důvodu stability.

8.10 Návrh nosného potahu

Jak bylo řečeno výše, o přenos kroutícího momentu se stará pouze nosný potah křídla. Při návrhu bude vycházeno z Bredtova vztahu, který je popsán v kapitole 2.2.2.

Návrh bude proveden pro nejvyšší kroutící moment, který je u kořene křídla (4000 mm od volného konce křídla), a tloušťka potahu bude po celé délce křídla konstantní.

Postup návrhu pro první případ zatížení (rychlost V_D) je tedy následovný:

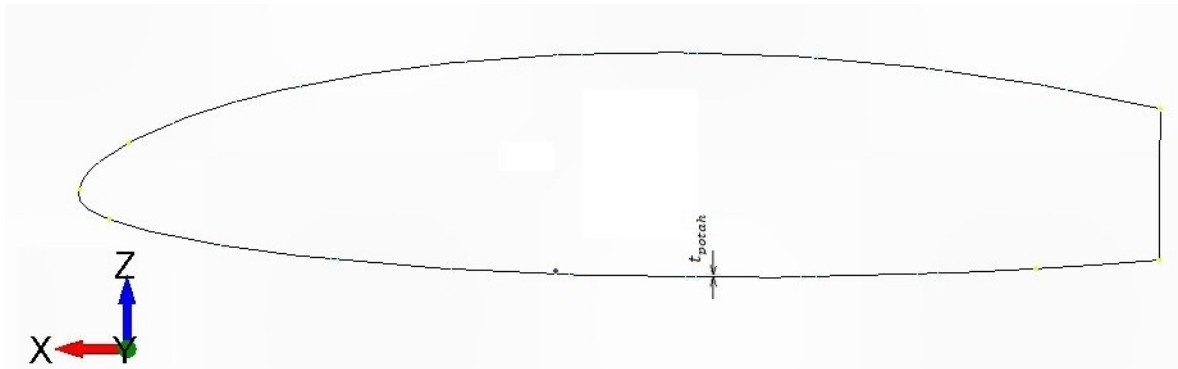
$$q_k = \frac{M_k}{2 \cdot U} \quad (43)$$

Kde:

- q_k – Smykový tok působící ve střednici potahu [N/m].
- M_k – Kroutící moment [Nm].
- U – Plocha průřezu potahu [m²].

Plocha průřezu potahu se získá ze součinu obvodu střednice potahu a tloušťky potahu.

$$U = o \cdot t_{potah} \quad (44)$$



Obr. 96. Střednice potahu zobrazená v softwaru FEMAP

Ze smykového toku se smyková síla získá následně:

$$F_{qk} = q_k \cdot o \quad (45)$$

Smykové napětí se tedy vypočte jako:

$$\tau = \frac{q_k \cdot o}{o \cdot t_{potah}} \quad (46)$$

Vyjádření q_k ze vztahu (46):

$$q_k = \tau \cdot t_{potah} \quad (47)$$

Protože je známý pouze kroutící moment (Tab. 17.) a dovolené smykové napětí získané z materiálových zkoušek (Tab. 14.), je nutné dosadit do vztahu (43) q_k vyjádřené ze vztahu (46) a následně vyjádřit tloušťku potahu t_{potah} .

Vyjádření má následující vztah:

$$t_{potah} = \sqrt{\frac{M_k}{\tau_{dov} \cdot 2 \cdot o}} \quad (48)$$

Kde:

- t_{potah} – Tloušťka potahu [mm].
- M_k – Kroutící moment [Nmm].
- τ_{dov} – Dovolené napětí ve smyku získané z materiálových zkoušek [MPa] $\Rightarrow \tau_{dov} = 127$ MPa.
- o – Obvod střednice potahu [mm].

Dosažením hodnot, první případ zatížení, se získá potřebná tloušťka potahu:

$$t_{potah} = \sqrt{\frac{M_k}{\tau_{dov} \cdot 2 \cdot o}} = \sqrt{\frac{4\,212}{127 \cdot 2 \cdot 1990}} = 0,1 \text{ mm} \quad (49)$$

Tloušťka potahu vyšla hodně malá, proto se z technologického hlediska bude skládat z celkem 4 vrstev tkaninové laminy.

Potah bude složen jako symetrická sendvičová struktura, kdy jádro bude tvořit 5 mm tlustá pěna Airex C71.75 a vnější potahy budou složeny z dvou vrstev tkaninové laminy z každé strany.

Důvod přidání pěnového je z důvodu stability, která by se případně ověřila dalšími výpočty.

8.11 Kontrola horní pásnice v pomoci FEM

Počty vrstev získány ručními výpočty byly definovány v softwaru FEMAP a aplikovány na výpočtový model křídla. Následně proběhla kontrola, zda takto navržené pásnice vyhovují.

Pro kontrolu byl zvolen jako nekritičtější řez u kořene křídla, kde se vyskytuje nejvyšší ohybový moment.

Hodnoty napětí všech jednotlivých vrstev jsou vypsány v tabulce (Tab. 21.). Index x u napětí značí napětí ve směru vláken jednosměrného laminátu. Index y u napětí značí napětí ve směru kolmém na výztužná vlákna laminátu.

Tab. 21. Hodnoty napětí všech vrstev horní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu

	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
Číslo vrstvy	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	-1 065,6	12,9	-1 079,1	13,0	547,6	-6,83
2	-1 062,9	12,9	-1 076,9	13,0	546,3	-6,80
3	-1 060,3	12,8	-1 074,7	12,9	545,0	-6,77
4	-1 057,6	12,8	-1 072,4	12,9	543,9	-6,74
5	-1 054,9	12,7	-1 070,2	12,8	542,7	-6,71
6	-1 052,3	12,7	-1 067,9	12,8	541,6	-6,68
7	-1 049,6	12,6	-1 065,7	12,8	540,5	-6,66
8	-1 046,9	12,5	-1 063,4	12,7	539,4	-6,63
9	-1 044,3	12,5	-1 061,2	12,7	538,3	-6,60
10	-1 042,0	12,4	-1 058,9	12,6	537,2	-6,57
11	-1 039,6	12,4	-1 056,7	12,6	536,1	-6,54
12	-1 037,3	12,3	-1 054,5	12,6	535,0	-6,51
13	-1 035,0	12,2	-1 052,2	12,5	533,8	-6,49
14	-1 032,6	12,2	-1 050,0	12,5	532,7	-6,46
15	-1 030,3	12,1	-1 047,7	12,5	531,6	-6,43
16	-1 027,9	12,1	-1 045,5	12,4	530,5	-6,40
17	-1 025,6	12,0	-1 043,2	12,4	529,4	-6,37
18	-1 020,6	11,9	-1 037,7	12,3	526,6	-6,30
19	-1 019,6	11,8	-1 035,5	12,2	525,5	-6,27
20	-1 018,5	11,7	-1 033,2	12,2	524,8	-6,24
21	-1 017,5	11,7	-1 031,0	12,2	524,3	-6,22
22	-1 016,4	11,6	-1 028,7	12,1	523,8	-6,19
23	-1 015,4	11,6	-1 026,5	12,1	523,3	-6,16
24	-1 014,4	11,5	-1 024,2	12,0	522,8	-6,13
25	-1 013,3	11,4	-1 022,0	12,0	522,3	-6,10
26	-1 012,3	11,4	-1 019,7	12,0	521,8	-6,07
27	-1 011,2	11,3	-1 017,5	11,9	521,3	-6,05
28	-1 010,2	11,3	-1 015,2	11,9	520,8	-6,02
29	-1 009,2	11,4	-1 013,0	11,9	520,3	-5,99
30	-1 008,1	11,5	-1 010,9	11,8	519,8	-5,96
31	-1 007,1	11,6	-1 009,5	11,8	519,2	-5,93
32	-1 006,1	11,7	-1 008,1	11,7	518,7	-5,90
33	-1 005,0	11,8	-1 006,7	11,8	518,2	-5,87
34	-1 004,0	11,9	-1 005,3	11,9	517,7	-5,85
σ_{\max}	-1 066	13	-1 079	13	548	-7

Z výsledků jde vidět, že napětí v horní vrstvě je nejvyšší a napětí ve spodní vrstvě je nejnižší. Řádově se toto napětí dá považovat za konstantní ve všech vrstvách.

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku ve směru vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 1\,207$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{1\,207}{1\,066} = 1,13 \quad (50)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tahu kolmo na směr vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 40$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{40}{13} = 3,1 \quad (51)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku ve směru vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 1\,207$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{1\,207}{1\,079} = 1,12 \quad (52)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tahu kolmo na směr vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 40$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{40}{13} = 3,1 \quad (53)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu ve směru vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 2\,163$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

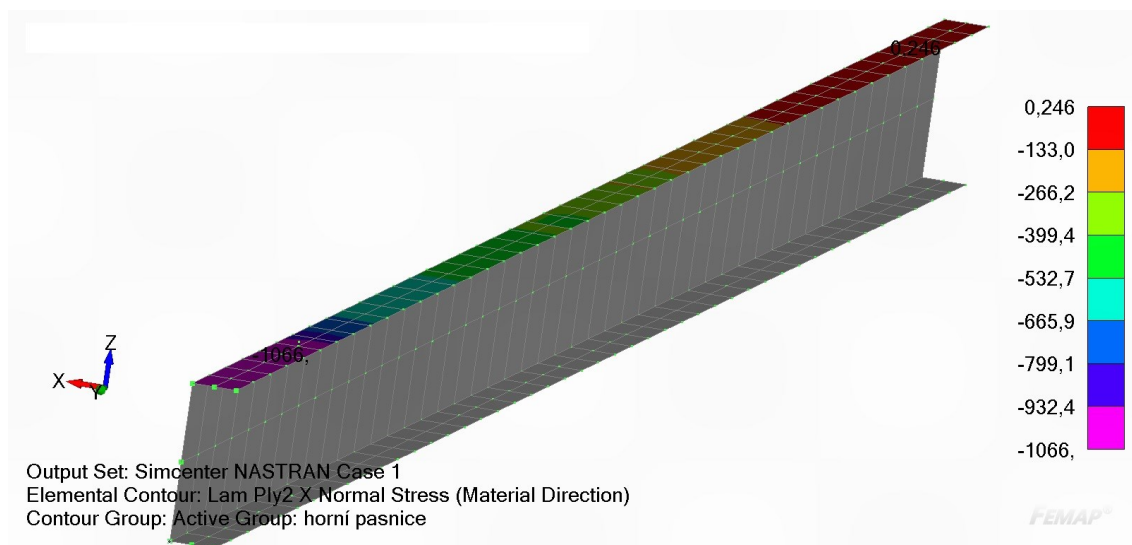
$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{2\,163}{548} = 3,95 \quad (54)$$

Pro σ_y :

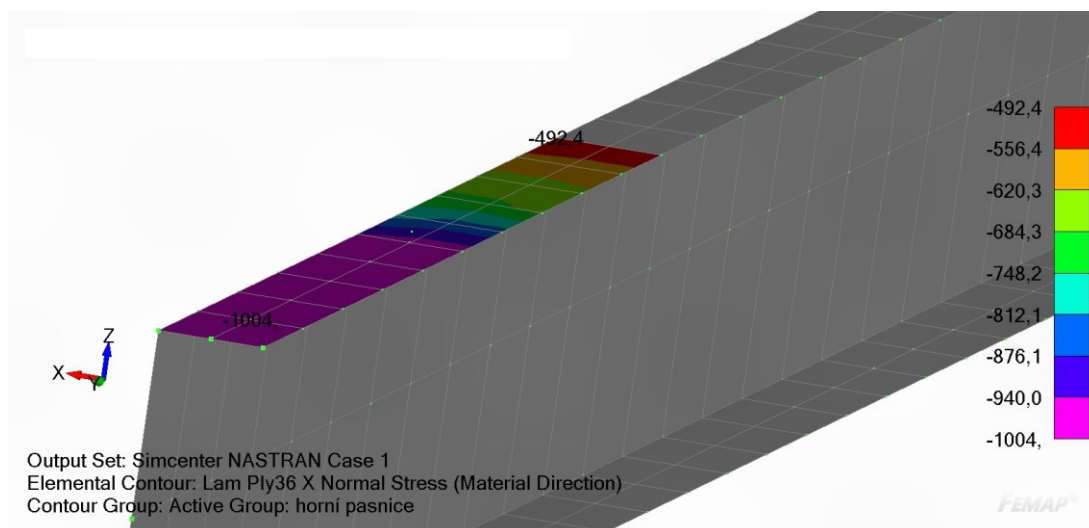
Dovolené napětí v tlaku kolmo na směr vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 177$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{177}{7} = 25,3 \quad (55)$$



Obr. 97. Napětí σ_x na vrchní vrstvě (č. 1) horní pásnice pro 1. případ zatížení



Obr. 98. Napětí σ_x na spodní vrstvě (č. 34) horní pásnice pro 1. případ zatížení

Na Obr. 97. a Obr. 98. lze pozorovat změnu v napětí mezi vrchní a spodní vrstvou laminátu horní pásnice, zobrazenou na elementech výpočtového modelu.

8.11.1 Kontrola vrstev z tkaniny

Protože je stojina složena z tkaninového laminátu, musí být mezi sebou pásnice se stojinou provázány. To bylo zajištěno tak, že některé vrstvy stojiny byly přidány k vrstvám jednosměrného laminátu pásnic.

Aby bylo možné tyto vrstvy z tkaniny zkontrolovat, zda vyhovují, musejí se výsledky spočtené Softwarem transformovat do příslušného souřadnicového systému.

Tab. 22. Hodnoty napětí vrstev tkaniny horní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu

Číslo vrstvy	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	-175,9	-183,1	-177,6	-153,4	93,0	94,8
2	-244,5	-243,5	-241,0	-240,0	122,9	122,4
3	-173,0	-152,3	-173,6	-129,4	91,7	79,8
σ_{\max}	-245	-244	-241	-240	123	122

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{560}{245} = 2,29 \quad (56)$$

Pro σ_y :

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{244} = 2,30 \quad (57)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{560}{241} = 2,32 \quad (58)$$

Pro σ_y :

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{240} = 2,33 \quad (59)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{123} = 6,76 \quad (60)$$

Pro σ_y :

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{832}{122} = 6,82 \quad (61)$$

Všechny vrstvy z tkaniny v horní pásnici vyhovují všem třem případům zatížení, a to s velmi velkou rezervou.

8.12 Kontrola dolní pásnice pomocí FEM

Počty vrstev z Tab. 19. byly aplikovány na příslušné elementy výpočetního modelu a následně byla dolní pásnice zkontrolována při zatížení všech třech případů zatížení, tak jako tomu bylo u kontroly horní pásnice.

Pro kontrolu byl zvolen jako nekritičtější řez u kořene křídla, kde se vyskytuje nejvyšší ohybový moment.

Hodnoty napětí všech jednotlivých vrstev jsou vypsány v tabulce (Tab. 23.). Index x u napětí značí napětí ve směru vláken jednosměrného laminátu. Index y u napětí značí napětí ve směru kolmém na výztužná vlákna laminátu.

Tab. 23. Hodnoty napětí všech vrstev dolní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu

Číslo vrstvy	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	1 618,1	-27,9	1 854,3	-29,7	-749,7	12,8
2	1 618,5	-27,9	1 853,3	-29,7	-750,0	12,8
3	1 618,9	-27,9	1 852,4	-29,6	-750,2	12,8
4	1 619,2	-27,9	1 851,5	-29,6	-750,4	12,8
5	1 619,6	-27,9	1 850,5	-29,6	-750,6	12,9
6	1 620,0	-27,9	1 849,6	-29,6	-750,8	12,9
7	1 620,4	-28,0	1 848,7	-29,6	-751,0	12,9
8	1 620,7	-28,0	1 847,8	-29,6	-751,9	12,9
9	1 626,9	-28,0	1 845,5	-29,6	-754,2	12,9
10	1 629,5	-28,0	1 845,0	-29,6	-755,2	12,9
11	1 632,0	-28,0	1 847,6	-29,6	-756,4	12,9
12	1 634,5	-28,1	1 851,1	-29,6	-757,6	12,9
13	1 637,0	-28,1	1 855,2	-29,6	-758,8	13,0
14	1 639,5	-28,1	1 859,3	-29,6	-760,0	13,0
15	1 642,0	-28,1	1 863,4	-29,6	-761,2	13,0
16	1 644,6	-28,1	1 867,5	-29,6	-762,5	13,0
17	1 647,1	-28,1	1 871,6	-29,6	-763,7	13,0
18	1 649,6	-28,2	1 875,7	-29,6	-764,9	13,0
19	1 652,1	-28,2	1 879,8	-29,6	-766,1	13,0
σ_{max}	1652	-28	1880	-30	-766	13

Z výsledků jde vidět, že napětí v horní vrstvě je nejvyšší a napětí ve spodní vrstvě je nejnižší. Řádově se toto napětí dá považovat za konstantní ve všech vrstvách. Dále si lze povšimnout, že u 3. případu zatížení není spodní pásnice namáhána tahem, ale tlakem, protože se jedná o případ zatížení při letu na zádech.

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu ve směru vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 2\,163$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{2\,163}{1\,652} = 1,31 \quad (62)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku kolmo na směr vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 177$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{177}{28} = 6,32 \quad (63)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu ve směru vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 2\,163$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{2\,163}{1\,880} = 1,15 \quad (64)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku kolmo na směr vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 177$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{177}{30} = 5,9 \quad (65)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku ve směru vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 1\,207$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

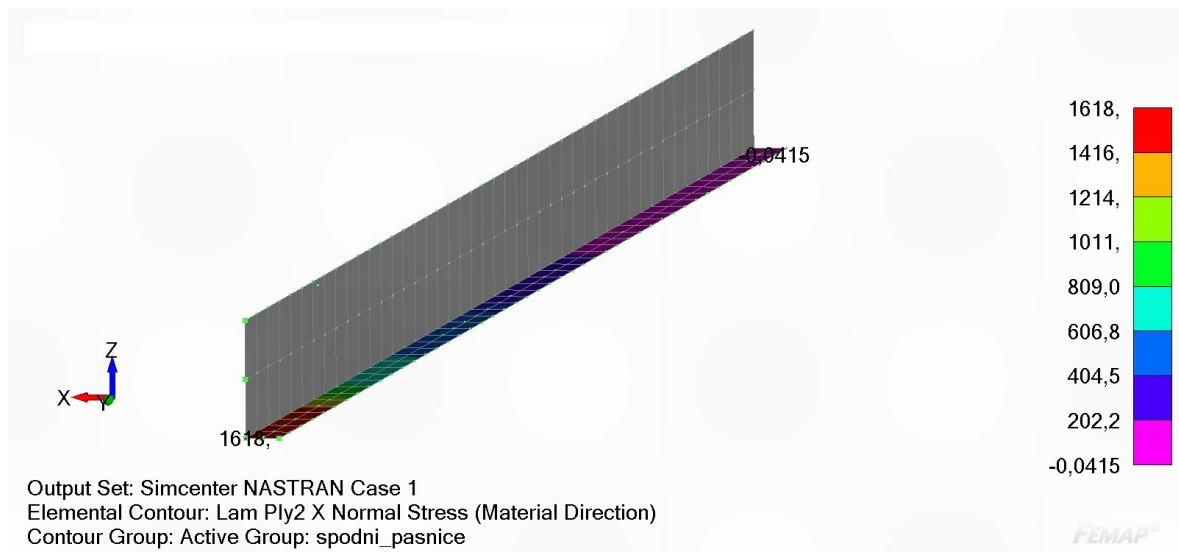
$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{1\,207}{766} = 1,58 \quad (66)$$

Pro σ_y :

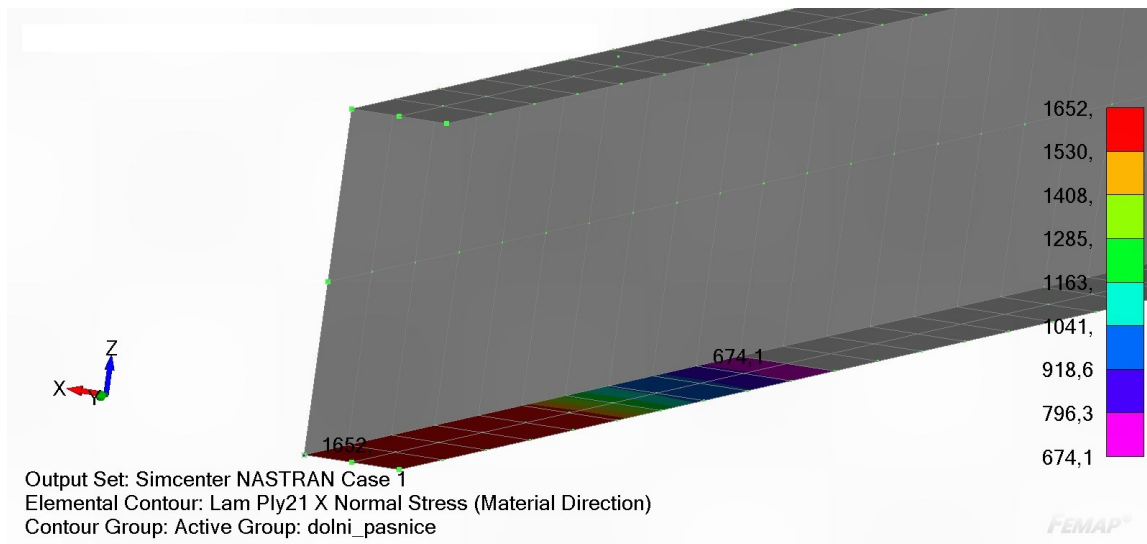
Dovolené napětí v tahu kolmo na směr vláken laminátu – $\sigma_{dov} = 40$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{40}{13} = 3,08 \quad (67)$$



Obr. 99. Napětí σ_x na vrchní vrstvě (č. 1) dolní pásnice pro 1. případ zatížení



Obr. 100. Napětí σ_x na spodní vrstvě (č. 19) dolní pásnice pro 1. případ zatížení

Na Obr. 99. a Obr. 100. lze pozorovat změnu v napětí mezi vrchní a spodní vrstvou laminátu spodní pásnice, zobrazenou na elementech výpočtového modelu.

8.12.1 Kontrola vrstev z tkaniny

Stejně jako u horní pásnice je nutné zkontrolovat vrstvy z tkaniny, které obalují pásnici, kvůli soudržnosti se stojinou.

Kontrola probíhá stejně jako u kontroly vrstev z tkaniny u horní pásnice.

Tab. 24. Hodnoty napětí vrstev tkaniny spodní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu

Číslo vrstvy	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	274,5	224,5	278,9	269,8	-126,3	-103,9
2	349,2	348,3	338,0	337,5	-170,9	-170,4
3	271,5	267,9	273,6	306,4	-125,0	-124,6
σ_{\max}	349	348	338	338	-171	-170

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{349} = 2,38 \quad (68)$$

Pro σ_y :

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{832}{348} = 2,39 \quad (69)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{338} = 2,46 \quad (70)$$

Pro σ_y :

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{832}{338} = 2,46 \quad (71)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{560}{171} = 3,27 \quad (72)$$

Pro σ_y :

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{170} = 3,29 \quad (73)$$

Všechny vrstvy z tkaniny v dolní pásnici vyhovují všem třem případům zatížení, a to s velmi velkou rezervou. Nejnižší rezerva je u prvního případu zatížení.

8.13 Kontrola stojiny pomocí FEM

Protože nejsou k dispozici hodnoty únosnosti ve smyku tkaninového laminátu se skladbou [+45,-45], byl ruční výpočet návrhu proveden pro hodnotu únosnosti ve smyku tkaninového laminátu se skladbou [0,90], což je hodně konzervativní. Díky využití metody konečných prvků je možné v softwaru FEMAP transformovat vypočtené výsledky jednotlivých případů zatížení do příslušného souřadného systému tak, aby bylo možné zkontrolovat jednotlivé

vrstvy v jejich hlavních směrech. S takto transformovanými výsledky lze hodnoty napětí porovnávat s jednotlivými tahovými a tlakovými únosnostmi ve směru vláken tkaniny.

Tab. 25. Hodnoty napětí všech vrstev stojiny, získané pomocí výpočtového modelu

Číslo vrstvy	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	101,3	-55,0	97,5	-58,3	-46,0	30,3
2	101,8	-54,6	97,9	-58,0	-46,2	30,0
3	101,1	-55,0	97,1	-58,4	-45,9	30,2
4	101,7	-54,7	97,5	-58,2	-46,1	29,9
5	101,0	-55,2	96,7	-58,6	-45,8	30,1
6	101,5	-55,0	97,0	-58,3	-46,1	29,9
7	100,8	-55,5	96,2	-58,8	-45,7	30,0
8	101,3	-55,2	96,6	-58,5	-46,0	29,8
9	100,6	-55,7	95,8	-58,9	-45,7	29,9
10	101,1	-55,5	96,1	-58,7	-45,9	29,7
11	99,1	-58,5	91,0	-60,6	-45,0	30,6
12	98,4	-59,0	90,2	-61,0	-44,7	30,8
13	99,0	-58,7	90,5	-60,8	-44,9	30,6
14	98,3	-59,2	89,8	-61,2	-44,6	30,9
15	98,8	-59,0	90,1	-60,9	-44,8	30,7
16	98,1	-59,5	89,3	-61,4	-44,5	31,0
17	98,6	-59,2	89,6	-61,1	-44,7	30,8
18	97,9	-59,7	88,9	-61,5	-44,4	31,0
19	98,4	-59,5	89,2	-61,2	-44,7	30,9
20	97,8	-60,0	88,4	-61,7	-44,4	31,1
σ_{max}	102	-60	98	-62	-46	31

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{102} = 8,16 \quad (74)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{60} = 9,33 \quad (75)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{98} = 8,49 \quad (76)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{62} = 9,03 \quad (77)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{560}{46} = 12,17 \quad (78)$$

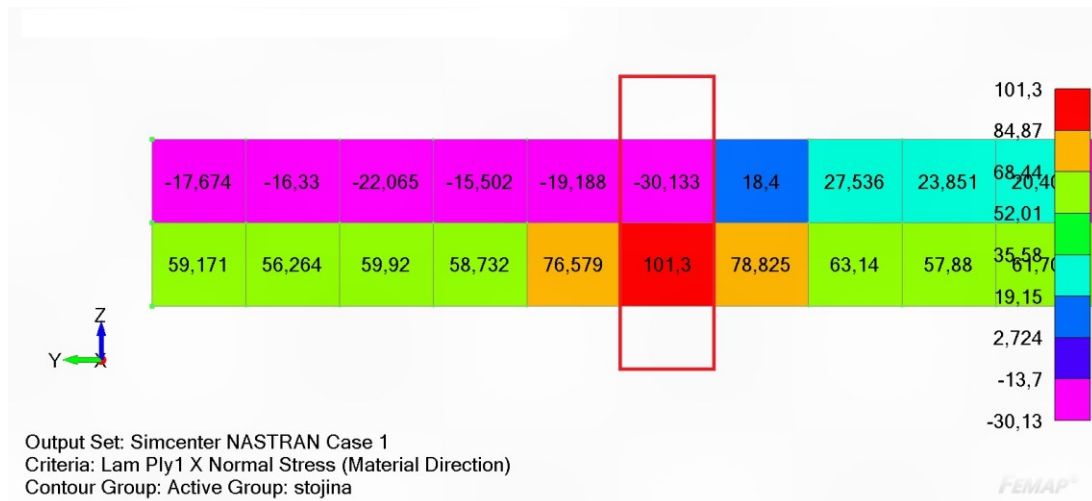
Pro σ_y :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{832}{31} = 26,84 \quad (79)$$

Tvrzení, že se při ručním návrhu jednalo o velmi konzervativní přístup dokazují i vypočtené součinitelé rezervy, kde nejmenší hodnota rezervy je 8,16. To znamená, že stojina je značně předdimenzována a bylo by nutné optimalizovat její počet vrstev pomocí výpočtového modelu.



Obr. 101. Napětí na stojině se zaznačenou polohou prvního žebra

Další věcí, kterou si je možné povšimnout je, že nejvyšší napětí vrstev stojiny vzniká na rozmezí začátku nosného potahu a žebra (červený obdélník na Obr. 101.). Na místě nosníku, kde není potah není žádná smyková síla ve stojině, a proto stojina přebírá funkci pásnice a je natahována společně s pásnicí. To dokazuje také to, že elementy v horní části stojiny mají zápornou hodnotu napětí, tudíž jsou stlačovány a elementy ve spodní polovině stojiny jsou naopak natahovány. V místě, kde se nachází potah jsou všechny elementy stojiny kladné (pro případ na Obr. 101.), protože zde přenášejí smykovou sílu.

8.13.1 Optimalizace stojiny pomocí FEM

Na elementy stojiny výpočtového modelu, byly aplikovány pouze 4 vrstvy tkaniny. Tyto 4 vrstvy byly zvoleny konstantně po celé délce nosníku, protože menší počet není z technologického důvodu možný.

Následně byly tyto vrstvy zkontrolovány, zda vyhovují.

Tab. 26. Hodnoty napětí optimalizované stojiny, získané pomocí výpočtového modelu

Číslo vrstvy	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	209,0	-172,9	214,3	-169,2	-97,0	88,5
2	210,8	-172,2	216,2	-168,4	-97,9	88,1
3	221,4	-182,0	228,4	-173,3	-103,6	91,7
4	220,4	-183,6	227,5	-174,7	-103,2	92,4
σ_{\max}	220	-184	228	-175	-104	92

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{220} = 3,78 \quad (80)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{184} = 3,04 \quad (81)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{228} = 3,65 \quad (82)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{175} = 3,2 \quad (83)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{560}{104} = 5,38 \quad (84)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{832}{92} = 9,04 \quad (85)$$

Optimalizací byla snížena rezerva více než dvakrát. Snížením vrstev materiálu se jednoznačně sníží také hmotnost křídla, což je pozitivním faktorem. Rezerva je stále hodně vysoká, ale z technologického důvodu není možné počet vrstev dále snižovat.

8.14 Kontrola nosného potahu pomocí FEM

Nyní je nutné zkontrolovat ruční návrh nosného potahu křídla. Stejně jako u stojiny, také návrh nosného potahu křídla probíhal konzervativním přístupem, kdy byla použita únosnost

ve smyku pro tkaninový laminát se skladbou [0,90]. Na elementy nosného potahu výpočtového modelu, byly aplikovány celkem 4 vrstvy tkaniny. Méně vrstev není z technologického důvodu možné.

Tab. 27. Hodnoty napětí nosného potahu, získané pomocí výpočtového modelu

	1. případ zatížení		2. případ zatížení		3. případ zatížení	
Číslo vrstvy	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]	σ_x [MPa]	σ_y [MPa]
1	182,1	-144,7	183,8	-140,1	-82,7	72,6
2	185,6	-141,4	186,8	-137,4	-84,4	71,3
3	243,1	-136,5	231,4	-131,1	-112,9	67,4
4	244,0	-138,6	231,8	-132,3	-113,4	68,3
σ_{max}	244	-145	232	-140	-113	73

Pro první případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{244} = 3,41 \quad (86)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{145} = 3,86 \quad (87)$$

Pro druhý případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{832}{232} = 3,59 \quad (88)$$

Pro σ_y :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{560}{140} = 4 \quad (89)$$

Pro třetí případ zatížení:

Pro σ_x :

Dovolené napětí v tlaku tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 560$ MPa.

$\sigma_x < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje.

Součinitel rezervy:

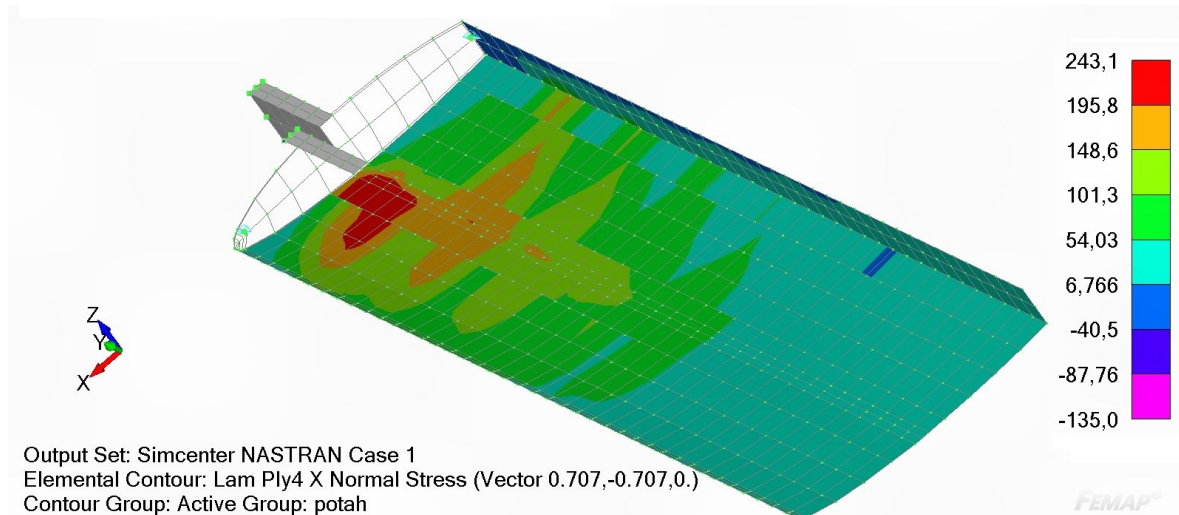
$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_x} = \frac{560}{113} = 4,96 \quad (90)$$

Pro σ_y :

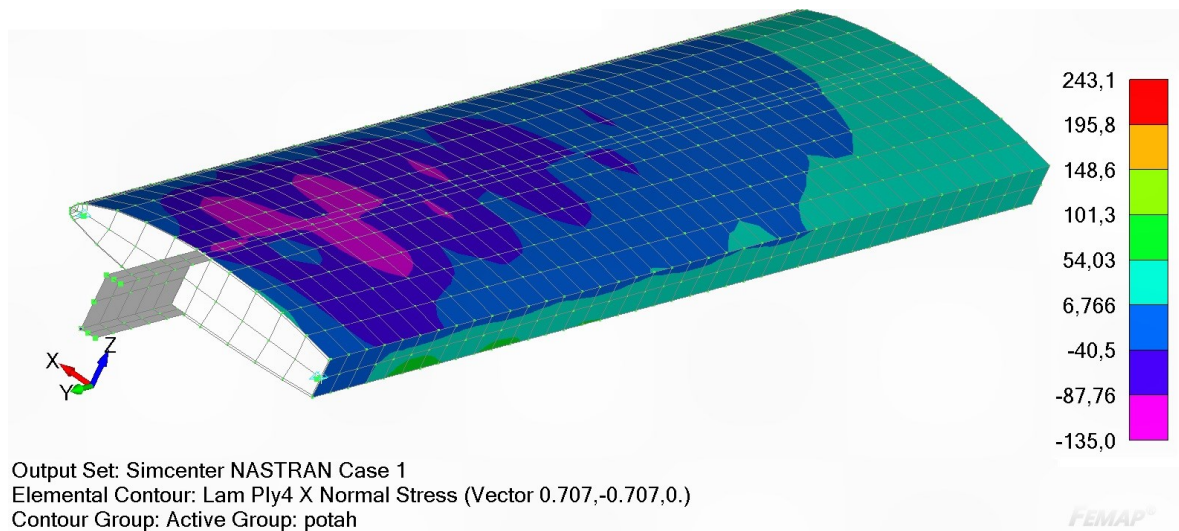
Dovolené napětí v tahu tkaninového laminátu – $\sigma_{dov} = 832$ MPa.

$\sigma_y < \sigma_{dov}$ – Vyhovuje

$$RF = \frac{\sigma_{dov}}{\sigma_y} = \frac{832}{73} = 11,40 \quad (91)$$



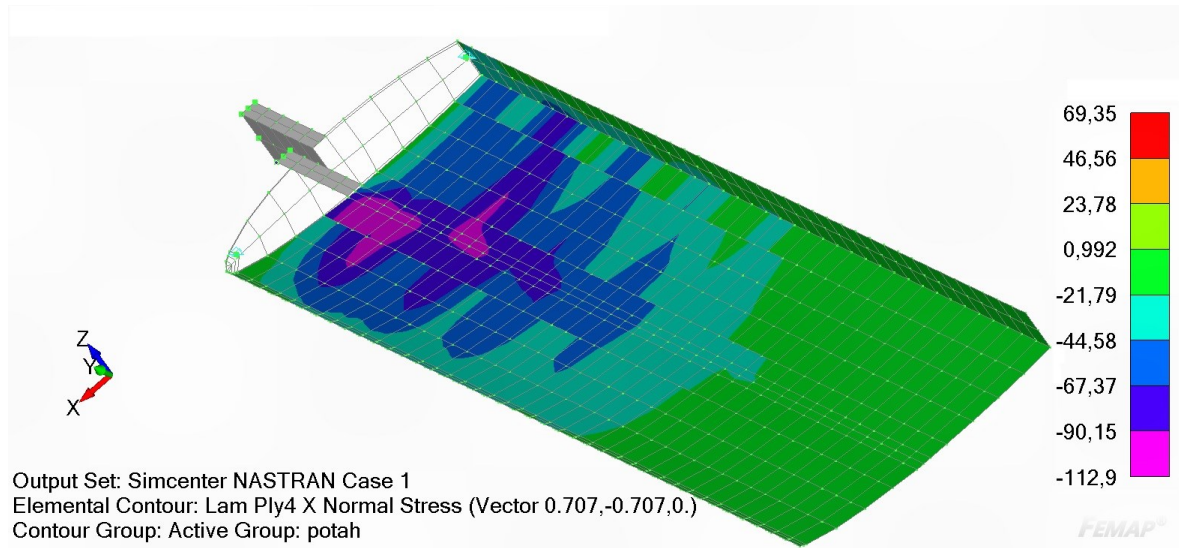
Obr. 102. Zobrazení napětí na spodní straně potahu pro 1. případ zatížení



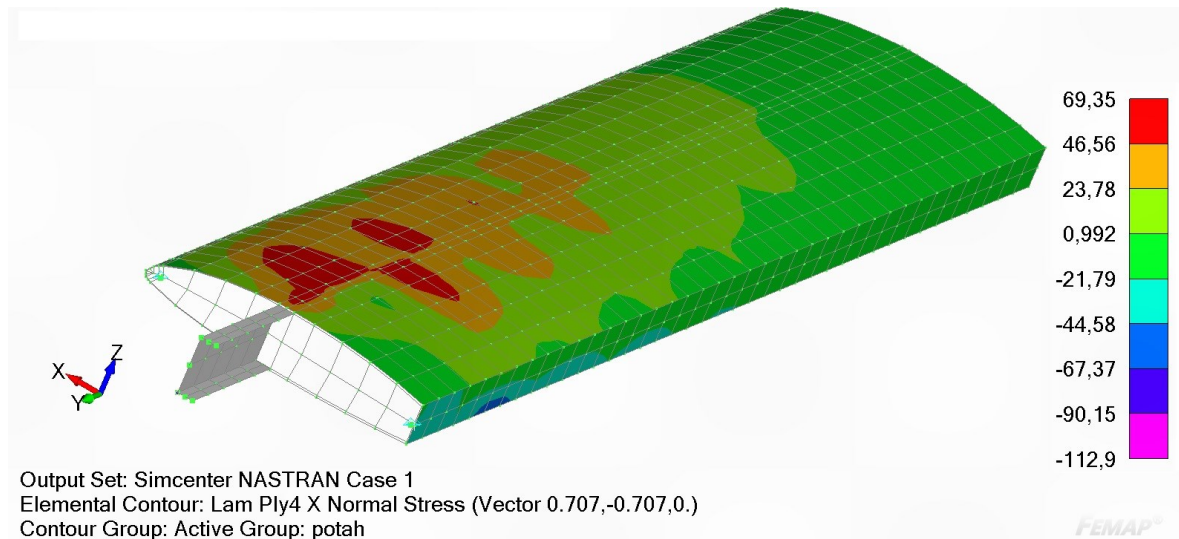
Obr. 103. Zobrazení napětí na vrchní straně potahu pro 1. případ zatížení

Na Obr. 102. a Obr. 103. je vidět napětí na vrchní a spodní straně zatíženého křídla. Nejvyšší napětí potahu se nachází u kořene křídla, v blízkosti uložení hlavního nosníku. Koncentrace napětí v těchto místech je způsobená tím, že je zde nejvyšší ohybový moment, a potah je na spodní straně natahován spolu s nosníkem a na vrchní straně je potah zatlačován. Potah v místě kořenového žebra končí a veškeré zatížení přechází z potahu do stojiny. Se zvětšující se vzdáleností od kořene křídla, směrem k volnému konci toto napětí klesá.

U volného konce křídla je napětí konstantní po celém obvodu potahu, protože příspěvek ohybového momentu je zde minimální.



Obr. 104. Zobrazení napětí na spodní straně potahu pro 3. případ zatížení



Obr. 105. Zobrazení napětí na vrchní straně potahu pro 3. případ zatížení

Pro 3. případ zatížení, kde je násobek zatížení záporný (let na zádech), je na vrchní straně křídla potah natahován a na spodní straně křídla je potah zatlačován spolu s dolní pásnicí.

9 DISKUZE VÝSLEDKŮ

Tato kapitola je věnována shrnutím všech výsledků praktické části této diplomové práce.

9.1 Shrnutí výsledků materiálových zkoušek

V kapitole 7 této práce bylo provedeno testování zkušebních vzorků. Toto testování bylo z důvodu toho, že pro správný chod výpočtu pomocí výpočtového konečně prvkového modelu je nutné definovat materiál. Hodnoty získané z materiálových zkoušek byly použity ve FEM výpočtu.

Byly provedeny zkoušky jednosměrného laminátu v tahu, tlaku, a to jak ve směru vláken, tak kolmo na směr výztužných vláken. Dále byly provedeny zkoušky, laminátu z tkaniny, v tahu, tlaku a smyku se skladbou laminátu [0,90].

Pro hodnoty únosností byly použity vypočtené hodnoty B-basis (požadavek CS-23.613), které jsou menší než průměrné hodnoty. Pro ostatní veličiny byly použity průměrné hodnoty.

Pro shrnutí je zde uvedena tabulka hodnot, které byly zadány do softwaru FEMAP při definici materiálu.

Tab. 28. Shrnutí hodnot materiálových zkoušek, potřebné pro definici materiálu k výpočtu

mate- riál	σ_{tah} [MPa]	σ_{tlak} [MPa]	τ_{smyk} [MPa]	E_{tah} [GPa]	E_{tlak} [GPa]	G_{smyk} [GPa]	ν [-]
JS lam.	2162,9	1207,4	-	125,1	112,7	-	0,3
JS lam. 90°	39,5	177,4	-	8,4	10,2	-	-
Lam. z tkaniny	831,6	559,6	127,2	56,4	56,0	4,1	0,03

Dále byly výsledky jednotlivých laminátů mezi sebou porovnány. Bylo zjištěno, že rozdíl mezi modulem pružnosti v tahu a v tlaku je velmi malý, proto se dá tento rozdíl zanedbat. Také bylo zjištěno, že jednosměrný laminát má mnohem vyšší pevnost ve směru vláken

oproti laminátu z tkaniny. Tato skutečnost je vhodným poznatkem pro budoucí aplikaci materiálu při návrhu hlavních nosných prvků křídla letounu.

9.2 Shrnutí výsledků návrhu křídla

Prvotním návrhem, ze kterého bylo vycházeno byl ruční výpočet, kdy byly navrženy tloušťky pásnic v jednotlivých řezech po délce křídla. Z tohoto návrhu byly zvoleny počty vrstev v jednotlivých segmentech. Tyto počty se se zvyšující se vzdáleností od volného konce křídla zvyšují, protože na křídlo působí spojitě zatížení a ohybový moment směrem od volného konce narůstá. Pro horní a dolní pásnici jsou počty vrstev a rozložení rozdílné, protože např. u prvního případu zatížení je horní pásnice stlačována a dolní pásnice natahována.

Tyto počty vrstev byly aplikovány na výpočetní model a následně byla provedena kontrola, zda takto navržené pásnice vyhovují.

9.2.1 Shrnutí výsledků návrhu horní pásnice

Při kontrole bylo zjištěno, že navržená pásnice vyhovuje ve všech třech případech zatížení. Kdy nejmenší součinitel rezervy ve směru výztužných vláken byl $RF = 1,12$, a kolmo na výztužná vlákna $RF = 3,1$.

Dále se potvrdil předpoklad, že na horní vrstvě laminátu bude vyšší napětí než napětí na vrstvě spodní. To je z důvodu toho, že napětí v pásnici roste s gradientem směrem od středu ke kraji pásnice. Tento rozdíl mezi napětími je ale malý, proto se dá napětí považovat za konstantní po celém průřezu pásnice.

Pro případnou výrobu hlavního nosníku křídla je na Obr. 106. znázorněna skladba horní pásnice, kde je uveden počet vrstev a příslušná délka těchto vrstev.

počet vrstev	Délka vrstvy [mm]
8	1000
6	1500
6	2000
5	2500
4	3000
1	3500
4	4500

Obr. 106. Skladba horní pásnice s příslušnou délkou vrstvy a počtem vrstev

U kořene křídla, kde je nejvyšší ohybový moment, bude tedy celkem 34 vrstev jednosměrné laminy.

9.2.2 Shrnutí výsledků návrhu dolní pásnice

Při kontrole bylo zjištěno, že navržená pásnice vyhovuje ve všech třech případech zatížení. Kdy nejmenší součinitel rezervy ve směru výztužných vláken byl $RF = 1,15$, a kolmo na výztužná vlákna $RF = 3,08$

Pro případnou výrobu hlavního nosníku křídla je na Obr. 107. znázorněna skladba dolní pásnice, kde je uveden počet vrstev a příslušná délka těchto vrstev.

počet vrstev	Délka vrstvy [mm]	
4	1000	
4	1500	
3	2000	
3	2500	
1	3000	
4	4500	

Obr. 107. Skladba dolní pásnice s příslušnou délkou vrstvy a počtem vrstev

U kořene křídla, kde je nejvyšší ohybový moment, bude tedy celkem 19 vrstev jednosměrné laminy.

Dolní pásnice má znatelně menší tloušťku oproti horní pásnici. V tomto případě má horní pásnice 1,8krát vyšší tloušťku u kořene křídla, než pásnice dolní.

9.2.3 Shrnutí výsledků návrhu stojiny

Pro stojinu hlavního nosníku byl proveden ruční návrh s velmi konzervativní hodnotou dovoleného napětí ve smyku. Hodnota Dovolenoého napětí ve smyku byla použita pro laminát z tkaniny se skladbou $[0,90]$.

Byla provedena kontrola pomocí výpočtového modelu, pro takto navrženou stojinu, a bylo zjištěno, že stojina je značně předimenzována. Proto byla provedena optimalizace pomocí výpočtového modelu a počty vrstev na stojině byly zredukovány.

Počet těchto vrstev byl dále omezen z technologického hlediska na minimální počet 4 vrstev. Počet vrstev byl zvolen konstantní po celé délce hlavního nosníku ($L = 4\,500$ mm).

Skladba stojiny je tedy následující:

Tab. 29. Skladba stojiny s příslušnými počty vrstev a druhem materiálu

Počet vrstev	Druh materiálu
2	Tkaninová lamina [+45,-45]
1	pěna Airex C71.75, tloušťka pěny $t = 5$ mm.
2	Tkaninová lamina [+45,-45]

U kontroly stojiny bylo dále zjištěno, že stojina je namáhána smykovou silou pouze tam, kde je zaveden potah a žebra. Tam, kde hlavní nosník vychází z nosného potahu, to je tedy před prvním žebrem u kořene křídla, stojina částečně přebírá funkci pásnic a je natahována a stlačována.

9.2.4 Shrnutí výsledků návrhu nosného potahu

Pro nosný potah byl proveden ruční návrh, který vycházel z předpokladu, že po celém obvodu potahu je konstantní smykový tok a mohl být použit bredtův vztah.

Navržená tloušťka potahu vyšla velmi malá, proto musela být tloušťka z technologických důvodů zvolena větší.

Navržený potah má následující skladbu:

Tab. 30. Skladba nosného potahu s příslušnými počty vrstev a druhem materiálu

Počet vrstev	Druh materiálu
2	Tkaninová lamina [+45,-45]
1	pěna Airex C71.75, tloušťka pěny $t = 5$ mm.
2	Tkaninová lamina [+45,-45]

Při kontrole bylo zjištěno, že v oblastech u kořene křídla a v místech kde je uložen hlavní nosník, je nosný potah natahován nebo stlačován spolu s pásnicemi hlavního nosníku a vzniká zde koncentrace napětí. I přes tuto skutečnost navržený potah vyhovuje.

ZÁVĚR

Tato diplomová práce se věnuje pevnostnímu návrhu leteckých konstrukcí, přesněji křídla letadla. Účelem bylo projít celý průběh dimenzování kompozitové konstrukce od samotného získání mechanických vlastností a rozložení nosných prvků konstrukce až po určení zatížení a definici jednotlivých vrstev na základě pevnostního výpočtu. Takto definované vrstvy, orientace a poloha byly pak vstupem pro konstrukci a výrobu nosného dílu.

V teoretické části byly probrány kompozitní materiály, jejich rozdělení a také možnosti jejich testování. Popsány byly také možné způsoby konstrukce samonosného křídla a rozmístění jejich hlavních nosných prvků. V praktické části byly popsány zkušební vzorky potřebné k testování kompozitních materiálů, a jejich výroba. K zjištění materiálových charakteristik, potřebných k definici materiálů pro budoucí návrh křídla letadla, byly provedeny jednotlivé zkoušky kompozitních materiálů (zkoušky tahové, tlakové a smykové, pro jednosměrný laminát a také pro laminát z tkaniny). Výsledky zkoušek pro jednotlivé materiály byly vyhodnoceny a následně spolu porovnány.

V dalších kapitolách byl popsán postup při výrobě výpočtového modelu potřebného k ověření ručních výpočtů. Nutností bylo také určit zatížení, které vychází z hmotnosti letounu a rychlostí ve kterých se bude pohybovat. Takto určené zatížení bylo aplikováno na výpočtový model.

V první fázi návrhu byly ručními výpočty navrženy pásnice a stojina hlavního nosníku a nosný potah křídla. Z ručního návrhu byly získány tloušťky k příslušným řezům. Z tlouštěk byly získány potřebné počty vrstev lamin. Tyto vrstvy byly následně aplikovány na vytvořený výpočtový model v softwaru FEMAP.

Druhou fází návrhu bylo tyto ruční výpočty ověřit a zkontrolovat, zda vyhovují. To bylo provedeno pomocí vytvořeného výpočtového modelu a zjistilo se, že pásnice jsou navrženy správně a vyhovují. Stojina byla značně předdimenzována, protože byl použit konzervativní přístup návrhu. Stojina byla optimalizována pomocí výpočtového modelu, tím byl zmenšen počet potřebných vrstev, byl ušetřen materiál a samozřejmě váha.

U kontroly nosného potahu bylo zjištěno, že kromě smykového namáhání, je také v místech kolem hlavního nosníku u kořenu křídla namáhán tahově a tlakově spolu s pásnicemi.

Nakonec byly vytvořeny schémata skladeb jednotlivých nosných prvků, které obsahují počty vrstev a jejich příslušné délky tak, aby tyto prvky bylo možné vyrobit.

Zvládnout celý proces komplexně, namísto jen dílčích činností, přináší výrazný přínos do praktické realizace návrhu kompozitových konstrukcí.

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] HOLLMANN, Martin, Hal LOKEN, 2003. *Designing with core*. Monterey (California): Aircraft Designs, Inc.
- [2] KRATOCHVÍL, Bohumil, Václav ŠVORČÍK a Dalibor VOJTĚCH, 2005. *Úvod do studia materiálů*. Praha: Vysoká škola chemicko-technologická. ISBN 80-7080-568-4.
- [3] DAĐOUREK, Karel, 2007. *Kompozitní materiály - druhy a jejich užití*. Liberec: Technická univerzita v Liberci. ISBN 978-80-7372-279-1.
- [4] *Advisory Circular: COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURE*, 2009. In: . Spojené státy americké, 20-107B. Dostupné také z: https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/99693
- [5] MÍŠEK, Bohumil, 2003. *Kompozity*. Brno: Technický dozorčí spolek - Sekce materiálů a svařování. ISBN 80-903386-0-7.
- [6] JANČÁŘ, Josef, 2003. *Úvod do materiálového inženýrství polymerních kompozitů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně. ISBN 80-214-2443-5.
- [7] HOLLMANN, Martin, 2003. *Composite aircraft design*. Monterey (California): Aircraft Designs, Inc.
- [8] EHRENSTEIN, Gottfried W., 2009. *Polymerní kompozitní materiály*. V ČR 1. vyd. Praha: Scientia. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [9] OpenStax, Chemistry [online]. CNX [cit. 2020-01-30]. Dostupné z: <http://cnx.org/contents/85abf193-2bd2-4908-8563-90b8a7ac8df6@9.311>
- [10] CALLISTER, William D. a David G. RETHWISCH, c2010. *Materials science and engineering: an introduction*. 8th ed. Hoboken, NJ: John Wiley. ISBN 978-0-470-41997-7.
- [11] ROCCA, S.V. a A. NANNI, 2005. *MECHANICAL CHARACTERIZATION OF SANDWICH STRUCTURE COMPRISED OF GLASS FIBER REINFORCED CORE: PART 1* [online]. [cit. 2020-01-30]. Dostupné z: <https://transportation.mst.edu/media/research/transportation/documents/P-3.pdf>
- [12] KUHN, G. C., 2003. *The structural design of the tailplane of the JSI glider*. Potchefstroom. Diplomová práce. Potchefstroom University for Christian Higher Education. Vedoucí práce Mr. A.S.Jonker.
- [13] BITZER, Tom. *Honeycomb Technology Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing*. Dordrecht: Springer Netherlands, 1997. ISBN 9789401064743.

- [14] ŠUBA, Oldřich, 2010. *Dimenzování a navrhování výrobků z polymerů*. Vyd. 3. Zlín: Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně. ISBN 978-80-7318-948-8.
- [15] GAY, Daniel, S. V. HOA a Stephen W. TSAI. *Composite materials: design and applications*. Boca Raton, FL: CRC Press, 2003. ISBN 1-58716-084-6.
- [16] Dušan Slavětinský: *O letadlech* [online], [cit. 2020-02-03]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/>
- [17] MERTL, Vlastimil, 2000. *Konstrukce a projektování letadel*. Brno: PC-DIR Real. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-1789-7.
- [18] *Základy letadlové techniky* [online], Ústav letadlové techniky FS ČVUT [cit. 2020-02-08]. Dostupné z: http://webdav.agents.fel.cvut.cz/data/teaching/bep/BEP4_2014.pdf
- [19] ŠMIŘÁK, Svatopluk, 2006. *Pružnost a plasticita I: pro distanční studium*. Brno: Akademické nakladatelství CERM. ISBN 80-7204-468-0.
- [20] Mechanical Testing of Composites, In: *Quality magazine* [online]. [cit. 2020-01-20]. Dostupné z: <https://www.qualitymag.com/articles/91960-mechanical-testing-of-composites>
- [21] Nad významem technických norem a jejich praktickým využitím, In: *Právní portál* [online]. [cit. 2020-01-20]. Dostupné z: <http://www.elaw.cz/clanek/technicke-normy-a-jejich-vyuiti-v-praxi>
- [22] JURAČKA, Jaroslav, 2007. *Kompozitní konstrukce v letectví*. 3. vyd. Brno: Letecký Ústav, VUT v Brně, 103 s. LU01-2007-OST.ST.
- [23] *ASTM D2344 / D2344M-16: Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates* [online], 2016. West Conshohocken, PA, : ASTM International [cit. 2020-03-09]. DOI: 10.1520/D2344_D2344M-16.
- [24] *ASTM D3039 / D3039M-17: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials* [online], 2017. West Conshohocken, PA: ASTM International [cit. 2020-03-09]. DOI: 10.1520/D3039_D3039M-17.
- [25] *ASTM D3410 / D3410M-16: Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading* [online], 2016. West Conshohocken, PA: ASTM International [cit. 2020-03-09]. DOI: 10.1520/D3410_D3410M-16.
- [26] *ASTM D7078 / D7078M-19: Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by V-Notched Rail Shear Method* [online], 2019. West Conshohocken, PA: ASTM International [cit. 2020-03-09]. DOI: 10.1520/D7078_D7078M-19.

- [27] NIU, Michael Chun-Yung, 2005. *Composite airframe structures: practical design information and data*. 4th published. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press. ISBN 962-7128-06-6.
- [28] Full scale testing, In: *Dedicated to innovation in aerospace* [online]. [cit. 2020-03-09]. Dostupné z: <https://www.nlr.org/capabilities/full-scale-testing-certification-testing/>
- [29] Femap, *Siemens digital industries software* [online]. [cit. 2020-03-11]. Dostupné z: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/en/products/simcenter/femap.html>
- [30] Bak, C, Fuglsang, P, Johansen, J & Antoniou, 2000, *Wind tunnel tests of the NACA 63-415 and a modified NACA 63-415 airfoil*. Denmark. Forskningscenter, Risoe. Risoe-R, no. 1193(EN), ISSN 0106-2840.
- [31] *ASTM F2245 – 16c: Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane* [online], 2016. West Conshohocken, PA,; ASTM International [cit. 2020-05-03]. DOI: 10.1520/F2245-16C.

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

Al_2O_3	Oxid hlinitý.
SiC	Karbid křemíku.
PBO HM	Polymerní vlákno poly-para-fenylenebenzobisoxazolu.
Kevlar 49	Polymerní aramidové vlákno firmy Du Pont.
UHMWPE	Polymerní vlákno z PE s vysokou molární hmotností.
S-sklo	Skleněné vlákno s větším podílem SiO_2 a Al_2O_3 .
E-sklo	Skleněné vlákno ($E = 73 \text{ GPa}$).
PUR	Polyuretan.
PVC	Polyvinylchlorid.
EPP	Polypropylenová pěna.
PE	Polyetylen.
B_w	Bórové vlákno.
$K_o [\text{N.m}^2]$	Ohybová tuhost.
$E_2 [\text{MPa}]$	Modul pružnosti jádra.
$E_1 [\text{MPa}]$	Modul pružnosti vnějšího potahu.
$t_1 [\text{mm}]$	Tloušťka vnějšího potahu.
$b [\text{mm}]$	Šířka.
$h [\text{mm}]$	Výška.
$\sigma_i [\text{MPa}]$	Ohybové napětí.
$M [\text{Nm}]$	Ohybový moment.
$J_R [\text{mm}^4]$	Kvadratický moment průřezu.
λ	Štíhlost panelu.
$a [\text{mm}]$	Délka sendvičové struktury.
$t_c [\text{mm}]$	Tloušťka jádra.
$T [\text{N}]$	Posouvající síla.

N [N]	Osová síla,
h_e [mm]	Efektivní výška nosníku.
h [mm]	Výška nosníku ve zkoumaném řezu.
F_d [mm ²]	Plocha průřezu dolní pásnice.
F_h [mm ²]	Plocha průřezu horní pásnice.
σ [MPa]	Normálová napětí.
τ [MPa]	Smyková napětí.
q_k [N/m]	Smykový tok.
M_k [Nm]	Kroutící moment.
C [m]	Hloubka profilu.
ASTM	Norma vydaná americkou společností pro testování a materiály.
ČSN	Norma vydaná Českým normalizačním institutem.
ISO	Norma vydaná Mezinárodní organizací pro normalizaci.
HRC	Tvrdost podle Rockwella.
S_H [MPa]	Smyková pevnost.
P_B [N]	Síla při porušení.
V [mm/min]	Rychlost posuvu.
F_{tu} [MPa]	Pevnost v tahu.
E [MPa]	Modul pružnosti v tahu.
Δ_σ [MPa]	Rozdíl napětí dvou bodů.
Δ_ϵ [MPa]	Rozdíl prodloužení dvou bodů.
F_{cu} [MPa]	Pevnost v tlaku.
S_u [MPa]	Pevnost ve smyku.
FTS	Full scale testing.
X(1)	Nejmenší hodnota souboru.
X(t)	t-tá nejmenší hodnota souboru.

n	Počet hodnot v souboru.
ν	Poissonova konstanta.
G [MPa]	Modul pružnosti ve smyku.
FEM	Finite element method.
V_D [m/s]	Maximální návrhová rychlost střemhlavého letu.
V_D [m/s]	Maximální návrhová manévrovací rychlost.
N_{\max}	Maximální násobek zatížení.
N_{\min}	Minimální násobek zatížení.
F_{tow} [N]	Vztlaková síla.
M_{tow} [Kg]	Hmotnost letadla.
g [m/s ²]	Tíhové zrychlení na zemi.
Re	Reynoldsovo číslo.
ν [m ² /s]	Kinematická viskozita.
ρ [Kg/m ³]	Hustota.
ISA	International standard atmosphere.
ICAO	Mezinárodní organizace pro civilní letectví.
CL	Součinitel vztlaku.
CM	Součinitel klopivého momentu.
CD	Součinitel odporu.
α [°]	Úhel náběhu.
D [N]	Odporová síla.
L_L [N]	Provozní zatížení.
L_U [N]	Početní zatížení.
f_s	Součinitel bezpečnosti.
f_{env}	Součinitel prostředí.
RF	Součinitel rezervy.

SEZNAM OBRÁZKŮ

<i>Obr. 1. Synergický efekt kompozitů [3]</i>	12
<i>Obr. 2. Rozdělení kompozitních materiálů podle geometrického tvaru výztuže</i>	13
<i>Obr. 3. Postup výroby skleněného vlákna [8]</i>	15
<i>Obr. 4. Tahová křivka jednotlivých typů vláken [6]</i>	15
<i>Obr. 5. Tahová křivka pro jednosměrný laminát [7]</i>	16
<i>Obr. 6. Postup výroby uhlíkového vlákna</i>	17
<i>Obr. 7. Strukturální vzorec aromatického polyamidu [9]</i>	18
<i>Obr. 8. Postup výroby aramidového vlákna [8]</i>	19
<i>Obr. 9. Vazby tkanin: A) plátno, B) kepr 2/2, C) atlas [6]</i>	20
<i>Obr. 10. Zobrazení sendvičové struktury [10]</i>	23
<i>Obr. 11. Porovnání sendvičového potahu a potahu vyrobeného z hliníku [1]</i>	23
<i>Obr. 12. Základní vyráběné tvary voštin [13]</i>	24
<i>Obr. 13. Porovnání I profilu a sendvičové struktury</i>	25
<i>Obr. 14. Průběh napětí při ohybu sendvičové struktury [14]</i>	26
<i>Obr. 15. Vybočení sendvičové struktury jako celku [22]</i>	28
<i>Obr. 16. Nesouměrné vmáčknutí potahu sendvičové struktury [22]</i>	28
<i>Obr. 17. Smyková porucha sendvičové struktury [22]</i>	29
<i>Obr. 18. Ztráta stability jádra sendvičové struktury [22]</i>	29
<i>Obr. 19. Porucha sendvičové struktury lokálním tlakem [22]</i>	29
<i>Obr. 20. Dělení křídla po rozpětí [16]</i>	31
<i>Obr. 21. Schématické znázornění hornoplošníku [18,16]</i>	33
<i>Obr. 22. Schématické znázornění středoplošníku [18,16]</i>	33
<i>Obr. 23. Schématické znázornění dolnoplošníku [16]</i>	33
<i>Obr. 24. Znázornění rozložení vztlaku a oblasti odtržení obdélníkového tvaru [16]</i>	34
<i>Obr. 25. Znázornění rozložení vztlaku a oblasti odtržení lichoběžníkového tvaru [16]</i>	35
<i>Obr. 26. Znázornění rozložení vztlaku a oblasti odtržení eliptického tvaru [16]</i>	35
<i>Obr. 27. Geometrie profilu křídla [16]</i>	36
<i>Obr. 28. Geometrie odtokového bodu používaná v praxi [16]</i>	37
<i>Obr. 29. Rozložení zatížení v nosníku [16]</i>	38
<i>Obr. 30. Zobrazení neutrální osy nosníku [18,16]</i>	39
<i>Obr. 31. Schéma torzní skříně [16]</i>	40
<i>Obr. 32. Tenkostěnný prut uzavřeného průřezu [16]</i>	41
<i>Obr. 33. Rozložení smykových toků v případě více dutin [16]</i>	42
<i>Obr. 34. Jednonosníkové křídlo s torzní skříní v náběžné hraně [17]</i>	43

<i>Obr. 35. Jednonosníkové křídlo se dvěma dutinami [17]</i>	43
<i>Obr. 36. Dvounosníkové křídlo s nosným potahem [17]</i>	44
<i>Obr. 37. A) Uložení prstencového vzorku během zkoušky, B) Uložení plochého vzorku během zkoušky [23]</i>	48
<i>Obr. 38. A) Prstencový zkušební vzorek, B) Plochý zkušební vzorek [23]</i>	48
<i>Obr. 39. Zkušební vzorek pro jednosměrný laminát 0°</i>	50
<i>Obr. 40. Zkušební vzorek pro jednosměrný laminát 90°</i>	52
<i>Obr. 41. Schéma přípravku pro smykovou zkoušku [26]</i>	53
<i>Obr. 42. Zkušební vzorek pro laminát z uhlíkové tkaniny</i>	54
<i>Obr. 43. Full scale testing křídla letadla [28]</i>	56
<i>Obr. 44. Prepregová lamina pro jednosměrný laminát</i>	60
<i>Obr. 45. Prepregová lamina pro laminát z tkaniny</i>	60
<i>Obr. 46. Připravený laminát před vytvrzením</i>	61
<i>Obr. 47. Laminát opatřený technologickým materiálem</i>	61
<i>Obr. 48. Desky před vložením do pece</i>	62
<i>Obr. 49. Barometr s hodnotou podtlaku -1 Bar</i>	63
<i>Obr. 50. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tahovou zkoušku jednosměrného laminátu</i>	64
<i>Obr. 51. Model zkušební vzorku pro tahovou zkoušku jednosměrného laminátu</i>	64
<i>Obr. 52. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tahovou zkoušku laminátu z tkaniny</i>	65
<i>Obr. 53. Model zkušební vzorku pro tahovou zkoušku laminátu z tkaniny</i>	66
<i>Obr. 54. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tlakovou zkoušku jednosměrného laminátu</i> ...	67
<i>Obr. 55. Model zkušební vzorku pro tlakovou zkoušku jednosměrného laminátu</i>	68
<i>Obr. 56. Zkušební vzorek, bez příložek, pro tlakovou zkoušku laminátu z tkaniny</i>	69
<i>Obr. 57. Model zkušební vzorku pro tlakovou zkoušku laminátu z tkaniny</i>	70
<i>Obr. 58. Zkušební vzorek pro zkoušku ve smyku</i>	71
<i>Obr. 59. Zkušební vzorek pro zkoušku ohybem krátkého nosníku</i>	71
<i>Obr. 60. Porovnání mezi pevnostmi jednotlivých materiálů</i>	82
<i>Obr. 61. Porovnání modulů pružnosti jednotlivých materiálů</i>	83
<i>Obr. 62. Pracovní prostředí Softwaru FEMAP</i>	84
<i>Obr. 63. Tvar profilu křídla typu NACA 63-415</i>	85
<i>Obr. 64. Zjednodušený profil křídla pro výpočet včetně základních rozměrů</i>	85
<i>Obr. 65. Základní rozměry nosníku</i>	86
<i>Obr. 66. Střednice nosníku s tvarem profilu C</i>	87
<i>Obr. 67. Vytažené plochy ze střednic nosníku</i>	88
<i>Obr. 68. Prostředí pro tvorbu sítě (Meshing toolbox)</i>	89

<i>Obr. 69. Utvořená síť nosníku</i>	89
<i>Obr. 70. Orientace materiálu daných elementů</i>	90
<i>Obr. 71. Střednice potahu křídla</i>	90
<i>Obr. 72. Vytažené plochy ze střednic potahu křídla</i>	91
<i>Obr. 73. Utvořená síť potahu křídla</i>	91
<i>Obr. 74. Žebro opatřené lemem pro správné spojení s nosníkem a potahem.....</i>	92
<i>Obr. 75. Pohled na všechna žebra výpočetního modelu.....</i>	93
<i>Obr. 76. Detailní pohled na nosník, potah a žebro před spojením.....</i>	94
<i>Obr. 77. Detailní pohled na jednotlivé prvky po spojení pomocí objemových elementů</i>	94
<i>Obr. 78. Znárodnění pouze objemových elementů.....</i>	95
<i>Obr. 79. Symetrie elastických konstant 2D ortotropního materiálu [16].....</i>	96
<i>Obr. 80. Definice materiálu pro analýzu.....</i>	96
<i>Obr. 81. Layup editor s příkladem laminátu</i>	98
<i>Obr. 82. Výpočtový model odpovídající skutečnému profilu křídla</i>	98
<i>Obr. 83. Okrajové podmínky nosníku křídla.....</i>	99
<i>Obr. 84. Uložení pomyslnými závěsy</i>	99
<i>Obr. 85. Zobrazení umístění závěsů.....</i>	100
<i>Obr. 86. Obálka letového zatížení</i>	100
<i>Obr. 87. Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro profil NACA 63-415, při $Re = 1\ 000\ 000$ [30]</i>	104
<i>Obr. 88. Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu pro profil NACA 63-415, při $Re = 1\ 000\ 000$ [30]</i>	105
<i>Obr. 89. Závislost součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu pro profil NACA 63-415, při $Re = 1\ 000\ 000$ [30].....</i>	106
<i>Obr. 90. Rozložení jednotlivých složek zatížení</i>	107
<i>Obr. 91. Použité zjednodušené konzervativní rozložení</i>	109
<i>Obr. 92. Vzdálenost křídla, na které působí zatížení, vyznačená zelenou barvou.....</i>	110
<i>Obr. 93. Průběh posouvající síly pro všechny uvažované případy zatížení</i>	111
<i>Obr. 94. Průběh ohybového momentu pro všechny uvažované případy zatížení</i>	112
<i>Obr. 95. Průběh kroučícího momentu pro všechny uvažované případy zatížení</i>	112
<i>Obr. 96. Střednice potahu zobrazená v softwaru FEMAP</i>	119
<i>Obr. 97. Napětí σ_x na vrchní vrstvě (č. 1) horní pásnice pro 1. případ zatížení.....</i>	123
<i>Obr. 98. Napětí σ_x na spodní vrstvě (č. 34) horní pásnice pro 1. případ zatížení</i>	124
<i>Obr. 99. Napětí σ_x na vrchní vrstvě (č. 1) dolní pásnice pro 1. případ zatížení</i>	129
<i>Obr. 100. Napětí σ_x na spodní vrstvě (č. 19) dolní pásnice pro 1. případ zatížení.....</i>	129
<i>Obr. 101. Napětí na stojině se zazačenou polohou prvního žebra</i>	134

<i>Obr. 102. Zobrazení napětí na spodní straně potahu pro 1. případ zatížení.....</i>	<i>139</i>
<i>Obr. 103. Zobrazení napětí na vrchní straně potahu pro 1. případ zatížení</i>	<i>139</i>
<i>Obr. 104. Zobrazení napětí na spodní straně potahu pro 3. případ zatížení.....</i>	<i>140</i>
<i>Obr. 105. Zobrazení napětí na vrchní straně potahu pro 3. případ zatížení</i>	<i>140</i>
<i>Obr. 106. Skladba horní pásnice s příslušnou délkou vrstvy a počtem vrstev</i>	<i>142</i>
<i>Obr. 107. Skladba dolní pásnice s příslušnou délkou vrstvy a počtem vrstev</i>	<i>143</i>

SEZNAM TABULEK

<i>Tab. 1. Smykový modul vybraných materiálů [13]</i>	25
<i>Tab. 2. Závislost tloušťky jádra na mechanickém chování sendvičové struktury [13]</i>	27
<i>Tab. 3. Doporučené rozměry zkušebních vzorků pro tahovou zkoušku</i>	50
<i>Tab. 4. Doporučené rozměry zkušebních vzorků pro tlakovou zkoušku</i>	52
<i>Tab. 5. Parametry t a k pro soubory s malým počtem hodnot [7]</i>	72
<i>Tab. 6. Výsledná data tahové zkoušky jednosměrného laminátu ve směru vláken</i>	73
<i>Tab. 7. Výsledná data tahové zkoušky jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken</i>	74
<i>Tab. 8. Výsledná data tahové zkoušky laminátu z tkaniny</i>	75
<i>Tab. 9. Výsledná data tlakové zkoušky jednosměrného laminátu ve směru vláken</i>	76
<i>Tab. 10. Výsledná data tlakové zkoušky jednosměrného laminátu kolmo na směr vláken</i>	77
<i>Tab. 11. Výsledná data tlakové zkoušky laminátu z tkaniny</i>	78
<i>Tab. 12. Výsledná data smykové zkoušky laminátu z tkaniny</i>	79
<i>Tab. 13. Výsledná data zkoušky ohybu krátkého nosníku</i>	80
<i>Tab. 14. Shrnutí naměřených výsledků</i>	81
<i>Tab. 15. Shrnutí vypočteného zatížení</i>	110
<i>Tab. 16. Zatížení působící na vzdálenost poloviny křídla k trupu</i>	111
<i>Tab. 17. Početní zatížení použité k návrhu hlavních nosných prvků křídla</i>	113
<i>Tab. 18. Návrh horní pásnice</i>	115
<i>Tab. 19. Návrh dolní pásnice</i>	116
<i>Tab. 20. Návrh stojiny</i>	118
<i>Tab. 21. Hodnoty napětí všech vrstev horní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu</i>	121
<i>Tab. 22. Hodnoty napětí vrstev tkaniny horní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu</i>	124
<i>Tab. 23. Hodnoty napětí všech vrstev dolní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu</i>	127
<i>Tab. 24. Hodnoty napětí vrstev tkaniny spodní pásnice, získané pomocí výpočtového modelu</i>	130
<i>Tab. 25. Hodnoty napětí všech vrstev stojiny, získané pomocí výpočtového modelu</i>	132
<i>Tab. 26. Hodnoty napětí optimalizované stojiny, získané pomocí výpočtového modelu</i>	135
<i>Tab. 27. Hodnoty napětí nosného potahu, získané pomocí výpočtového modelu</i>	137
<i>Tab. 28. Shrnutí hodnot materiálových zkoušek, potřebné pro definici materiálu k výpočtu</i>	141
<i>Tab. 29. Skladba stojiny s příslušnými počty vrstev a druhem materiálu</i>	144
<i>Tab. 30. Skladba nosného potahu s příslušnými počty vrstev a druhem materiálu</i>	144