



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Rekonstrukce křídla rychlostního
letounu**

**Reconstruction of the racing aircraft
wing**

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2022

Ondřej MOTL

Studijní program: N3958 Letectví a kosmonautika
Studijní obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika
Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec PhD.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Motl** Jméno: **Ondřej** Osobní číslo: **459975**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Rekonstrukce křídla rychlostního letounu

Název diplomové práce anglicky:

Reconstruction of the racing aircraft wing

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:
1) Rozbor současného stavu
2) Návrh konstrukce
3) Předběžné dimenzování
4) Hmotový rozbor

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **30.10.2021**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.01.2022**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Poděkování

Tímto bych chtěl srdečně poděkovat Ing. Jiřímu Brabcovi Ph.D. za konzultování a připomínkování této práce. Dále bych chtěl poděkovat své rodině za podporu během mých studijních let. Rád bych také poděkoval vedoucím modelářského kroužku v Rumburku Luboru Čechurovi a Petrovi Skurčákovi, kteří ve mně způsobili zájem o stavbu letadel.

Anotační list

Jméno autora: Ondřej MOTL
Název DP: Rekonstrukce křídla rychlostního letounu
Anglický název: Reconstruction of the racing aircraft wing
Rok: 2022
Studijní program: Letectví a kosmonautika
Obor studia: 3906T008 Letadlová a kosmická technika
Ústav: Ústav letadlové techniky
Vedoucí DP: Ing. Jiří Brabec PhD.

Bibliografické údaje:	počet stran	77
	počet obrázků	53
	počet tabulek	38
	počet grafů	10

Klíčová slova: Rekonstrukce křídla, dimenzování, pevnostní výpočet, závěsná kování, křídélko, příčné řízení, uhlíkový kompozit, hmotový rozbor

Keywords: Reconstruction of the wing, dimensioning, structural analysis, wing attachments, aileron, lateral control, carbon fiber reinforced polymer, weight and balance

Abstrakt: Cílem této práce je zdokonalit konstrukční návrh křídla soutěžního ultralehkého letounu odpovídajícímu stavebnímu předpisu UL-2 o maximální vzletové hmotnosti 600 kg. Úvodní část práce se zabývá analýzou současného stavu, výsledné konstrukční řešení zohledňuje uložení křídélka a části příčného řízení. Pevnostní výpočty jsou provedeny analyticky, v práci je doporučen další postup pro získání přesnějších výsledků.

Abstract: The target of this diploma thesis is to evolve structural design of the racing aircraft wing that is to be built in accordance with certification specification UL-2 category of ultralight aircraft with a maximum take of weight 600 kg. The beginning of this thesis is analysis of present status of the aircraft design. Then a new structural design of the wing is proposed, to cover aspects such as wing attachment to fuselage, aileron hinges and lateral control fitted to wing. The structural analysis uses analytical methods and for more precise results further research is recommended.

Čestné prohlášení

Čestně prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem Rekonstrukce křídla rychlostního letounu vypracoval samostatně s použitím pouze citované literatury.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Rumburku dne:

.....
Podpis

Obsah

SEZNAM OBRÁZKŮ	VII
SEZNAM TABULEK	VIII
SEZNAM GRAFŮ	VIII
1 ÚVOD	1
2 ROZBOR SOUČASNÉHO STAVU KONSTRUKCE KŘÍDLA.....	3
2.1 HMOTOVÁ OBÁLKA.....	6
2.2 VYBRANÉ POŽADAVKY LETOVÉ ZPŮSOBILOSTI PŘEDPISU UL-2 [6].....	7
2.2.1 HLAVA A	7
2.2.2 HLAVY C PEVNOST	7
2.2.3 LETOVÁ OBÁLKA PROVOZNÍCH NÁSOBKŮ	8
2.3 ZATÍŽENÍ KŘÍDLA	9
2.3.1 ZATÍŽENÍ OD POSOUVAJÍCÍCH SIL	10
2.3.2 ROZLOŽENÍ OHYBOVÉHO MOMENTU.....	11
2.3.3 ROZLOŽENÍ KROUTÍCÍHO MOMENTU	11
2.3.4 MAXIMÁLNÍ SLOŽKY ZATÍŽENÍ	12
3 KONSTRUKCE KŘÍDLA (OBECNĚ)	13
3.1 ZÁKLADNÍ TYPY SPOJENÍ KŘÍDLA S TRUPEM	14
4 NÁVRH ÚPRAV KONSTRUKCE KŘÍDLA	16
4.1 TECHNOLOGIE VÝROBY.....	18
4.2 VÝPOČET KROUTÍCÍHO MOMENTU PO POSUNUTÍ NOSNÍKU	19
4.3 DIMENZOVÁNÍ UPRAVENÉHO KŘÍDLA.....	20
4.3.1 POUŽITÉ MATERIÁLY	21
4.3.2 DIMENZOVÁNÍ A KONTROLA PÁSNIC	23
4.3.3 DIMENZOVÁNÍ STOJINY HLAVNÍHO NOSNÍKU A POTAHU KŘÍDLA	26
4.4 SPOJENÍ KŘÍDLO-TRUP	34
4.4.1 ROZBOR ZATÍŽENÍ ZÁVĚSŮ.....	35
4.4.2 VÝBĚR MATERIÁLU ZÁVĚSŮ	37
4.4.3 DIMENZOVÁNÍ ČEPŮ	38
4.4.4 DIMENZOVÁNÍ PŘEDNÍHO ZÁVĚSNÉHO OKA	44
5 NÁVRH ÚPRAV KONSTRUKCE KŘIDÉLKA.....	50
5.1 ZATÍŽENÍ KŘIDÉLKA	51
5.2 REAKCE V ZÁVĚSECH KŘIDÉLKA.....	52
5.3 PŘEDBĚŽNÉ DIMENZOVÁNÍ UPRAVENÉHO KŘIDÉLKA	56
5.3.1 DIMENZOVÁNÍ PÁSNIC	56
5.3.2 POLOHA ELASTICKÉ OSY KŘIDÉLKA	57
5.3.3 DIMENZOVÁNÍ STOJINY A POTAHU KŘIDÉLKA	59
5.3.4 DIMENZOVÁNÍ ZÁVĚSŮ KŘIDÉLKA	61
5.3.5 ZÁVĚSOVÝ MOMENT A REAKCE V TÁHLE KŘIDÉLKA.....	62
5.3.6 KONTROLA ČEPŮ	63
5.3.7 KONTROLA ZÁVĚSNÝCH OK.....	64
6 NÁVRH ÚPRAV KONSTRUKCE PŘÍČNÉHO ŘÍZENÍ.....	66
6.1 VÝPOČET ZATÍŽENÍ PO ÚPRAVÁCH KONSTRUKCE ŘÍZENÍ	67

7	PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH ÚPRAV TRUPU	69
8	HMOTOVÝ ROZBOR KONSTRUKCE KŘÍDLA	71
9	ZÁVĚR.....	75
	REFERENCE.....	76

Seznam obrázků

Obrázek 1 Třípohledový výkres letounu [1]	2
Obrázek 2 Původní návrh konstrukce [2]	3
Obrázek 3 Rozměry původní konstrukce [2]	4
Obrázek 4 Původní návrh konstrukce křídélka [4]	4
Obrázek 5 Návrh primárního řízení letounu [5]	5
Obrázek 6 Transformace zatížení do souřadného systému křídla	10
Obrázek 7 Aerodynamický souřadnicový systém.....	11
Obrázek 8 Sendvičová konstrukce, zleva jádra: pěnová, tvořená vlnitým plechem, voštinová [8]	13
Obrázek 9 Technologická řešení zakončení a spojů sendvičových materiálů	13
Obrázek 10 Staticky určité uložení křídla [9].....	14
Obrázek 11 Nedělená křídla [7]	15
Obrázek 12 Dělená křídla [10].....	15
Obrázek 13 Návrh nové nosné konstrukce křídla, bez zobrazení horního potahu.	16
Obrázek 14 Detail osazení koncového žebra pro upevnění aerodynamického zakončení křídla	17
Obrázek 15 Detail zdvojeného kořenového žebra a umístění předního závěsu (oka).....	17
Obrázek 16 Schéma metody ručního kladení vrstev a následného vakuování [11].....	18
Obrázek 17 poloha neutrální osy nosníku.....	23
Obrázek 18 Rozdělení křídla na sendvičová pole	26
Obrázek 19 Smykové toky v dutinách křídla	27
Obrázek 20 Spojení křídla a trupu.....	34
Obrázek 21 Rozbor zatížení závěsů	35
Obrázek 22 Výslednice působící na přední a zadní čep	36
Obrázek 23 Rozbor zatížení zadního čepu	39
Obrázek 24 Rozbor zatížení předního čepu	40
Obrázek 25 Případy porušení závěsu: utržení, vysmeknutí a roztržení, otláčení [22]	44
Obrázek 26 Geometrie předního závěsu	44
Obrázek 27 Kontrola předního závěsu na ohyb	47
Obrázek 28 Postup přípravy povrchu předního závěsu před lepením [23]	48
Obrázek 29 Schéma zatížení lepeného spoje.....	48
Obrázek 30 Průběh smykového napětí v lepené ploše od kroutícího momentu [25]	49
Obrázek 31 Půdorys křídélka	50
Obrázek 32 Krajní polohy křídélka	50
Obrázek 33 Zatížení křídélka [6].....	51
Obrázek 34 Reakce v závěsech křídélka	52
Obrázek 35 Působíště posouvající síly.....	54
Obrázek 36 Geometrie nosníku křídélka.....	57
Obrázek 37 Poloha elastické osy křídélka	58
Obrázek 38 Určení kritického napětí polí křídélka	60
Obrázek 39 Detail závěsů na straně křídla	61
Obrázek 40 Detail závěsů na straně křídélka	61
Obrázek 41 Závěsový moment a reakce v táhle křídélka	62
Obrázek 42 Schéma zatížení kořenového závěsu a koncového závěsu	63
Obrázek 43 Výpočtová geometrie závěsů	64
Obrázek 44 Schéma uložení příčného řízení	66
Obrázek 45 Příčné řízení, detail zesílení stojiny	66
Obrázek 46 Původní geometrie páky 3 [5].....	67
Obrázek 47 Rozměry páky 3 po úpravě	67
Obrázek 48 Zatížení páky č. 3.....	68
Obrázek 49 Úprava trupu v bokorysu	69
Obrázek 50 Úprava trupu v půdorysu	69
Obrázek 51 Orientace přepážek.....	70
Obrázek 52 Možné řešení přepážky č. 4	70
Obrázek 53 Poloha těžiště křídla graficky	74

Seznam tabulek

Tabulka 1 Základní parametry letounu [1, 2, 3]	1
Tabulka 2 Předpokládané výkony při MTOW [3]	2
Tabulka 3 Krajní hmotové konfigurace [2]	6
Tabulka 4 Provozní násobky [6]	8
Tabulka 5 Maximální složky zatížení [2]	12
Tabulka 6 Kroutící moment k hlavnímu nosníku po jeho posunutí.....	19
Tabulka 7 Vlastnosti materiálu pásnic	21
Tabulka 8 Vlastnosti materiálu stojiny a hlavního nosníku	21
Tabulka 9 Geometrické charakteristiky pásnic a návrh počtu vrstev v daných řezech	24
Tabulka 10 Početní jistoty pro maximální a minimální ohybový moment	25
Tabulka 11 Rozměry přední a zadní dutiny	29
Tabulka 12 Určení polohy elastické osy	29
Tabulka 13 Kroutící moment ke středu smyku	30
Tabulka 14 Výsledky výpočtu smykových toků v přední a zadní dutině pro maximální složky zatížení..	31
Tabulka 15 Výsledky výpočtu smykových toků v přední a zadní dutině pro minimální složky zatížení ..	31
Tabulka 16 Výpočet kritického napětí.....	32
Tabulka 17 Výsledky kontroly potahů a stojiny	33
Tabulka 18 Návrh počtu vrstev a tloušťky jádra potahu a stojiny.....	33
Tabulka 19 Výsledky reakcí pro případy 1 a 2	37
Tabulka 20 materiál závěsů.....	38
Tabulka 21 Výsledky dimenzování a kontroly čepu pro případ 1.....	42
Tabulka 22 Výsledky dimenzování a kontroly čepu pro případ 2.....	42
Tabulka 23 Rozměry křídélka	50
Tabulka 24 Zatížení křídélka	56
Tabulka 25 Rozměry přední a zadní dutiny křídélka a poloha elastické osy	58
Tabulka 26 Smykové toky v dutinách křídélka	59
Tabulka 27 Kritická napětí potahu a stojiny křídélka	60
Tabulka 28 Výsledky kontroly potahů a stojiny	61
Tabulka 31 Hustoty použitých materiálů	71
Tabulka 32 Hmotový rozbor hlavního nosníku	72
Tabulka 33 Hmotový rozbor potah křídla	72
Tabulka 34 Hmotový rozbor křídla bez tras řízení, klapky a křídélka	73
Tabulka 35 Hmotový rozbor křídélka	73
Tabulka 36 Hmotnostní rozbor celé sestavy křídla	73
Tabulka 37 Hmotnost a těžiště celého křídla	74
Tabulka 38 Objem a těžiště nádrže v levém křídle	74

Seznam grafů

Graf 1 Hmotová obálka [1]	6
Graf 2 Letová obálka provozních násobků pro minimální hmotnost, konfigurace 1 [2]	8
Graf 3 Letová obálka provozních násobků pro maximální hmotnost, konfigurace 2 [2]	8
Graf 4 Průběh tlouštěk horní a dolní pásnice po rozpětí křídla	25
Graf 5 Průběh ohybového momentu a posouvající síly v zadním čepu	39
Graf 6 Průběh ohybového momentu a posouvající síly předním čepu	40
Graf 7 Závislost meze pevnosti v otláčení na geometrii oka [21]	45
Graf 8 Průběh spojitého zatížení křídélka	51
Graf 9 Průběh posouvající síly a ohybového momentu křídélka.....	54
Graf 10 Průběh kroutícího momentu křídélka	55

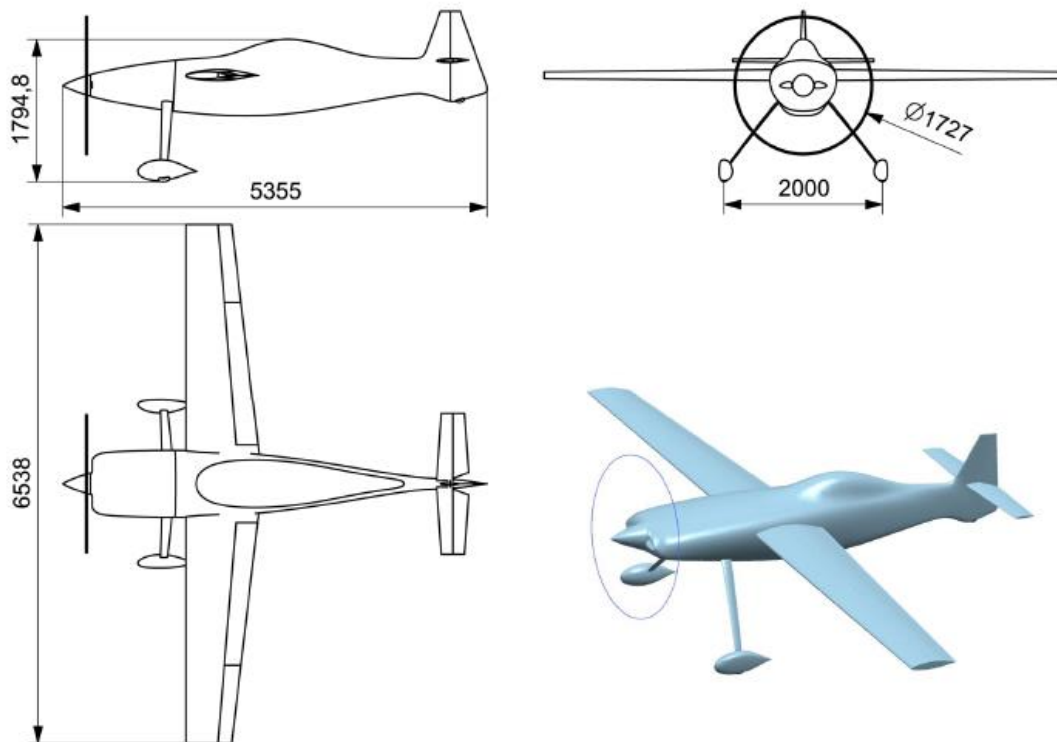
1 Úvod

Koncept rychlostního letounu, který je navrhován s předpoklady pro překonávání rychlostních rekordů ve sportovních kategoriích dle FAI Microlights a Aeroplanes vznikl v roce 2019 jako výsledek závěrečné práce Ing. Jakuba Valenty [1]. Jedná se o jednomístný letoun středplošného uspořádání o maximální vzletové hmotnosti 345 kg, který bude splňovat pravidla stavebního předpisu UL-2 pro letadla do maximální vzletové hmotnosti 600 kg. Základní rysy letounu byly zvoleny na základě statistiky úspěšných letounů v dané disciplíně. Tento postup pro volbu konkurenceschopné geometrie a uspořádání je konzervativní a méně rizikovou cestou. Autor konceptu zvolil za pohonnou jednotku čtyřtaktí spalovací motor UL Power UL350iSA, dvoukolový podvozek s ostruhou a klasické uspořádání kormidel. Volba základních parametrů je detailněji popsána v pracích, na které tato diplomová práce navazuje a odkazuje. Souhrn parametrů viz Tabulka 1.

Tato práce si klade za cíl upravit a zpřesnit návrh konstrukce křídla rychlostního letounu s ohledy na výrobní jednoduchost a zároveň co nejlepší uspokojení nároků na pevnosti a nízké hmotnosti. Práce navazuje na konstrukční návrh, kterému se ve své diplomové práci věnoval Ing. Tomáš Filip [2].

Rozpětí	l [m]	6,538
Délka	L [m]	5,355
Výška	H [m]	2,150
Plocha křídla	S [m ²]	5,029
Hloubka střední aerodynamické tětiny křídla	b_{SAT} [m]	0,786
Hloubka křídla u kořene	b_0 [m]	0,962
Hloubka křídla na konci	b_k [m]	0,577
Profil křídla (po celém rozpětí)	AZDP2020	
Štíhlost křídla	λ	8,5
Zúžení křídla	η	0,6
Úhel šípu křídla	χ [°]	0
Prázdná hmotnost	M_E [kg]	190,3
Maximální vzletová hmotnost	MTOW [kg]	345
Maximální rychlost v horizontálním letu	v_H [km/h]	423,7
Maximální kladný provozní násobek	n^+ [-]	6
Maximální záporný provozní násobek	n^- [-]	-3

Tabulka 1 Základní parametry letounu [1, 2, 3]



Obrázek 1 Třípohledový výkres letounu [1]

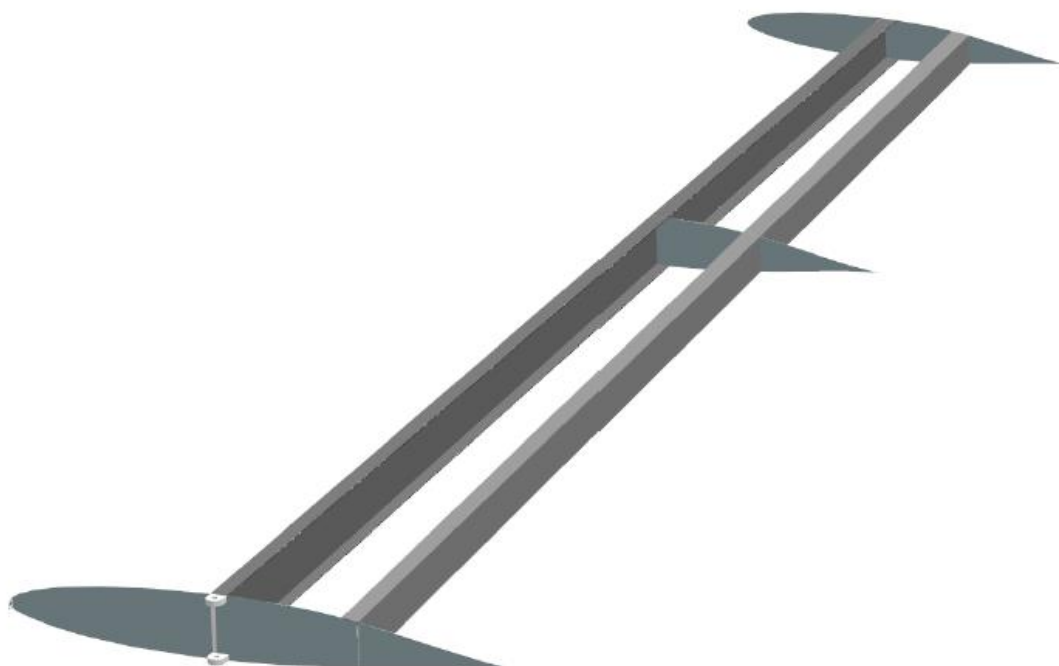
Maximální rychlost [m/s]	117,69
Maximální dolet [km]	4250
Dolet při rychlosti 400 km/h [km]	1391,2
Maximální vytrvalost [h]	29,1
Minimální rychlost klesání [m/s]	1,993
Maximální rychlost stoupání [m/s]	18,2
Minimální poloměr zatáčky [m]	93,73
Délka vzletu [m]	256,08
Doba vzletu [s]	10,26

Tabulka 2 Předpokládané výkony při MTOW [3]

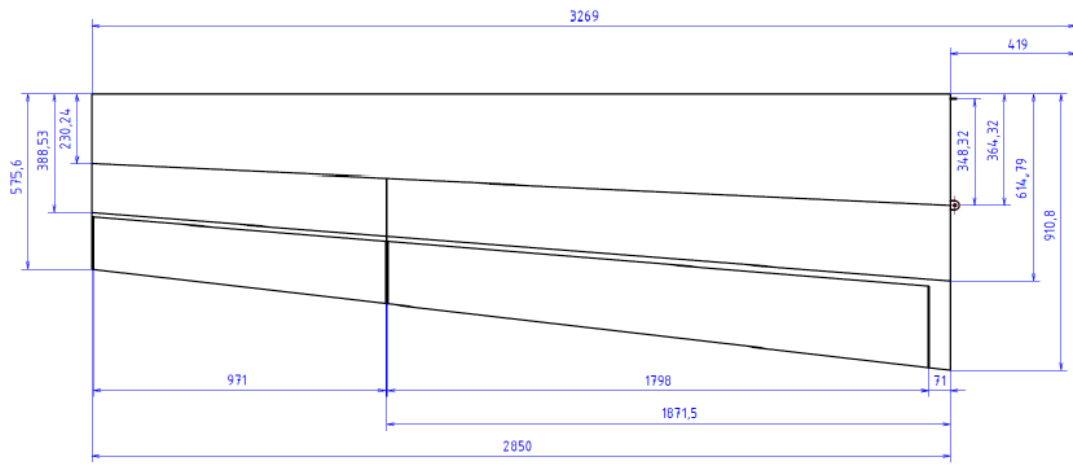
2 Rozbor současného stavu konstrukce křídla

Jako první krok v rekonstrukci křídla byla provedena analýza původního návrhu. Křídlo bylo navrženo v práci Ing. Filipa Tomáše [2] jako dělené jedno-nosíkové s nosným potahem, kořenovým, koncovým a pomocným žebrem. Celokompozitovou konstrukci doplňoval pomocný nosník. Hlavní nosník byl navržěn jako lomený a byl umístěn do 39,96 % hloubky křídla u kořene a 41,69 % hloubky křídla místě koncového žebra. Připevnění obou polovin křídla k trupu autor původního návrhu zamýšlel s pomocí 3 čepů, dva hlavní čepy byly umístěny v místě pásnic hlavního nosníku a přední čep v oblasti náběžné hrany kořenového žebra. Upevnění čepů v práci není nijak řešeno, je pouze stanoven průměr čepu, volba geometrie závěsů a jejich kontrola na otláčení, vytržení a vysmeknutí. V práci se sice zmiňuje nedostatek prostoru pro volbu průběžného křídla, po ohledání rozpracovaného návrhu trupu však bylo zjištěno, že průběžný nosník pro tento letoun zvolit lze. Koncept s průběžným nosníkem je pak dále uvažován ve vlastní rekonstrukci křídla. V práci Ing. Adama Zezuly [3] byl na základě aerodynamické analýzy změněn profil letounu na AZDP2020, jedná se o profil navržený autorem. S novým profilem pracoval i původní návrh křídla při sestrojení letové obálky [2] dle platného předpisu UL-2 a podle osvědčených analytických postupů pro stanovení zatížení křídla 2.3.

Konstrukce křídla doposud nebyla příliš detailně prokreslena, jsou zanedbány lemy žebířků. Původní model nebyl zpracován v základním souřadnicovém systému, ve kterém se nachází tvarová obálka koncepčního návrhu [1]. Dále není řešeno uložení vztlačkových klapek, křídélek a jejich zavětrání, mechanizace a přístup k seřizování a údržbě.



Obrázek 2 Původní návrh konstrukce [2]



Obrázek 3 Rozměry původní konstrukce [2]

Další z prací, která byla podrobena rozboru je návrh konstrukce křídélka Bc. Tomáše Rubánka [4]. K dispozici je bohužel pouze opět pouze neasociativní model, který nejde dále upravovat. Autor zřejmě v dané fázi neměl informace o geometrii křídélka, a tak hloubka kořenového a koncového žebra neodpovídá poměru 30 % hloubky křídla pro klapky a křídélka, který je udán v aerodynamickém návrhu. Autor se snažil navrhnout z hlediska přenosu ohybového momentu a deformací co nejvýhodnější způsob uložení, proto je koncový závěs křídélka umístěn zhruba v poslední třetině délky křídélka.



Obrázek 4 Původní návrh konstrukce křídélka [4]

Poslední prací, kterou bylo nutno v novém návrhu zohlednit je návrh primárního řízení Bc. Daniela Vysockého [5]. V práci jsou rozebrány požadavky stavebního předpisu, stanoveny síly v řízení a navrženy převodové páky mechanismu. Navržené páky pro řízení křidélek jsou poměrně rozměrné a bude nutno přepočítat páku číslo 3 na menší rozměry, aby ji bylo do omezeného prostoru za hlavním nosníkem možné nainstalovat. Táhlo ovládající tuto páku také protíná stojinu hlavního nosníku a zasahuje tak do přední dutiny křídla, kde bude umístěno palivo.

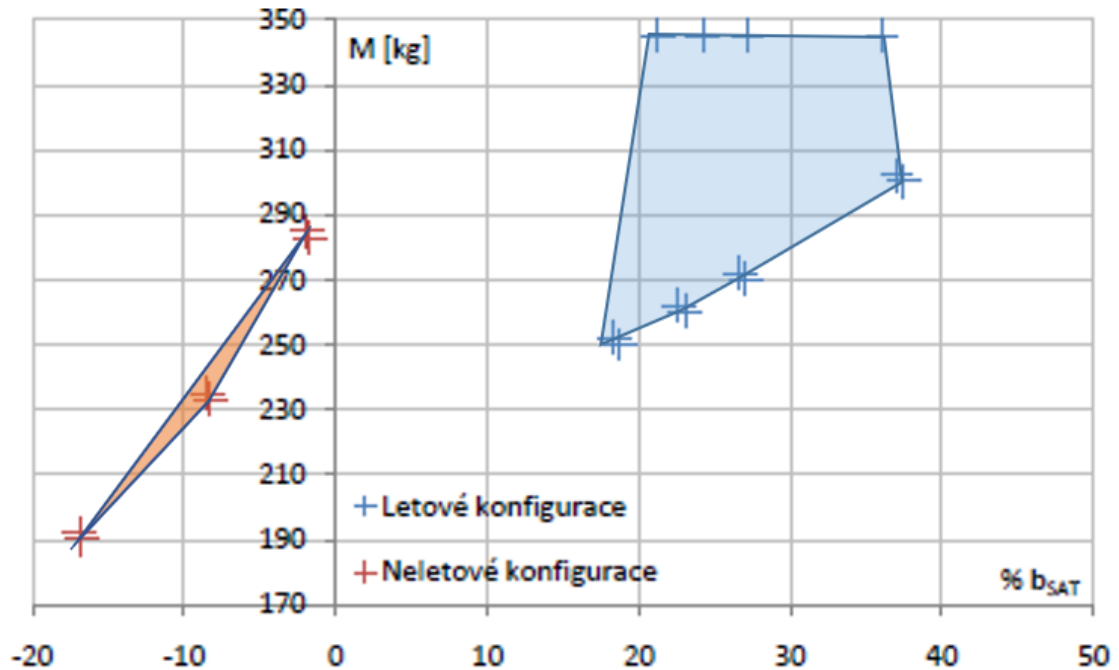
Návrh primárního řízení také vychází z práce Bc. Rubánka, kde, jak již bylo zmíněno, je budoucí geometrie křídélka odlišná, což se projeví i v poloze ovládací páky křídélka a osy otáčení. Táhla jsou zvolena z materiálu 6061 T6, páky ze slitiny 2024 T3. U výpočtu sil táhel byla také odhalena drobná chyba, která však nemá vliv výsledky dimenzování.



Obrázek 5 Návrh primárního řízení letounu [5]

2.1 Hmotová obálka

V koncepčním návrhu byla sestavena hmotová obálka z odhadnutých hmotností a polohy těžišť částí letadla a proměnných hmot (hmotnost pilota a paliva) v souladu s předpisem **UL-2 § 23**.



Graf 1 Hmotová obálka [1]

Z hmotové obálky byly nalezeny krajní konfigurace, pro které autor [2] sestavil letovou obálku.

	<i>PC</i>	<i>MTOW PC</i>	<i>MTOW ZC</i>	<i>ZC</i>
<i>Konfigurace č.</i>	1.	2.	3.	4.
$\bar{x}CG$	0,183	0,212	0,36	0,375
$\% b_{SAT}$	18,3	21,2	36	37,5
<i>M [kg]</i>	252,3	345	345	300,3
<i>Hmotnost pilota [kg]</i>	60	60	110	110
<i>Množství paliva [kg]</i>	0	92,7	42,7	0
xCG	2540	2563	2679	2691

Tabulka 3 Krajní hmotové konfigurace [2]

2.2 Vybrané požadavky letové způsobilosti předpisu UL-2 [6]

2.2.1 Hlava A

Omezuje maximální vzletovou hmotnost na 600 kg a provoz letounu jako neakrobatický **UL 2 § 1**.

2.2.2 Hlavy C Pevnost

Pevnostní požadavky jsou stanoveny formou provozního a početního zatížení, ta musí buď odpovídat skutečnému zatížení nebo se k němu blížit z bezpečné strany (**UL 2 § 301**).

Součinitel bezpečnosti 1,5 je nutno v případech definovaných v **UL 2 § 303** vynásobit doplňkovým součinitelem. Doplňkový součinitel pokrývá nejistotu pevnosti dílu, nebo ztrátu pevnosti během provozu a neznalost přesných hodnot pevnosti materiálu.

Pro kování, respektive spojovací prvky, předpis udává doplňkový součinitel 1,15:

$$f_u = 1,15 \cdot 1,5 = 1,725$$

Dále předpis udává rozmezí součinitele bezpečnosti pro kompozitní konstrukce v rozsahu 1,5 až 2,25. Z tohoto rozsahu se volí hodnota v závislosti na: dílu, přesnosti výpočtu, materiálových zkouškách, kontrolních postupech a zkušenostech výrobce. Pro dimenzování konstrukce křídla byla zvolena střední hodnota z tohoto rozmezí.

$$f_u = 1,875$$

Konstrukce nesmí být trvale deformována až do hodnoty provozního zatížení, deformace nesmí omezit bezpečný provoz. Dále musí být konstrukce při statické zkoušce schopna přenést početní zatížení nejméně po dobu 3 sekund, aniž by došlo k poruše **UL 2 § 305**. Požadavky tohoto paragrafu se prokazují pro všechny kritické případy zkouškou, pokud výpočtové metody nejsou podloženy spolehlivými výsledky a zkušenostmi **UL 2 § 307**.

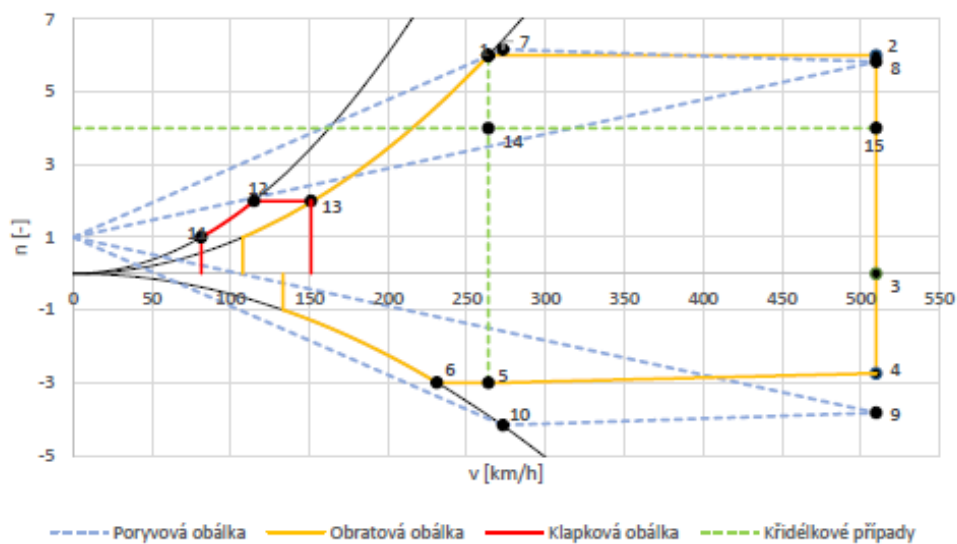
2.2.3 Letová obálka provozních násobků

UL 2 § 337 stanovuje minimální provozní násobky, ty autor konceptu navýšil vzhledem k předpokládaným výkonům letounu.

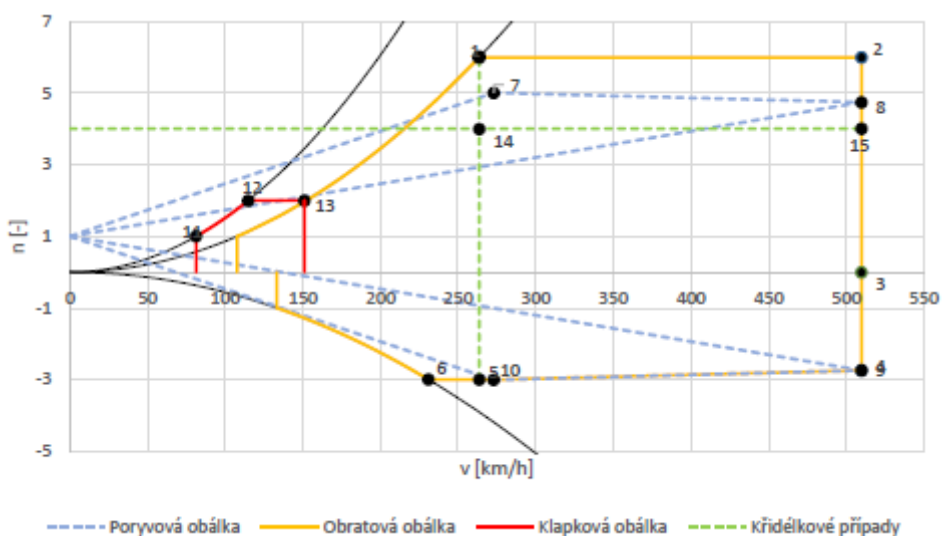
	<i>předpis</i>	<i>volba</i>
n_1	+4,0	+6,0
n_2	+4,0	+6,0
n_3	-1,5	-3,0
n_4	-2,0	-3,0

Tabulka 4 Provozní násobky [6]

Letovou obálku sestrojil Ing. Filip Tomáš pro hmotnostní konfigurace č.1 a č.2 viz Tabulka 3.



Graf 2 Letová obálka provozních násobků pro minimální hmotnost, konfigurace 1 [2]



Graf 3 Letová obálka provozních násobků pro maximální hmotnost, konfigurace 2 [2]

2.3 Zatížení křídla

Vzhledem k tomu, že tato práce si bere za cíl především detailněji zpracovat a upravit konstrukční řešení navržené v předchozí práci, bude pro účely dimenzování nové konstrukce zatížení křídla převzato. Není tedy namístě celý postup popisovat znovu se všemi náležitostmi, uvedeny budou jen základní výpočtové vztahy pro zjištění průběhu posouvajících sil, ohybových a kroutících momentů. Zatížení se počítá na základě aerodynamických podkladů a rozložení hmot po rozpětí křídla. Klíčové je správné určení spojitých zatížení křídla.

Spojitě zatížení od aerodynamických sil ve směru y:

$$q_{ya}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{lc}(z) \cdot b(z) \quad (2.1)$$

$C_{lc}(z)$ *místní součinitel vztlaku*

Spojitě zatížení od aerodynamických sil ve směru x:

$$q_{xa}(z) = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_d(z) \cdot b(z) \quad (2.2)$$

$C_d(z)$ *místní součinitel odporu*

Spojitě zatížení od hmot ve směru y:

$$q_{ym}(z) = -\left(q_m(z) + q_{mp}(z)\right) \quad (2.3)$$

$q_m(z)$ *hmoty křídla*

$q_{ym}(z)$ *hmoty paliva*

Zatížení bylo spočítáno pro hmotnost křídla 35,66 kg s odhadem působíště ve 45% hloubky křídla.

Spojitě krutové zatížení od klopivého momentu k ose hlavního nosníku:

$$q_k(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{m0}(z) \cdot b(z)^2 \quad (2.4)$$

$C_{m0}(z)$ *místní součinitel klopivého momentu pro nulový vztlak křídla*

2.3.1 Zatížení od posouvajících sil

Průběh posouvajících sil se zjišťuje integrací spojitého zatížení od aerodynamických a hmotových zatížení. Aerodynamická zatížení mají dvě složky v aerodynamickém souřadnicovém systému – vztlakovou ve směru y a odporovou ve směru x . Posouvající síly se pak pro účely dimenzování transformují do souřadného systému křídla viz Obrázek 6.

Vztahy pro výpočet posouvajících sil:

Posouvající síla od aerodynamického odporu:

$$T_{xa}(z) = \int_0^{l/2} q_{xa}(z) dz \quad (2.5)$$

Posouvající síla od aerodynamického vztlaku:

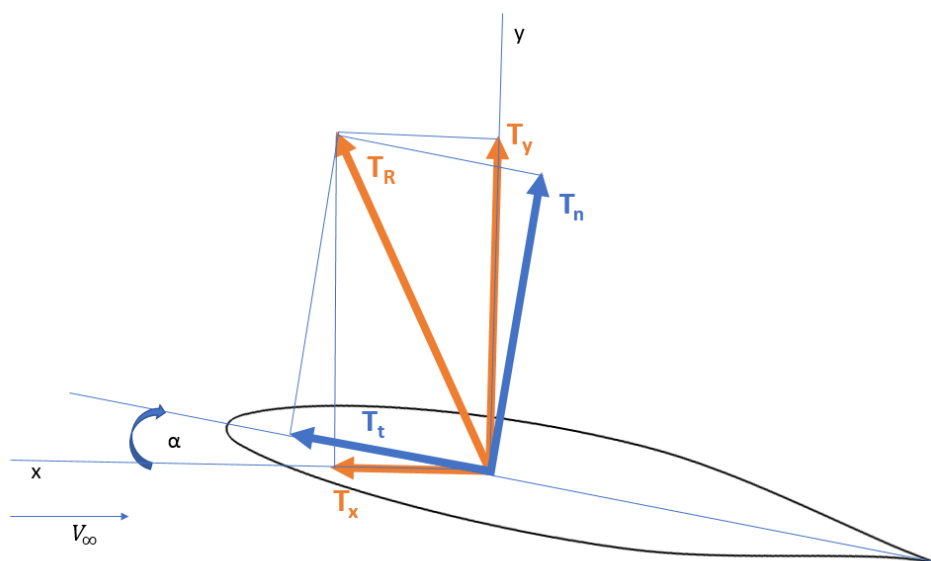
$$T_{ya}(z) = \int_0^{l/2} q_{ya}(z) dz \quad (2.6)$$

Posouvající síla od hmotových sil:

$$T_{ym}(z) = \int_0^{l/2} q_{ym}(z) dz \quad (2.7)$$

Výsledné posouvající síly v aerodynamickém souřadném systému:

$$T_{x,y}(z) = T_{xm,ym}(z) + T_{xa,ya}(z) \quad (2.8)$$



Obrázek 6 Transformace zatížení do souřadného systému křídla

$$T_R = \sqrt{T_x^2 + T_y^2} \quad (2.9)$$

$$T_n = T_y \cdot \cos\alpha - T_x \cdot \sin\alpha \quad (2.10)$$

$$T_t = T_y \cdot \sin\alpha + T_x \cdot \cos\alpha \quad (2.11)$$

2.3.2 Rozložení ohybového momentu

Průběh ohybového momentu se určuje integrací posouvajících sil v příslušných směrech.

$$M_x(z) = \int_0^{l/2} T_x(z) dz \quad (2.12)$$

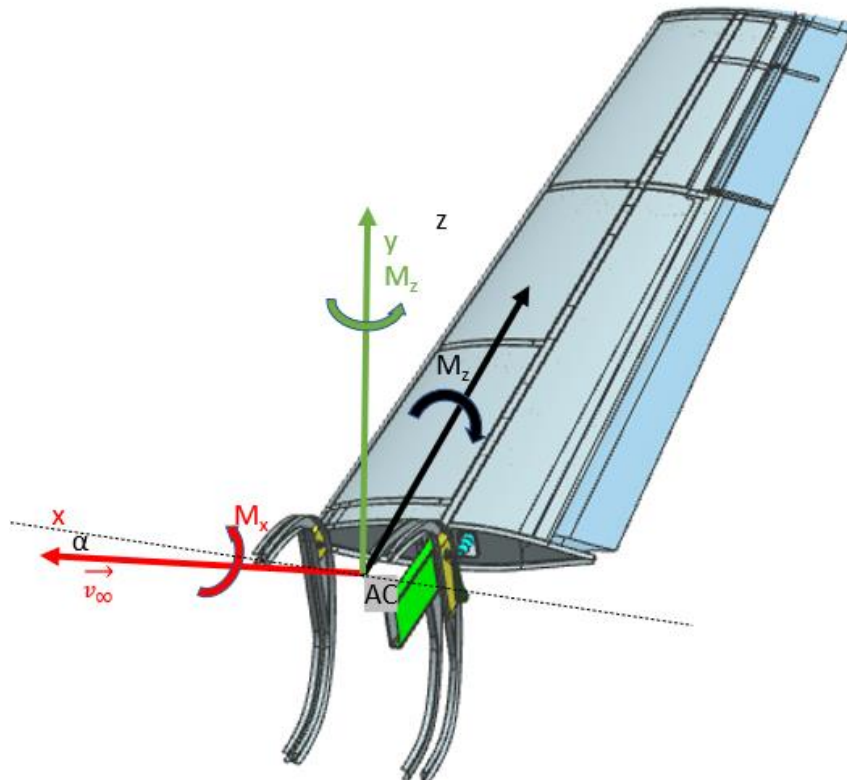
$$M_y(z) = \int_0^{l/2} T_y(z) dz \quad (2.13)$$

$$M_R = \sqrt{M_x^2 + M_y^2} \quad (2.14)$$

I zde se aplikuje přepočítání ohybových momentů do souřadného systému křídla:

$$M_n = M_y \cdot \cos\alpha - M_x \cdot \sin\alpha \quad (2.15)$$

$$M_t = M_y \cdot \sin\alpha + M_x \cdot \cos\alpha \quad (2.16)$$



Obrázek 7 Aerodynamický souřadnicový systém

2.3.3 Rozložení krutícího momentu

Se počítá jako součet složek krutícího momentu od klopivého momentu, hmot křídla, aerodynamických sil a hmot paliva v náběžné hraně vzhledem k definované ose. V tomto případě autor původní konstrukce počítal krutící moment k ose hlavního nosníku (40% hloubky křídla).

$$M_{KHN}(z) = M_{Kcm0}(z) + M_{Km}(z) + M_{Ka}(z) - M_{Kp}(z) \quad (2.17)$$

2.3.4 Maximální složky zatížení

Převzaté hodnoty maximálního zatížení, pro které bude dimenzována nová konstrukce, autor shrnul v následující tabulce:

z [m]	$T_{n_{max}}$ [N]	$T_{t_{max}}$ [N]	$M_{n_{max}}$ [Nm]	$M_{t_{max}}$ [Nm]	$M_{K_{max}}$ [Nm]	$T_{n_{min}}$ [N]	$T_{t_{min}}$ [N]	$M_{n_{min}}$ [Nm]	$M_{t_{min}}$ [Nm]	$M_{K_{min}}$ [Nm]
0	7175,7	1513,5	9857,5	1387,3	855,7	-4135,1	-58,1	-5969,5	-221,8	-1586,3
0,103	6871,8	1441,9	9135,0	1283,5	807,4	-3979,3	-56,8	-5554,1	-206,0	-1501,1
0,205	6571,9	1371,1	8450,2	1186,1	760,3	-3825,0	-55,4	-5158,5	-191,1	-1418,4
0,359	6123,3	1264,8	7473,9	1049,2	690,8	-3592,4	-53,2	-4590,7	-169,7	-1296,9
0,511	5687,0	1171,5	6577,5	925,3	632,2	-3364,0	-50,5	-4065,2	-150,0	-1189,4
0,663	5258,6	1089,5	5746,7	810,3	580,3	-3137,0	-46,8	-3574,1	-131,6	-1090,7
0,813	4844,8	1009,4	4990,0	705,0	530,7	-2914,9	-42,7	-3122,9	-114,8	-997,0
0,912	4576,9	957,1	4524,2	639,9	498,9	-2769,5	-40,0	-2843,2	-104,4	-937,2
1,01	4315,9	905,8	4089,0	578,9	468,1	-2626,6	-37,2	-2580,4	-94,7	-879,6
1,107	4061,9	855,5	3683,2	521,8	438,3	-2486,2	-34,5	-2333,9	-85,6	-824,1
1,203	3815,0	806,3	3305,6	468,5	409,5	-2348,5	-31,8	-2103,2	-77,1	-770,8
1,298	3575,1	758,2	2955,1	418,9	381,8	-2213,3	-29,1	-1887,8	-69,1	-719,5
1,438	3229,8	688,3	2479,4	351,4	342,1	-2016,5	-25,2	-1593,5	-58,3	-646,6
1,53	3008,5	643,1	2192,8	310,6	317,0	-1888,9	-22,6	-1414,9	-51,8	-600,4
1,62	2796,4	599,5	1932,0	273,4	293,0	-1765,4	-20,2	-1251,4	-45,8	-556,6
1,752	2493,4	536,7	1583,4	223,6	259,1	-1586,9	-16,8	-1031,5	-37,8	-494,7
1,88	2208,9	477,2	1282,9	180,5	227,6	-1417,0	-13,5	-840,4	-30,8	-437,4
2,004	1942,7	421,0	1025,9	143,7	198,4	-1255,8	-10,6	-675,7	-24,8	-384,4
2,162	1617,2	351,5	745,3	103,5	163,2	-1055,7	-7,2	-494,2	-18,2	-320,5
2,275	1394,5	303,5	575,4	79,2	139,4	-916,8	-5,1	-383,5	-14,2	-277,2
2,452	1063,5	231,5	358,5	48,3	104,5	-706,9	-3,1	-240,8	-9,0	-213,6
2,614	781,7	169,6	209,5	27,4	75,4	-524,9	-1,9	-141,7	-5,4	-160,0
2,732	591,0	127,4	128,8	16,2	56,0	-399,8	-1,2	-87,6	-3,4	-123,8
2,84	429,0	91,4	73,9	8,8	39,8	-292,2	-0,8	-50,5	-2,0	-92,8
3	216,6	44,3	22,8	2,3	19,1	-149,1	-0,3	-15,7	-0,6	-51,4
3,153	58,6	10,1	2,5	0,1	4,5	-40,8	0,0	-1,7	-0,1	-18,1
3,229	8,8	0,5	0,1	0,0	0,3	-6,2	0,0	-0,1	0,0	-5,0
3,269	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Tabulka 5 Maximální složky zatížení [2]

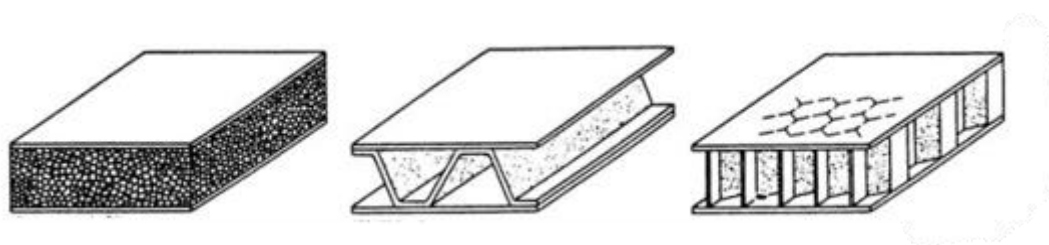
3 Konstrukce křídla (obecně)

Konstrukci křídla lze rozdělit na skupiny konstrukčních prvků [7]:

Podélný nosný systém: Nosníky, pomocné nosníky a podélné výztuhy, slouží především k přenosu ohybového momentu a posouvající síly.

Příčný nosný systém: Žebra a obrysové výztuhy udržují aerodynamický tvar křídla, zvyšují stabilitu potahu a přenášejí zatížení na podélný nosný systém křídla. Dále pak umožňují připevnění závěsů kormidel, pohonných jednotek, podvozku. Žebra také často vymezují prostor nádrže v křídle

Potah: U naprosté většiny moderních letounů smykově nosný prvek tvořící torzní skříň přenášející krut. Ve snaze zvýšit stabilitu tenkých potahů se používají sendvičové konstrukce s různými typy jader viz Obrázek 8.



Obrázek 8 Sendvičová konstrukce, zleva jádra: pěnová, tvořená vlnitým plechem, voštinová [8]

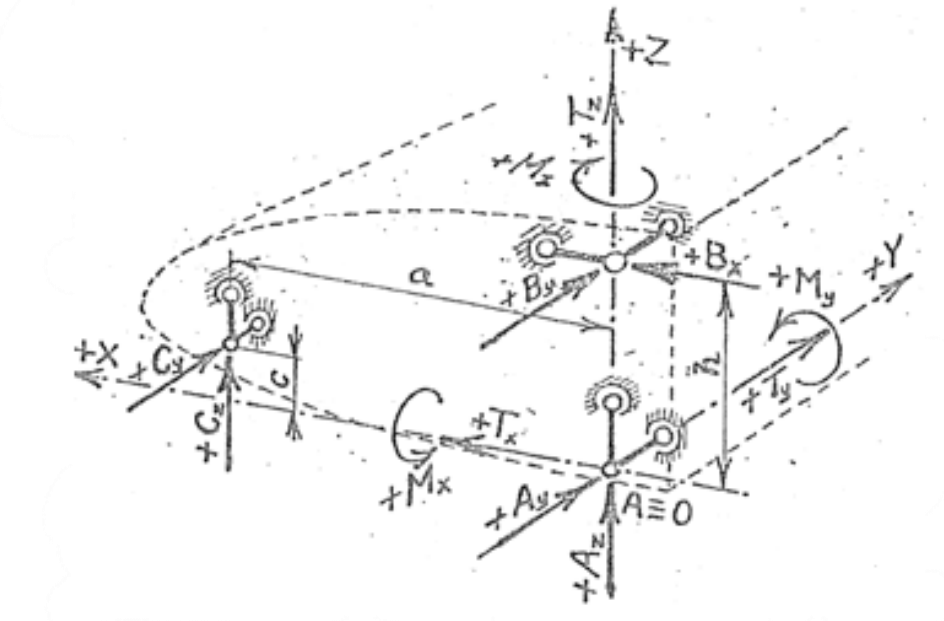
V místech připojení sendvičových dílů jsou spojované plochy osazovány příložkami, vložkami nebo profily, které narozdíl od měkkých sendvičových jader a tenkých potahů snesou odlupující síly, otláčení a ohybové zatížení.



Obrázek 9 Technologická řešení zakončení a spojů sendvičových materiálů

3.1 Základní typy spojení křídla s trupem

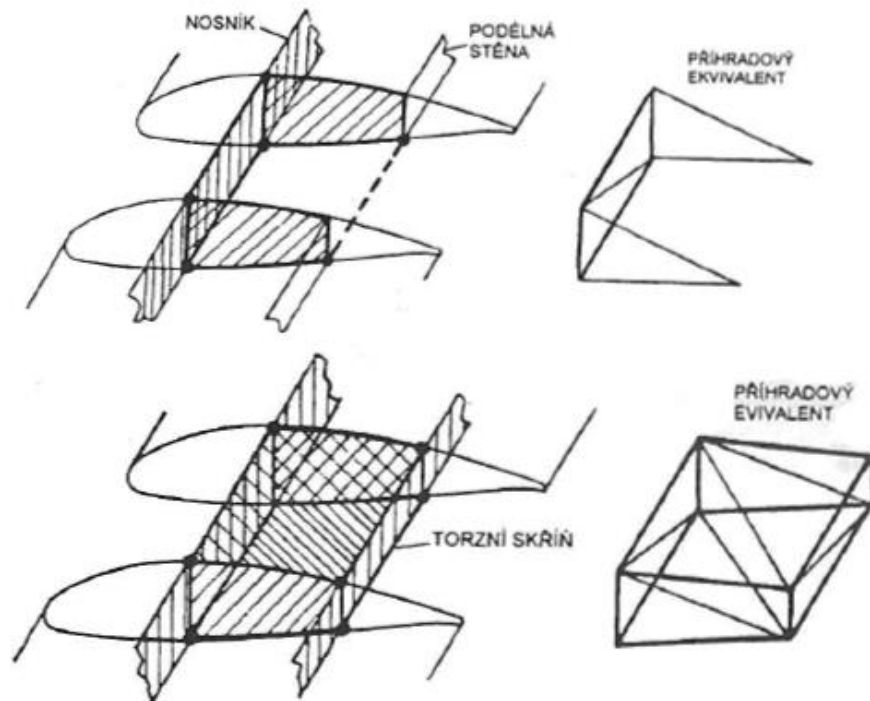
Většina letounů má od trupu oddělitelné křídlo z důvodu menších nároků na prostor při skladování a transportu. Spojení s trupem se realizuje pomocí závěsných kování, ta mohou být tvořena přírubovým spojem, šroubovým spojem, spojením vidlice – oko nebo spojovacím silovým uzlem. Pevnostně lze spoje rozdělit na staticky určité (odnímající 6 stupňů volnosti) a staticky neurčité (často využívané u větších letadel, kdy je konstrukce bezpečná i po poruše).



Obrázek 10 Staticky určité uložení křídla [9]

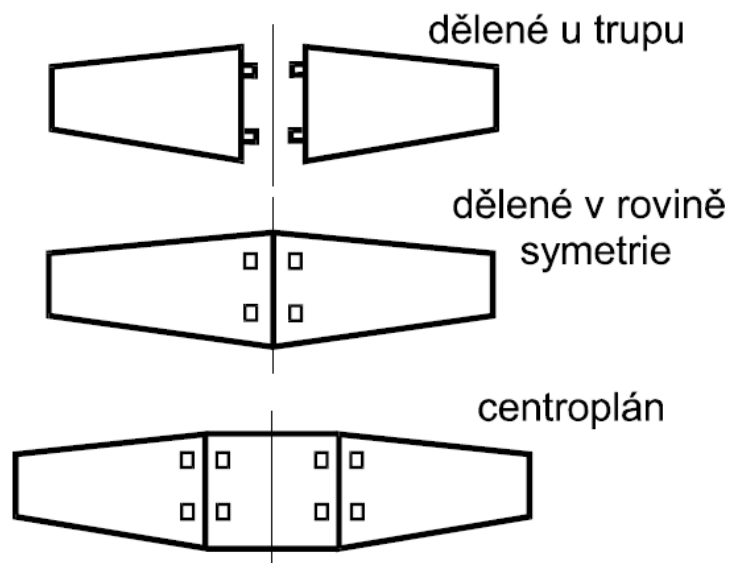
Rozlišují se následující typy spojení křídla s trupem:

Nedělená křídla: Obě poloviny mohou být propojené průběžným nosníkem, který přenáší ohybový moment. Trup je pak namáhán jen zbylými složkami zatížení. Další možností je propojení torzní skříní, která mezi oběma polovinami křídla přenáší veškerá zatížení. Při návrhu je však počítat s deformacemi, a zamezit nadměrnému namáhání trupu vhodnou orientací závěsných čepů.



Obrázek 11 Nedělená křídla [7]

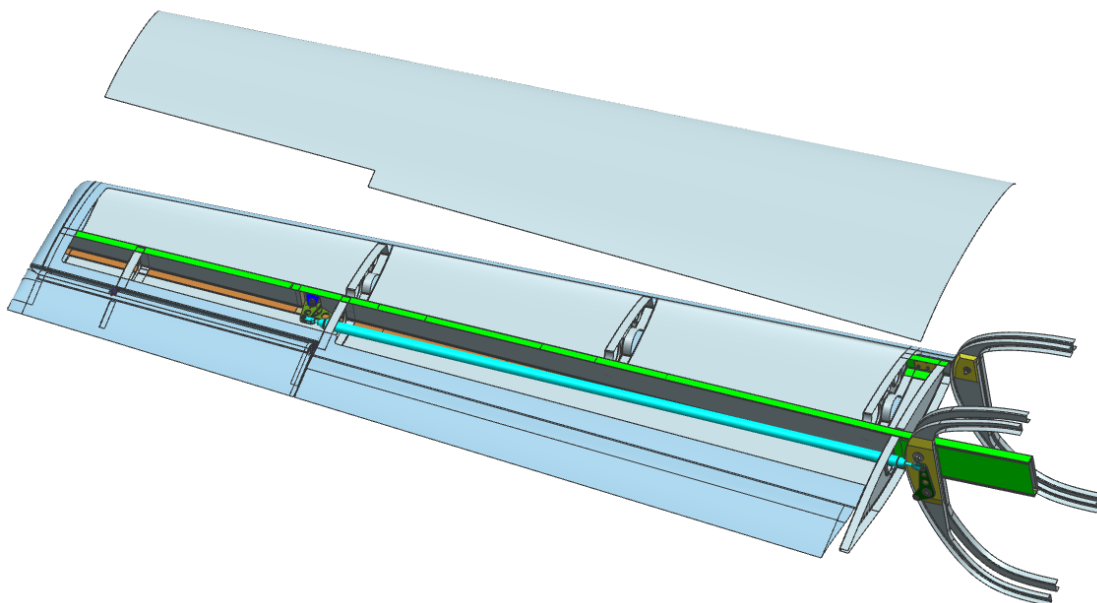
Dělená křídla: Síly mezi pravým a levým křídlem přenáší trup. Dělení křídla může být v rovině symetrie, na stranách trupu nebo na stranách centroplánu. Dělení v rovině symetrie zachovává výhody průběžného křídla při lepší skladnosti. Dělení křídla u trupu neomezuje prostor v trupu, ale přenáší zatížení lokálními silami do trupu. Dělení pomocí centroplánu je časté u dopravních letounů, kdy je křídlo rozděleno na tři části.



Obrázek 12 Dělená křídla [10]

4 Návrh úprav konstrukce křídla

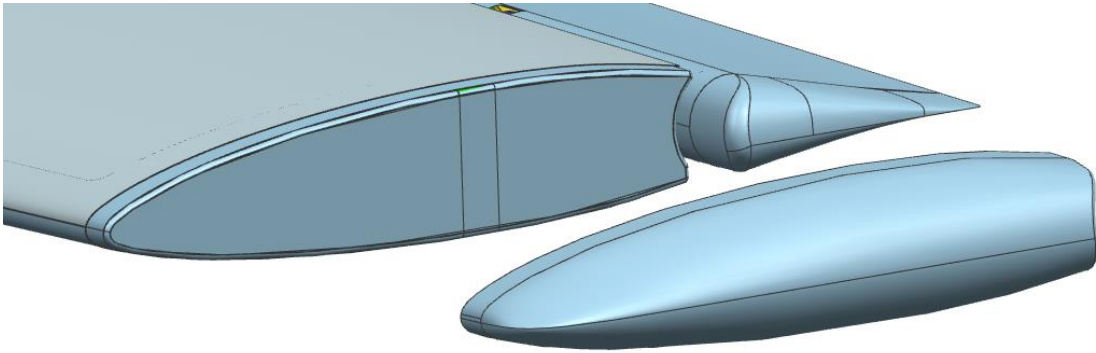
Po vyšetření současného stavu konstrukce bylo rozhodnuto, že dojde k zásadní změně v uložení křídla do trupu. Nové křídlo je koncipováno jako nedělené samonosné s jedním hlavním nosníkem. Hlavní nosník bude posunut dozadu do maximální tloušťky profilu, tím mohou pásnice hlavního nosníku efektivněji přenášet ohybový moment. Z důvodu posunutí křídla byl přepočítán kroutící moment ke stojně nosníku v nové poloze viz kapitola 4.2



Obrázek 13 Návrh nové nosné konstrukce křídla, bez zobrazení horního potahu.

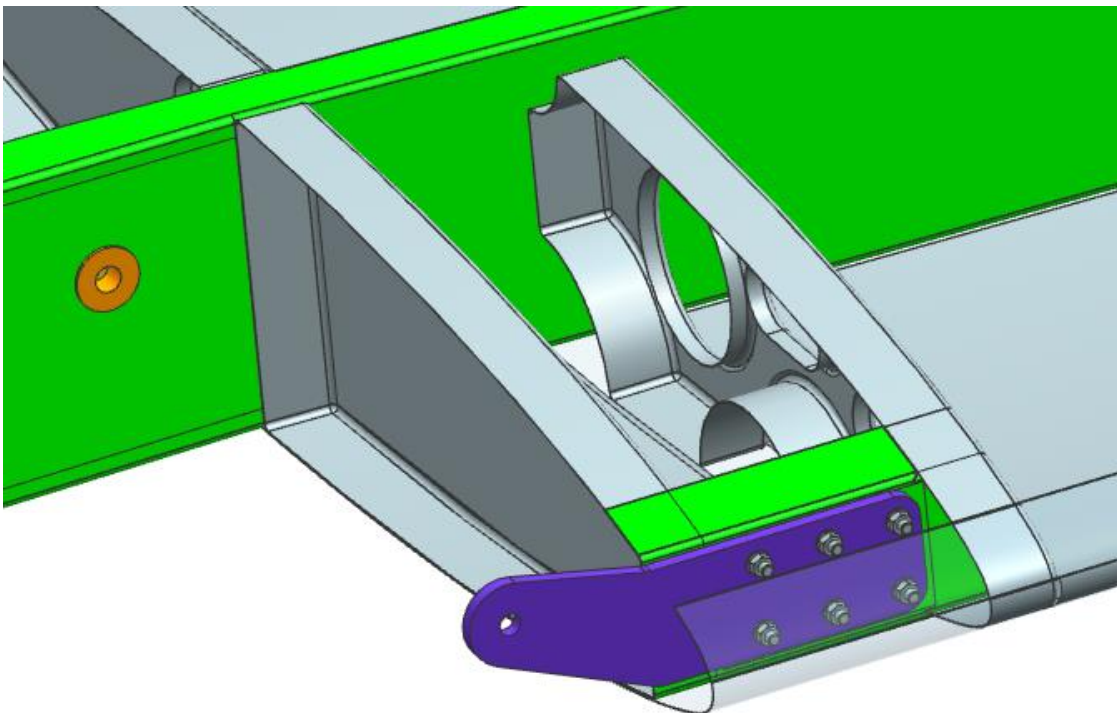
Další výraznou změnou je odstranění pomocného nosníku, místo něho bude jeho funkci tvořit přímo spodní potah křídla, který bude formován do tvaru zavětrání klapek a křidélek. Součástí spodního potahu bude navíc i koncové žebro, tím se sníží počet lepených spojů a konstrukce se dále zjednoduší. Toto integrované žebro bude opatřeno osazením, které bude sloužit pro připevnění aerodynamických zakončení křídla viz Obrázek 14.

Myšlenka výroby spodního potahu křídla je taková, že forma spodního potahu bude opatřena oddělitelnými příložkami, pro vytvarování lemů. Potah bude formován pouze v šíři od náběžné hrany po zavětrání, malá odtoková část u napojení křídla a trupu bude formována zvlášť jako součást přechodového oblouku. Tím se formy zmenší a zjednoduší se i jejich výroba.



Obrázek 14 Detail osazení koncového žebra pro upevnění aerodynamického zakončení křídla

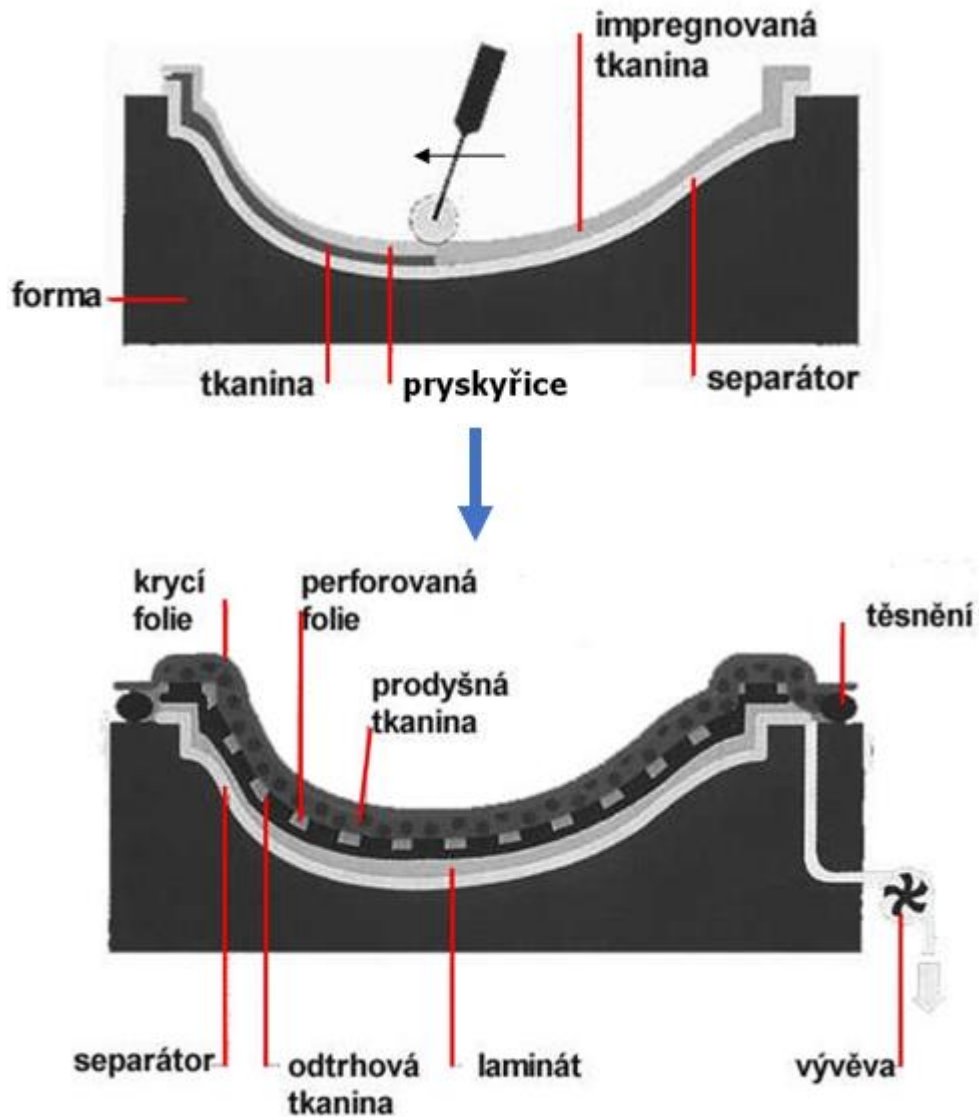
V náběžné části křídla bude zdvojeno kořenové žebro Obrázek 15, které bude sloužit k zesílení konstrukce v místě předního závěsného oka. Řešení závěsů křídla je detailně popsáno v kapitole 4.4. Dále bude náběžná část křídla opatřena dvěma pomocnými žebry, která rozdělí potah na menší části. Toto řešení je navrženo z důvodu nezanedbatelné hmotnosti paliva, která by mohla způsobit odlepení potahu. V těchto žebrech budou otvory umožňující protékání paliva



Obrázek 15 Detail zdvojeného kořenového žebra a umístění předního závěsu (oka)

4.1 Technologie výroby

Jelikož se jedná o projekt, který bude mít omezené finanční prostředky, zvolenou technologií výroby je metoda ručního kladení s vakuováním pod krycí fólií. Tato umožňuje přípravu jednodušších a levnějších forem, vystačí si navíc s menší vybaveností dílny. Nevýhodou je nižší prosycení tkaniny pryskyřicí a s tím související vyšší hmotnost a horší mechanické vlastnosti včetně horší opakovatelnosti výroby.



Obrázek 16 Schéma metody ručního kladení vrstev a následného vakuování [11]



4.2 Výpočet kroutícího momentu po posunutí nosníku

Jelikož je oproti původní konstrukci hlavní nosník posunutý směrem k odtokové hraně křídla, bylo potřeba přepočítat kroutící moment k nové ose hlavního nosníku. Výpočet byl proveden tak, že byly odečteny souřadnice x původního a nového nosníku. Kroutící moment pro novou konstrukci byl pak vypočten následovně:

$$M_k = M_{k \text{ pův.}} + T_n \cdot (x_{HN \text{ nová}} - x_{HN \text{ pův.}}) \quad (4.1)$$

z [m]	$x_{HN \text{ pův.}}$ [mm]	$x_{HN \text{ nová}}$ [mm]	Δx [mm]	$M_{k \text{ max}}$ [Nm]	$M_{k \text{ min}}$ [Nm]
0,000	364,0	404,6	40,6	1146,9	-1754,1
0,103	364,0	404,6	40,6	1086,3	-1662,6
0,205	364,0	404,6	40,6	1027,1	-1573,6
0,359	364,0	404,6	40,6	939,3	-1442,7
0,511	360,0	399,4	39,4	856,1	-1321,9
0,663	353,4	390,8	37,4	776,9	-1207,9
0,813	346,9	382,3	35,4	702,2	-1100,2
0,912	342,6	376,7	34,1	655,0	-1031,7
1,010	338,3	371,1	32,8	609,7	-965,8
1,107	334,1	365,6	31,5	566,4	-902,5
1,203	329,9	360,2	30,3	525,0	-841,9
1,298	325,8	354,8	29,0	485,5	-783,7
1,438	319,7	346,9	27,2	429,9	-701,4
1,530	315,7	341,7	26,0	395,1	-649,5
1,620	311,8	336,6	24,8	362,3	-600,3
1,752	306,1	329,1	23,0	316,6	-531,3
1,880	300,5	321,9	21,4	274,8	-467,7
2,004	295,1	314,9	19,7	236,7	-409,2
2,162	288,3	305,9	17,7	191,7	-339,1
2,275	283,4	299,5	16,2	161,9	-292,1
2,452	275,7	289,5	13,8	119,2	-223,4
2,614	268,6	280,4	11,7	84,5	-166,2
2,732	263,5	273,7	10,2	62,0	-127,8
2,840	258,8	267,6	8,7	43,6	-95,4
3,000	251,9	258,5	6,6	20,6	-52,4
3,153	245,2	249,9	4,6	4,7	-18,3
3,229	241,9	245,6	3,6	0,4	-5,0
3,269	240,2	243,3	3,0	0,0	0,0

Tabulka 6 Kroutící moment k hlavnímu nosníku po jeho posunutí

4.3 Dimenzování upraveného křídla

Na základě změn popsaných v předchozí kapitole se změnila geometrie pro výpočet smykových toků v uzavřených dutinách křídla jako následek odstranění pomocného nosníku a nově navrženého zavětrání. Proto je provedena úprava dimenzování, volby materiálů, jejich skladeb a počtu vrstev. Pro celou konstrukci je uvažována technologie ručního kladení, u které se předpokládá prosycení tkaniny takové, že výsledná tloušťka laminátu má 35% objemový podíl vláken v každé vrstvě [8]. Materiálové vlastnosti laminátu pro účely předběžného dimenzování jsou shrnuty v tabulkách 7 a 8. Pro zjištění přesných hodnot a zohlednění chování materiálů s různým počtem vrstev a orientací vláken bude nutné provést pevnostní zkoušky vzorků laminátu.

$$t_{tex} = \frac{\text{plošná hustota tkaniny}}{\text{objemová hustota vláken}} \quad (4.2)$$

$$\rho_{cfrp} = 1780 \frac{kg}{m^3}$$

$$t_{lam} = t_{tex} \frac{1}{0,35} \quad (4.3)$$

Postupy klasické laminační teorie jsou značně složité, proto jsou v této práci aplikovány zjednodušené analytické výpočty, které s materiálem pracují jako s izotropním. Hodnoty meze pevnosti v tahu a tlaku vychází z materiálových listů Havel Composites, zde jsou však uvedeny hodnoty pro vyšší prosycení (60 % objemu vláken v každé vrstvě). V minulé práci byly uvažovány hodnoty odpovídající výrobě s využitím autoklávu. Použitý přepočtení pro metodu ručního kladení je následující.

$$\sigma_{m 60\%} = 2484 \text{ MPa} [12]$$

$$\sigma_m = 2484 \cdot \frac{1}{0,6} \cdot 0,35 = 1449 \text{ MPa} \dots \text{mez pevnosti v tahu} \quad (4.4)$$

$$\sigma_{pt 60\%} = 1190 \text{ MPa} [12]$$

$$\sigma_{pt} = 1190 \cdot \frac{1}{0,6} \cdot 0,35 = 694 \text{ MPa} \dots \text{mez pevnosti v tlaku} \quad (4.5)$$

Součinitel bezpečnosti pro navrhovanou konstrukci je uvažován jako střední hodnota doporučená v předpise UL-2, kde je pro kompozitní konstrukce zvyšující součinitel v rozsahu 1 až 1,5.

$$f_u = 1,25 \cdot 1,5 = 1,875 \quad (4.6)$$

4.3.1 Použité materiály

Pro návrh pásnic byla vybrána jednosměrná uhlíková tkanina o hmotnosti 200 g/m^2 ze sortimentu firmy Havel Composites [12].

Horní a dolní pásnice	
Materiál	Uhlíková tkanina jednosměrná
Plošná hustota	200 g/m^2
Hustota	1780 kg/m^3
Tloušťka vrstvy laminátu při 35% prosycení	$0,32 \text{ mm}$
Modul pružnosti vláken	240 GPa
Modul pružnosti laminátu při 35 % prosycení [8]	$36\,600 \text{ MPa}$

Tabulka 7 Vlastnosti materiálu pásnic

Pro návrh stojiny nosníku a potahu byla vybrána uhlíková tkanina s keprovou vazbou o plošné hustotě 160 g/m^2 , orientace vláken bude pod 45° aby materiál co nejlépe odolával smykovému napětím. Pevnost ve smyku pod úhlem 45° je nedostupný údaj, pro výpočty je uvažována pevnost ve smyku $\tau_m = 180 \text{ MPa}$, hodnota odpovídající laboratornímu testování laminátu s keprovou vazbou tkaniny o orientaci 0° a 90° [13]. Při orientaci 45° je pevnost ve smyku vyšší.

Stojina hlavního nosníku a potah	
Materiál	Uhlíková tkanina s keprovou vazbou
Plošná hustota	160 g/m^2
Hustota	1780 kg/m^3
Tloušťka vrstvy laminátu při 35% prosycení	$0,26 \text{ mm}$
Modul pružnosti vláken	240 GPa
Modul pružnosti laminátu při 35% prosycení	$36\,600 \text{ MPa}$ [8]
Pevnost laminátu ve smyku při 35% prosycení	180 MPa [13]
Pěnová jádra sendvičů	
Jádro stojiny	Airex C70.55 – 4 mm
Jádro potahu	Airex C70.55 – $1,2 \text{ mm}$
Hustota	60 kg/m^3
Pevnost ve smyku	$0,7 \text{ MPa}$

Tabulka 8 Vlastnosti materiálu stojiny a hlavního nosníku



Matricí laminátu byla zvolena epoxidová pryskyřice L 285 MGS s tvrdidlem H 286, které umožňuje zpracovatelnost 90 min [12]. Poměr míchání laminační pryskyřice je 100:40 hmotnostně nebo 100:50 objemově. Výsledná hustota matrice je:

$$\rho_{L285+H286} = \frac{100 \cdot 1,23 + 40 \cdot 0,97}{140} = 1156 \text{ kg/m}^3 \quad (4.7)$$

Plošná hustota jedné vrstvy laminátu, která bude použita v hmotovém rozboru pro tkaniny s plošnými hustotami 200 a 160 g/m² je:

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ploš lam 200}} &= (0,35 \cdot 1780 + 0,65 \cdot 1156) \cdot 0,00032 \\ &= 0,440 \text{ kg/m}^2 \end{aligned} \quad (4.8)$$

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ploš lam 160}} &= (0,35 \cdot 1780 + 0,65 \cdot 1156) \cdot 0,00026 \\ &= 0,357 \text{ kg/m}^2 \end{aligned} \quad (4.9)$$

Pro lepení laminátových částí k sobě je vhodná pryskyřice s vyšší viskozitou Hysol EA 9394 s míchacím poměrem 100:17 hmotnostně [14]. Plošná hustota pryskyřice při uvažování vrstvy 0,6mm v lepeném spoji je po smíchání následující:

$$\rho_{\text{ploš Hysol EA 9394}} = 1,36 \cdot \frac{1000000}{1000} \cdot 0,0006 = 0,816 \text{ kg/m}^2 \quad (4.10)$$

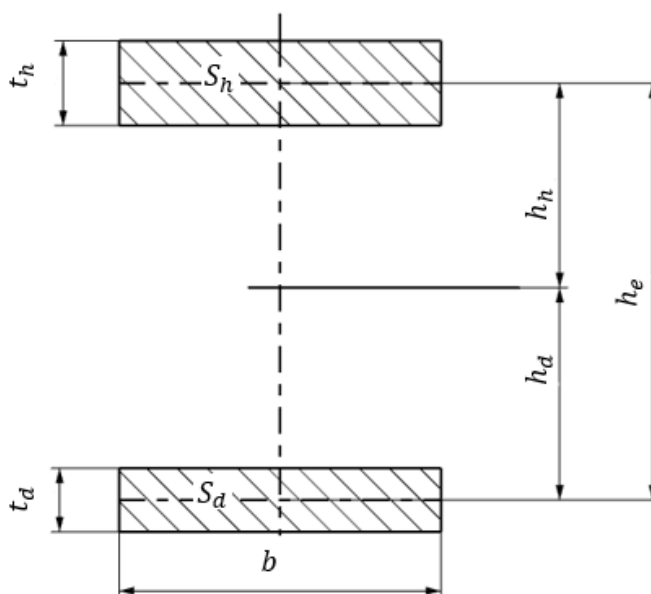
4.3.2 Dimenzování a kontrola pásnic

Pásnice jsou navrženy z jednosměrné uhlíkové tkaniny s plátňovou vazbou. Dimenzování křídla se běžně zjednodušuje tak, že se předpokládá přenos veškerého ohybového momentu M_n pomocí pásnic. Ohybový moment lze rozdělit na silové složky tahu a tlaku působící proti momentu v závislosti na vzdálenosti od neutrální osy. Jelikož je v konstrukci křídla pouze jeden nosník, ohybový moment není nutné přerozdělovat. Ve skutečnosti však i potah křídla přenáší jistý podíl ohybového momentu, to bude vhodné zohlednit v MKP analýze, která by měla navazovat na tuto práci.

$$\sigma_o(z) = \frac{M_n(z)}{\frac{J_x}{y}} \quad \text{ohybové napětí} \quad (4.11)$$

$M_n(z)$ ohybový moment v daném řezu

y vzdálenost krajního vlákna od neutrální osy



Obrázek 17 poloha neutrální osy nosníku

Poloha neutrální osy se určuje jako poloha těžiště řezu nosníkem:

$$h_d = \frac{h_e \cdot S_h}{(S_d + S_h)} \quad (4.12)$$

$$S_h = t_d \cdot b \quad (4.13)$$

$$S_d = t_d \cdot b \quad (4.14)$$

Kvadratický modul průřezu k neutrální ose:

$$J_x = S_h h_h^2 + S_d h_d^2 \quad (4.15)$$

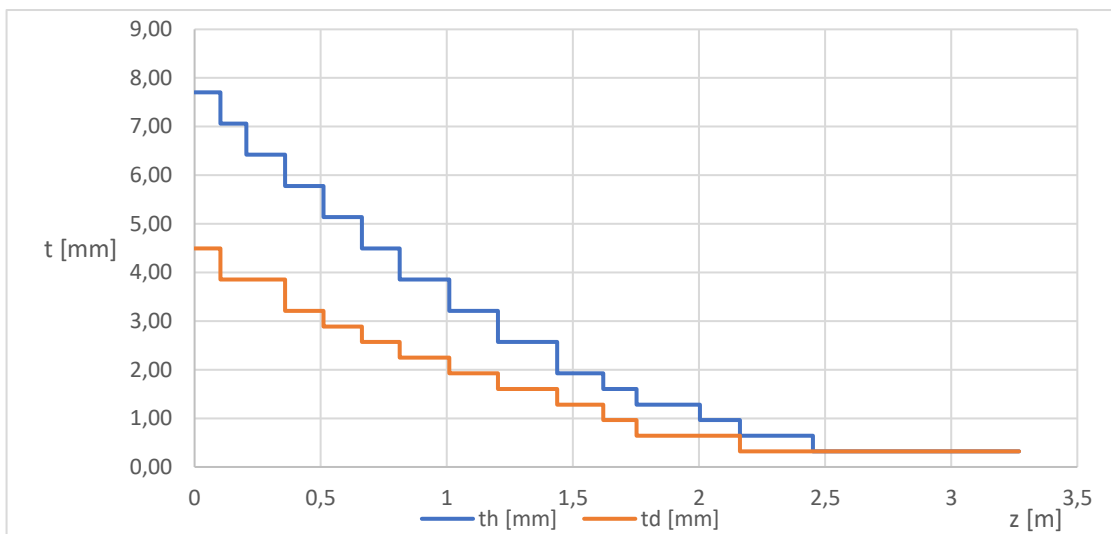
Tloušťka jedné vrstvy laminátu z uhlíkové tkaniny 200 g:

$$t_{lam} = \frac{200}{1780 \cdot 0,35} = 0,32 \text{ mm} \quad (4.16)$$

Výška nosníku byla odečtena z modelu, jedná se o výšku již odsazenou o 1 mm, při uvažování potahu tloušťky 0,5 a vrstvy lepidla o tloušťce 0,6 mm. Horní i spodní pásnice má šířku 30 mm, šířka je zachována po celé délce.

Z [m]	H [mm]	n _h [-]	t _h [mm]	n _d [-]	t _d [mm]	h _e [mm]	h _h [mm]	h _d [mm]	J [mm ⁴]
0,000	141,0	24	7,70	14	4,49	134,9	49,7	85,2	1549113
0,103	139,2	24	7,70	14	4,49	133,1	49,0	84,1	1508472
0,205	137,4	22	7,06	12	3,85	132,0	46,6	85,4	1302433
0,359	134,8	20	6,42	12	3,85	129,6	48,6	81,0	1213782
0,511	132,1	18	5,78	10	3,21	127,6	45,6	82,1	1008747
0,663	129,5	16	5,14	9	2,89	125,5	45,2	80,3	873692
0,813	126,9	14	4,49	8	2,57	123,4	44,9	78,5	746429
0,912	125,2	12	3,85	7	2,25	122,2	45,0	77,2	635352
1,010	123,5	12	3,85	7	2,25	120,5	44,4	76,1	617847
1,107	121,8	10	3,21	6	1,93	119,3	44,7	74,5	513715
1,203	120,2	10	3,21	6	1,93	117,6	44,1	73,5	499514
1,298	118,5	8	2,57	5	1,61	116,4	44,8	71,7	401805
1,438	116,1	8	2,57	5	1,61	114,0	43,9	70,2	385272
1,530	114,5	6	1,93	4	1,28	112,9	45,2	67,7	294694
1,620	113,0	6	1,93	4	1,28	111,4	44,5	66,8	286627
1,752	110,7	5	1,61	3	0,96	109,4	41,0	68,4	216108
1,880	108,5	4	1,28	2	0,64	107,5	35,8	71,7	148407
2,004	106,3	4	1,28	2	0,64	105,4	35,1	70,2	142546
2,162	103,6	3	0,96	2	0,64	102,8	41,1	61,7	122106
2,275	101,6	2	0,64	1	0,32	101,2	33,7	67,4	65698
2,452	98,6	2	0,64	1	0,32	98,1	32,7	65,4	61783
2,614	95,8	1	0,32	1	0,32	95,5	47,7	47,7	43876
2,732	93,7	1	0,32	1	0,32	93,4	46,7	46,7	42020
2,840	91,9	1	0,32	1	0,32	91,5	45,8	45,8	40357
3,000	89,1	1	0,32	1	0,32	88,8	44,4	44,4	37955
3,153	86,5	1	0,32	1	0,32	86,1	43,1	43,1	35726
3,229	85,1	1	0,32	1	0,32	84,8	42,4	42,4	34645
3,269	84,5	1	0,32	1	0,32	84,1	42,1	42,1	34082

Tabulka 9 Geometrické charakteristiky pásnic a návrh počtu vrstev v daných řezech



Graf 4 Průběh tloušťek horní a dolní pásnice po rozpětí křídla

z [m]	početní zatížení pro M_n max				početní zatížení pro M_n min			
	σ_h [MPa]	σ_d [MPa]	j_h [1]	j_d [1]	σ_h [MPa]	σ_d [MPa]	j_h [1]	j_d [1]
0,000	341	556	1,09	1,39	206	337	3,75	1,10
0,103	320	523	1,16	1,48	195	318	3,97	1,16
0,205	325	567	1,14	1,36	198	346	3,89	1,07
0,359	319	511	1,16	1,51	196	314	3,94	1,18
0,511	316	546	1,17	1,42	195	337	3,96	1,10
0,663	314	538	1,18	1,44	195	334	3,96	1,11
0,813	315	533	1,18	1,45	197	334	3,92	1,11
0,912	334	557	1,11	1,39	210	350	3,68	1,06
1,010	306	511	1,21	1,51	193	322	4,00	1,15
1,107	332	541	1,11	1,43	210	343	3,67	1,08
1,203	302	493	1,22	1,57	192	314	4,02	1,18
1,298	339	533	1,09	1,45	216	340	3,57	1,09
1,438	290	457	1,27	1,69	187	294	4,14	1,26
1,530	343	509	1,08	1,52	221	328	3,49	1,13
1,620	307	455	1,21	1,70	199	295	3,89	1,26
1,752	306	504	1,21	1,53	200	329	3,87	1,13
1,880	315	622	1,17	1,24	207	408	3,74	0,91
2,004	257	508	1,44	1,52	170	334	4,56	1,11
2,162	254	378	1,46	2,04	168	251	4,59	1,48
2,275	298	592	1,24	1,31	199	395	3,89	0,94
2,452	192	380	1,93	2,03	129	255	6,01	1,45
2,614	229	229	1,62	3,38	155	155	5,00	2,39
2,732	144	144	2,58	5,38	98	98	7,91	3,79
2,840	84	84	4,40	9,19	57	57	13	6
3,000	27	27	14	29	18	18	42	20
3,153	3	3	123	257	2	2	370	177
3,229	0	0	2868	5988	0	0	8529	4085
3,269	0	0	-	-	0	0	-	-

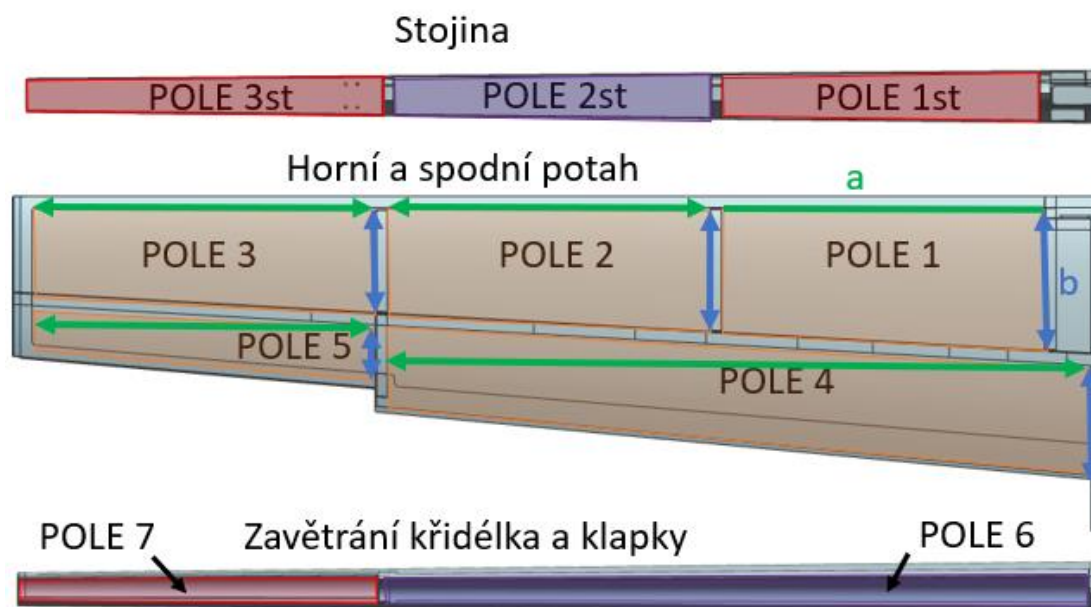
Tabulka 10 Početní jistoty pro maximální a minimální ohybový moment

4.3.3 Dimenzování stojiny hlavního nosníku a potahu křídla

Zjednodušený analytický výpočet neuvažuje přenos posouvající síly T_n pásnicemi, které jsou ve směru této síly velmi tenké

Jelikož v novém návrhu nefiguruje pomocný nosník, není nutné počítat přerozdělování posouvající síly, poloha ohybové elastické osy je tak přímo v místě stojiny hlavního nosníku.

Potah křídla a stojinu nosníku lze rozdělit na jednotlivá sendvičová pole, jejichž rozměry jsou dány polohou žeber, která zlepšují tak vzpěrnou stabilitu konstrukce. V této kapitole jsou nalezeny smyková napětí, jimiž jsou tyto sendvičové segmenty namáhány. Geometrie polí je konzervativně zjednodušena na tvar obdélníků o rozměrech $a \cdot b$ (viz Obrázek 18), tyto rozměry byly změřeny v CAD modelu provedením příslušných řezů. Skladba horního a spodního potahu je shodná, proto je kontrola provedena jen pro horní potah.



Obrázek 18 Rozdělení křídla na sendvičová pole

Konstrukce celého křídla je dvou dutinová, výsledný smykový tok procházející konstrukcí je tak součtem smykového toku procházejícího přední částí potahu, stojinou hlavního nosníku a zadní částí potahu. Úloha je jednou staticky neurčitá, jelikož jedno dutinová konstrukce je samotná schopna přenášet kroutící moment. Tyto smykové toky jsou důsledkem přerozdělení vnějšího kroutícího momentu M_k .

$$M_k = M_{k1} + M_{k2} \quad (4.17)$$

Za předpokladu působení posouvající síly v ohybové elastické ose, tedy ve stojině hlavního nosníku, tato síla vyvolává ke středu smyku kroutící moment.

$$M_k = T \cdot x_{cs} \quad (4.18)$$

Kroutící moment v příslušné dutině je možné určit podle Bredtova vztahu, který vychází z plochy dutiny. Vztah je platný pro čisté kroucení obsahuje 2 neznámé smykové toky. Vyjádření rovnováhy kroutícího momentu od posouvající síly a smykových toků v potahu přední a zadní dutiny je následující:

$$M_k = 2 \cdot U_1 \cdot q_1 + 2 \cdot U_2 \cdot q_2 \quad \text{Bredtův vztah} \quad (4.19)$$

q_1 smykový tok po obvodu stěny přední dutiny

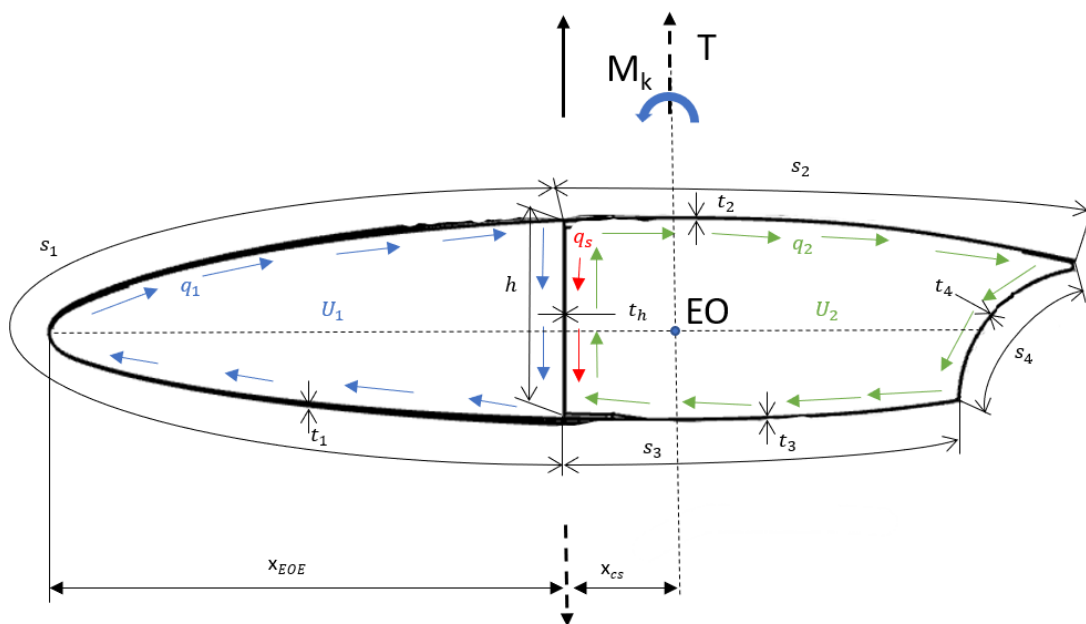
q_2 smykový tok po obvodu stěny zadní dutiny

U_i plocha dutiny řezu dutinou

$$q_s = \frac{T}{h} \quad \text{smykový tok ve stojině od posouvající síly} \quad (4.20)$$

$$q_s = q_s + q_1 - q_2 \quad \text{celkový smykový tok ve stojině} \quad (4.21)$$

h výška stojiny v daném řezu



Obrázek 19 Smykové toky v dutinách křídla

Statically neurčitá úloha se řeší s pomocí zavedení deformační podmínky. Předpokládá se, že tvar průřezu je neměnný (žebra jsou dokonale tuhá ve své rovině, ale poddajná při borcení). Tato podmínka se definuje vyjádřením rovnosti zkrutů obou dutin [15].

$$\vartheta_1 = \vartheta_2 \quad (4.22)$$

$$\vartheta_n = \frac{1}{2U_i} \oint \frac{q_i d_s}{Gt} \quad (4.23)$$

$$\frac{1}{2U_1} \oint \frac{q_1 d_s}{Gt} = \frac{1}{2U_2} \oint \frac{q_2 d_s}{Gt} \quad (4.24)$$

Pro výpočet třech neznámých, jimiž jsou vzdálenost ohybové osy od ohybové elastické osy x_{cs} a smykové toky v přední q_1 a zadní dutině q_2 , je potřeba dalších dvou podmínek.

Nulový zkrut v přední dutině:

$$\frac{1}{2U_1} \oint \frac{q_1 d_s}{Gt} = 0 \rightarrow \frac{q_1 s_1}{Gt_1} + \frac{(q_1 + q_s - q_2)h}{Gt_h} = 0 \quad (4.25)$$

Nulový zkrut v zadní dutině:

$$\frac{1}{2U_2} \oint \frac{q_2 d_s}{Gt} = 0 \rightarrow \frac{q_2 s_2}{Gt_2} + \frac{q_2 s_3}{Gt_3} + \frac{q_2 s_4}{Gt_4} + \frac{(q_2 - q_1 - q_s)h}{Gt_h} = 0 \quad (4.26)$$

s_i *délky jednotlivých částí potahu*

t_i *tloušťky potahu (bez uvažování pěny)*

t_h *tloušťka stojiny hlavního nosníku (bez uvažování pěny)*

Jelikož lze modul pružnosti ve všech segmentech smykových dutin stejný, tak jej lze z rovnic vykrátit. Značným zjednodušením na straně bezpečnosti je také uvažování tlouštěk potahu bez pěnového jádra.

Tuto soustavu lze zapsat do maticového tvaru $A \cdot X = B$

$$\begin{bmatrix} 2U_1 & 2U_2 & -T \\ \frac{s_1}{t_1} + \frac{h}{t_h} & \frac{-h}{t_h} & 0 \\ -\frac{h}{t_h} & \frac{s_2}{t_2} + \frac{s_3}{t_3} + \frac{s_4}{t_4} + \frac{h}{t_h} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ x_{cs} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{-q_s h}{t_h} \\ \frac{q_s h}{t_h} \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

Neznámé proměnné sloupce X lze najít vynásobením inverzní matice A^{-1} sloupcem B například v programu MS Excel nebo Matlabu:

$$X = A^{-1} \cdot B \quad (4.28)$$

Po vyřešení součinu matic lze spočítat polohu elastické osy:

$$x_{cs} = \frac{2 \cdot U_1 \cdot q_1 + 2 \cdot U_2 \cdot q_2}{T} \quad (4.29)$$

$$x_{EO} = x_{OEO} + x_{cs} \quad (4.30)$$

z [m]	0,449	0,569	1,429	2,288
U_1 [mm ²]	41613	40269	31213	23278
U_2 [mm ²]	31404	30500	24397	17654
s_1 [mm]	834	820	720	619
t_1 [mm]	0,51	0,51	0,51	0,51
h [mm]	136	134	119	104
t_h [mm]	0,51	0,51	0,51	0,51
s_2 [mm]	328	323	290	197
t_2 [mm]	0,51	0,51	0,51	0,51
s_3 [mm]	232	229	206	184
t_3 [mm]	0,51	0,51	0,51	0,51
s_4 [mm]	129	126	109	72
t_4 [mm]	0,51	0,51	0,51	0,51

Tabulka 11 Rozměry přední a zadní dutiny

Poloha elastické osy nezávisí na velikosti posouvající síly. Ve výpočtovém sešitu jsou řešeny případy pro maximální a minimální zatížení, shodnost výsledků slouží jako kontrola správnosti řešení. Hledaná poloha elastické osy je uvedena v následující tabulce.

z [m]	x_{cs} [mm]	x_{OEO} [mm]	x_{EO} [mm]
0,449	-6,39	403	397
0,569	-6,18	396	390
1,429	-4,64	348	343
2,288	1,76	299	301

Tabulka 12 Určení polohy elastické osy

Po nalezení polohy elastické osy lze superpozicí účinků aerodynamického klopivého momentu a posouvající síly působící na rameni vzdáleném od středu smyku zjistit celkový kroutící moment zatěžující křídlo ve středu smyku. Ke kroutícímu momentu v ose hlavnímu nosníku je tak přičten součin posouvající síly a vzdálenosti mezi ohybovou osou a elastickou osou. Jelikož v místech řezů, v kterých je pevnostní kontrola prováděna, nejsou dostupné hodnoty posouvající síly a kroutícího momentu, byly tyto hodnoty odhadnuty pomocí lineární interpolace hodnot v sousedních řezech.

$$M_{kcs} = M_k + T_n \cdot x_{cs} \quad (4.31)$$

z [m]	x_{cs} [mm]	$M_{k \max}$ [Nm]	$T_n \max$ [N]	$M_{kcs \max}$ [Nm]	$M_{k \min}$ [Nm]	$T_n \max$ [N]	$M_{kcs \min}$ [Nm]
0,449	-6,39	890	5865	853	-1371	-3457	-1349
0,569	-6,18	826	5524	792	-1278	-3277	-1258
1,429	-4,64	434	3252	418	-707	-2029	-697
2,288	1,76	162	1394	164	-292	-917	-294

Tabulka 13 Kroutící moment ke středu smyku

Dosažením kroutícího momentu ke středu smyku znovu do Bredtova vztahu a položením deformační podmínky pro rovnost zkrutu konstrukce je sestavena sestava tentokrát dvou rovnic o dvou neznámých. Neznámými jsou smykové toky v přední a zadní dutině, které tentokrát zohledňují i kroutící moment v ose hlavního nosníku.

$$M_{kcs} = 2 \cdot U_1 \cdot q_1 + 2 \cdot U_2 \cdot q_2 \quad (4.32)$$

$$\frac{1}{2U_1} \oint \frac{q_1 d_s}{Gt} = \frac{1}{2U_2} \oint \frac{q_2 d_s}{Gt} \quad (4.33)$$

$$\frac{1}{2U_1} \left(\frac{q_1 s_1}{Gt_1} + \frac{(q_1 + q_s - q_2)h}{Gt_h} \right) = \quad (4.34)$$

$$= \frac{1}{2U_2} \left(\frac{q_2 s_2}{Gt_2} + \frac{q_2 s_3}{Gt_3} + \frac{q_2 s_4}{Gt_4} + \frac{(q_2 - q_1 - q_s)h}{Gt_h} \right)$$

$$q_1 \left(U_2 \frac{s_1}{t_1} + \frac{h}{t_h} (U_1 + U_2) \right) + q_2 \left(-U_2 \frac{h}{t_h} + U_1 \left(-\frac{s_2}{t_2} - \frac{s_3}{t_3} - \frac{s_4}{t_4} - \frac{h}{t_h} \right) \right) = \quad (4.35)$$

$$= -q_s \frac{h}{t_h} (U_1 + U_2)$$

Soustavu lze opět zapsat do maticového tvaru $A \cdot X = B$ a vyřešit pomocí násobení inverzní matice vektorem pravých stran rovnic.

$$\begin{bmatrix} 2U_1 & 2U_2 \\ \left(U_2 \frac{s_1}{t_1} + \frac{h}{t_h} (U_1 + U_2) \right) & \left(-U_2 \frac{h}{t_h} + U_1 \left(-\frac{s_2}{t_2} - \frac{s_3}{t_3} - \frac{s_4}{t_4} - \frac{h}{t_h} \right) \right) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{kcs} \\ -q_s \frac{h}{t_h} (U_1 + U_2) \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

z [m]	$T_n \max$ [N]	q_s [Nmm ⁻¹]	q_1 [Nmm ⁻¹]	q_2 [Nmm ⁻¹]	q_s [Nmm ⁻¹]
0,449	5865	43,06	1,10	12,11	32,05
0,569	5524	41,19	1,05	11,59	30,65
1,429	3252	27,35	0,67	7,71	20,3
2,288	1394	13,46	0,34	4,20	9,60

Tabulka 14 Výsledky výpočtu smykových toků v přední a zadní dutině pro maximální složky zatížení

z [m]	$T_n \max$ [N]	q_s [Nmm ⁻¹]	q_1 [Nmm ⁻¹]	q_2 [Nmm ⁻¹]	q_s [Nmm ⁻¹]
0,449	-3457	-25,38	-6,61	-12,72	-19,28
0,569	-3277	-24,44	-6,35	-12,23	-18,55
1,429	-2029	-17,07	-4,44	-8,61	-12,89
2,288	-917	-8,85	-2,47	-5,06	-6,26

Tabulka 15 Výsledky výpočtu smykových toků v přední a zadní dutině pro minimální složky zatížení

4.3.3.1 Stanovení kritických napětí a početních jistot s ohledem na stabilitu

Problematika stability sendvičových potahů a analytický přístup k nalezení kritických napětí je detailně popsán v disertační práci Herberta Funkeho [8]. Konstrukce se rozdělí na přibližně rovná a zakřivená pole. V této kontrole je potah rozdělen pole ohraničená žebry. Podle rozměrů těchto polí se určí koeficienty z diagramů [8] potřebné k výpočtu kritických napětí. Tyto diagramy byly v literatuře [8] odvozeny na základě materiálových zkoušek.

Kritické napětí rovných částí:

$$\tau_{krit} = \kappa \cdot k \cdot E_w \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad (4.37)$$

- κ zvyšující koeficient tuhosti zohledňující nesouměrnost skladby sendviče, pro souměrné skladby $\kappa=3$ (tento případ)
- k součinitel vzpěru, zohledňuje okrajové podmínky a rozměry pole (hodnoty pro křivku k_1 v obr. 4.42 [8])
- E_w efektivní modul pružnosti sendvičového panelu, pro symetrický panel se stejnými krycími vrstvami je $E_w=E$
- d tloušťka včetně jádra
- b výška panelu

Pro novou konstrukci je kontrola stability rozšířena o zakřivené části v místě zavětrání klapky a křídélka se zohledněním poloměru křivosti. Kritické napětí se spočítá pomocí obdobného vztahu [8, 16].

Kritické napětí zakřivených částí

$$\tau_{krit} = k_k \cdot E_w \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad (4.38)$$

k_k součinitel vzpěru zohledňující zakřivení r , graf 4.45 v [8]

Mez pevnosti potahu ve smyku zohledňuje metodu ručního kladení viz Tabulka 8.

$$\tau_m = 180 \text{ MPa}$$

Pole	b [mm]	a [mm]	$\frac{b}{a}$	k [-]	τ_{krit} [MPa]
1st	134,1	860	0,16	5	192,9
2st	118,9	859	0,14	5	245,4
3st	103,6	912	0,11	4,9	316,7
1	410,2	860	0,48	5,6	45,1
2	359,95	859	0,42	5,5	29,5
3	309,5	912	0,34	5,3	13,9
4	327,7	1839	0,18	5,1	64,4
5	197,1	912	0,22	5,1	33,0
Pole	b [mm]	r [mm]	$\frac{b}{\sqrt{r \cdot t_4}}$	k_k [-]	τ_{krit} [MPa]
6	126	75	20,30	16	84,5
7	72,3	40	15,95	16	29,6

Tabulka 16 Výpočet kritického napětí

Smykové napětí pro jednotlivá pole bylo určeno podle následujících vztahů:

$$\tau_{1(2)(3)st} = \frac{q_s + q_1 - q_2}{t_h} = \frac{q_s}{t_h} \quad \text{smykové napětí ve stojně} \quad (4.39)$$

$$\tau_{1(2)(3)} = \frac{q_1}{t_1} \quad \text{smykové napětí v potahu přední dutiny} \quad (4.40)$$

$$\tau_{4(5)} = \frac{q_2}{t_2} \quad \text{smykové napětí v horním potahu zadní dutiny} \quad (4.41)$$

$$\tau_{6(7)} = \frac{q_2}{t_4} \quad \text{smykové napětí v potahu zavětrání} \quad (4.42)$$

V následující tabulce jsou uvedeny početní jistoty polí potahu a stojiny. Početní jistota je vztažena k menší z hodnot τ_{krit} a τ_m .



<i>Pole</i>	$\min(\tau_{krit}; \tau_m)$ [MPa]	Maximální složky zatížení		Minimální složky zatížení	
		$\tau_{i max}$ [MPa]	$j_{poč max}$	$\tau_{i min}$ [MPa]	$j_{poč min}$
1st	180	62,40	1,54	37,54	2,56
2st	180	39,54	2,43	25,10	3,83
3st	180	18,69	5,14	12,19	7,88
1	45,1	2,05	11,75	12,36	1,95
2	29,5	1,31	11,98	8,64	1,82
3	13,9	0,67	11,10	4,81	1,54
4	64,4	23,58	1,46	24,76	1,39
5	33,0	8,18	2,15	9,85	1,79
6	84,5	23,58	1,91	24,76	1,82
7	29,6	8,18	1,93	9,85	1,60

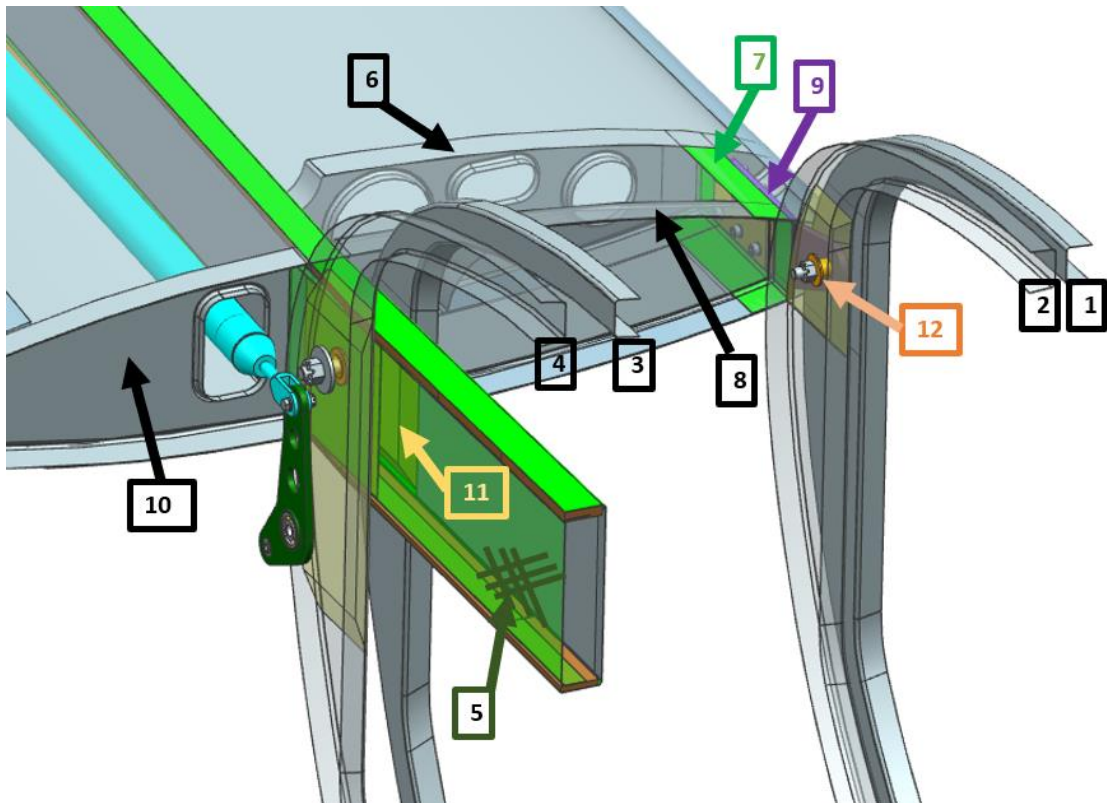
Tabulka 17 Výsledky kontroly potahů a stojiny

Minimální počet vrstev uhlíkové tkaniny a tloušťky jádra pro sendvičová pole viz Tabulka 18.

<i>Pole</i>	<i>Počet vrstev</i>	<i>Tloušťka laminátu</i> [mm]	<i>Tloušťka jádra</i> [mm]	<i>Tloušťka sendviče</i> [mm]
1st	2	0,51	2	2,51
2st	2	0,51	1	2,51
3st	2	0,51	1	2,51
1	2	0,51	3	3,51
2	2	0,51	2	2,51
3	2	0,51	1	1,51
4	2	0,51	3	3,51
5	2	0,51	1	1,51
6	2	0,51	1	1,51
7	2	0,51	0	0,51

Tabulka 18 Návrh počtu vrstev a tloušťky jádra potahu a stojiny

4.4 Spojení křídlo-trup



Obrázek 20 Spojení křídla a trupu

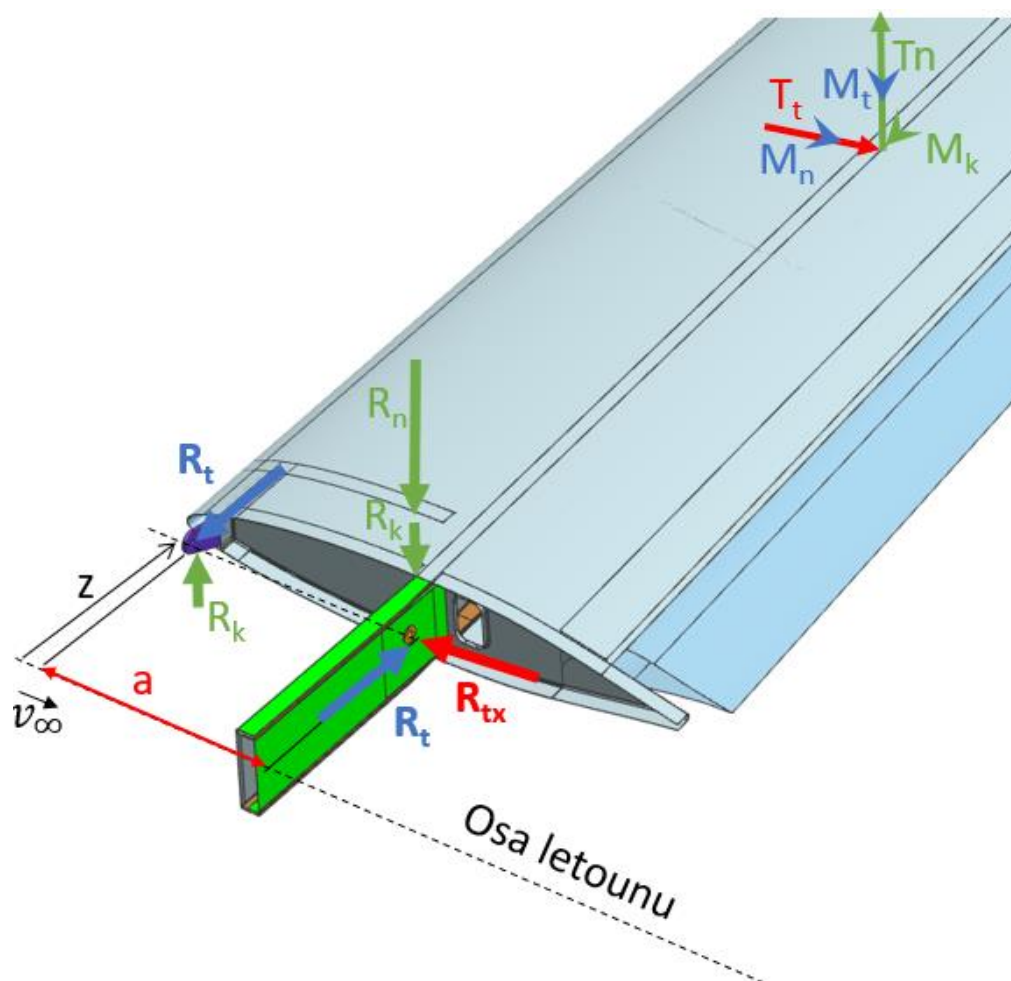
Po zvolení koncepce neděleného křídla s průběžným hlavním nosníkem bylo navrženo zajištění polohy křídla v trupu pomocí dvou dvojic válcových čepů (8) orientovaných ve směru letu (souřadnice X). Čepy jsou v návrhové fázi zamýšleny jako lícované šrouby dle normy DIN 609 axiálně zajištěné pomocí korunových matic DIN 935 a závlaček (8). Uložení je symetrické, Obrázek 20 zobrazuje pouze levou polovinu křídla. Přední čepy procházejí závěsem (9) z hliníkové slitiny 2024 T3, zalepeným a přišroubovaným pomocí 6 šroubů ke krátkému kompozitovému nosníku. Kořenové žebro je v náběžné části pro zpevnění zdvojeno (6) a tento nosník žebra propojuje a zpevňuje. Zadní čepy procházejí stojinou hlavního nosníku, ten je v části procházející trupem zesílen a uzavírá tak C profil do skříňového tvaru (5). Pěnové jádro stojiny bude v místě závěsů nahrazeno překližkovými inserty (11), ty budou zaujímat celou výšku stojiny a budou mít šířku 120 mm. Skříňová část hlavního nosníku je vsazena mezi vidlice, které jsou tvořeny dvěma úzkými trupovými přepážkami (3;4). Toto vsazení je navrženo bez vůle, tím bude zachycena veškerá síla působící ve směru letu (dále značena R_{tx}). Rozevření vidlice zabraňuje čep, který spoj svírá.

Oko náběžné hrany je také vsazeno do vidlice, která je pak tvořena dvěma přepážkami (1;2). Zde však bude umožněn posuv oka po čepu ve směru X. Detailní návrh trupových přepážek není součástí zadání tohoto tématu, proto bude muset jejich kontrola provedena v rámci dimenzování trupu.

Místo ocelových závěsů jsou všechny závěsy trupu a stojiny navrženy jako překližkové, vlepny a zalaminovány do kompozitní konstrukce skříňové stojiny. Díry v překližkách jsou osazeny ocelovými pouzdry (12). Tato pouzdra zvětšují průměr díry v překližce a snižují tak její namáhání otlačením, protože se tlak roznese na větší pluchu. Pouzdra budou u všech otvorů lepena až při ustavování křídla do trupu. Tím se umožní přesné ustavení.

4.4.1 Rozbor zatížení závěsů

Volba průběžného křídla je výhodná z toho důvodu, že se ohybový moment M_n , při souměrném případu zatížení vyruší v pásnicích a čepy jen umožní natočení. Závěsy jsou tak méně namáhané a jejich rozměry mohou být voleny se značnou úsporou hmotnosti oproti hmotným kováním na děleném křídle. Pro zjednodušení je na základě symetrie statický rozbor sil řešen na pravém křídle. Zatížení od posouvající síly T_n se zanesou pouze do závěsu hlavního nosníku, jako nejtěžší části a krutová zatížení M_k a M_t se rozdělí mezi oba závěsy na podélné rozteči a . Posouvající síla T_t pak bude zachycena opřením hlavního nosníku o vidlici přepážky, kde je vůle oka vymezena pouzdry.



Obrázek 21 Rozbor zatížení závěsů

Výslednice zatížení čepů jsou počítány v souřadnici $z = 0,359 \text{ m}$, podélná rozteč čepů (střed oka a střed pásnice) $a = 0,367 \text{ m}$. Kontrola bude provedena pro maximální kladné a záporné složky zatížení [2].

Maximální složky zatížení (případ 1):

$$T_{nmax} = 6123,3 \text{ N}$$

$$T_{tmax} = 1264,8 \text{ N}$$

$$M_{nmax} = 7473,9 \text{ Nm}$$

$$M_{tmax} = 1049,2 \text{ Nm}$$

$$M_{kmax} = 939,3 \text{ Nm}$$

Minimální složky zatížení (případ 2):

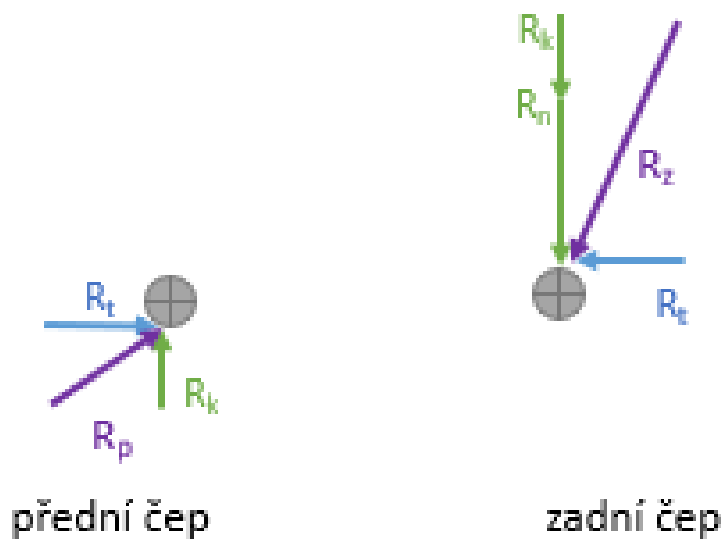
$$T_{nmin} = -3592,4 \text{ N}$$

$$T_{tmin} = -53,2 \text{ N}$$

$$M_{nmin} = -4590 \text{ Nm}$$

$$M_{tmin} = -169,7 \text{ Nm}$$

$$M_{kmin} = -1442,7 \text{ Nm}$$

Výpočet výslednic a reakcí v podporách čepu:

Obrázek 22 Výslednice působící na přední a zadní čep

$$R_t = \frac{M_t}{a} \quad (4.43)$$

$$R_k = \frac{M_k}{a} \quad (4.44)$$

$$R_n = T_n \quad (4.45)$$

$$R_z = \sqrt{(R_n + R_k)^2 + R_t^2} \quad (4.46)$$

$$R_p = \sqrt{R_k^2 + R_t^2} \quad (4.47)$$

	Případ 1	Případ 2
R_t [N]	2858,9	-462,4
R_k [N]	2559,4	-3931,1
R_n [N]	6123,3	-3592,4
R_z [N]	9141,2	7537,7
R_p [N]	3837,1	3958,2
R_{tx} [N]	1264,8	-53,2

Tabulka 19 Výsledky reakcí pro případy 1 a 2

4.4.2 Výběr materiálu závěsů

Jak již bylo uvedeno výše, trupové přepážky budou tvořit vidlici předního a zadního závěsu. V přepážkách bude zalaminován překližkový insert a do díry vlepeno ocelové pouzdro. Stojina hlavního nosníku bude mezi kořenovými žebry uzavřena do skříňového tvaru a bude tvořit oko zadního závěsu. Stejně jako u přepážek i ve stěnách stojiny budou zalaminovány překližkové inserty tloušťky 10 mm a díry budou opatřeny ocelovými pouzdry. Jelikož hodnota pevnosti překližky v otlačení není běžně uváděna s relevantními podklady provést samostatné zkoušky. Přední závěs bude vyroben ze slitiny 2024 T3.

Jako spojovací materiál lze využít normalizované prvky. Následující výpočet je proveden pro lícované šrouby z oceli pevnostní třídy 12.9 a 8.8 dle normy DIN 609 bez blíže specifikovaného materiálu. Dále jsou použity podložky DIN 440 a korunové matice DIN 935 zajištěné závlačkami. Alternativně je možné čepy vyrobit například z oceli 15 130 (L-CM3) [17], která má vlastnosti odpovídající pevnostní třídě 8.8. Pouzdra jsou navržena z oceli AISI 4130

Lícované šrouby DIN 609 8.8		
R_m	800	MPa
R_e	640	MPa
ρ	7850	kg/m ³
Lícované šrouby DIN 609 12.9		
R_m	1200	MPa
R_e	1080	MPa
ρ	7850	kg/m ³
Korunová matice DIN 935 8.8		
R_m	800	MPa
R_e	640	MPa
ρ	7850	kg/m ³
Podložka DIN 440		
Tvrđost	250	HV
ρ	7850	kg/m ³
Letecká překližka (březová)		
R_{pt}	50 [18]	MPa
R_{motl}	1,2 · 50 = 60 [19, 18]	MPa
ρ	700	kg/m ³
Pouzdra AISI 4130		
R_m	883 [17]	MPa
R_e	780 [17]	MPa
R_{motl}	1310 [20]	MPa
R_{eotl}	945 [20]	MPa
ρ	7850	kg/m ³
Přední závěs 2024 T3		
R_m	441	MPa
R_e	290	MPa
R_{motl}	731 [20]	MPa
R_{eotl}	503 [20]	MPa
ρ	2780	kg/m ³

Tabulka 20 materiál závěsů

4.4.3 Dimenzování čepů

V místě styku čepu s pouzdrem se reakční síly rozloží na spojitě tlakové zatížení.

$$q_1 = \frac{R_{z(p)}}{2 \cdot t_1} \quad (4.48)$$

$$q_2 = \frac{R_{z(p)}}{t_2} \quad (4.49)$$

Maximální posouvající síla v čepu:

$$T_{max} = q_1 \cdot t_1 \quad (4.50)$$

Maximální ohybový moment v zadním čepu:

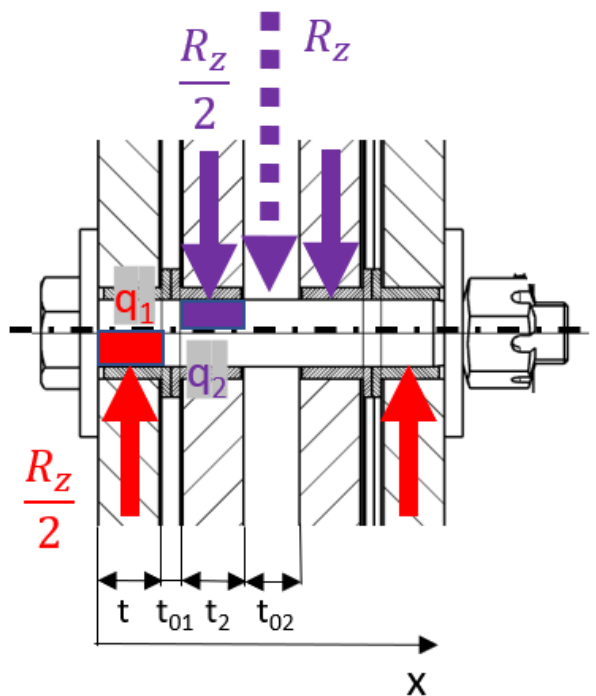
$$M_{omax z} = q_1 \cdot t_1 \left(\frac{t_1}{2} + t_{01} + t_2 \right) - q_2 \cdot t_2 \left(\frac{t_2}{2} \right) \quad (4.51)$$

t_1 *tloušťka překližkového insertu přepážek*

t_{01} *velikost mezery (při zanedbání přírub pouzder)*

t_2 *je tloušťka překližkového insertu stojiny*

t_{02} *je velikost mezery mezi inserty stojiny*



Obrázek 23 Rozbor zatížení zadního čepu



Graf 5 Průběh ohybového momentu a posouvající síly v zadním čepu

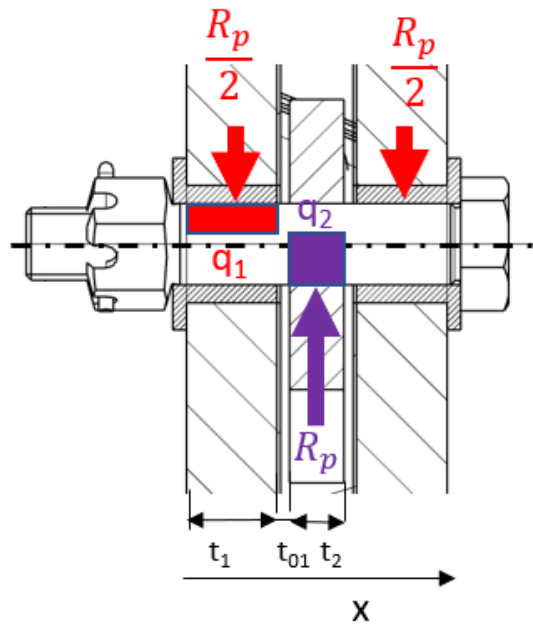
Vztah pro maximální ohybový moment v předním čepu je trochu odlišný:

$$M_{omax p} = q_1 \cdot t_1 \left(\frac{t_1}{2} + t_{01} + \frac{t_2}{2} \right) - q_2 \cdot \frac{t_2}{2} \left(\frac{t_2}{4} \right) \quad (4.52)$$

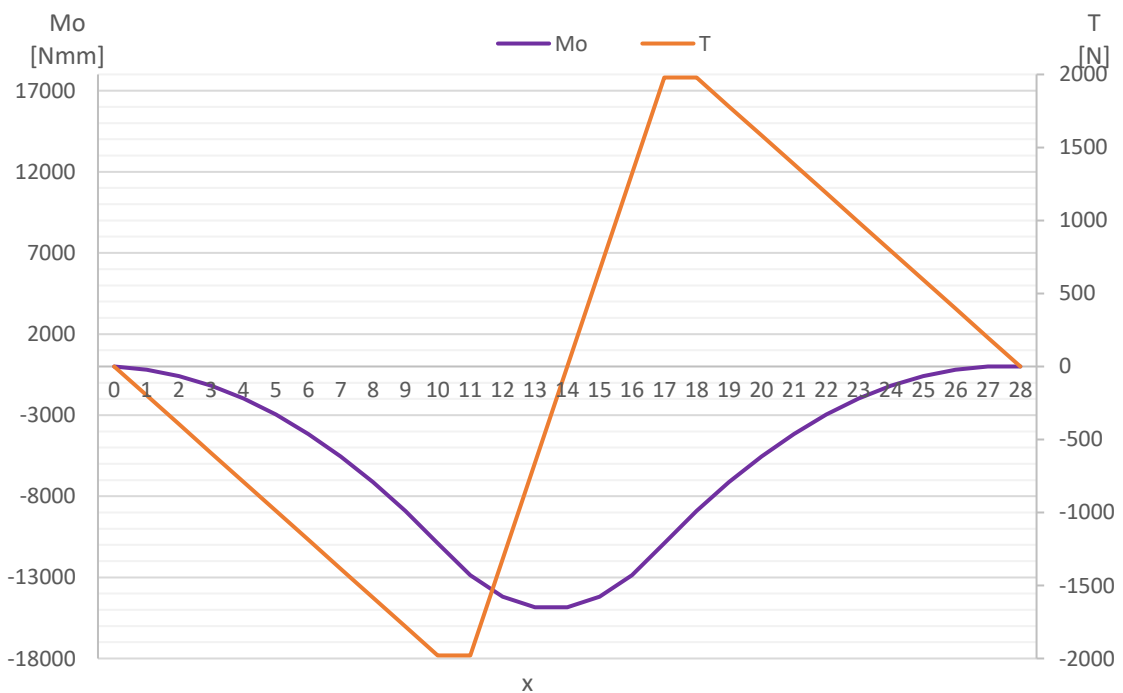
t_1 tloušťka překližkového insertu přepážek

t_{01} velikost vřle mezi okem a vidlicí v axiálním směru

t_2 tloušťka předního oka



Obrázek 24 Rozbor zatížení předního čepu



Graf 6 Průběh ohybového momentu a posouvající síly předním čepu



Průměr čepu je volen na základě maximálního napětí v ohybu k početnímu zatížení.

$$\sigma_o = \frac{f_u M_o}{W_o} \quad (4.53)$$

$$W_o = \frac{\pi d^3}{32} \quad (4.54)$$

Dle stavebního předpisu UL-2 je hodnota součinitele bezpečnosti 1,5. Dále je v předpise uvedeno, že pro kování se aplikuje doplňkový součinitel 1,15. Výsledný součinitel bezpečnosti se pak vypočítá vynásobením dílčích součinitelů:

$$f_u = 1,5 \cdot 1,15 = 1,725$$

$$d \geq \sqrt[3]{\frac{f_u M_o}{\frac{\pi R_m}{32}}} \quad (4.55)$$

Zvolený průměr se dosadí zpátky do vztahu pro výpočet napětí v ohybu (4.53).

Napětí ve smyku pro zvolený průměr čepu se spočítá:

$$\tau = \frac{R_z(p)}{2 \cdot \frac{\pi d^2}{4}} \quad (4.56)$$

Ve skutečnosti je čep namáhán kombinovaným napětím, pro jeho kontrolu je aplikována teorie HMM.

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_o^2 + 3\tau^2} \quad (4.57)$$

Z redukovaného napětí lze určit početní jistotu:

$$j_{poč} = \frac{R_m}{f_u \cdot \sigma_{red}} \quad (4.58)$$

A provozní jistotu:

$$j_{prov} = \frac{R_e}{\sigma_{red}} \quad (4.59)$$

Dále je potřeba provést kontrolu na otláčení na úseku největšího spojitého zatížení, tedy pro q_2 .

$$p = \frac{q_2}{d} \quad (4.60)$$

Početní jistota vzhledem k otláčení čepu:

$$j_{poč_{otl}} = \frac{R_m}{f_u \cdot p} \quad (4.61)$$

	Zadní čep (ocel 12.9)	Přední čep (ocel 8.8)	
t_1	10	10	mm
t_{01}	3	1	mm
t_2	10	6	mm
q_1	457	192	Nmm ⁻¹
q_2	457	640	Nmm ⁻¹
T_{max}	4571	1919	N
M_{omax}	59418	14389	Nm
d_{min}	9,55	6,81	mm
d (zvoleno)	11,00	9,00	mm
σ_o	454,72	201,05	MPa
τ	48,10	30,16	MPa
σ_{red}	462,28	207,73	MPa
$\dot{J}_{poč}$	1,50	2,23	
\dot{J}_{prov}	2,34	3,08	
p	41,55	71,06	MPa
$\dot{J}_{poč_{otl}}$	16,74	6,53	

Tabulka 21 Výsledky dimenzování a kontroly čepu pro případ 1

	Zadní čep	Přední čep	
q_1	377	198	Nmm ⁻¹
q_2	754	660	Nmm ⁻¹
T_{max}	3769	1979	N
M_{omax}	30151	14843	Nm
σ_o	230,74	207,39	MPa
τ	39,66	31,11	MPa
σ_{red}	240,75	214,28	MPa
$\dot{J}_{poč}$	2,89	2,16	
\dot{J}_{prov}	4,49	2,99	
p	34,26	73,30	MPa
$\dot{J}_{poč_{otl}}$	20,30	6,33	

Tabulka 22 Výsledky dimenzování a kontroly čepu pro případ 2

Zadní čep o průměru 11 mm z materiálu o pevnostní třídě 12.9 a přední čep o průměru 9 mm z materiálu o pevnostní třídě 8.8. vyhovují pevnostní kontrole. Vhodným normalizovaným prvkem jsou lícované šrouby M10 a M8 dle normy DIN 609, které se pro dané průměry vyrábějí v požadovaných délkách. Z výsledků je zřejmé, že nejmenší početní jistota je při případě 1 u zadního závěsu při kladném zatížení. Značný vliv na minimální průměr čepu má jeho délka, která je z důvodu volby překližkových závěsů značná, což se promítá ve výpočtu ohybového napětí.



Dále je provedena kontrola na otláčení ocelových pouzder. Tlaky na stykových plochách jsou shodné s výsledky ze vztahu (4.60). Pro kontrolu je dostačující vyšetřit největší tlak z případů 1 a 2.

$$j_{poč} = \frac{R_{motl}}{f_{up}} = \frac{1310}{1,725 \cdot 41,55} = 18,3 \quad (4.62)$$

$$j_{prov} = \frac{R_{eotl}}{p} = \frac{945}{41,55} = 13,1 \quad (4.63)$$

Dalším kriticky namáhaným místem je díra v překližkovém insertu stojiny, která má nejmenší tloušťku 10 mm. Díra je o průměru 17 mm, jelikož tloušťka stěn insertů je navržena na 3 mm.

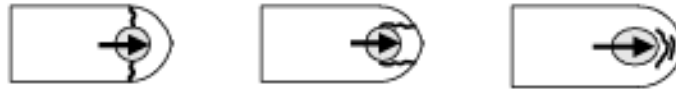
$$p = \frac{\frac{R_z}{2}}{d \cdot t_2} = \frac{\frac{9141}{2}}{17 \cdot 10} = 26,9 \text{ MPa} \quad (4.64)$$

$$j_{poč} = \frac{R_{motl}}{f_{up}} = \frac{1,2 \cdot 60}{1,725 \cdot 26,9} = 1,55 \quad (4.65)$$

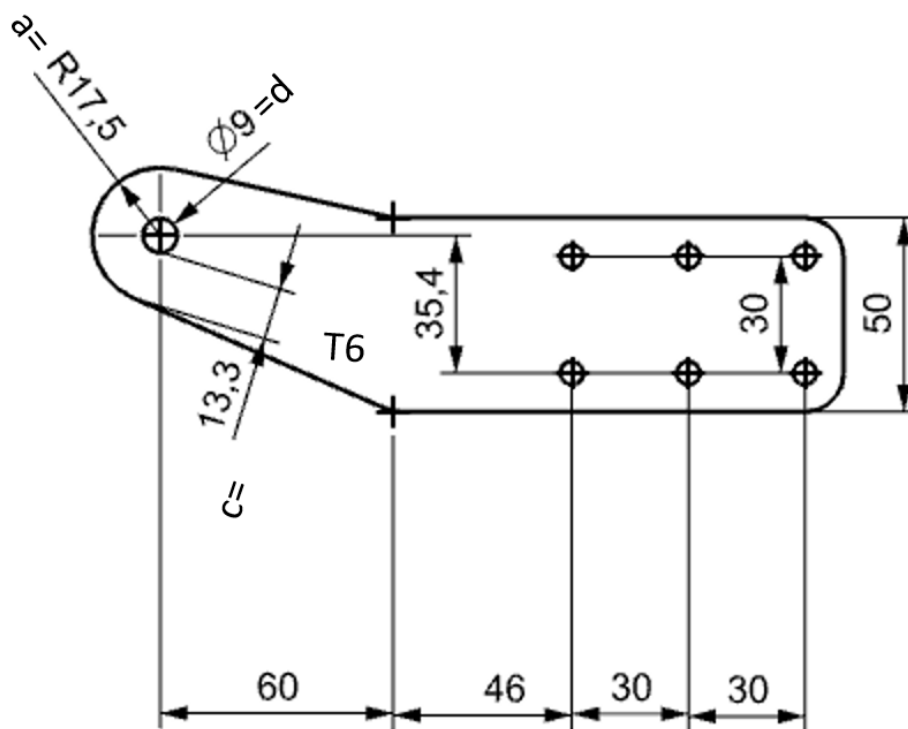
Hodnota meze pevnosti překližky v otláčení je odvozena z literatury [19], kde je stanoven poměr pevnosti v otláčení k pevnosti tlaku březové překližky pro různé tloušťky překližky a průměry čepů. Hodnota byla vybrána konzervativním přístupem 1,2. Pevnost v otláčení překližky 60 MPa vychází z diplomové práce Ing. Vojtěcha Malého [18].

4.4.4 Dimenzování předního závěsného oka

V předchozím kroku byl zvolen průměr předního čepu 9 mm. Kontrola předního závěsu je provedena podle podkladů pro pevnostní výpočty [21], kde se uvažují následující případy porušení. Přední závěs je více namáhán při záporných složkách zatížení, z důvodu větší absolutní hodnoty kroutícího momentu.



Obrázek 25 Případy porušení závěsu: utržení, vysmeknutí a roztržení, otláčení [22]



Obrázek 26 Geometrie předního závěsu

4.4.4.1 Pevnostní výpočty

Utržení oka

$$\sigma = 1,2 \frac{R_p}{F_1}; \sigma \leq R_m; F_1 = 2ct \quad (4.66)$$

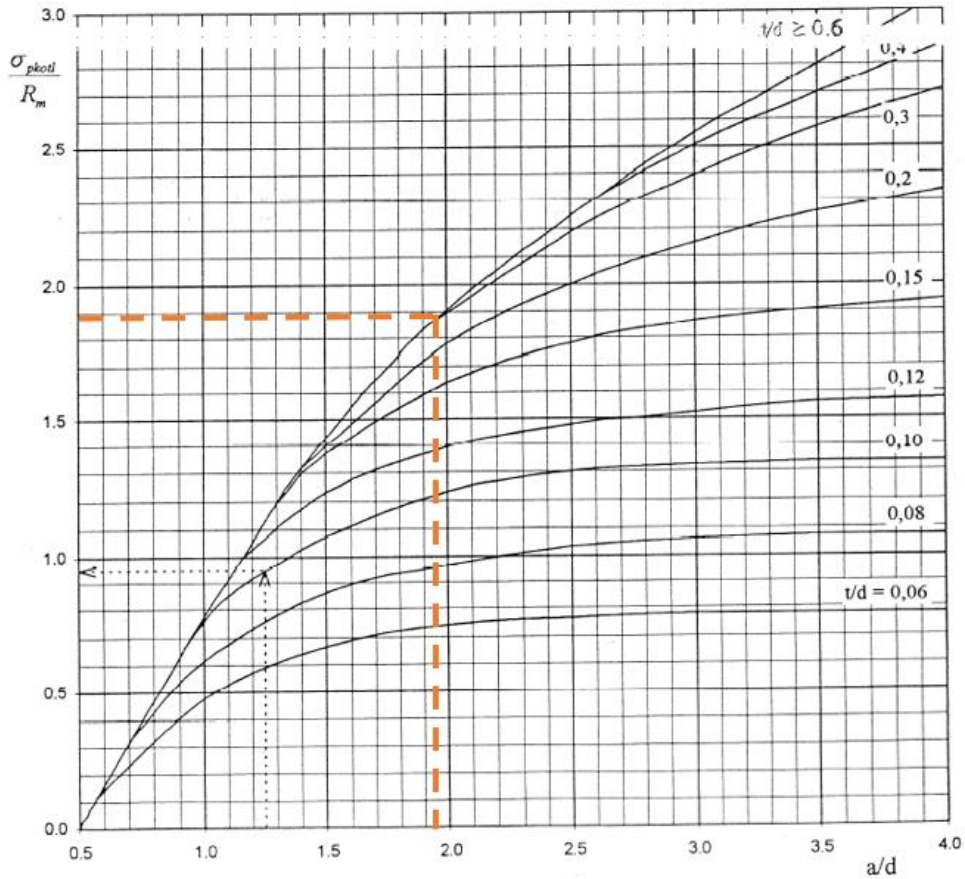
$$\sigma = 1,2 \frac{3958}{2 \cdot 13,3 \cdot 6} = 29,76 \leq 441 \text{ MPa}$$

$$j_{\text{poč}} = \frac{R_m}{f_u \sigma} = \frac{441}{1,725 \cdot 34,4} = 8,59 \quad (4.67)$$

Vysmeknutí čepu a roztržení oka (vztaženo na otláčení)

$$\sigma_{otl} = \frac{R_p}{F_2}; \sigma_{otl} \leq \sigma_{pk_{otl}}; F_2 = dt \quad (4.68)$$

$$\sigma_{pk_{otl}} = 1,88 \cdot R_m = 1,88 \cdot 441 = 829 \text{ MPa} \quad (4.69)$$



Graf 7 Závislost meze pevnosti v otláčení na geometrii oka [21]

$$\sigma_{otl} = \frac{3958}{9 \cdot 6} = 73,3 \leq 829$$

$$j_{poč\ otl} = \frac{\sigma_{pk_{otl}}}{f_u \sigma_{otl}} = \frac{829}{1,725 \cdot 73,3} = 6,54 \quad (4.70)$$

Otláčení oka (čistý tlak)

$$\sigma_{otl} = \frac{R_p}{F_2}; \sigma_{otl} \leq \sigma_{pk_{otl}}; F_2 = dt; R_{m\ otl} = 731 \text{ MPa} \quad (4.71)$$

$$\sigma_{otl} = \frac{3958}{9 \cdot 6} = 73,3 \leq 731 \text{ MPa}$$

$$j_{poč\ otl} = \frac{R_{m\ otl}}{f_u \sigma_{otl}} = \frac{731}{1,725 \cdot 73,3} = 5,78 \quad (4.72)$$

4.4.4.2 Pevnostní výpočty s ohledem na deformaci

Utržení oka

$$\sigma = \frac{R_p}{F_1}; \sigma \leq \sigma_{ptl}; F_1 = 2ct \quad (4.73)$$

$$\sigma_{pk} = 0,735R_e \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (4.74)$$
$$= 0,735 \cdot 290 \cdot 1,05 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,9 \cdot \frac{1}{0,75} = 269 \text{ MPa}$$

f_2 vliv dovolené deformace (odečteno z grafu [21])

f_3 vliv vůle dovolené při výrobě (H7, H8 a těsnější uložení)

f_4 vliv druhu zatížení a části draku (1 pro zřídka rozebíraná kování)

k_1 vliv zúžení (nezužuje se)

k_2 vliv směru síly (0,9 pro nepříznivý případ)

$$\sigma = \frac{3958}{2 \cdot 13,3 \cdot 6} = 24,8 \leq 269 \text{ MPa}$$

$$j_{prov} = \frac{\sigma_{pk}}{\sigma} = \frac{269}{24,8} = 10,8$$

Vysmeknutí čepu a roztržení oka vztaženo na otlačení)

$$\sigma_{otl} = \frac{R_p}{dt}; \sigma_{otl} \leq \sigma_{pk}^* \quad (4.75)$$

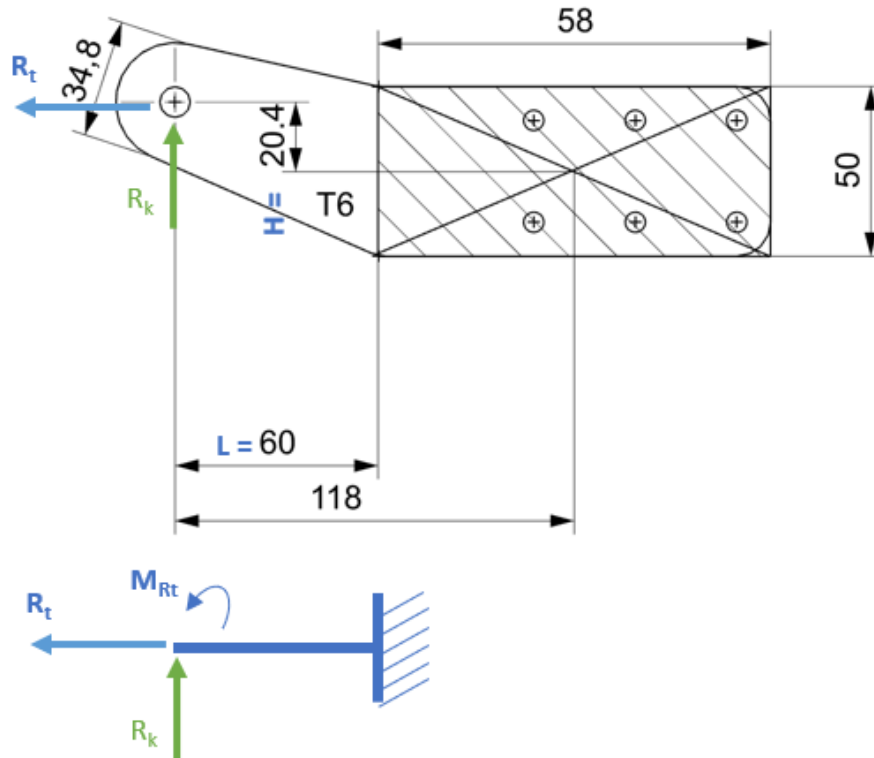
$$\sigma_{pk}^* = R_e \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_4 \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot \frac{1}{0,75} \quad (4.76)$$
$$= 290 \cdot 1,2 \cdot 1,05 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,9 \cdot \frac{1}{0,75} = 438 \text{ MPa}$$

f_1 vliv tloušťka oka a vzdálenosti otvoru od okraje

$$\sigma_{otl} = \frac{3958}{9 \cdot 6} = 73,3 \leq 438 \text{ MPa}$$

$$j_{prov} = \frac{\sigma_{pk}^*}{\sigma_{otl}} = \frac{438}{73,3} = 5,98$$

4.4.4.3 Kontrola předního závěsu při kombinaci ohyb + tah (tlak)



Obrázek 27 Kontrola předního závěsu na ohyb

Ohybové napětí

$$M_{omax} = R_k \cdot L - R_t \cdot H = -3931,1 \cdot 115 + 462,4 \cdot 20,4 \quad (4.77)$$

$$= -226431 \text{ Nmm}$$

$$W_o = \frac{t \cdot h^2}{6} = \frac{6 \cdot 34,8^2}{6} = 1211 \text{ mm}^3 \quad (4.78)$$

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{-226431}{1211} = -187 \text{ MPa} \quad (4.79)$$

Tahové napětí

$$\sigma_t = \frac{R_t}{t \cdot h} = \frac{-462,4}{6 \cdot 33,4} = -2,21 \text{ MPa} \quad (4.80)$$

Kombinace ohyb + tah

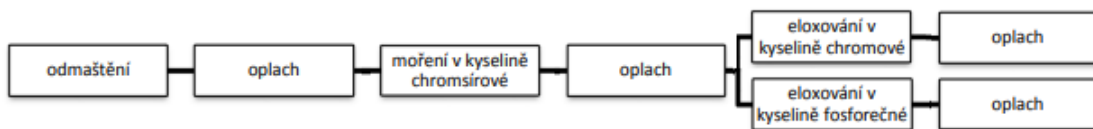
$$\sigma = \sigma_o + \sigma_t = -187 - 2,21 = -189,2 \text{ MPa} \quad (4.81)$$

$$j_{poč} = \frac{R_m}{f_u \sigma} = \frac{441}{1,725 \cdot 189,2} = 1,35 \quad (4.82)$$

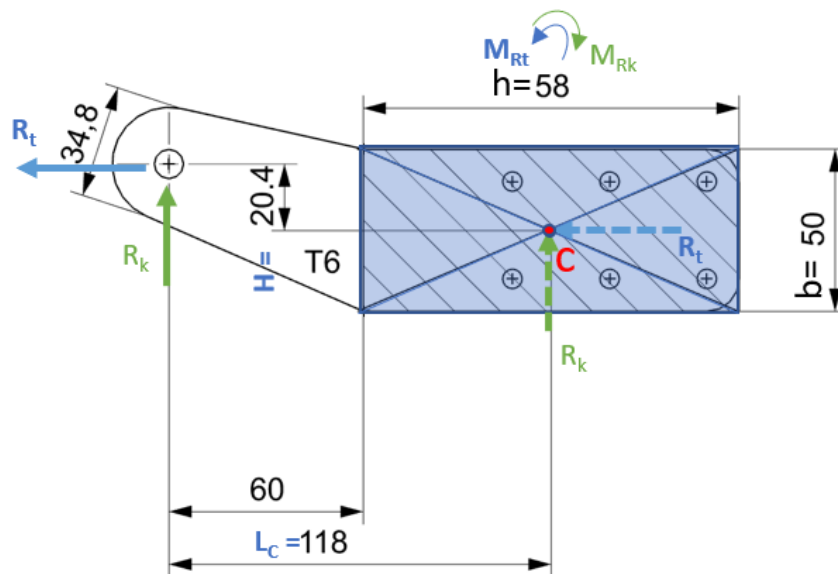
$$j_{prov} = \frac{R_e}{\sigma} = \frac{290}{189,2} = 1,53 \quad (4.83)$$

4.4.4.4 Kontrola lepeného spoje

Lepené spoje mají dobrou pevnost ve smyku a nízkou pevnost v odlupování. Jelikož bude přední závěs zatěžován především silami působícími v jeho rovině, lepený spoj je vhodným řešením. Spoj bude zajištěn proti odlupování pomocí 6 šroubů M6, z důvodu jejich funkce nebyly kontrolovány. Pro lepený spoj bylo vybrána dvousložková epoxidová pryskyřice 3M™ Scotch-Weld™ Epoxy Structural Adhesive 7240 B/A s pevností ve smyku $\tau_{m\ lep} = 28$ MPa. Této pevnosti je při lepení závěsu za materiálu 2024 T3 dosaženo za předpokladu správné přípravy povrchu viz Obrázek 28. Lepené plochy kompozitních dílů se pro lepší přilnavost opatřují strhovací fólií, ta na ploše vytváří zdrsňený povrch, který před lepením není nutné brousit (a riskovat tak porušení vláken materiálu).



Obrázek 28 Postup přípravy povrchu předního závěsu před lepením [23]



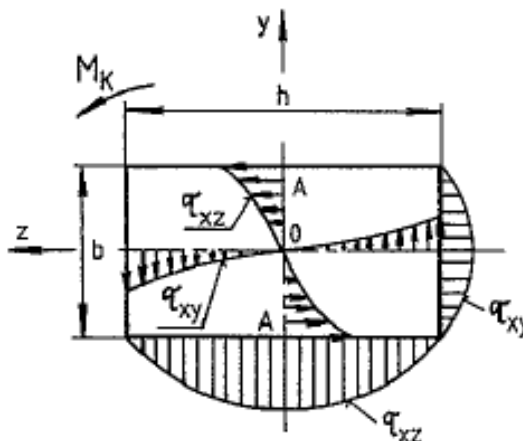
Obrázek 29 Schéma zatížení lepeného spoje

Lepený spoj bude zatěžován kroutícím momentem od sil R_k a R_t působících na ramenech vzdálených od středu lepené plochy. Zároveň tyto síly zatěžují lepený spoj stříhem. Smykové napětí ve spoji bylo vypočítáno jako součet smykových napětí od krutu a od stříhu [24].

$$M_{kC} = M_{Rk} - M_{Rt} \quad (4.84)$$

$$M_{kC} = R_k \cdot L_C - R_t \cdot H = -3931,1 \cdot 118 + 462,4 \cdot 20,4 = -454437 \text{ Nmm} \quad (4.85)$$

$$\tau_{M_{kC}} = \frac{M_{kC}}{W_k} \quad (4.86)$$



Obrázek 30 Průběh smykového napětí v lepené ploše od kroutícího momentu [25]

Průřezový modul v krutu pro obdélníkový průřez:

$$W_k = \alpha b^2 \cdot h \quad (4.87)$$

$$\alpha = 0,2168 \text{ pro } \frac{b}{h} = 1,16 \quad [25]$$

$$W_k = 0,2168 \cdot 58^2 \cdot 50 = 36466 \text{ mm}^3$$

$$\tau_{M_{kC}} = \frac{454437}{36466} = 12,46 \text{ MPa}$$

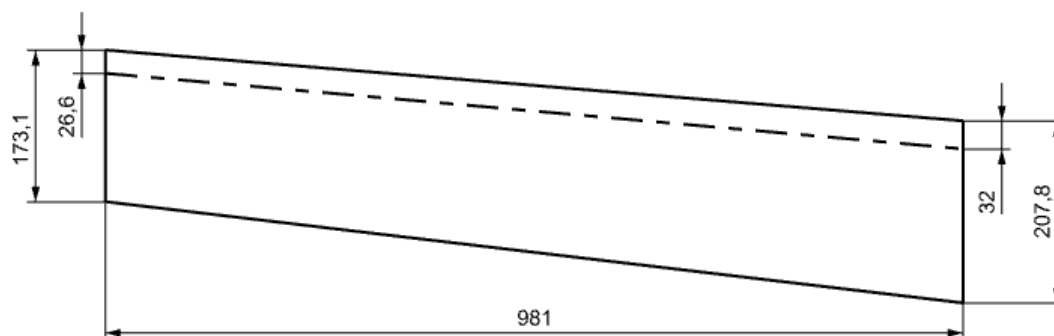
$$\tau_R = \frac{\sqrt{R_k^2 + R_t^2}}{h \cdot b} = \frac{\sqrt{(-3931,1)^2 + (-462,4)^2}}{58 \cdot 50} = 1,36 \text{ MPa} \quad (4.88)$$

$$\tau_{lep} = \tau_{M_{kC}} + \tau_R = 12,46 + 1,36 = 13,82 \text{ MPa} \quad (4.89)$$

$$j_{poč} = \frac{\tau_{m lep}}{f_u \cdot \tau_{lep}} = \frac{28}{1,725 \cdot 13,82} = 1,17 \quad (4.90)$$

5 Návrh úprav konstrukce křídélka

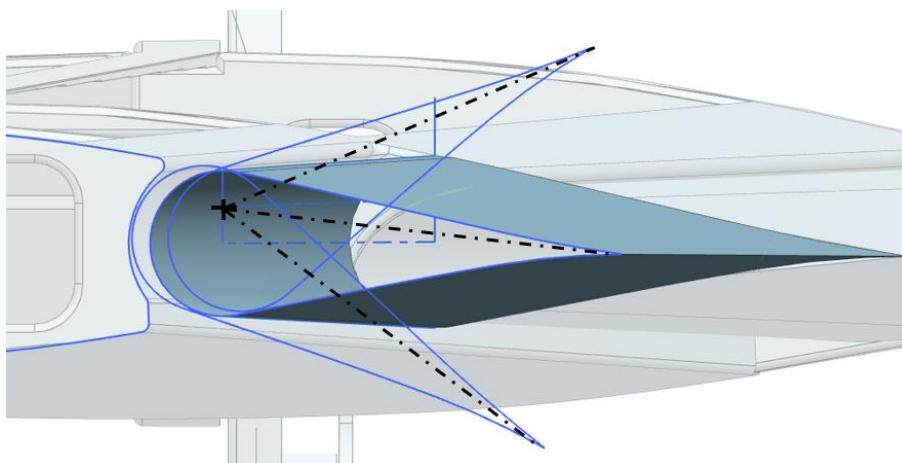
Motivací úpravy obrysu křídélka je, aby rozměry jeho kořenového a koncového žebra odpovídaly 30% hloubky křídla. Tvar tak bude plynule navazovat na vztlakové klapky. Z důvodu této změny je nutné znovu spočítat zatížení křídélka a zjistit tak polohu žebra koncového závěsu a tím i síly zatěžující křídlo. Tvar náběžné hrany bude v tomto návrhu kuželový, tvar konce křídélka je v této fázi také pouze předběžný. Některá z navazujících prací by se mohla věnovat aerodynamickému odlehčení. Poloha osy otáčení křídélka také odpovídá poměrné hloubce křídla. V původním návrhu byla osa umístěna do tětiny křídélka. Z důvodu snahy o umístění páky řízení křídélka tak, aby nevyčnívala z obrysu, byla osa otáčení posunuta blíže k hornímu potahu (o 25% tloušťky profilu). Po této úpravě byly vyšetřeny krajní polohy křídélka, pro zamezení rizika kolize s křídlem. V této fázi návrhu je tvar náběžné hrany křídélka předběžný, navazující práce by se měla zaměřit na konstantní velikost štěrbiny při výchylkách křídélka.



Obrázek 31 Půdorys křídélka

Hloubka křídélka u kořene – b_{0k}	207,8 mm
Hloubka křídélka na konci – b_{kk}	173,1 mm
Rozpětí křídélka – L_k	981 mm
Vzdálenost osy otáčení u kořene – O_0	32 mm
Vzdálenost osy otáčení na konci – O_k	26,6 mm

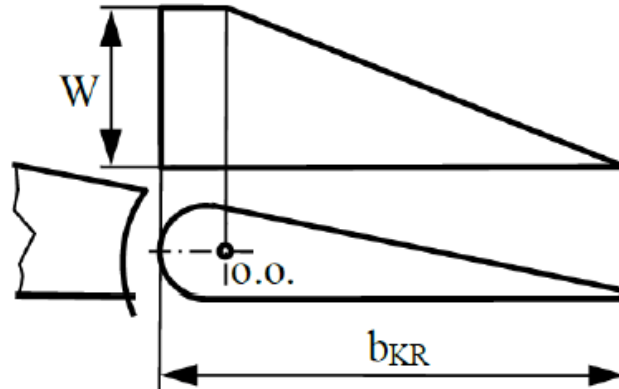
Tabulka 23 Rozměry křídélka



Obrázek 32 Krajní polohy křídélka

5.1 Zatížení křídélka

Předpis UL-2 udává podmínku jednotkové provozního zatížení minimálně 575 Pa [6].



Obrázek 33 Zatížení křídélka [6]

$$\bar{W} = 17,24 \cdot \frac{MTOW}{S} = 17,24 \cdot \frac{345}{5,029} = 1182,7 > 575 \text{ Pa} \quad (5.1)$$

Průběh spojitého zatížení závisí po hloubce křídélka:

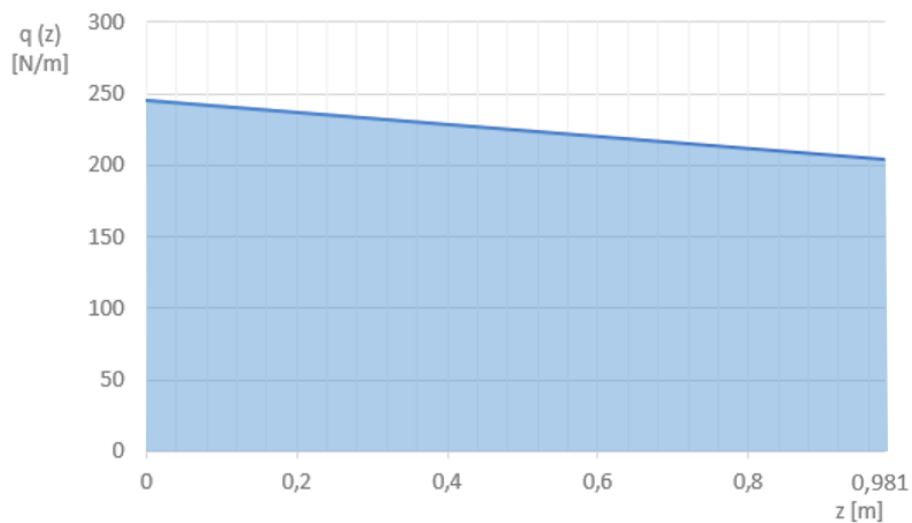
$$q(z) = \bar{W} \cdot b(z) \quad (5.2)$$

Spojité zatížení u kořene křídélka:

$$q_0 = \bar{W} \cdot b_{0k} = 1182,7 \cdot 0,2078 = 245,8 \text{ N/m} \quad (5.3)$$

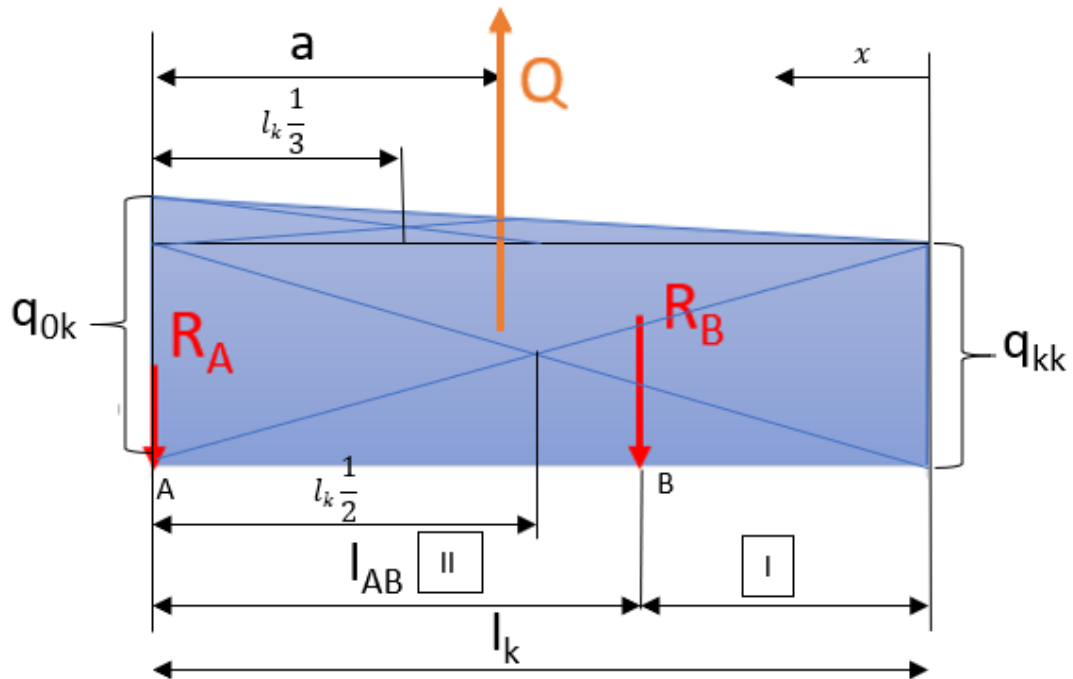
Spojité zatížení na konci křídélka

$$q_k = \bar{W} \cdot b_{kk} = 1182,7 \cdot 0,1731 = 204,7 \text{ N/m} \quad (5.4)$$



Graf 8 Průběh spojitého zatížení křídélka

5.2 Reakce v závěsech křídélka



Obrázek 34 Reakce v závěsech křídélka

$$Q = q_{kk} \cdot l_k + \frac{1}{2}(q_{0k} - q_{kk}) \cdot l_k \quad (5.5)$$

$$Q = 204,7 \cdot 0,981 + \frac{1}{2}(245,8 - 204,7) \cdot 0,981 = 221 \text{ N}$$

$$Q \cdot a = \frac{1}{2}(q_{0k} - q_{kk}) \cdot l_k \cdot \frac{1}{3} \cdot l_k + q_{kk} \cdot l_k \cdot \frac{1}{2} \cdot l_k \quad (5.6)$$

$$a = \frac{1}{6 \cdot Q} l_k^2 (q_{0k} + 2 \cdot q_{kk}) \quad (5.7)$$

$$a = \frac{1}{6 \cdot 221} 0,981^2 (245,8 + 2 \cdot 204,7) = 0,4756 \text{ m} \quad (5.8)$$

$$\sum M_A: Q \cdot a - R_B \cdot l_{AB} = 0 \quad (5.9)$$

$$R_B = \frac{Q \cdot a}{l_{AB}} \quad (5.10)$$

$$\sum F_y: Q - R_A - R_B = 0 \quad (5.11)$$

$$R_A = Q - R_B \quad (5.12)$$

Optimální umístění koncového závěsu křídélka je v takovém místě, kdy maxima ohybového momentu mezi závěsy a v místě koncového závěsu jsou shodná. Úlohu lze řešit metodou řezu zleva rozdělením na dvě části:

$$x \in \langle 0; (l_k - l_{AB}) \rangle \quad (5.13)$$

$$T_I = -q_k \cdot x - \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot \frac{x^2}{2} \quad (5.14)$$

$$M_{oI} = q_k \cdot \frac{x^2}{2} + \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot \frac{x^3}{6} \quad (5.15)$$

$$x \in \langle (l_k - l_{AB}); l_k \rangle \quad (5.16)$$

$$T_{II} = R_B - q_k \cdot x - \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot \frac{x^2}{2} \quad (5.17)$$

$$M_{oII} = -R_B(x - (l_k - l_{AB})) + q_k \cdot \frac{x^2}{2} + \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot \frac{x^3}{6} \quad (5.18)$$

Extrémy funkce se nachází tam, kde parciální derivace funkce nulová:

$$\frac{\partial M_{oI}(x)}{\partial x} = q_k \cdot x + \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot \frac{x^2}{2} \quad (5.19)$$

$$x_{1I} = 0 \quad (5.20)$$

$$x_{2I} = \frac{-q_k \cdot 2 \cdot l_k}{q_0 - q_k} \quad (5.21)$$

Řešením první částí byl nalezen jeden reálný extrém na konci křídélka (kde je ohybový moment nulový) a druhý extrém, který je nereálný.

$$\frac{\partial M_{oII}(x)}{\partial x} = -R_B + q_k \cdot x + \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot \frac{x^2}{2} = 0 \quad (5.22)$$

$$x_{1;2II} = \frac{-q_k \pm \sqrt{q_k^2 + 2 \frac{q_0 - q_k}{l_k} \cdot R_B}}{\frac{q_0 - q_k}{l_k}} \quad (5.23)$$

Jelikož se v rovnici (5.23) vyskytuje neznámá R_B , byla souřadnice $x_{1;2II}$ nalezena v programu Excel zvolením vzdálenost mezi závěsy tak, aby absolutní hodnota maximálních momentů M_{oI} a M_{oII} byla shodná. Ideální vzdálenost mezi závěsy je:

$$l_{AB} = 0,6812$$

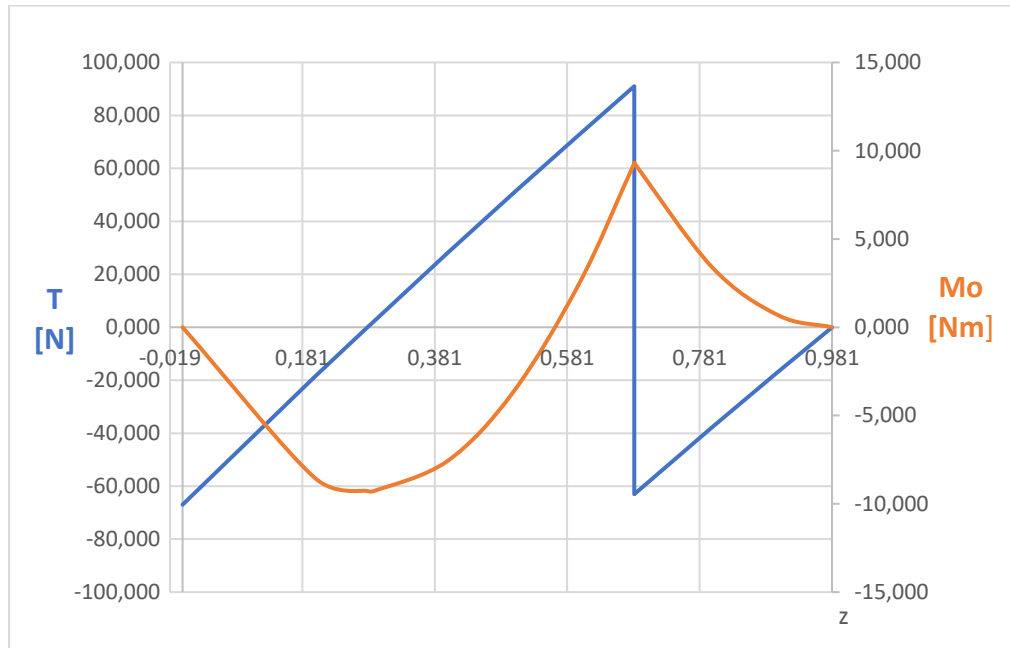
$$M_{oI \max}(0,2998 \text{ m}) = 9,201 \text{ Nm}$$

$$M_{oII \max}(0,703 \text{ m}) = -9,192 \text{ Nm}$$

Reakce v závěsech:

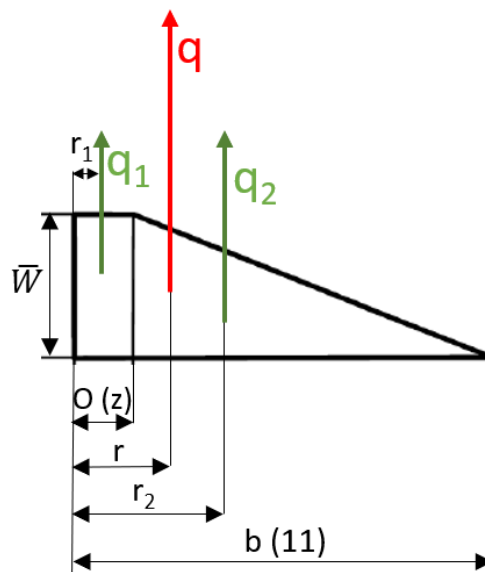
$$R_B = \frac{221 \cdot 0,4476}{0,6812} = 154,3 \text{ N} \quad (5.24)$$

$$R_A = Q - R_B = 221 - 154,3 = 66,7 \text{ N} \quad (5.25)$$



Graf 9 Průběh posouvající síly a ohybového momentu křídélka

Pro výpočet kroutícího momentu je nejprve nutné zjistit polohu působišť posouvající síly. Výpočet je proveden rozdělením zatěžujícího obrazce v místě osy otáčení a vyjádřením momentové rovnováhy spojitých zatížení dílčích obrazců a celkového spojitého zatížení.



Obrázek 35 Působišť posouvající síly

$$\bar{W} \cdot b(z) = W(z) \cdot \left(O(z) + \frac{b(z) - O(z)}{2} \right) \quad (5.26)$$

$$W(z) = \frac{2 \cdot \bar{W} \cdot b(z)}{O(z) + b(z)} \quad (5.27)$$

$$q = q_1 + q_2 = W \cdot O + W \cdot (b - O) \frac{1}{2} \quad (5.28)$$

$$r \cdot q = q_1 \cdot r_1 + q_2 \cdot r_2 \quad (5.29)$$

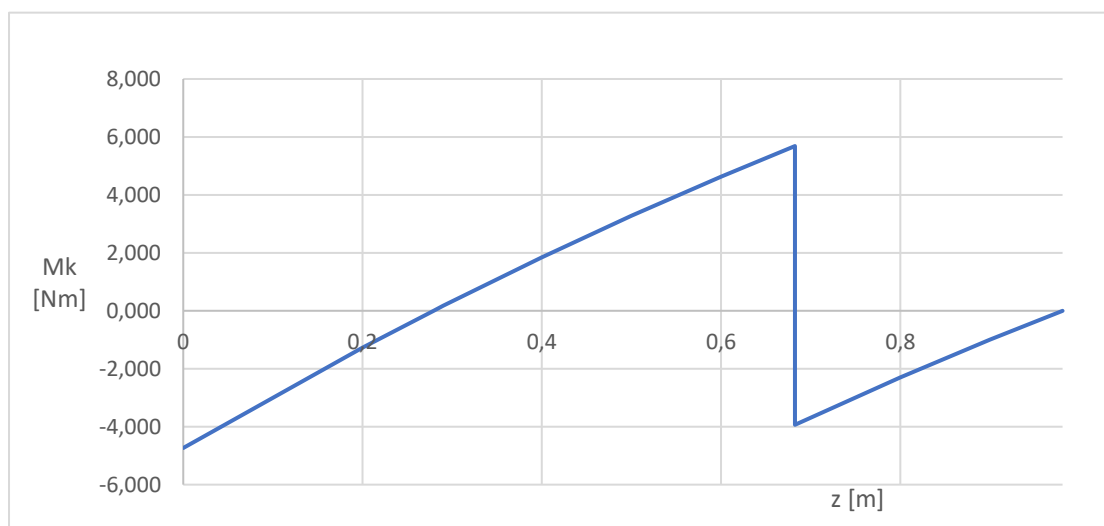
$$r_1 = \frac{O}{2} \quad (5.30)$$

$$r_2 = O + \frac{1}{3}(b - O) = \frac{2 \cdot O + b}{3} \quad (5.31)$$

$$r(z) = \frac{q_1 \cdot r_1 + q_2 \cdot r_2}{q} \quad (5.32)$$

Krutící moment vzhledem k náběžné hraně křídélka se spočítá následovně:

$$M_k(z) = T(z) \cdot r(z) \quad (5.33)$$



Graf 10 Průběh krutícího momentu křídélka

z [m]	q [Nm]	r [mm]	T [N]	M_o [Nm]	M_k [Nm]
0,000	245,8	70,7	-66,984	0,000	-4,735
0,200	237,4	68,3	-18,668	-8,537	-1,275
0,279	234,1	67,3	0,000	-9,275	0,000
0,290	233,6	67,2	2,529	-9,261	0,170
0,400	229,0	65,9	27,975	-7,579	1,843
0,500	224,8	64,7	50,669	-3,643	3,277
0,600	220,7	63,5	72,945	2,541	4,630
0,683	217,2	62,5	91,007	9,306	5,686
0,683	217,2	62,5	-62,974	9,306	-3,934
0,800	212,3	61,1	-37,741	3,395	-2,304
0,900	208,1	59,9	-16,720	0,675	-1,001
0,981	204,7	58,9	0,000	0,000	0,000

Tabulka 24 Zatížení křídélka

5.3 Předběžné dimenzování upraveného křídélka

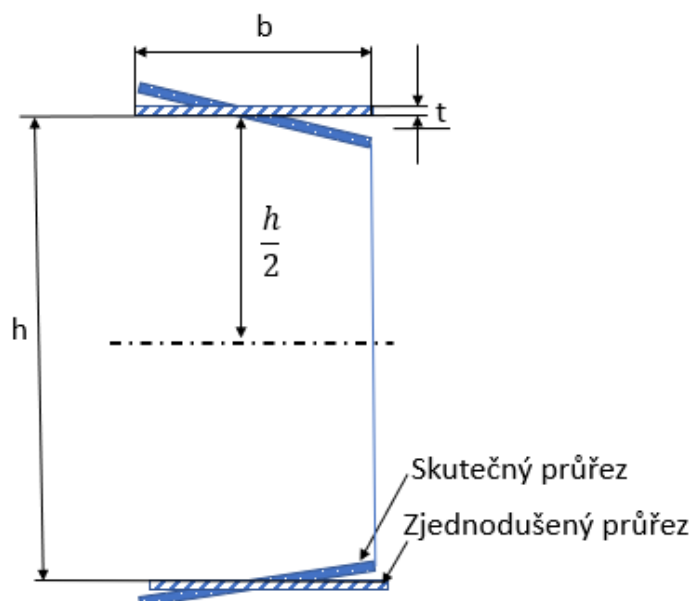
Postup dimenzování křídélka je podobný již popsanému postupu dimenzování konstrukce křídla. V analytickém výpočtu se opět uvažuje přenos veškerého ohybového momentu pásnicemi a přenos posouvající síly a kroutícího momentu uzavřenými dutinami tvořenými potahem a stojinou křídélka.

Použité materiály jsou shodné s konstrukcí křídla – pásnice jsou navrženy z jednosměrnou uhlíkovou tkaninou o hmotnosti 200 g/m^2 , potah a stojina z tkaniny s keprovou vazbou o hmotnosti 160 g/m^2 . Pryskyřice použité pro laminování a lepení jsou také shodné s těmi, které jsou uvažovány pro výrobu křídla. Veškeré vlastnosti těchto materiálů byly shrnuty v tabulkách v kapitole 4.3.1.

5.3.1 Dimenzování pásnic

V původním návrhu byla postačující jedna vrstva jednosměrné tkaniny, proto je v následujícím výpočtu provedena zjednodušená kontrola při uvažování jedné vrstvy tkaniny. Ve výpočtu je uvažováno rozdělení maximálního ohybového momentu na tahové a tlakové složky síly působící v osách pásnic.

Jelikož je tloušťka horní i dolní pásnice shodná, poloha neutrální osy je v polovině výšky stojiny. Nosník je opět typu C, tentokrát otevřený ve směru letu, geometrie je zjednodušena na kolmý průřez o střední výšce h . Jelikož je tloušťka pásnic velmi malá, lze vzdálenost mezi pásnicemi h uvažovat jako efektivní výšku nosníku při výpočtu ohybového napětí.



Obrázek 36 Geometrie nosníku křídélka

$$\sigma_{o \max} = \frac{M_{o \max}}{W_o} \quad (5.34)$$

$$J_x = \frac{h^2}{2} b \cdot t = \frac{50^2}{2} 12 \cdot 0,32 = 4800 \text{ mm}^4 \quad (5.35)$$

$$W_o = \frac{J_x}{\frac{h}{2}} = 192 \text{ mm}^3 \quad (5.36)$$

$$\sigma_{o \max} = \frac{-9192}{192} = 48,3 \text{ MPa}$$

$$j_{\text{poč}} = \frac{R_{pt}}{f_u \cdot \sigma_{o \max}} = \frac{694}{1,875 \cdot 48,3} = 7,7 \quad (5.37)$$

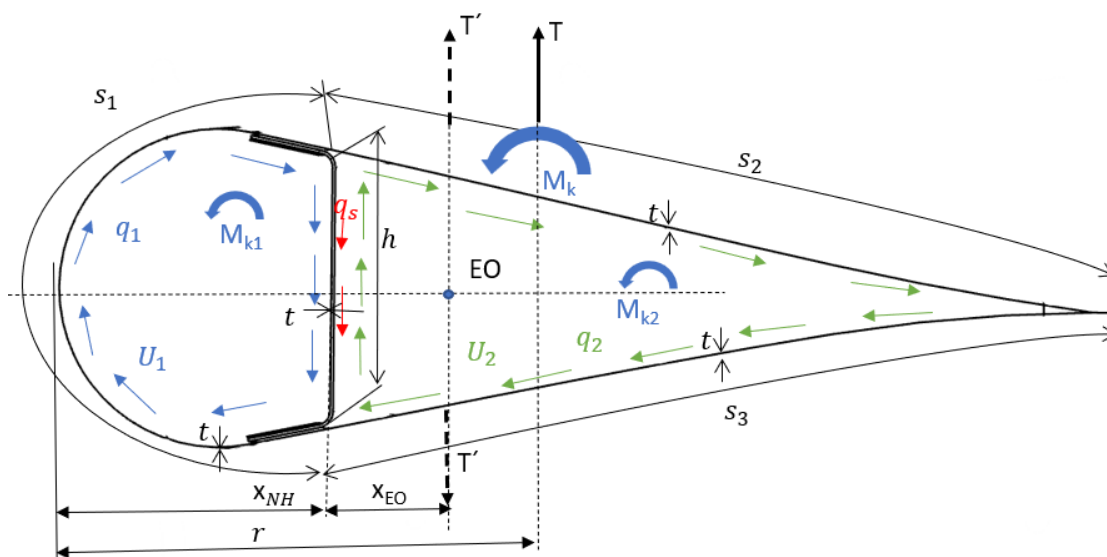
5.3.2 Poloha elastické osy křídélka

Pro správný popis zatížení smykových dutin křídélka je opět potřeba zjistit polohu elastické osy. Křídélko je tvořeno dvěma dutinami. Přední dutina je oddělena od zadní stojinou. Zavedením dvou vzájemně rušících se sil T vzniká kroutící moment k elastické ose.

$$M_{k \text{ E.O.}} = M_k - T \cdot (x_{NH} + x_{EO}) \quad (5.38)$$

x_{NH} *Vzdálenost stojiny nosníku křídélka od náběžné hrany*

x_{EO} *Vzdálenost elastické osy od stojiny nosníku*



Obrázek 37 Poloha elastické osy křídélka

Výpočet vzdálenosti x_{EO} byl proveden na základě vztahu převzatého z [26]:

$$x_{EO} = \frac{-2 \cdot s_1 (s_1 \cdot U_2 + U_1 \cdot h + U_2 \cdot h)}{(s_1 + h) \cdot (s_1 \cdot s_2 + s_1 \cdot h + s_2 \cdot h)} + \frac{2 \cdot U_1}{h + s_1} \quad (5.39)$$

z [m]	0	0,6825	0,981
U_1 [mm ²]	2903	2356	2356
U_2 [mm ²]	3881	2945	2945
s_1 [mm]	144	131	131
t_1 [mm]	0,51	0,51	0,51
h [mm]	57	49	49
t_h [mm]	0,26	0,26	0,26
s_2 [mm]	158	138	138
t_2 [mm]	0,26	0,26	0,26
s_3 [mm]	157	137	137
t_3 [mm]	0,26	0,26	0,26
x_{EO} [mm]	-5,03	-3,96	-4,26
x_{NH} [mm]	53,30	48,90	47,30

Tabulka 25 Rozměry přední a zadní dutiny křídélka a poloha elastické osy

Momentová rovnováha je dvakrát staticky neurčitá úloha, zavedením deformační podmínky pro shodný zkrut obou dutin je shodný lze neznámé zjistit neznámé smykové toky q_1 a q_2 .

$$M_{k E.O.} + 2 \cdot U_1 \cdot q_1 + 2 \cdot U_2 \cdot q_2 = 0 \quad (5.40)$$

$$\vartheta_1 = \frac{1}{2U_1} \oint \frac{q_1}{G \cdot t} d_s = \vartheta_2 = \frac{1}{2U_2} \oint \frac{q_2}{G \cdot t} d_s \quad (5.41)$$

Dále lze vztah zjednodušit s uvažováním stejné tloušťky stěna modulů pružnosti v krutu G , jelikož jsou všechny části navrženy ze dvou vrstev stejné tkaniny bez pěnového jádra.

$$U_2 \cdot (q_1 \cdot s_1 + (q_1 + q_s - q_2) \cdot h) = U_1(q_2 \cdot s_2 + (-q_1 - q_s + q_2) \cdot h) \quad (5.42)$$

$$q_1 = \frac{-(U_1 \cdot s_2 + U_1 \cdot h + U_2 \cdot h) \cdot \frac{M_{k E.O.}}{2 \cdot U_2} - (U_1 + U_2) \cdot h \cdot q_s}{U_2 \cdot s_1 + U_2 \cdot h + 2 \cdot U_1 \cdot h + \frac{U_1}{U_2} \cdot (U_1 \cdot s_2 + U_1 \cdot h)} \quad (5.43)$$

$$q_2 = \frac{-M_{k E.O.} - 2 \cdot U_1 \cdot q_1}{2 \cdot U_2} \quad (5.44)$$

Smykový tok ve stojině od posouvající síly T:

$$q_s = \frac{T}{h} \quad (5.45)$$

Celkový smykový tok procházející tok je dán součtem smykových toků, které stojinou protékají.

$$q_{sc} = q_s + q_1 - q_2 \quad (5.46)$$

z [m]	T [N]	M_k [Nm]	$M_{k E.O.}$ [Nm]	q_s [Nmm ⁻¹]	q_1 [Nmm ⁻¹]	q_2 [Nmm ⁻¹]	q_s [Nmm ⁻¹]
0	-67	-4735	-3393	-1,19	0,39	-0,1	-0,69
0,6825	91	5686	3910	1,85	-0,58	0,19	1,09
0,6825	-62,9	-3934	-2706	-1,28	0,4	-0,13	-0,75

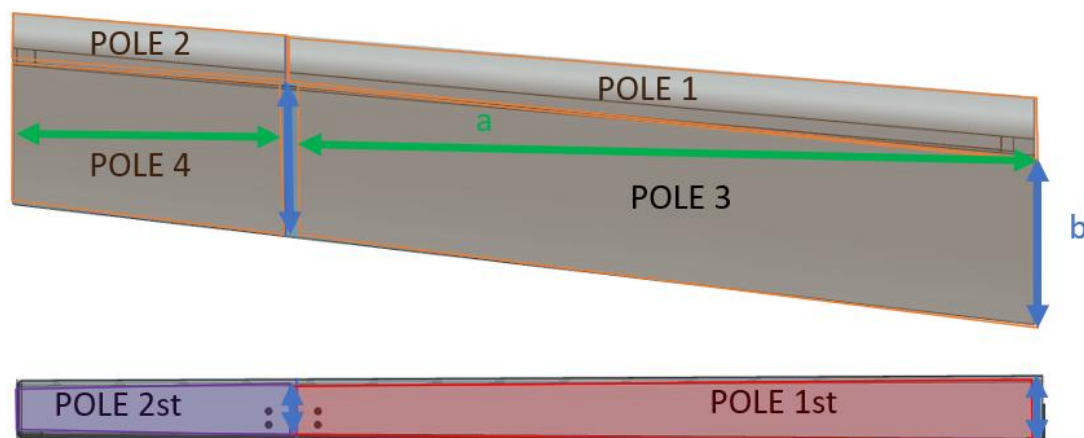
Tabulka 26 Smykové toky v dutinách křídélka

5.3.3 Dimenzování stojiny a potahu křídélka

Smykové napětí se počítá jako podíl smykového toku a tloušťky potahu. Konstrukce je vyšetřována ve dvou řezech – u kořene a v místě koncového závěsu. Jelikož je v průběhu kroutícího momentu skok vlivem vetknutí koncového závěsu, je v tomto řezu vyšetřen smykový tok z obou stran. Pro dimenzování konstrukce mezi kořenovým žebrem a žebrem u závěsu je pak uvažován větší ze smykových toků.

$$\tau = \frac{q_i}{t_i} \quad (5.47)$$

Pro dimenzování potahu a stojiny je potřeba zjistit kritická napětí jednotlivých polí naznačených v obrázku 31. Postup výpočtu kritického napětí byl detailně popsán v kapitole 4.3.3.1. Křídélko je rozděleno na pole ohraničená stojinou a žebry. V tabulce 27 jsou uvedena kritická napětí pro všechna pole označená v obrázku, dále je určena početní jistota pro dvouvrstvý kompozit.



Obrázek 38 Určení kritického napětí polí křídélka

<i>Pole</i>	<i>b</i> [mm]	<i>a</i> [mm]	$\frac{b}{a}$	<i>k</i> [-]	τ_{krit} [MPa]
1st	57	682,5	0,08	4,8	10,7
2st	49	298,5	0,16	5	15,1
3	158	682,5	0,23	5,1	1,5
4	138	298,5	0,46	5,6	2,1
<i>Pole</i>	<i>b</i> [mm]	<i>r</i> [mm]	$\frac{b}{\sqrt{r \cdot t_4}}$	<i>k_k</i> [-]	τ_{krit} [MPa]
1	144	31,7	4,54	7,5	3,5
2	131	28,4	4,61	7,6	4,3

Tabulka 27 Kritická napětí potahu a stojiny křídélka

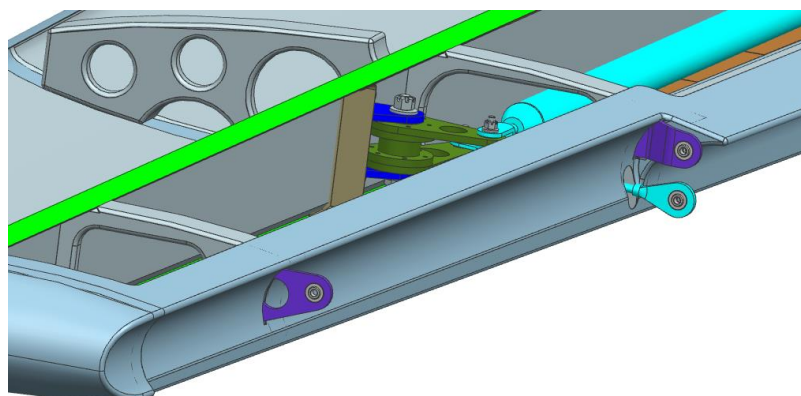
Jelikož jsou kritická napětí menší než pevnost materiálu ve smyku, početní jistota je vztažena ke stabilitě polí. Smyková napětí v konstrukci jsou malá, pro pole na náběžné hraně 1 a 2 jsou postačující 2 vrstvy tkaniny, pro ostatní kontrolovaná pole stačí pouhá jedna vrstva. Součinitel bezpečnosti je opět $f_u = 1,875$, tato návrhová hodnota je poměrně optimistická a byla zvolena v souladu s předchozími pracemi. Tuto hodnotu lze zachovat v případě použití prepregů, které by se vytvrzovaly za zvýšené teploty. Pokud bude nadále uvažována metoda ručního kladení bylo by vhodné v navazující MKP analýze zvýšit hodnotu součinitele bezpečnosti na $f_u = 2,25$, která v sobě zahrnuje vliv vlhkosti a teploty.

<i>Pole</i>	<i>Počet vrstev</i>	<i>Tloušťka laminátu [mm]</i>	τ_i [MPa]	τ_{krit} [MPa]	$J_{poč\ min}$
1st	1	0,26	4,23	10,7	1,35
2st	1	0,26	-2,92	15,1	2,75
1	2	0,51	-1,12	3,5	1,66
2	2	0,51	0,77	4,3	2,94
3	1	0,26	0,74	1,5	1,07
4	1	0,26	-0,51	2,1	2,24

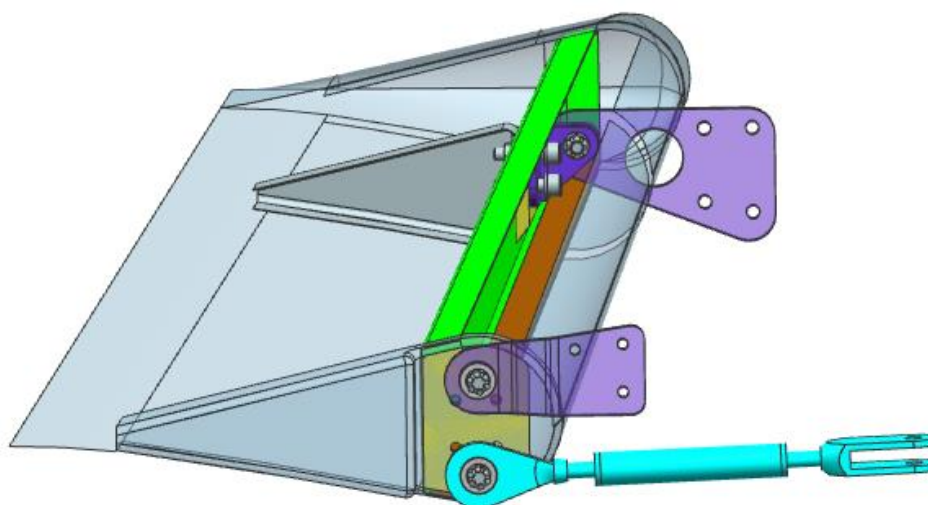
Tabulka 28 Výsledky kontroly potahů a stojiny

5.3.4 Dimenzování závěsů křídélka

Postup kontroly závěsů křídélka je obdobný postupu kontroly předního závěsného oka křídla. Koncový závěs křídélka je typu oko-vidlice, kořenový závěs je letmo uložený. Oba závěsy jsou opatřeny kloubovými ložisky SKF GE 5 E o vnějším průměru 14 mm, které jsou v dírách závěsů zalisovány. Závěsy jsou navrženy z plechu o tloušťce 4 mm ze slitiny 2024 T3. Čepy závěsů a ovládacího táhla jsou tvořena lícovaným šroubem pevnostní třídy 8.8 o průměru trnu 5 mm.



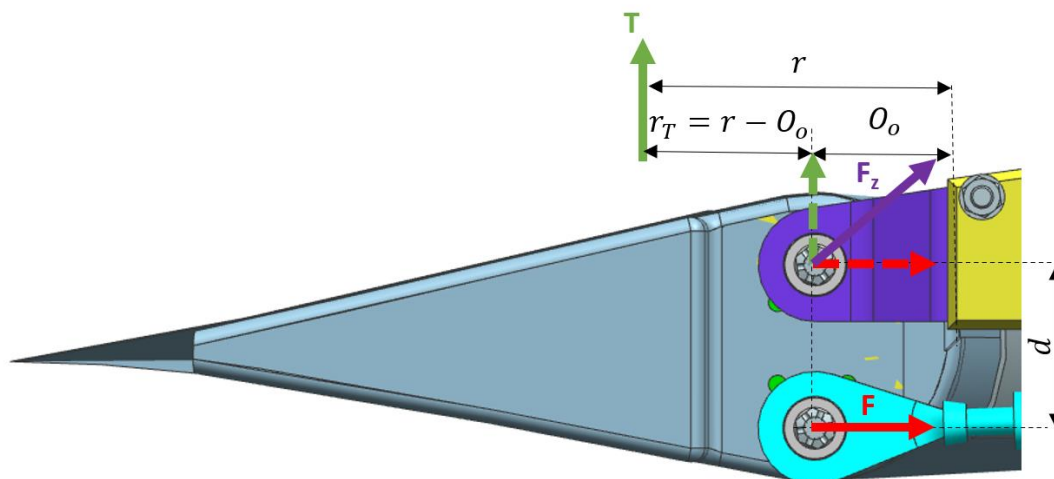
Obrázek 39 Detail závěsů na straně křídla



Obrázek 40 Detail závěsů na straně křídélka

5.3.5 Závěsový moment a reakce v táhle křídélka

Pro dimenzování závěsu křídélka a čepu táhla je potřeba zjistit závěsový moment, který vzniká působením posouvající síly na rameni mezi působišťem síly a osou otáčení.



Obrázek 41 Závěsový moment a reakce v táhle křídélka

Závěsový moment:

$$M_z = T \cdot (r - O_o) = 67 \cdot (0,0707 - 0,032) = 2,59 \text{ Nm} \quad (5.48)$$

Reakce F v ovládacím táhle křídélka působí proti závěsovému momentu M_z na rameni d .

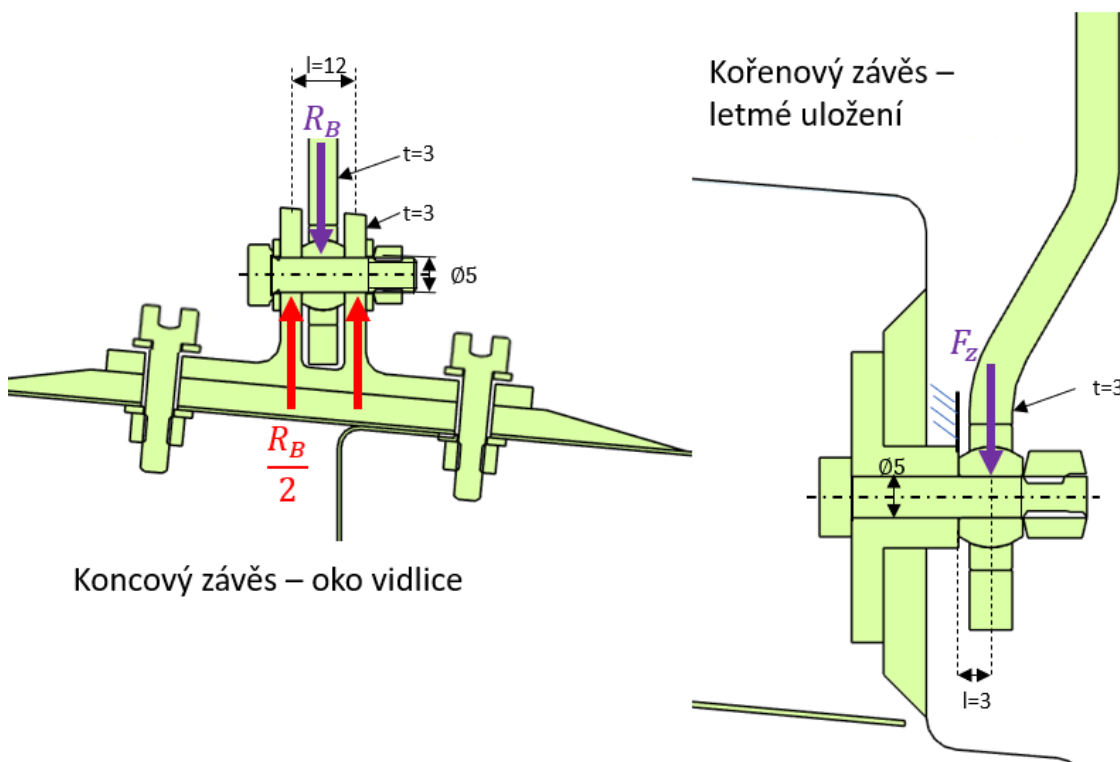
$$F \cdot d = M_z \quad (5.49)$$

$$F = \frac{M_z}{d} = \frac{2,59}{0,036} = 72 \text{ N} \quad (5.50)$$

Reakce v ložisku kořenového závěsu křídélka je dána vektorovým součtem sil F a T .

$$F_z = \sqrt{F^2 + T^2} = \sqrt{72^2 + 67^2} = 98,4 \text{ N} \quad (5.51)$$

5.3.6 Kontrola čepů



Obrázek 42 Schéma zatížení kořenového závěsu a koncového závěsu

Kontrola čepů je provedena na kombinované namáhání smykem a ohybem. Zatížením kořenového závěsu bylo určeno v předchozí kapitole. Schéma letmo uloženého závěsu je zjednodušena na vetknutím čepu do pouzdra, které je přilepeno ke kořenovému žebru. Výslednice reakčních sil závěsu čep ohýbá na rameni o délce 3 mm.

5.3.6.1 Kontrola kořenového závěsu

$$M_{omax} = F_z \cdot l = 98,4 \cdot 3 = 295,2 \text{ Nmm} \quad (5.52)$$

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{M_o}{\frac{\pi d^3}{32}} = \frac{295,2}{\frac{\pi \cdot 5^3}{32}} = 24 \text{ MPa} \quad (5.53)$$

$$\tau = \frac{F_z}{\frac{\pi d^2}{4}} = \frac{98,4}{\frac{\pi \cdot 5^2}{4}} = 40 \text{ MPa} \quad (5.54)$$

Redukované napětí podle teorie HMH:

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_o^2 + 3\tau^2} = \sqrt{24^2 + 3 \cdot 40^2} = 73,3 \text{ MPa} \quad (5.55)$$

Z redukovaného napětí lze určit početní a provozní jistotu:

$$j_{po\check{c}} = \frac{R_m}{f_u \cdot \sigma_{red}} = \frac{800}{1,5 \cdot 73,3} = 7,3 \quad (5.56)$$

$$j_{prov} = \frac{R_e}{\sigma_{red}} = \frac{640}{73,3} = 8,7 \quad (5.57)$$

5.3.6.2 Kontrola koncového závěsu

$$M_{omax} = \frac{R_B \cdot l}{4} = \frac{154 \cdot 12}{4} = 462 \text{ Nmm} \quad (5.58)$$

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{M_o}{\frac{\pi d^3}{32}} = \frac{462}{\frac{\pi \cdot 5^3}{32}} = 37,6 \text{ MPa} \quad (5.59)$$

$$\tau = \frac{R_B}{\frac{\pi d^2}{4}} = \frac{154}{\frac{\pi \cdot 5^2}{32}} = 62,7 \text{ MPa} \quad (5.60)$$

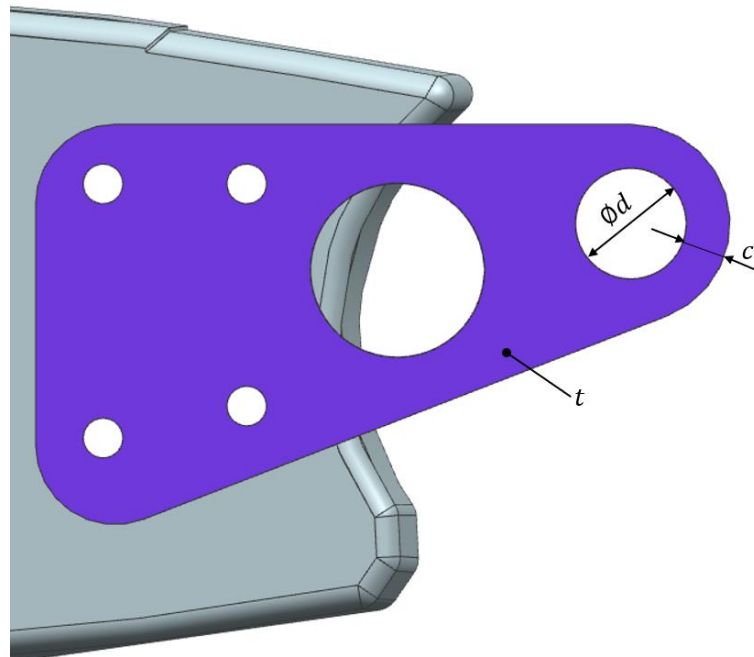
$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_o^2 + 3\tau^2} = \sqrt{37,6^2 + 3 \cdot 62,7^2} = 115 \text{ MPa} \quad (5.61)$$

$$j_{poč} = \frac{R_m}{f_u \cdot \sigma_{red}} = \frac{800}{1,5 \cdot 115} = 4,6 \quad (5.62)$$

$$j_{prov} = \frac{R_e}{\sigma_{red}} = \frac{640}{115} = 5,6 \quad (5.63)$$

5.3.7 Kontrola závěsných ok

Geometrie všech ok je podobná, v této kapitole je proto provedena kontrola pouze nejvíce namáhaného oka, tím je koncový závěs vetknutý v pomocném žebrou. Kontrola je opět provedena na základně pevnostních výpočtů uvedených v [21]. Závěsná oka jsou z hliníkové slitiny 2024 T3.



Obrázek 43 Výpočtová geometrie závěsů

5.3.7.1 Pevnostní výpočty

Utržení oka

$$\sigma = 1,2 \frac{R_B}{F_1}; \sigma \leq R_m; F_1 = 2ct \quad (5.64)$$

$$\sigma = 1,2 \frac{154}{2 \cdot 5,5 \cdot 3} = 4,6 \leq 441 \text{ MPa}$$

$$j_{\text{poč}} = \frac{R_m}{f_u \sigma} = \frac{441}{1,5 \cdot 4,6} = 64 \quad (5.65)$$

Vysmeknutí čepu a roztržení oka (vztaženo na otláčení)

$$\sigma_{otl} = \frac{R_B}{F_2}; \sigma_{otl} \leq \sigma_{pk_{otl}}; F_2 = dt \quad (5.66)$$

$$\sigma_{pk_{otl}} = 0,54 \cdot R_m = 0,54 \cdot 441 = 238 \text{ MPa} \quad (5.67)$$

$$\sigma_{otl} = \frac{154}{14 \cdot 3} = 3,6 \leq 238$$

$$j_{\text{poč otl}} = \frac{\sigma_{pk_{otl}}}{f_u \sigma_{otl}} = \frac{238}{1,5 \cdot 3,6} = 44 \quad (5.68)$$

Otláčení oka (čistý tlak)

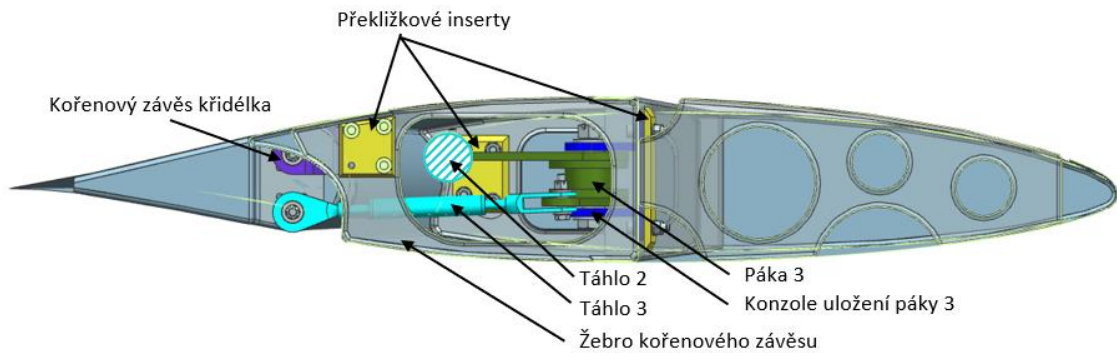
$$\sigma_{otl} = \frac{R_p}{F_2}; \sigma_{otl} \leq \sigma_{pk_{otl}}; F_2 = dt; R_{m \text{ otl}} = 731 \text{ MPa} \quad (5.69)$$

$$\sigma_{otl} = \frac{154}{14 \cdot 3} = 3,6 \leq 731 \text{ MPa}$$

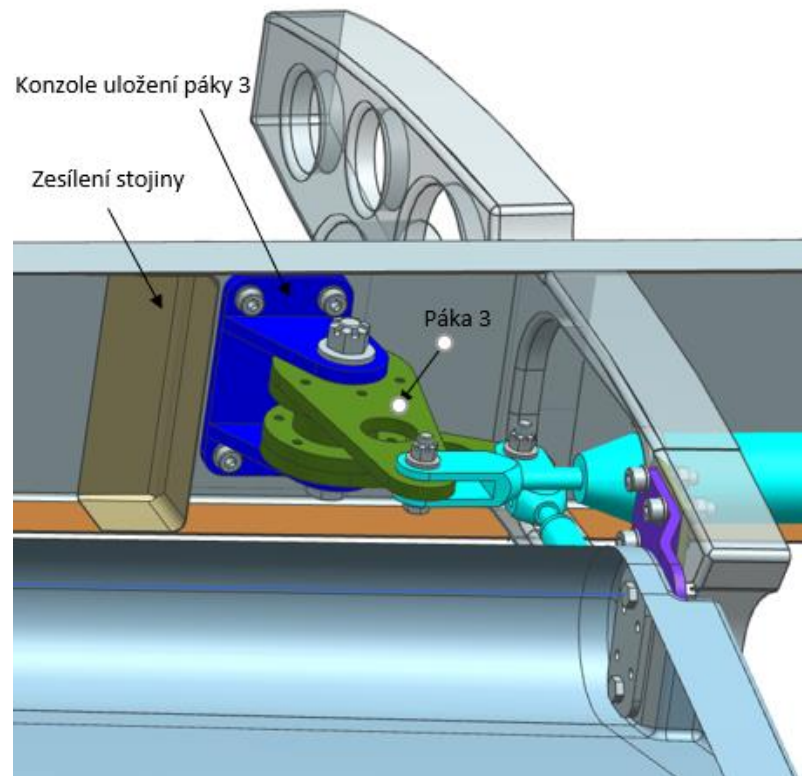
$$j_{\text{poč otl}} = \frac{R_{m \text{ otl}}}{f_u \sigma_{otl}} = \frac{731}{1,5 \cdot 3,6} = 135 \quad (5.70)$$

6 Návrh úprav konstrukce příčného řízení

Z důvodu příliš velkých rozměrů páky č.3 byl upraven návrh Bc. Vysockého [5]. Aby řízení neprocházelo přední dutinou křídla, která je určena pro nádrž paliva, byla páka odlišně orientována a změněny její rozměry se zachováním převodového poměru i smyslu chodu. Dále bylo navrženo uložení řízení v křídle. Páka č.3 bude uložena v konzole, která bude přilepena ke stojině hlavního nosníku a zajištěna proti odlupování pomocí šroubů, stejně jako přední závěs křídla. Aby se zabránil nadměrnému zatěžování stojiny, bude v tomto místě stojina zesílena.

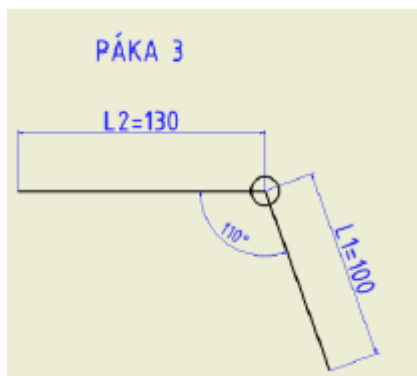


Obrázek 44 Schéma uložení příčného řízení

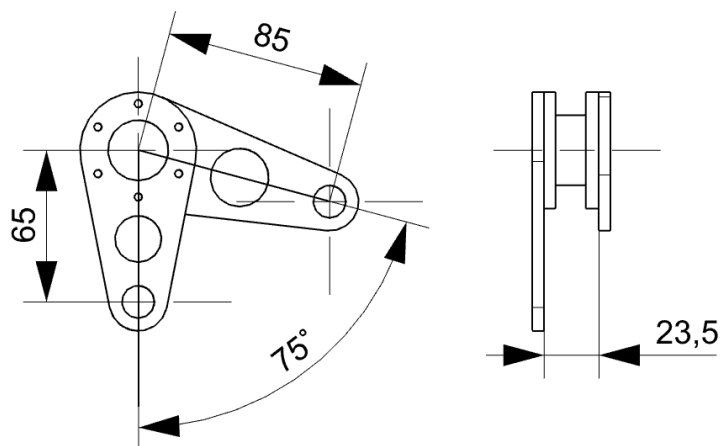


Obrázek 45 Příčné řízení, detail zesílení stojiny

Páka příčného řízení č. 3 je po úpravách koncipována jako nýtovaná sestava. Horní část a spodní část páky jsou odsazeny tak, aby mezi táhly 2 a 3 nedocházelo ke kolizi.



Obrázek 46 Původní geometrie páky 3 [5]



Obrázek 47 Rozměry páky 3 po úpravě

6.1 Výpočet zatížení po úpravách konstrukce řízení

Jelikož jsou úpravy řízení mimo rozsah zadání práce, není v této části uveden kompletní postup zatížení řízení, který je podrobně popsán v práci [5]. Délka táhla 2 je prakticky stejná, proto není nutné provádět kontrolu táhla na vzpěr.

Převodový poměr páky č. 3

$$i_3 = \frac{85}{65} = 1,31 \quad (6.1)$$

Návrhový posuv táhla č. 4 ovládající křídélku při maximálním posuvu řídicí páky 80 mm.

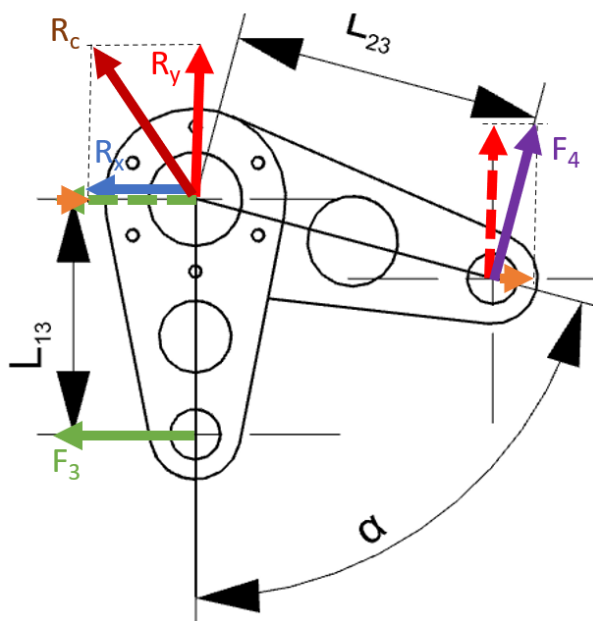
$$x_K = x_p \cdot i_p \cdot i_1 \cdot i_2 \cdot i_3 = 80 \cdot 0,055 \cdot 1,13 \cdot 2 \cdot 1,31 = 16,39 \quad (6.2)$$

x_p Maximální posuv řídicí páky

i_p Převodový poměr řídicí páky

$i_{1;2;3}$ Převodový poměr pák řízení 1;2 a 3

Úprava rozměrů páky č. 3 ovlivňuje pouze výslednou reakci uložení páky a sílu zatěžující táhlo křídélka.



Obrázek 48 Zatížení páky č. 3

Hodnota síly $F_3 = 1277 \text{ N}$ byla převzata z práce Bc. Vysockého [5], celý výpočet zatížení příčného řízení byl zkontrolován. Kompletní řešení je součástí přiloženého výpočtového sešitu v programu Excel.

$$F_4 = \frac{F_3 \cdot L_{13}}{L_{23}} = \frac{1277 \cdot L_{13}}{L_{23}} = 977 \text{ N} \quad F_{4 \text{ p\u016fv.}} = 982 \text{ N} \quad (6.3)$$

$$R_x = F_3 - F_4 \cdot \cos(\alpha) = 1277 - 977 \cdot \cos(75) = 1024 \text{ N} \quad (6.4)$$

$$R_y = -F_4 \cdot \sin(\alpha) = -977 \cdot \sin(75) = -943 \text{ N} \quad (6.5)$$

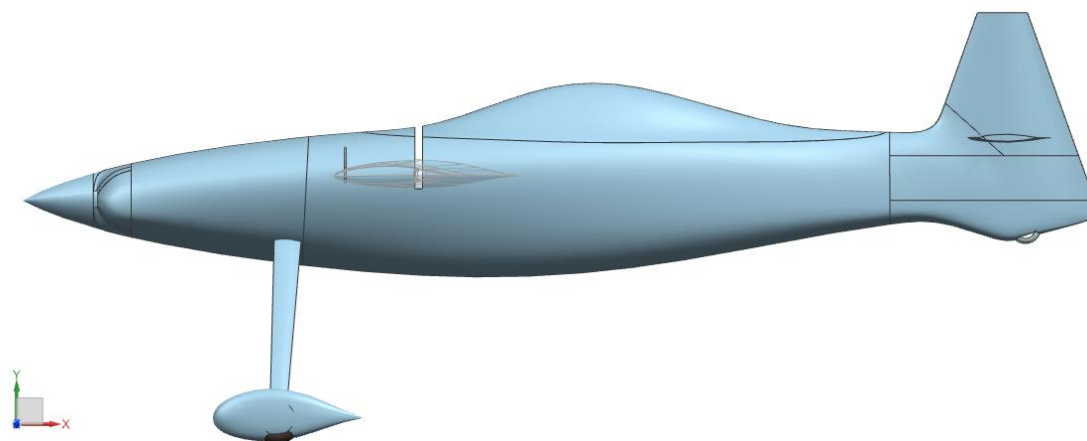
$$R_c = \sqrt{R_x^2 + R_y^2} = \sqrt{1024^2 + (-943)^2} = 1392 \text{ N} \quad (6.6)$$

$$R_{c \text{ p\u016fv.}} = 1741 \text{ N}$$

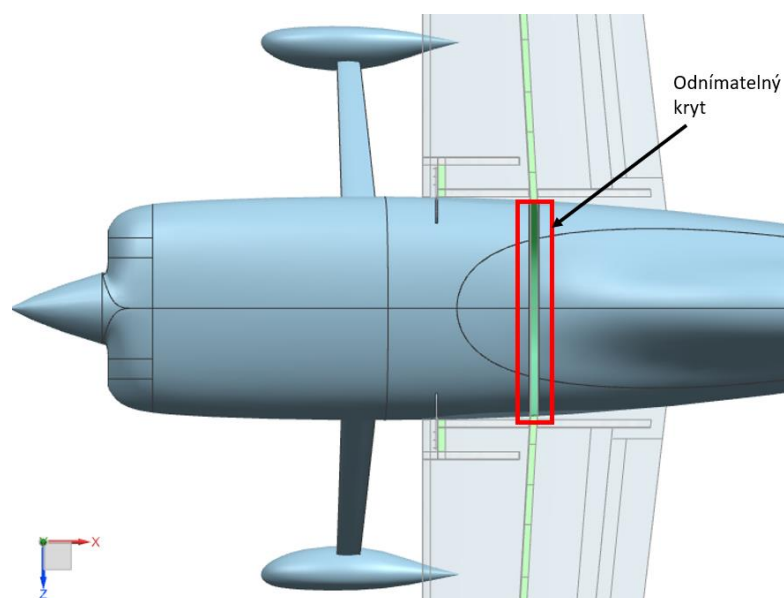
Vlivem změny geometrie a pákového poměru došlo ke zmenšení síly v táhle č. 4 o 5 N a zmenšení reakční síly v uložení páky o 349 N.

7 Předběžný návrh úprav trupu

Pro montáž neděleného křídla do trupu je nutné přizpůsobit konstrukci trupu, aby bylo možné křídlo usadit mezi trupové přepážky a zajistit čepem. K tomu je nutné a by horní část skořepiny trupu mezi přepážkami č. 3 a 4 byla otevřená. Po této úpravě bude nutné zesílit spodní část trupu, která bude více namáhána. Dále je možné navrhnout odnímatelný kryt mezi těmito přepážkami, který bude schopen zatížení přenášet. Mezi přepážkami 1 a 2 jsou jen dva kratší prořezy pro uložení předního závěsu



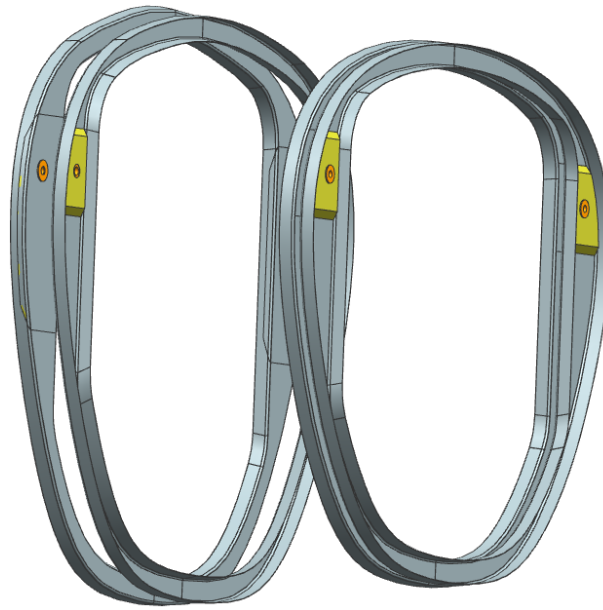
Obrázek 49 Úprava trupu v bokorysu



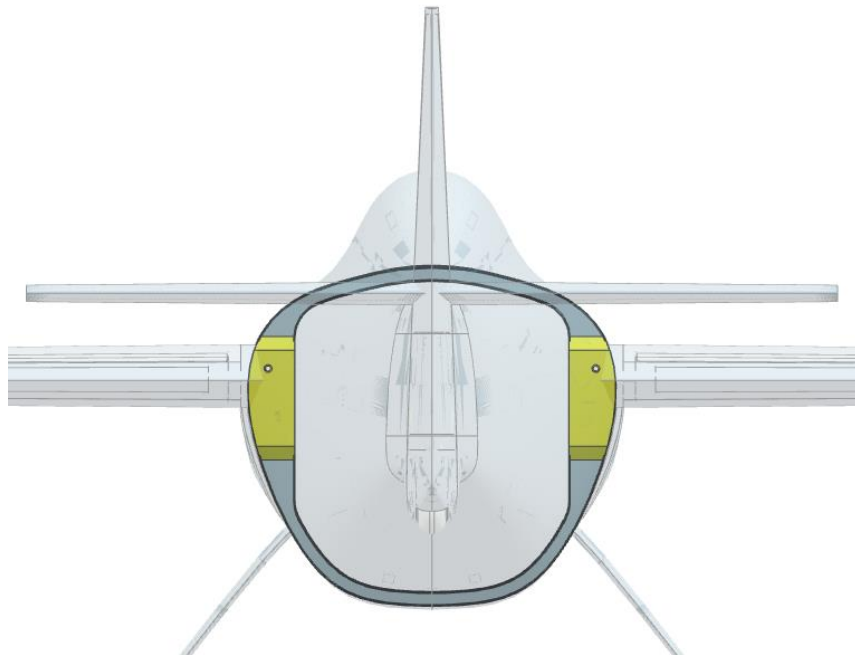
Obrázek 50 Úprava trupu v půdorysu

Dimenzování přepážek je nad rámec této práce. Pro představu možného řešení jsou na následujících obrázcích naznačeny návrhy, které by bylo možné implementovat po rekonstrukci trupu. Přepážky by mohly být orientovány tak, aby otevření profilu směřovalo vně závěsy křídla viz Obrázek 51.

Insert přepážky č. 4 by mohl být na rozdíl od ostatních přepážek prodloužen pro montáž čepu páky křidélek viz Obrázek 52.



Obrázek 51 Orientace přepážek



Obrázek 52 Možné řešení přepážky č. 4

8 Hmotový rozbor konstrukce křídla

Hmotový rozbor je důležitou částí návrhu, jelikož hmotová obálka, pro kterou bylo vypočteno zatížení letounu byla sestavena ze statistických údajů hmotnosti křídla podobných typů letounu. Po předběžném dimenzování provedeném v této práci je možné údaje o hmotnosti křídla a jeho těžiště zpřesnit. Návrh v CAD modelu se skládá z objemových dílů, kterým stačí přiřadit hustotu. Nástrojem „Measure Body“ v programu Siemens NX 12, v kterém byl model křídla navrhován, je možné zjistit hmotnost dílu a polohu těžiště v souřadnicovém systému letounu.

U dílů, které byly modelovány pouze v plochách byl postup odlišný. Jedná se o potahy křídla, křídélka a klapky, a stojiny nosníků. V programu bylo odečteno těžiště plochy a povrch plochy. Povrch plochy byl vynásoben tloušťkou laminátu podle příslušného počtu vrstev a hustotou laminátu. Pro zjednodušení je pak uvažováno těžiště těchto dílů shodné s těžištěm plochy.

Hustoty použitých materiálů byly definovány v předchozích kapitolách, v následující tabulce je přehled. V tabulce je navíc chemicky odolná pryskyřice, která bude sloužit k utěsnění nádrže v přední dutině křídla a polyesterový gelcoat, který tvoří lak kompozitních dílů. Jelikož jsou tyto pryskyřice použity ve velkých plochách, položka jejich hmotnosti hraje významnou roli.

<i>Materiál</i>	<i>Hustota [kg/m³]</i>	<i>Plošná hustota jedné vrstvy [g/m²]</i>	<i>Tloušťka vrstvy [mm]</i>
AISI 4130	7850		
Uhlíkový kompozit: tkanina 200 g/m ² + matrice L 285 MGS	1374	440	0,32
Uhlíkový kompozit: tkanina 160 g/m ² + matrice L 285 MGS	1374	357	0,26
pěna Airex C70.55	60		
Hysol EA9394	1360	816	0,6
Březová překližka	700		
Hliníková slitina 2024 T3	2780		
Hliníková slitina 6061 T6	2711		
Polyesterový gelcoat T35 MGS [12]	1022	306,6	0,3
Epoxidová pryskyřice C chemicky odolná [12]	1107,5	664,5	0,6
Ocel (spojovací materiál)	7850		

Tabulka 29 Hustoty použitých materiálů

Z důvodů velkého počtu dílů, které byly pro výpočet celkové hmotnosti a těžiště křídla definovány samostatně, je v následující tabulce uvedeny hmotnosti a polohy těžiště skupin dílů, které tvoří celky. Jelikož vztlaková klapka a její mechanizace bude teprve navrhována v některé z dalších studentských prací, do hmotového rozboru je uvažován prozatím jen potah klapky o tloušťce 2 vrstev. Dále v hmotovém rozboru nefigurují víčka montážních otvorů, palivové nádrže a palivové ústrojí, tlakové sondy, zemní prvky a aerodynamický přechod mezi trupem a křídlem. Do hmotnosti křídla se nezapočítávají trupové přepážky a páka č. 2 příčného řízení, ty v této práci mají pouze ilustrační význam. Kompletní seznam položek hmotového rozboru je uveden ve výpočtovém sešitu programu Excel uloženém na CD nosiči v příloze.

Poloha těžiště se vypočítá z momentové rovnice, výpočet je proveden v globálním souřadnicovém systému letounu.

$$x_T = \frac{\sum(m_i \cdot x_i)}{\sum m_i}; y_T = \frac{\sum(m_i \cdot y_i)}{\sum m_i}; z_T = \frac{\sum(m_i \cdot z_i)}{\sum m_i} \quad (8.1)$$

Poloha těžiště je vypočítána pro levou polovinu křídla, aby bylo možné zjistit polohu těžiště v ose „z“. Při uvažování celého křídla se z důvodu symetrie těžiště nachází v rovině „x-z“ globálního souřadnicového systému letounu, v osách „x“ a „y“ je pak poloha těžiště celého křídla shodná s polohou poloviny křídla.

Díl	m [kg]	$(m_i \cdot x_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot y_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot z_i)$ [kg · mm]
Stojina	0,502	1380	1063	692
Pásnice horní	0,303	844	660	245
Pásnice dolní	0,181	505	372	154
ostatní	0,133	372	281	73
	$\sum m_i$	$\sum(m_i \cdot x_i)$	$\sum(m_i \cdot y_i)$	$\sum(m_i \cdot z_i)$
	1,118	3101	2376	1164
<i>Poloha těžiště</i>		x_T	y_T	z_T
[mm]		2773	2125	1041

Tabulka 30 Hmotový rozbor hlavního nosníku

Díl	m [kg]	$(m_i \cdot x_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot y_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot z_i)$ [kg · mm]
Potah horní	1,313	3533	2838	2179
Potah dolní	1,591	4298	3320	2788
	$\sum m_i$	$\sum(m_i \cdot x_i)$	$\sum(m_i \cdot y_i)$	$\sum(m_i \cdot z_i)$
	2,904	7831	6158	4967
<i>Poloha těžiště</i>		x_T	y_T	z_T
[mm]		2696	2120	1710

Tabulka 31 Hmotový rozbor potah křídla

Díl	m [kg]	$(m_i \cdot x_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot y_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot z_i)$ [kg · mm]
Žebra	0,216	585	457	215
Závěsy	0,406	1061	863	161
Aerodynamické zakončení křídla	0,064	167	135	207
Spojovací materiál	0,12	318	254	221
Uložení řízení	0,085	229	179	202
Lepené spoje	0,486	1330	1035	744
Odolná vrstva nádrže	1,862	4834	3939	3001
Gelcoat	1,746	4948	3693	2990
Hlavní nosník	1,118	3101	2376	1164
Potah	2,904	7831	6158	4967
	Σm_i	$\Sigma(m_i \cdot x_i)$	$\Sigma(m_i \cdot y_i)$	$\Sigma(m_i \cdot z_i)$
	8,506	23033	18031	13188
<i>Poloha těžiště</i>		x_T	y_T	z_T
[mm]		2708	2120	1550

Tabulka 32 Hmotový rozbor křídla bez tras řízení, klapky a křídélka

Díl	m [kg]	$(m_i \cdot x_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot y_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot z_i)$ [kg · mm]
Nosník	0,92	264	194	254
Potah	0,154	450	325	424
Žebro	0,003	7	5	8
Závěsy	0,046	134	98	120
Spojovací materiál	0,034	96	71	100
Lepené spoje	0,086	252	182	237
	Σm_i	$\Sigma(m_i \cdot x_i)$	$\Sigma(m_i \cdot y_i)$	$\Sigma(m_i \cdot z_i)$
	0,414	1204	877	1143
<i>Poloha těžiště</i>		x_T	y_T	z_T
[mm]		2907	2117	2762

Tabulka 33 Hmotový rozbor křídélka

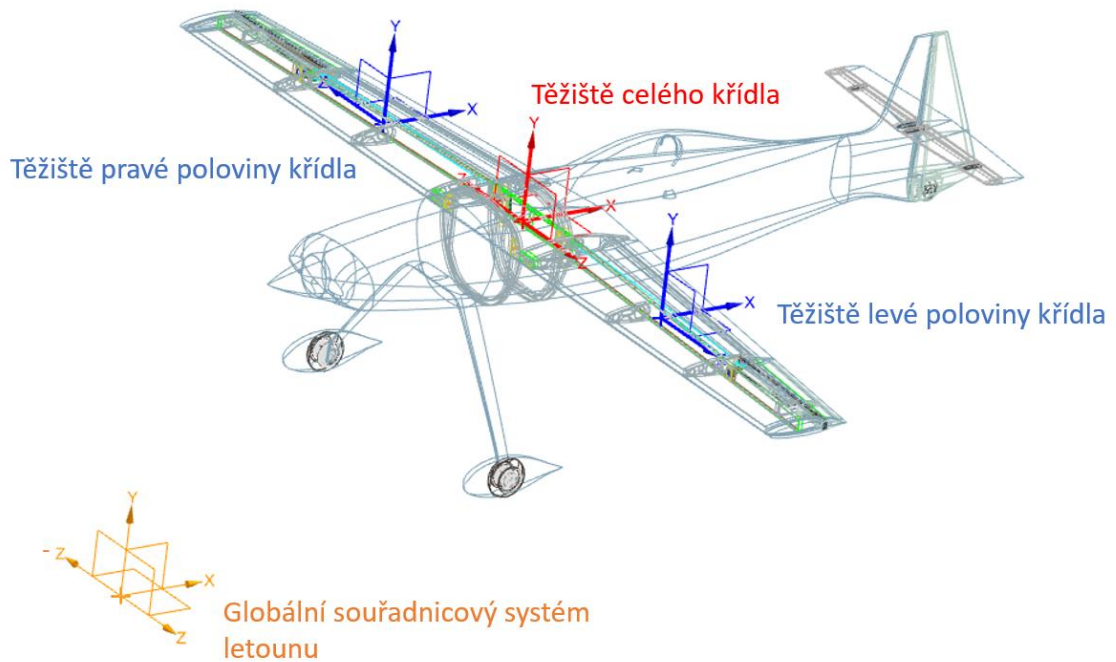
Díl	m [kg]	$(m_i \cdot x_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot y_i)$ [kg · mm]	$(m_i \cdot z_i)$ [kg · mm]
Křídlo bez tras řízení, klapky a křídélka	8,506	23033	18031	13188
Křídélko	0,414	1204	877	1143
Klapka (pouze potah)	0,63	1937	1331	851
Řízení	0,988	277	2099	1650
	Σm_i	$\Sigma(m_i \cdot x_i)$	$\Sigma(m_i \cdot y_i)$	$\Sigma(m_i \cdot z_i)$
	11,074	30430	23470	17578
<i>Poloha těžiště</i>		x_T	y_T	z_T
[mm]		2748	2119	1587

Tabulka 34 Hmotnostní rozbor celé sestavy křídla

	m [kg]	x_T [mm]	y_T [mm]	z_T [mm]
Nový návrh	22,148	2748	2119	0
Návrh Filipa Tomáše [2]	14,748	2709	2118	0
Statistický odhad Jakuba Valenty [1]	35,66	2759	2109	0

Tabulka 35 Hmotnost a těžiště celého křídla

Těžiště celého křídla se nachází v 36,7% hloubky profilu u kořene.



Obrázek 53 Poloha těžiště křídla graficky

Dalším důležitým údajem pro další postup při navrhování letounu je objem přední dutiny, kde bude umístěna nádrž.

Objem [dm ³]	x_T [mm]	y_T [mm]	z_T [mm]
72,963	2596	2115,26	1612

Tabulka 36 Objem a těžiště nádrže v levém křídle

9 Závěr

Výsledkem této diplomové práce je nová varianta konstrukčního řešení křídla, které je průběžné a eliminuje tak zatížení trupu od ohybového momentu. Toto řešení bylo navrženo po zhodnocení současného stavu konstrukce a ohledání prostorového uspořádání pilotního prostoru. Posunutím hlavního nosníku do maximální tloušťky profilu konstrukce lépe využívá stavební výšku dutiny křídla, poskytuje větší prostor pro palivovou nádrž. Dimenzování křídla vychází z podkladů zatížení a přesněji zohledňuje technologii. Navržená konstrukce křídla je doplněna o žebra, která slouží k uložení příčného řízení a závěsů křídélka, dále ke stabilizaci potahu vůči vzpěru a odlupování. Žebra v přední dutině také zabraňují nežádoucímu přelévání paliva. V diplomové práci byly podrobněji řešeny závěsy křídla s vhodným spojovacím materiálem a možným řešením uložení v trupu.

V práci byla provedena úprava dosavadního obrysu křídélka, tak aby odpovídal poměrné hloubce křídla. Následně byla zjištěna optimální poloha závěsů a provedeno předběžné dimenzování křídélka. Dále byla provedena úprava příčného řízení, především rozměrů a tvaru páky č. 3, která pohání táhlo ovládající křídélko. Po této úpravě byly spočítány maximální síly v příčném řízení.

Dále byl proveden hmotový rozbor, nejprve pro samostatné celky levé poloviny křídla:

- hlavní nosník, potah křídla, křídélko a příčné řízení
- sestava křídla bez křídélka a příčného řízení
- kompletní levé křídlo

Hmotnost a poloha těžiště celého křídla byla vypočítána jako dvojnásobek hmotnosti levé poloviny křídla. Kompletní křídlo bez paliva v této fázi návrhu váží 22,148 kg s těžištěm ve 36,7% hloubky profilu u kořene. Poloha těžiště se oproti návrhu Jakuba Valenty liší o 11 mm, nové křídlo je o 13,5 kg lehčí. V porovnání s návrhem Filipa Tomáše je konstrukce o 7,4 kg těžší s těžištěm posunutým o necelých 50 mm dozadu (autor nepracoval s globálním souřadnicovým systémem, proto tato hodnota nemusí být zcela přesná). Posunutí těžiště lze přisoudit posunutí hlavního nosníku dozadu, křídlo je pak hmotnější vzhledem k přesnějšímu zohlednění technologie výroby, detailnějšímu řešení závěsů křídla. V původním hmotovém rozboru také nefigurovala křídélka a jejich závěsy.

Je nutno podotknout, že v hmotovém rozboru nebyla uvažována vztlaková mechanizace a další prvky křídla uvedené v kapitole 8. Dimenzování křídla je v této fázi projektu předběžné, pro přesnější výpočty je nutné provést materiálové zkoušky vzorků, které budou zohledňovat směr vláken a počet vrstev laminátu navržených v tomto návrhu. Následně bude možné provést MKP analýzu konstrukce, pro kterou může po úpravách sloužit CAD model sestavený v rámci této práce, uložený na příloženém CD nosiči společně s výpočtovým sešitem programu Excel.

Reference

- [1] VALENTA, Jakub. Koncepční návrh rychlostního letounu. Praha, 2019. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní.
- [2] TOMÁŠ, Filip. Konstrukce křídla rychlostního letounu. Praha, 2021. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní.
- [3] ZEZULA, Adam. Aerodynamická analýza rychlostního letounu. Praha, 2020. Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec.
- [4] RUBÁNKO, Tomáš. NÁVRH KŘIDÉLKA PRO RYCHLOSTNÍ LETOUN [online]. Praha, 2020 [cit. 2021-11-15]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/90406>. Bakalářská práce. Fakulta strojní ČVUT v Praze. Vedoucí práce Jiří Brabec.
- [5] VYSOCKY, Daniel. Návrh primárního řízení sportovního letounu. [online]. Praha 2021 [cit. 2021-11-15]. Dostupné z <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/96039>. Bakalářská práce. Fakulta strojní ČVUT v Praze. Vedoucí práce Jiří Brabec.
- [6] UL2 - část I.: Požadavky letové způsobilosti SLZ, Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. In: . Ke Kablu 289, Praha 10: LAA ČR, 2019, ročník 2019, číslo 1.
- [7] MIKULA, Jan. Konstrukce a projektování letadel II, Praha: ČVUT v Praze, Fakulta strojní, 2005 ISBN 80-01-03338-4.
- [8] FUNKE, Herbert. Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinzeuges. 2001.
- [9] „ŠPUNDA, Jaromír. Pevnost leteckých konstrukcí: Nosná soustava – křídla letounu. 2. dopl. vyd. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1955“.
- [10] SLAVÍK, Svatomír. Stavba letadel. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1671-4.
- [11] Česká společnost pro větrnou energii, [Online]. [cit. 2021 12 25]. Dostupné z: <https://csve.cz/en/clanky/vyroba-rotoroveho-listu-vetrne-elektrarny/315>.
- [12] Havel-Composites CZ s.r.o., [Online]. [cit. 2021 11 25]. Dostupné z: <https://www.havel-composites.com/>.
- [13] Ekşi, Seçil & Genel, K.. (2017). Comparison of Mechanical Properties of Unidirectional and Woven Carbon, Glass and Aramid Fiber Reinforced Epoxy Composites. Acta Physica Polonica A. 132. 879-882. 10.12693/APhysPolA.132.879.

- [14] Henkel adhesives, [Online]. [cit. 2021 12 22]. Dostupné z: https://www.henkel-adhesives.com/us/en/product/industrial-adhesives/loctite_ea_9394.html.
- [15] PIŠTĚK A., GRÉGR O., KAHÁNEK V., BÖHM R., Pevnost a životnost letadel I., Brno: Vysoké učení technické v Brně, 1987.
- [16] TATAREVIČOVÁ, Alena. Diplomová práce; Rekonstrukce křídla pro větší vzletovou hmotnost, Praha, 2018.
- [17] BENEŠ, L., [Online]. Dostupné z: <http://users.fs.cvut.cz/libor.benes/vyuka/matlet/OCELI.pdf>.
- [18] MALÝ, V., Dimenzování trupu letounu UL-39, Praha: Diplomová práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní. Vedoucí práce Ing. Karel Barák, 2018.
- [19] McLEOD, A. M., Bolt-bearing strength of wood and modified wood, Bearing strength of commercial aircraft plywood under aircraft bolts, Madison: Wood Engineering Research Forest Products Laboratory, 1956.
- [20] MIL-HDBK-5J METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES, DEPARTMENT OF DEFENSE, 2003.
- [21] ČTVERÁK, J., V. MERTL a A. PŘÍŠTĚK. Soubor podkladů pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí. Brno, 1997. Letecký ústav fakulty strojní. VUT.
- [22] C. Kassapoglou, Design and Analysis of Composite Structures : With Applications to Aerospace Structures, John Wiley and Sons, Incorporated, 2010.
- [23] JETELA, Václav. Hybridní lepené spoje kovových a kompozitních materiálů, Brno: Vysoké učení technické v Brně, 2016.
- [24] ŠPUNDA, Jaromír. Stavebná mechanika a pevnost letounu, Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1971.
- [25] MICHALEC, Jiří a České vysoké učení technické v Praze. Strojní fakulta. Pružnost a pevnost II. 1. vyd. Praha: ČVUT, 1994. ISBN 9788001010877;8001010872.
- [26] VALENTA, Jakub. Návrh vztlakové klapky malého sportovního letounu. Praha, 2017. Bakalářské práce. České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní.