



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

Křídlo UAV pro experimenty ve stavu beztíže

UAV wing for zero gravity experiments

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2020

Jan PIPEK

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Vedoucí práce: Ing. Jan Klesa, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Pipek** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **473540**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Křídlo UAV pro experimenty ve stavu beztlíže

Název bakalářské práce anglicky:

UAV wing for zero gravity experiments

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Popis letounů pro parabolické lety
- 2) Popis parabolického letu
- 3) Aerodynamický návrh křídla
- 4) Letová obálka
- 5) Aerodynamické charakteristiky křídla
- 6) Zatížení křídla
- 7) Pevnostní návrh křídla
- 8) Konstrukční a technologický návrh křídla

Seznam doporučené literatury:

Literatura a podklady dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2020**

Termín odevzdání bakalářské práce: **07.08.2020**

Platnost zadání bakalářské práce:



Ing. Jan Klesa, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce



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



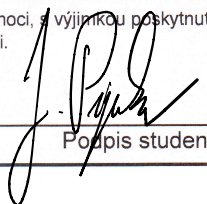
prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

29. 4. 2020

Datum převzetí zadání

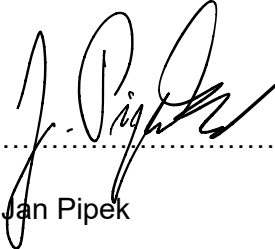


Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem: „UAV pro experimenty 0g” vypracoval samostatně pod vedením pana Ing. Jana Klesy, Ph. D. s použitím literatury uvedené na konci mé bakalářské práce v seznamu použité literatury.

V Praze dne 10.6.2020.....


.....
Jan Pipek

Poděkování

Rád bych poděkoval panu Ing. Janu Klesovi, Ph.D., za vedení, nesmírnou trpělivost a odborné připomínky, které vždy vedly k vytouženému cíli. Dále bych rád poděkoval celému Ústavu letadlové techniky ČVUT, že se jim podařilo domluvit, zafinancovat a rozběhnout tento mezinárodní projekt, který nám studentům přinesl, a věřím, že ještě přinese, hodně praktických zkušeností, které jsou v tomto oboru placeny zlatem.

Anotace

Bakalářská práce se zabývá návrhem křídla experimentálního letounu. Cílem této práce jsou pevnostní výpočty nosníků a konstrukční návrh celého křídla. Součástí práce byl návrh profilu a aerodynamické výpočty, dále sestavení letové obálky. Také zde byl proveden výpočet zatížení Schrenkovou metodou, ze kterého vychází pevnostní výpočet nosníků a poté finální konstrukční návrh. Ten byl ověřen v aplikaci Autodesk Inventor 2020. Závěrem je popsána technologie výroby.

Klíčová slova

Křídlo, Profil, Nosník, Pružnost a pevnost, Aerodynamika, Konstrukce, Autodesk Inventor

Abstract

The bachelor thesis deals with wing construction of experimental plane. The aim of this work was to perform the strength equations of whole system and make the construction proposal of the wing. The first part of the work was proposal of profile, aerodynamic equations, and assembly of flight envelope. Second part consist of load equations calculated due to Schrenk method. Thanks to this we were able to make strength equations of beam and final construction proposal. That was verified in Autodesk Inventor 2020. In the end of thesis there is described the fabrication technology.

Keywords

Wing, Profile, Beam, Strength of Materials, Aerodynamics, Construction, Autodesk Inventor

Obsah

1.	Úvod	1
1.1.	Možnosti vytvoření mikrogravitace v atmosférických podmínkách	1
1.2.	Historie parabolického letu.....	2
1.3.	Princip letu.....	3
2.	Výpočet parabolického letu	5
2.1.	Rychlost a doba trvání volného pádu.....	5
2.2.	Celkový tvar paraboly	7
3.	Návrh křídla.....	8
3.1.	Funkce křídla.....	8
3.2.	Výběr profilu	8
3.3.	Profil AG-25.....	10
3.4.	Geometrie křídla	10
4.	Letová obálka provozních násobků	13
4.1.	Výpočet základních rychlostí	13
4.1.1.	Pádová rychlost.....	13
4.1.2.	Návrhová rychlost obratu	13
4.1.3.	Rychlost v horizontálním letu	14
4.1.4.	Návrhová rychlost.....	14
4.1.5.	Minimální rychlost při záporném násobku	15
4.1.6.	Návrhová rychlost obratu při záporném násobku	15
4.1.7.	Výpočet násobků	15
4.2.	Stanovení poryvové obálky.....	16
4.2.1.	Silný poryv.....	16
4.2.2.	Slabý poryv.....	16
4.2.3.	Výpočet násobků	17
4.3.	Výsledná letová obálka.....	18
5.	Aerodynamické charakteristiky.....	19
5.1.	Vztlková čára křídla	19

5.2.	Aerodynamická polára	24
6.	Výpočet zatížení.....	25
6.1.	Vztlakové síly a součinitele vztlaku na křídle.....	25
6.2.	Průběh zatížení křídla po rozpětí	26
6.3.	Výpočet průběhu posouvající síly a momentu po křídle	28
7.	Návrh křídla.....	31
7.1.	Návrh pásnic hlavního nosníku křídla	31
7.1.1.	Stanovení jistoty horní pásnice	33
7.1.2.	Stanovení jistoty dolní pásnice	33
7.2.	Návrh pomocného nosníku	33
7.3.	Návrh stojiny hlavního a pomocného nosníku.....	34
7.3.1.	Výpočet smykových toků ve stojinách.....	34
7.3.2.	Výpočet momentů a zatížení od krutu k OEO	36
7.3.3.	Výpočet smykových toků ve stojinách a potahu od krutu	36
7.3.4.	Kontrola jistoty stojin hlavního a pomocného nosníku.....	38
7.3.5.	Kontrola jistoty potahu	38
7.4.	Návrh a kontrola spojky	39
7.5.	Návrh a kontrola šroubů.....	40
8.	Návrh servomotoru.....	42
9.	Výroba a technologičnost	45
10.	Závěr.....	49
11.	Bibliografie	50
12.	Přílohy.....	52
12.1.	Příloha č.1 – Výpočet polohy těžiště a neutrálního bodu	52
12.2.	Příloha č.2 – Tabulka zatížení křídla	57
12.3.	Příloha č.3 - Tabulka hodnot dimenzování nosníku na ohybový moment	59
12.4.	Příloha č.4 – Tabulka hodnot dimenzování nosníku na krutící moment	60
12.5.	Příloha č.5 – Tabulka porovnání jednotlivých průřezů	62
12.6.	Příloha č.6 – Pevnostní výpočet šroubu	63

Seznam obrázků

Obr. 1.: Schéma možných způsobů testování [1].....	2
Obr. 2.: Parabolický let Airbusu A300 ZERO-G [3]	3
Obr. 3.: Změna násobku v závislosti na způsobu letu [4]	4
Obr. 5.: Síly působící na letadlo během letu [6]	5
Obr. 6.: Popis pohybu letounu [4]	6
Obr. 7.: Vzhled paraboly pro $n = 1,8$, $z_{min} = 50m$, $T_{vp} = 7s$ a $\theta = 45^\circ$ [4]	7
Obr. 8.: Porovnání jednotlivých profilů [4]	9
Obr. 9.: Porovnání profilů křídla (AG03, AG13, AG25, AG27, MH43, MH44), součinitel vztlaku podle úhlu náběhu mezi Re 100 000 a 5 000 000 s mezikrokem po 100 000, použitý program XFLR5. [4].....	9
Obr. 10.: Profil křídla AG25, použitý program XFLR5 [4]	10
Obr. 11.: 3D model experimentálního letadla z programu Catia V5.	11
Obr. 12.: Předběžný návrh tvaru křídla s profilem AG25, vymodelovaný v programu XFLR5	11
Obr. 13: Prvotní rozměry křídla v milimetrech.....	12
Obr. 14.: Grafické zobrazení letové obálky provozních násobků	18
Obr. 16.: Rozložení vztlaku po lichoběžníkovém křídle [7].....	21
Obr. 17.: Grafický výstup Schrenkovy metody	21
Obr. 18.: Diagram vztlakové čáry křídla z programu XFLR5	22
Obr. 19.: Vliv Reynoldsova čísla na $c_{y_{mac}}$ [11]	23
Obr. 20.: Momentová čára křídla z programu XFLR5.....	23
Obr. 21.: Polára křídla (poměr vztlakového a odporového koeficientu) z programu XFLR5 ..	24
Obr. 22.: Výsledné měrné zatížení po rozpětí křídla	27
Obr. 23.: Výsledné měrné zatížení od krutu po rozpětí křídla.	28
Obr. 24.: Průběh kroutících momentů po rozpětí křídla.....	29
Obr. 25.: Průběh posouvající síly po rozpětí křídla	29
Obr. 26.: Průběh ohybových momentů po rozpětí křídla	30
Obr. 27.: Pevnostní kontrola pásnic. [14].....	31
Obr. 28.: Smykové toky v torzních skříních.....	34
Obr. 29: Poloha ohybově elastické osy.....	34
Obr. 30.: Schématické rozměry spojky	39
Obr. 31: Diagram k určení koeficientů b_1 a b_2 [15].....	42
Obr. 32: Znázorněný úhel δ_e [15]	43
Obr. 33: Servomotor Hi-Tec D951TW [16].....	44
Obr. 34: Parametry servomotoru Hi-Tec D951TW [16]	44
Obr. 35: Šablona a řez křídlem [17].....	45

Obr. 36: Tvarovaná smyčka transformátorové pájky [17].....	46
Obr. 37.: Balsové pásy (potah) a způsob lepení [17]	46
Obr. 38: Polystyrenová forma i s jádrem [17].....	48
Obr. 39.: Broušení a finišování povrchu [17].....	48

Seznam tabulek

Tab. 1: Přehled užívaných strojů v jednotlivých zemích od 20. let [5]	4
Tab. 2: Základní parametry křídla	12
Tab. 3: Tabulka vypočtených hodnot pro jednotlivé řezy	20
Tab. 4: Technické parametry šroubu	40

Seznam použitých zkratek a symbolů

a	[mm]	Vzdálenost hlavního nosníku od náběžné hrany
	[m]	Hloubka křídla
b	[mm]	Tloušťka pásnice
	[mm]	Vzdálenost pomocného nosníku od náběžné hrany
b_{SAT}	[m]	Střední aerodynamická tětiva
b_1	[$-$]	Momentový koeficient
C_H	[$-$]	Momentový součinitel
C_S	[$N \cdot mm^{-1}$]	Tuhost šroubu
C_{Ta}	[$N \cdot mm^{-1}$]	Tuhost spojovaného materiálu
c	[mm]	Tětiva profilu křídla
c_e	[mm]	Tětiva křídélka
$(c_y \cdot b)_{c_{yKŘ}}$	[$-$]	Normální rozložení vztlaku
$c_{yKŘ}$	[$-$]	Místní součinitel vztlaku
$c_{yKŘ}^\alpha$	[rad^{-1}]	Sklon vztlakové čáry křídla
c_{yMAX}	[$-$]	Maximální součinitel vztlaku
$c_{y_{maxKŘ}}$	[$-$]	Maximální součinitel vztlaku křídla
c_{m0}	[$-$]	Součinitel momentu
D	[mm]	Velký průměr spojky
d	[mm]	Malý průměr spojky
E	[MPa]	Modul pružnosti v tahu materiálu
F_h	[N]	Síla působící od gondol
F_n	[N]	Síla v pásnicích
f	[$-$]	Součinitel bezpečnosti
G	[N]	Tíhová síla
$G_{př}$	[MPa]	Smyková tuhost předního potahu
G_{za}	[MPa]	Smyková tuhost zadního potahu
g	[$m \cdot s^{-2}$]	Gravitační zrychlení
H	[$kg \cdot cm$]	Moment křídélka
H_H	[mm]	Maximální výška hlavního nosníku
H_P	[mm]	Maximální výška pomocného nosníku
h_d	[mm]	Výška dolní pásnice

h_h	[mm]	Výška horní pásnice
h_t	[mm]	Vzdálenost těžišť řezů pásnic
J_{Hx}	[mm ⁴]	Kvadratický moment hlavního nosníku
J_{Px}	[mm ⁴]	Kvadratický moment pomocného nosníku
j	[–]	Jistota
j_{POH}	[–]	Početní jistota hlavního nosníku
j_{POP}	[–]	Početní jistota pomocného nosníku
j_{PO1}	[–]	Početní jistota v přední části potahu
k	[–]	Zmírňující součinitel Součinitel bezpečnosti
L	[N]	Vztlaková síla
L_{VOP}	[m]	Rozpětí VOP
$l_{KŘ}$	[m]	Rozpětí křídla
l_1	[m.m]	Délka předního potahu
l_2	[m.m]	Délka zadního horního potahu
l_3	[m.m]	Délka zadního spodního potahu
Δl_1	[m.m]	Prodloužení materiálu 1
Δl_2	[m.m]	Prodloužení materiálu 2
M_K	[N.m]	Kroutící moment
M_O	[N.m]	Ohybový moment
M_{TOW}	[kg]	Maximální vzletová hmotnost
M_Z	[N.m]	Celkový moment v OEO Bredtův vztah
$M_{z0KŘ}$	[N.m]	Moment křídla
M_{z0VOP}	[N.m]	Moment vodorovných ocasních ploch
ΔM_K	[N.m]	Moment v OEO
$m_{KŘ}$	[kg]	Hmotnost křídla
m_{z0}	[–]	Součinitel momentu křídla při nulovém vzlaku
n	[–]	Násobek
Q_{1a}	[N]	Amplitúdová síla
Q_{1m}	[N]	Střední síla
Q_0	[N]	Montážní předpětí
q_A	[N.m ⁻¹]	Měrné zatížení od vzlaku
q_H	[N.mm ⁻¹]	Smykový tok hlavní stojiny
q_k	[N.m]	Měrný kroutící moment

q_m	$[N \cdot m^{-1}]$	Měrné zatížení od hmotových sil
$q_{př}$	$[N \cdot mm^{-1}]$	Smykový tok v přední dutině
q_y	$[N \cdot m^{-1}]$	Výsledné měrné zatížení
q_{za}	$[N \cdot mm^{-1}]$	Smykový tok v zadní dutině
R	$[m]$	Poloměr oblouku trajektorie letu
Re	$[-]$	Reynoldsovo číslo
R_m	$[MPa]$	Mez kluzu materiálu
S	$[m^2]$	Plocha křídla
S_T	$[mm^2]$	Tuhost náhradní trubky – březový špalek
T	$[N]$	Posouvající síla
T_H	$[N]$	Posouvající síla na hlavní stojině
T_P	$[N]$	Posouvající síla na pomocné stojině
T_{VP}	$[s]$	Doba volného pádu letadla
t	$[s]$	Čas
t_H	$[m \cdot m]$	Tloušťka stojiny hlavního nosníku
t_P	$[m \cdot m]$	Tloušťka stojiny pomocného nosníku
t_1	$[m \cdot m]$	Tloušťka potahu přední dutiny
t_2	$[m \cdot m]$	Tloušťka horního potahu zadní dutiny
t_3	$[m \cdot m]$	Tloušťka spodního potahu zadní dutiny
$U_{př}$	$[mm^2]$	Plocha přední dutiny
U_{za}	$[mm^2]$	Plocha zadní dutiny
v	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost
v_a	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost letadla
v_A	$[m \cdot s^{-1}]$	Návrhová rychlost obrátů
v_B	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost letu při poryvu
v_C	$[m \cdot s^{-1}]$	Cestovní rychlost
v_D	$[m \cdot s^{-1}]$	Návrhová rychlost
v_H	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost v horizontálním letu
v_0	$[m^2 \cdot s]$	Kinematická viskozita
v_S	$[m \cdot s^{-1}]$	Pádová rychlost
v_{SZ}	$[m \cdot s^{-1}]$	Minimální rychlost letu bez klapek
W_O	$[mm^3]$	Průřezový modul v ohybu
W_{OM}	$[mm^3]$	Průřezový modul pro mezikruhový průřez
W_{OK}	$[mm^3]$	Průřezový modul pro plný průřez

x	[mm]	Vzdálenost OEO od náběžné hrany
Δx	[$-$]	Vzdálenost těžiště od aerodynamického středu křídla
x_{AO}	[$-$]	Aerodynamická osa
Δx_{AO-OEO}	[mm]	Vzdálenost AO a OEO
x_{TO}	[$-$]	Osa těžiště
Y	[m]	Výška půlelipsy v daném bodě po rozpětí
$Y_{KŘ}$	[N]	Vztlaková síla křídla
Y_{VOP}	[N]	Vztlaková síla VOP
z	[m]	Vzdálenost od osy symetrie
z_{In}	[m]	Výška během vstupní fáze letu
z_{max}	[m]	Absolutní výška paraboly
z_{min}	[m]	Minimální výška během celého letu
δ_e	[rad]	Úhel křídélka
$\lambda_{KŘ}$	[$-$]	Štíhlost křídla
μ	[$-$]	Relativní hmotnostní poměr
ρ	[$kg \cdot m^{-3}$]	Hustota vzduchu v MSA
σ_a	[MPa]	Napětí od amplitudové síly
σ_d	[MPa]	Napětí v dolní pásnici
σ_h	[MPa]	Napětí v horní pásnici
σ_{kr}	[MPa]	Napětí v tlaku materiálu
σ_m	[MPa]	Napětí od míjivé síly
σ_o	[MPa]	Ohybové napětí
	[MPa]	Napětí od předpětí
σ_{ok}	[MPa]	Ohybové napětí pro plný průřez
σ_{om}	[MPa]	Ohybové napětí pro mezikruhový průřez
σ_{redmax}	[MPa]	Redukované napětí pro maximální provozní zatížení
σ_{1max}	[MPa]	Napětí od pracovních sil
τ	[MPa]	Smykové napětí
τ_H	[MPa]	Smykové napětí stojiny hlavního nosníku
$\tau_{pevnosti}$	[MPa]	Dovolené smykové napětí
τ_1	[MPa]	Napětí v přední části potahu

Seznam zkratek

<i>AO</i>	Aerodynamická osa
<i>EASA</i>	Evropská agentura pro bezpečnost letectví
<i>ICAO</i>	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
<i>MSA</i>	Mezinárodní standardní atmosféra
<i>OEO</i>	Ohybově elastická osa
<i>UL – 2</i>	Předpis LAA ČR
<i>VOP</i>	Vodorovné ocasní plochy

1. Úvod

Cílem této práce je vyvinout bezpilotní prostředek, který bude sloužit ke zkoumání vlivu gravitace na chování látek a procesů během letu, kdy díky změně tvaru dráhy lze simulovat téměř libovolné gravitační zrychlení. Díky tomuto prostředku bude možné ověřovat experimenty a komponenty pro vesmírné aplikace a nezanedbatelná je i skutečnost, že na tomto dronu bude možné vzdělávat budoucí generace strojních inženýrů. Nejen co se přípravy experimentu týká, ale také při zpracování dat z provedených pokusů, tak aby je bylo možné implementovat do praktického využití ve vesmíru nebo v jiných odborných vědeckých oblastech. Vedle akademického využití by tento prostředek mohl zasáhnout i do komerční sféry, kde by fungoval jako levnější alternativa pro české i zahraniční firmy.

Požadavkem byl kompletní návrh bezpilotního prostředku, tak aby byl schopen provádět testy mikrogravitace v plném rozsahu, a přitom splňoval jistá omezení evropskou, a především českou legislativou, konkrétně Dodatkem X. Letoun musí disponovat dostatečně velkou testovací komorou, aby zde bylo možné provádět rozličné experimenty, dále musí být schopen bezpečného vzletu a přistání bez poškození experimentálního zařízení. Požadavek na setrvání vzorku v oblasti mikrogravitace je okolo 3 s.

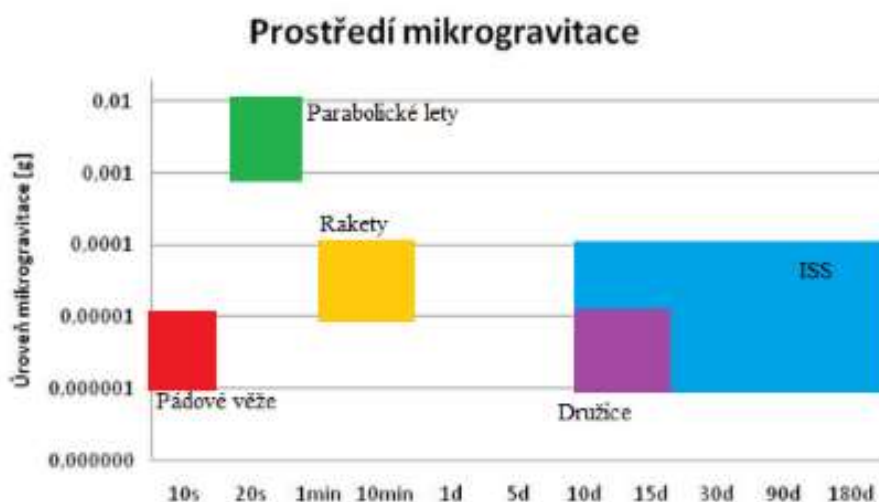
V této práci bude popisován návrh křídla pro tento letoun. Práce začíná u jednotlivých způsobů vytvoření mikrogravitace v atmosférických podmínkách a přes historii parabolického letu pokračuje až k základním aerodynamickým výpočtům přes návrh nosníků až ke kompletaci a výrobě křídla.

1.1. Možnosti vytvoření mikrogravitace v atmosférických podmínkách

Existuje mnoho způsobů testování v mikrogravitaci. Optimální volba metody testování závisí na následujících podmínkách:

- Kvalita mikrogravitace
- Potřebná doba k provedení experimentu
- Počet potřebných opakování experimentu
- Náročnost obsluhy experimentu
- Hmotnost experimentu
- Cenová náročnost

Tyto aspekty je nutné zvážit a na základě rozhodovacího procesu vybrat vhodnou metodu testování. Základní rozdělení je zobrazeno v grafu. [1]



Obr. 1.: Schéma možných způsobů testování [1]

Tato práce se však bude nadále zabývat pouze parabolickými lety, což je její cíl.

1.2. Historie parabolického letu

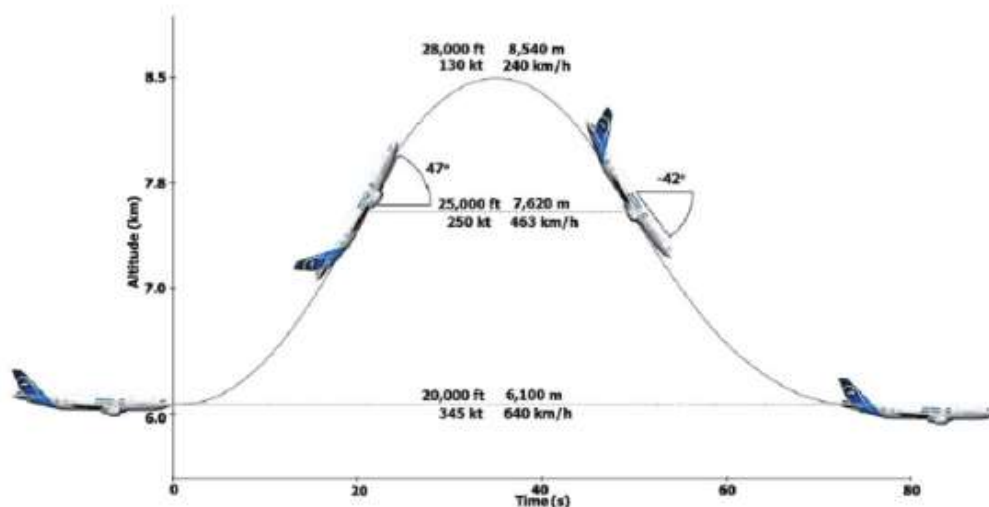
Na konci druhé světové války započaly tehdejší mocnosti SSSR a USA připravovat obrovské výzkumné programy na dobytí vesmíru a budoucí lety s posádkou. V počátcích se používaly rakety, kde se jako pokusný subjekt vystavovaný mikrogravitaci využívala zvířata. Americké letectvo nasazuje nadbytečné rakety V2 získané po druhé světové válce. Tyto rakety nabízejí dvě až tři minuty mikrogravitace. V květnu 1950 popsali metodu dosažení mikrogravitace dva němečtí vědci, Fritz a Heinz Haberovi, kdy dokázali na několik desítek sekund vytvořit mikrogravitaci s letadlem. Je to první zmínka o využití letadla pro tento způsob testování a jejich publikace je první konkrétní návrh experimentu s lidskou posádkou na palubě. V roce 1953 americké letectvo zahájilo ambiciózní parabolický letový program. Tyto lety ověřily lidskou fyziologii a dopad na lidské zdraví, mimo jiné také schopnost člověka pobývat v nulové gravitaci a vykonávat jednoduché úkoly. Dále díky pokusům při parabolických letech se podařilo vyvinout spoustu přístrojů, které jsou nezbytné při pobytu ve vesmíru a na jejichž základech pracují vesmírné přístroje dodnes. [2]

1.3. Princip letu

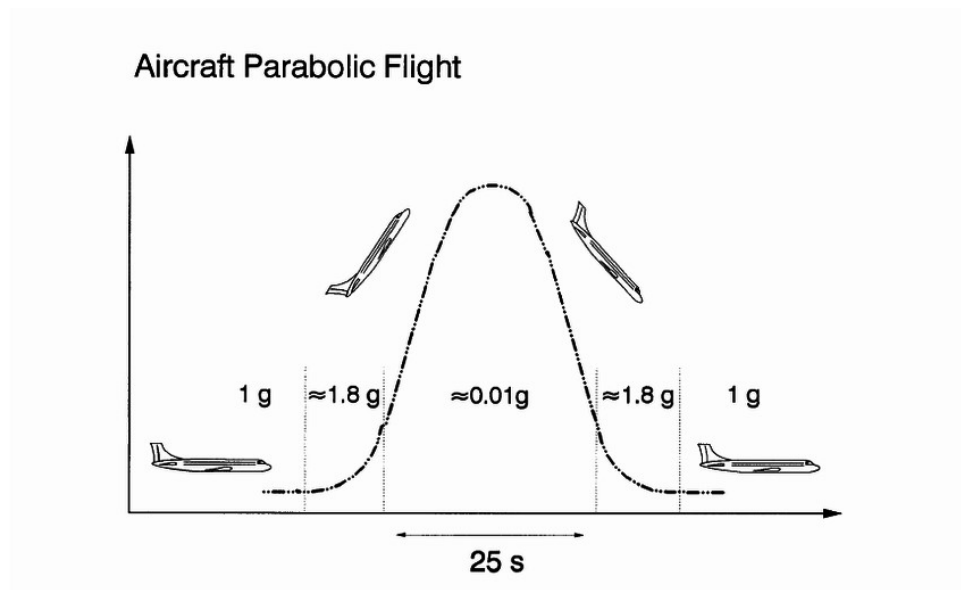
Princip letu je popsán na jednom z nejznámějších zástupců této specifické třídy letadel, a to na Airbusu A300 ZERO-G. Letadlo uvádí cestující do stavu beztlíže tím, že sleduje parabolickou dráhu letu vzhledem ke středu Země. Při sledování této trasy je letadlo a jeho užitečné zatížení v určitých bodech své letové dráhy ve volném pádu. V těchto chvílích na obsah letadla nepůsobí téměř žádná tíže, což způsobuje pocit beztlíže.

Zpočátku letadlo stoupá s úhlem sklonu 47 stupňů pomocí ovládní tahu motorů a vztlaku. Beztížný stav je dosažen snížením tahu a postupným sklápěním přídě, aby se udržela neutrální nebo „nulová výška“ konfigurace tak, že letadlo sleduje balistickou trajektorii, přičemž tah motoru přesně kompenzuje odpor. Beztížnost začíná při stoupání a trvá celou cestu „nahoru a dolů přes hrb“, dokud stroj nedosáhne úhel sklonu okolo 42 stupňů. V tomto bodě letadlo směřuje dolů vysokou rychlostí a začíná opakovat manévr. Ve chvíli, kdy musí pilot „přitáhnout“, jsou síly zhruba dvakrát větší než gravitační síly na cestě dolů. To trvá celou dobu, dokud není letadlo opět v polovině své vzestupné dráhy a pilot znovu snižuje tah a nesklápí příd. [3]

Doba trvání jednoho cyklu stavu beztlíže je okolo 25 sekund z 65 sekund letu v každé parabole. Během takové operace letadlo typicky letí asi 40–60 parabolických manévřů. Přibližně dvěma třetinám cestujících tyto lety přivodí nevolnost způsobenou leteckou nemocí, což dává letadlu přezdívku „vomit comet“, neboli zvracející kometa.[3]



Obr. 2.: Parabolický let Airbusu A300 ZERO-G [3]



Obr. 3.: Změna násobku v závislosti na způsobu letu [4]

Tab. 1: Přehled užívaných strojů v jednotlivých zemích od 20. let [5]

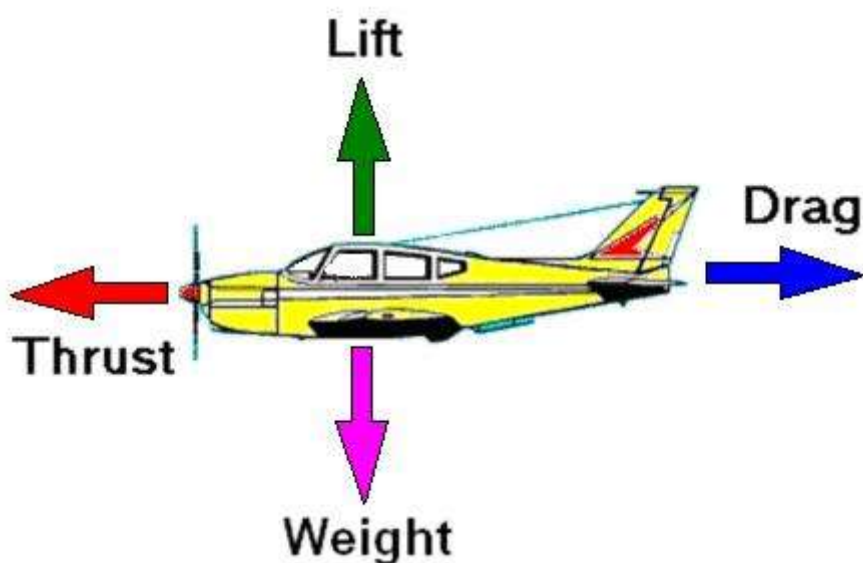
ZEMĚ	TYP LETADLA (historicky)
Ekvádor	<ul style="list-style-type: none"> • North American T-39 Saberliner
Evropa	<ul style="list-style-type: none"> • Boeing KC-135 • Sud Aviation SE 210 Caravelle • Iljušin IL-76 MDK • Airbus A300 ZERO G • Airbus A310 ZERO G
Kanada	<ul style="list-style-type: none"> • Dassault Falcon 20
Rusko	<ul style="list-style-type: none"> • Iljušin IL-76 MDK
USA	<ul style="list-style-type: none"> • Convair C-131 Samaritan • Boeing KC-135 NASA • McDonnell Douglas C-9B Skytrain II • Airbus A 340 • Boeing 727-200 G-FORCE ONE

2. Výpočet parabolického letu

V první řadě je třeba plně zvážit a vypočítat trajektorii letu, tak aby nedošlo k překročení maximální letové hladiny a aby se zároveň dosáhlo požadované doby trvání mikrogravitace. Ve výpočtu je třeba zohlednit všechny potřebné parametry jako je maximální a minimální výška, rychlost letu, případně další specifika daná testovaným experimentem.

2.1. Rychlost a doba trvání volného pádu

Na letoun působí během přímého letu čtyři základní síly, a to tah, tíhová síla, odpor a vztlak (viz Obr. 4).



Obr. 4.: Síly působící na letadlo během letu [6]

Tento letoun se však nebude pohybovat pouze přímočaře, ale bude provádět parabolický let. Během tohoto pohybu se provede základní předpoklad, a to, že vztlaková síla bude rovna 0, tíha se nebude měnit, tah bude kompenzovat odpor, tudíž výsledná síla bude mít směr a velikost tíhové síly. Vznikne tedy situace ekvivalentní k volnému pádu ve vakuu. Pro tento stav byly vytvořeny pohybové rovnice v prostoru:

$$x(t) = 0, \quad (2.1)$$

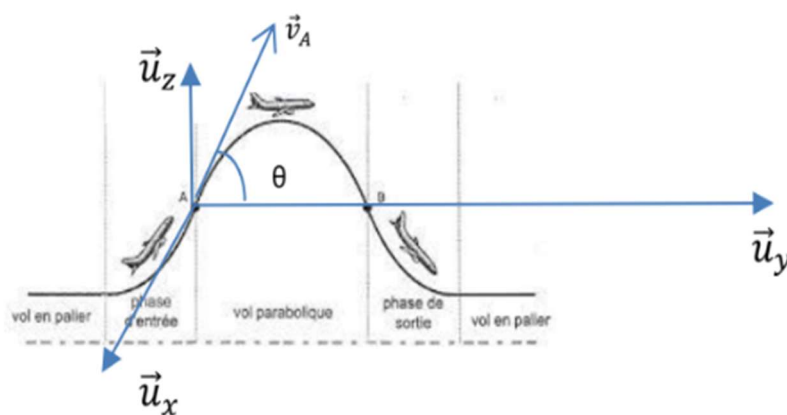
$$y(t) = v_a \cos(\theta) t, \quad (2.2)$$

$$z(t) = -\frac{1}{2}gt^2 + v_a \sin(\theta) t. \quad (2.3)$$

Následně je třeba vypočítat dobu, při které se bude letadlo pohybovat ve volném pádu, neboli kdy na něj nebudou působit žádné vnější síly a na palubě nastane požadovaná mikrogravitace

$$T_{vp} = \frac{2v_a \sin(\theta)}{g}. \quad (2.4)$$

Je třeba zvolit počáteční úhel stoupání, pod kterým bude parabola růst, a to $\Theta=45^\circ$. Pro porovnání úhel stoupání Airbusu A300 ZERO-G je 47° .



Obr. 5.: Popis pohybu letounu [4]

Díky spolupráci s francouzskými kolegy, kteří odvedli skutečně neuvěřitelný díl práce, a to především na počátečních návrzích letounu, bylo využito simulace v programu Geogebra. Díky ní bylo možno nasimulovat dráhy letu, kdy se experimentálně měnily závislé parametry, jako je úhel náběhu paraboly, doba trvání volného pádu, plocha křídla, násobek či hmotnost stroje atd. Tak vznikl závěr, že optimální doba volného pádu je 7 sekund. Tato hodnota je optimální nejen z hlediska dostatečného času pro experimenty, které budou na palubě probíhat, ale i z pohledu výkonu dnešních běžně dostupných motorů pro RC modely. To je ve své podstatě nejvíce limitujícím parametrem, protože pokud by se měla prodloužit doba trvání mikrogravitace, musela by se daná parabola zvětšit, čímž vzroste potřebný výkon motoru, a to až k hodnotám, které nejsou dnešní modelářské motory schopny akceptovat. Samozřejmě tento problém je řešitelný přidáním dalšího motoru. Tím ale začne nepoměrně narůstat hmotnost, což není žádoucí. Tak jen v krátkosti k tomu, proč bylo stanoveno číslo 7 vteřin.

Po dosažení času volného pádu do rovnice ((2.4) vychází potřebná rychlost pro zahájení paraboly 50 m/s. Na základě této hodnoty je možno určit, že potřebná rychlost při

vodorovném letu bude okolo 60 m/s, což dá dostatečnou rezervu pro případné odchylky ve výpočtu. Důvodem je především to, že realita má vždycky sklon odchylovat se od výpočtů, proto je potřeba mít dostatečnou rezervu.

2.2. Celkový tvar paraboly

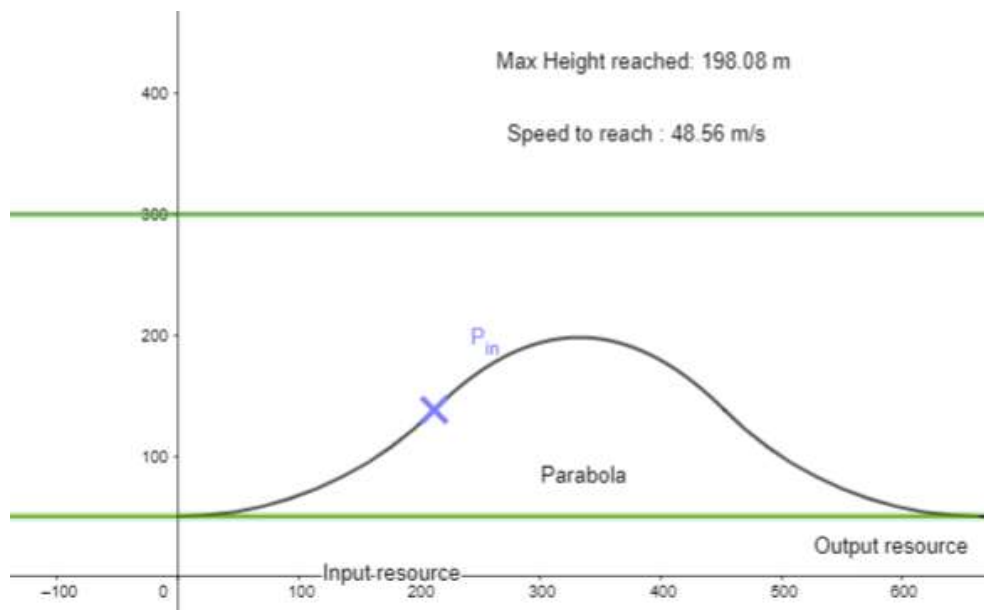
Za předpokladu, že vstupní a výstupní fáze jsou oblouky kruhu, bude poloměr kružnice charakterizován jako podíl druhé mocniny rychlosti ke gravitačnímu zrychlení násobeného násobkem n .

$$R = \frac{v_a^2}{g(n-1)} \quad (2.5)$$

Rovnice charakterizující absolutní výšku z_{max} paraboly bude mít vzhled:

$$z_{max} = z_{In} - \frac{1}{2}g\left(\frac{T_{vp}}{2}\right)^2 + v_a \sin(\theta)\left(\frac{T_{vp}}{2}\right) + z_{min} \quad (2.6)$$

Kde $z_{In} = R(1 - \cos(\theta))$ je výška během vstupní fáze a z_{min} je minimální výška během celého letu.



Obr. 6.: Vzhled paraboly pro $n = 1,8$, $z_{min} = 50m$, $T_{vp} = 7s$ a $\theta = 45^\circ$ [4]

3. Návrh křídla

3.1. Funkce křídla

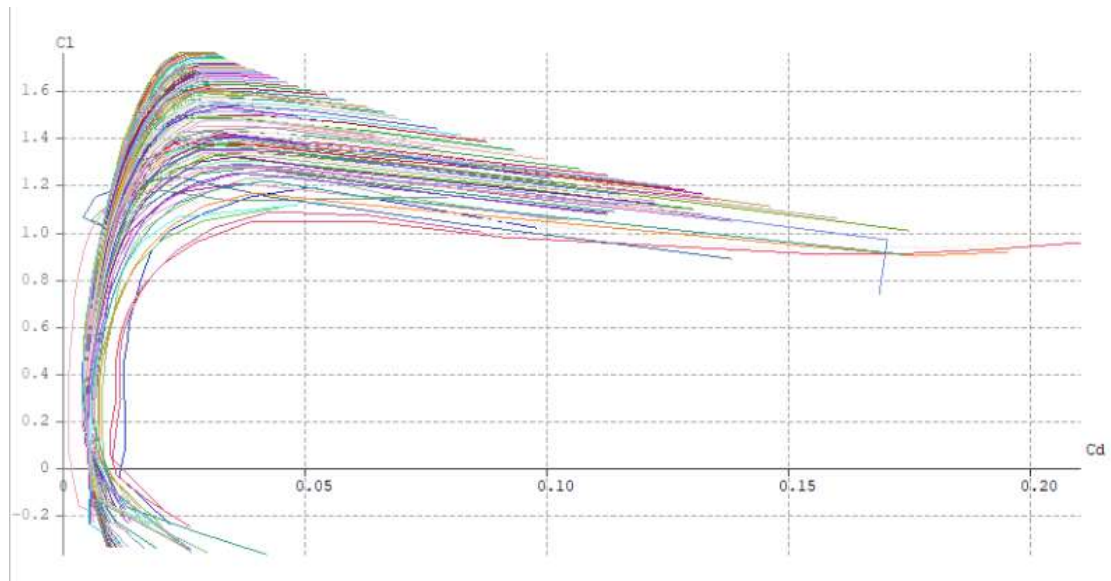
Účelem křídla je vytvářet vztlak a tím kompenzovat tíhovou sílu, tudíž vztlaková síla musí být při ustáleném letu stejně velká jako tíha. Zároveň při to všem je potřeba udržet celkový odpor co nejnižší.

Tímto způsobem se vybíraly vhodné profily schopné vytvořit potřebný vztlak při co nejnižší vzletové rychlosti. Zároveň bylo třeba dosáhnout minimálního možného odporu, aby se snížila potřebná trakce a tím i výkon a hmotnost motorů a bylo dosahováno vyšších letových rychlostí.

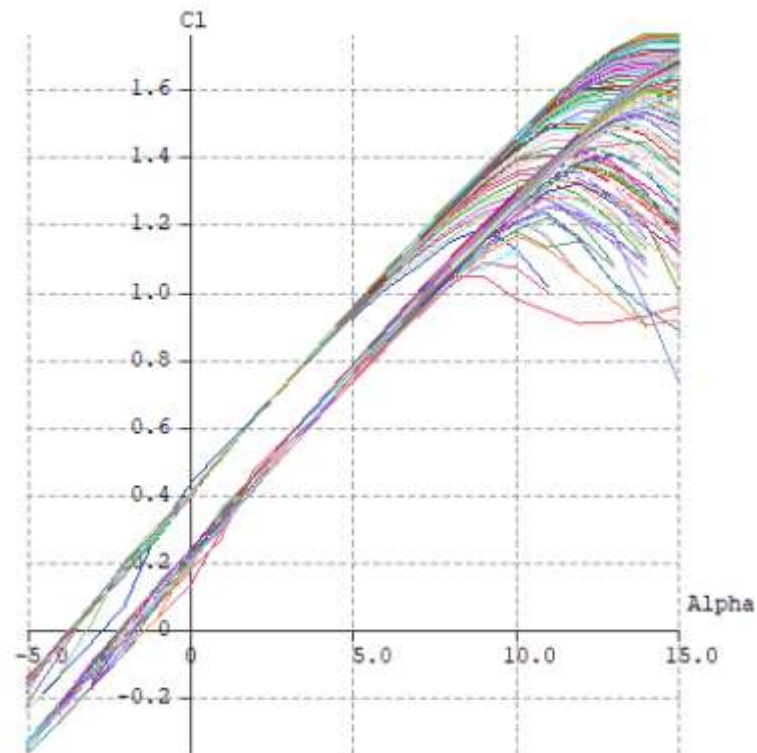
3.2. Výběr profilu

Existuje nepřeberné množství profilů, které mají své specifické vlastnosti a charakteristiky. Proto byl specifikován výběr tím, že se začaly hledat profily používané pro akrobatické lety, a to z důvodu, že toto letadlo bude muset opisovat parabolu, což je nestandardní trajektorie letu, a křídlo je vystavováno většímu působení sil. Obvyklé a velké rodiny profilů jsou profily značené jako AGxx, které vytvořil Američan Mark Drela. Dalším adeptem byly profily ze skupiny MH4x, kterou vytvořil Martin Hepperle, přední německý vědec zabývající se aerodynamikou a tvůrce programu Javafoil.

Pro porovnání jednotlivých profilů při různých Reynoldsových číslech byl použit software XFLR5. V tuto chvíli výpočtu nelze stále ještě vybrat jeden konkrétní profil, protože konečný tvar křídla ještě zásadně ovlivní vlastnosti celku. Nicméně pomocí této metody je možné alespoň vyřadit profily, které se nám určitě hodit nebudou, a tím zúžit i počet finálních kandidátů. I v této fázi zde velmi pomohli francouzští kolegové, kteří měli nemalý podíl na výběru konečného profilu.



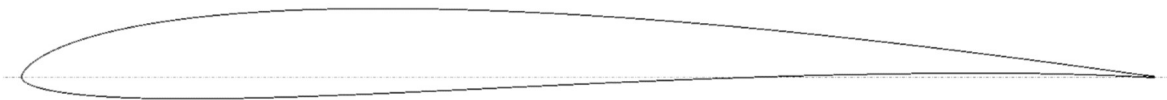
Obr. 7.: Porovnání jednotlivých profilů [4]



Obr. 8.: Porovnání profilů křídla (AG03, AG13, AG25, AG27, MH43, MH44), součinitel vztlaku podle úhlu náběhu mezi Re 100 000 a 5 000 000 s mezikrokem po 100 000, použitý program XFLR5. [4]

3.3. Profil AG-25

Z předchozího zúženého výběru daných profilů byl jako vyhovující vybrán profil AG25 od profesora Marka Drely. Je to relativně tenký profil, často používaný a velmi oblíbený v akrobatickém létání, je navržen pro vyšší rychlosti, a přesto je schopen generovat dostatečný vztlak, což výborně odpovídá našim potřebám. Další nespornou výhodou je, že patří k novějším přírůstkům do velké rodiny profilů, bude tedy dobré vyzkoušet si jeho chování a prověřit funkčnost a využívání nových poznatků aerodynamiky. Navíc jeho relativní tvarová jednoduchost nám přijde vhod. I co se technologičnosti výroby týká, měl by to být vhodný kandidát.



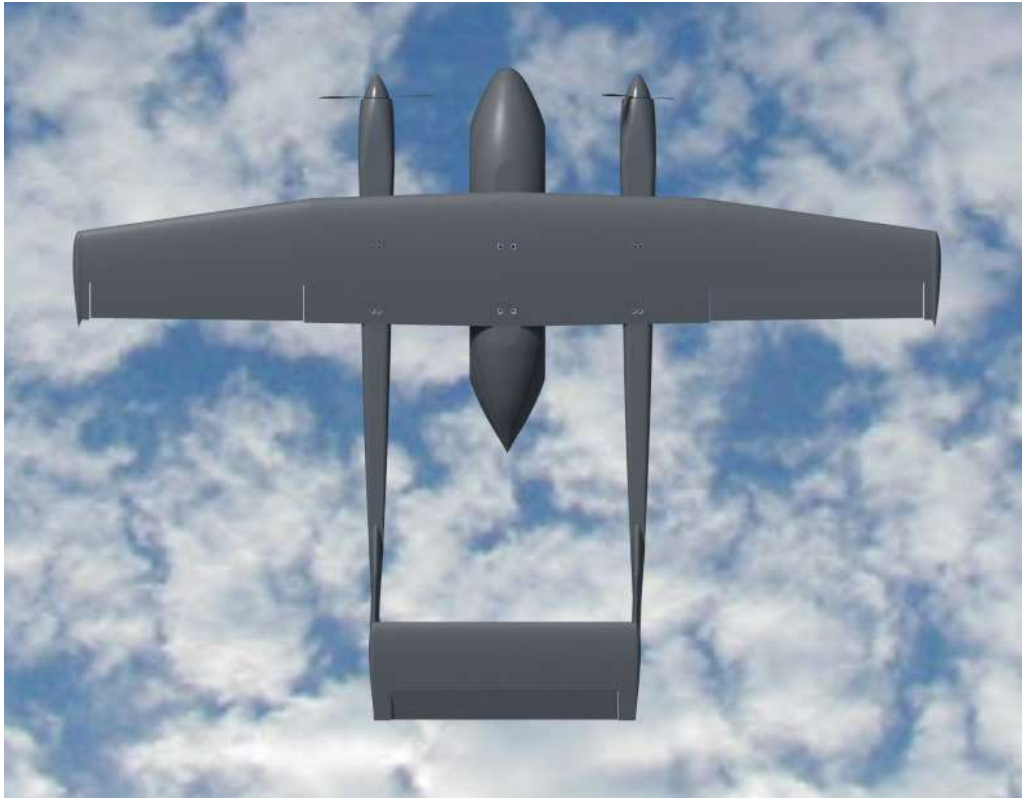
Obr. 9.: Profil křídla AG25, použitý program XFLR5 [4]

3.4. Geometrie křídla

Geometrie křídla vychází z typu letecké konstrukce budoucího modelu a z podmínek, kterým bude muset křídlo čelit při operování ve vzduchu. Bylo navrženo křídlo, které se skládá ze dvou postupně se zužujících lichoběžníků.

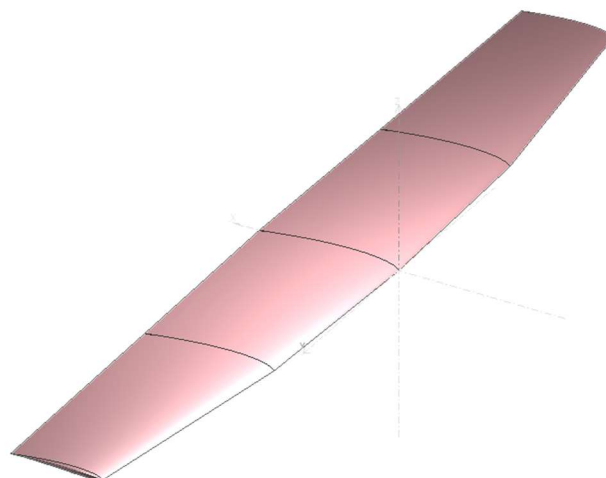
Výhodou celého tvaru je, že se jako celek přibližuje elipse, která má konstantní součinitel vztlaku, nedochází k jeho přerozdělení po rozpětí jako u obdélníku nebo lichoběžníku. Tento jev je pozitivní v tom smyslu, že eliptické křídlo má ze všech existujících alternativ nejmenší indukovaný odpor. Letoun s takovým křídlem za jinak stejných podmínek dosahuje lepších výkonů než letouny s jinými půdorysnými tvary. Nevýhodou eliptického křídla je především to, že k odtržení proudění dojde na celém křídle najednou a je v tu chvíli naprosto neovladatelné. Má také složitější a masivnější konstrukci, proto je eliptické křídlo těžší.

Z toho plyne, že díky navrženému tvaru bude křídlo čerpat jak z výhod eliptické geometrie, tak i lichoběžníkové. Bude tedy při kritických úhlech náběhu stabilnější a zároveň bude výrazně zjednodušena vnitřní konstrukce narozdíl od eliptického křídla. [7]



Obr. 10.: 3D model experimentálního letadla z programu Catia V5.

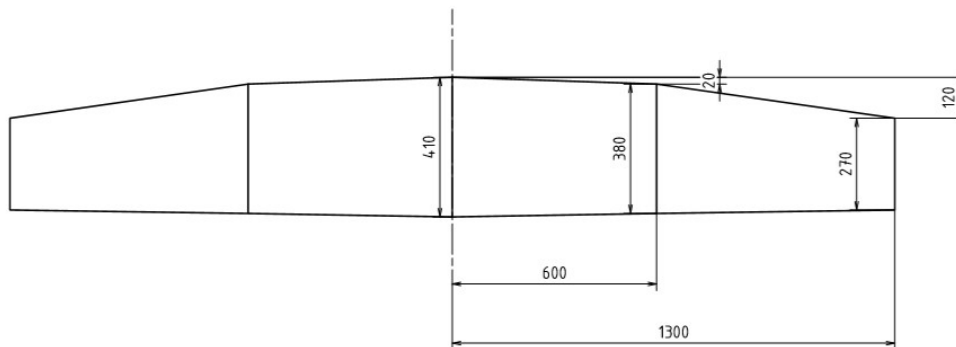
Tloušťka lichoběžníkového křídla a jeho nosníku je u kořene největší, ke konci křídla se zmenšuje. Takový průběh výšky nosníku je v souladu s průběhem zatížení křídla. Materiál je z hlediska pevnosti využit mnohem lépe než u křídla obdélníkového. Lichoběžníková křídla jsou proto mnohem lehčí než křídla obdélníková. [7]



Obr. 11.: Předběžný návrh tvaru křídla s profilem AG25, vymodelovaný v programu XFLR5

Geometrie lichoběžníkového křídla ve srovnání s obdélníkem je složitější a pracnější pro konstrukční práce i pro vlastní výrobu křídla, není však natolik složitá, aby vážně mluvila proti použití lichoběžníku. Geometrie lichoběžníkových křídel je relativně lehce zpracovatelná i tradičními konstrukčními i výrobními postupy. [7]

Tvarový návrh samozřejmě ještě není v tuto chvíli v konečné podobě a bude se měnit v průběhu výpočtů. Bude nutné také dobře promyslet vnitřní uspořádání tak, aby se dovnitř vešla veškerá potřebná elektronika s kabely a také šrouby, které budou spojoval křídlo u trupu.



Obr. 12: Prvotní rozměry křídla v milimetrech

Tab. 2: Základní parametry křídla

ZÁKLADNÍ PARAMETRY	
b_{SAT} – šířka stř. aerodyn. tětiny	0,362 m
$c_{yKŘ}^{\alpha}$	0,086863°
$c_{y\max KŘ}$	1,114005
S – obsah křídla	0,929 m ²
λ – štíhlost	7,277
m_{TOW} – max. vzlt. hmotnost letadla	25 kg

4. Letová obálka provozních násobků

Obálka obrátů poskytuje každému uživateli a leteckému konstruktérovi informace o možných provozních násobcích a rychlostních možnostech. Je to základ pro každé letadlo, které má být letově způsobilé. Hlavním parametrem ovlivňujícím vzhled letové obálky je předpis, dle kterého je letadlo navrhováno (např. UL2, ICAO, ...). Stavba tohoto letadla však byla omezena tzv. Doplňkem X, který popisuje a usměrňuje stavbu a chování bezpilotních prostředků v rámci vzdušného prostoru České republiky. Je to však spíše spis vymezující úplné základy, např. jak rychle může stroj létat a kde se může pohybovat. Bohužel v něm není obsaženo dostatečné množství informací pro konkrétní kroky při návrhu stroje. Muselo se proto čerpat ještě z jiných materiálů, a to především z předpisů UL-2 a předpisů od úřadu EASA.

4.1. Výpočet základních rychlostí

4.1.1. Pádová rychlost

Nejdříve je třeba spočítat základní rychlosti, tedy rozsah, ve kterém se bude letadlo pohybovat. První se nabízí výpočet pádové rychlosti v_s , ta se určí z rovnováhy síly vztlakové a síly tíhové

$$L = G, \quad (4.1)$$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 c_{y_{max}} S = M_{TOW} g, \quad (4.2)$$

$$v_s = \sqrt{\frac{2M_{TOW}g}{\rho c_{y_{max}}S}}. \quad (4.3)$$

Po dosazení konkrétních hodnot se vypočítá hodnota pro pádovou rychlost, a to:

$$v_s = \sqrt{\frac{2.25 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,114005 \cdot 0,929}} = 19,6698 \text{ m/s.}$$

Ta je po zaokrouhlení rovna rychlosti 71 km/h.

4.1.2. Návrhová rychlost obrátu

Následující velmi užitečná rychlost bude návrhová rychlost obrátu. Jedná se o rychlost, do níž není letoun pevnostně ohrožen, ale ohrožuje ho pouze letový režim, kdy

může dojít k přetažení a následnému pádu do vývrtky. Tato rychlost se značí v_A a lze ji určit ze vzorce:

$$v_A = v_s \sqrt{n}. \quad (4.4)$$

Kde n je maximální kladný násobek pro daný typ letadla, většinou je určován předpisem. Pro tento typ letounu je $n=6$.

Po dosazení konkrétních hodnot se vypočte hodnota pro rychlost obratu, a to:

$$v_A = 19,6698 \cdot \sqrt{6} = 48,1809 \text{ m/s}.$$

Ta je po zaokrouhlení ekvivalentní s rychlostí 174 km/h.

4.1.3. Rychlost v horizontálním letu

Další rychlostí je rychlost v horizontálním letu v_H , ta je stanovena z výkonnostních charakteristik a volí se nejbližší, pokud možno, vyšší číslo. Vybraná hodnota je 60 m/s, což je ekvivalentní s hodnotou 216 km/h. [8]

4.1.4. Návrhová rychlost

Z rychlosti v_H lze dále vypočítat hodnotu návrhové rychlosti. Pro tu platí následující vztahy:

$$v_D \geq 1,2v_H \quad (4.5)$$

$$v_D \geq 1,5v_A \quad (4.6)$$

Z těchto vztahů je třeba vybrat tu větší hodnotu. Výsledná zvolená rychlost nesmí být menší než největší hodnota z obou vztahů.

$$v_D \geq 1,2 \cdot 60 = 72 \text{ m/s}$$

$$v_D \geq 1,5 \cdot 48,18 = 72,27 \text{ m/s}$$

Obě výpočetní varianty vyšly téměř totožně, proto by nejbližší vyšší volená hodnota mohla být např. 73 m/s. Z důvodu rezervy v bezpečnosti je však volena hodnota 80 m/s, což je totožné s hodnotou 288 km/h.

4.1.5. Minimální rychlost při záporném násobku

Výpočet se provádí dle vzorce, kterým byla získána pádová rychlost. Dojde zde pouze ke změně součinitele vztlaku, který bude roven -0,8. [8]

$$v_{SZ} = \sqrt{\frac{2m_{TOW}g}{\rho S c_{y_{max}}}} \quad (4.7)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$v_{SZ} = \sqrt{\frac{2 \cdot 25 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,929 \cdot 0,8}} = 23,2112 \text{ m/s}$$

Volená rychlost je tedy 25 m/s, což je ekvivalent 84 km/h.

4.1.6. Návrhová rychlost obratu při záporném násobku

Vychází z minimální rychlosti v záporném násobku, tedy v_{SZ} . Je to v podstatě záporný ekvivalent rychlosti obratu v_A

$$v_G = v_{SZ} \cdot \sqrt{n}. \quad (4.8)$$

Kde n je záporný násobek, pro tento typ letounu charakterizovaný hodnotou $n=3$.

Po dosazení potřebných hodnot:

$$v_G = 25 \cdot \sqrt{3} = 40,2031 \text{ m/s}.$$

Návrhová rychlost obratu při záporném násobku je v tomto případě volena nižší, a to $V_G=35 \text{ m/s} = 126 \text{ km/h}$. Je to z toho důvodu, že letoun bude muset být schopen provádět rozsáhlé akrobatické kreace, a je potřeba, aby byl schopen reagovat na pilotovy požadavky i při nižších rychlostech, byl tak celkově agilnější a jeho schopnosti se daly plně využít.

4.1.7. Výpočet násobků

K vytvoření obálky obrátů na základě spočítaných rychlostí je třeba dopočítat násobky, kterým rychlosti podléhají. Od rychlosti v_{SI} až do v_A je násobek omezen pouze vytvořeným vztlakem, tedy fyzikálně, dále pak pokračuje maximálním násobkem rovným 6.

Vzorec pro výpočet násobku pro danou rychlost:

$$n = \frac{1}{2} \frac{\rho v^2 S c_{y_{max}}}{M_{TOW} g}. \quad (4.9)$$

Pro záporný násobek je výpočet téměř totožný s obměnou jednotlivých hodnot. Součinitel vztlaku se mění na hodnotu 0,8. Následuje obměna v_{SI} za v_{SZ} . Dále namísto rychlosti v_A je použita rychlost v_G . Také je potřeba změnit násobky pro jednotlivé fáze. Je stanoveno, že pro v_G je násobek -3 a pro v_A je násobek +6. [8]

4.2. Stanovení poryvové obálky

Výpočet pro obálku poryvů je proveden podle předpisu LTF-UL 333 (verze 2002), kde jsou uvedeny veškeré postupy a podmínky výpočtů. [9]

4.2.1. Silný poryv

Silný poryv je první případ, který může nastat, a má hodnotu 15 m/s.

Rychlost letu při tomto poryvu lze spočítat dvěma způsoby, a to tak, že vybraná hodnota je ta vyšší z nich a zároveň vybraná rychlost nesmí být nižší než rychlost v_A .

První varianta:

$$v_B = 0,9v_H \quad (4.10)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$v_B = 0,9 \cdot 38,9949 = 35,0954 \text{ m/s}$$

Druhá varianta:

$$v_B = v_A \quad (4.11)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$v_B = 48,1809 \text{ m/s}$$

Vybraná hodnota je tedy 48,1809 m/s, což odpovídá 173,4515 km/h.

4.2.2. Slabý poryv

Druhým případem je slabší poryv o hodnotě 7,5 m/s.

U slabšího poryvu se rychlost v_B shoduje s rychlostí v_D . Tedy:

$$v_B = v_D \quad (4.12)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$v_B = 80 \text{ m/s}$$

Tato hodnota je ekvivalentní s 288 km/h.

4.2.3. Výpočet násobků

Vzorec pro výpočet násobků je následující:

$$n = 1 \pm \frac{1}{2} \frac{k \cdot \rho \cdot v \cdot c_{yK\ddot{R}}^\alpha \cdot \mu}{M_{TOW} \cdot g} \cdot S \quad (4.13)$$

Kde $c_{yK\ddot{R}}^\alpha$ je hodnota stoupání vztlakové čáry v $[\text{rad}^{-1}]$, ρ je hustota vzduchu dle MSA v $[\text{kg/m}^3]$, k je zmírňující součinitel, μ je relativní hmotnostní poměr. Nyní je potřeba určit neznámé koeficienty. [8]

Hodnota μ se určí ze vztahu:

$$\mu = \frac{\frac{2M_{TOW}}{S}}{\rho b_{SAT} c_{yK\ddot{R}}^\alpha} \quad (4.14)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$\mu = \frac{\frac{2.25}{0,929}}{1,225.4,97.0,362} = 24,38652$$

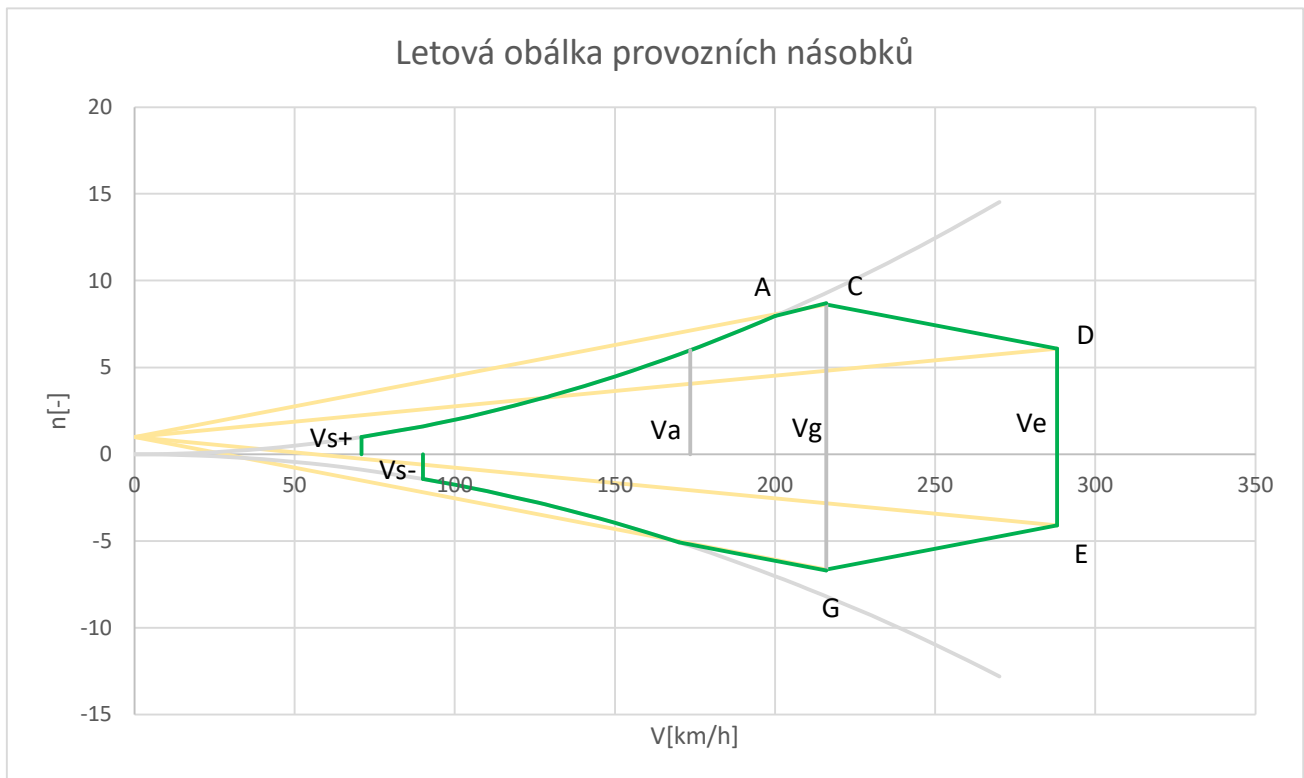
Následně se určí hodnota k , ta se vypočte ze vzorce:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (4.15)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$k = \frac{0,88.24,38652}{5,3 + 24,38652} = 0,722892.$$

V tuto chvíli jsou vypočteny všechny potřebné koeficienty a lze dále pokračovat ve výpočtu dle rovnice (4.13).



Obr. 13.: Grafické zobrazení letové obálky provozních násobků

4.3. Výsledná letová obálka

V grafu jsou žlutou barvou vyneseny násobky od poryvu a zelenou barvou obálka obálek. Povšimněte si, že poryvová obálka obsáhne velkou část obálky obálek. Tento vzhled obálky je velmi typický pro větroně a jim podobné modely, co se letových vlastností týká, hlavním důvodem je malé plošné zatížení křídla modelu. To je vztah mezi hmotností modelu vydělenou plochou křídla. Pokud má tedy letoun maximální hmotnost podle předpisů 25 kg a tím i malé plošné zatížení, není schopen vyvinout dostatečnou sílu proti větru, a proto na něj mají velký vliv povětrnostní podmínky a je pro něj náročné létat za velkého poryvu.

5. Aerodynamické charakteristiky

Pro výpočet aerodynamických charakteristik je uvažována rychlost v_s , která zhruba odpovídá minimální rychlosti letu bez klapky (v tomto případě křidélek). [10]

$$v_s = 71,81 \text{ km/h} = 19,669 \text{ m/s}$$

Reynoldsovo číslo je podíl setrvačných sil a kinematické viskozity. S rostoucím Reynoldsovým číslem klesá vliv viskozity (tření částic kapaliny). Díky němu lze také posoudit typ proudění (laminární nebo turbulentní). Reynoldsovo číslo proudění na křídle je vypočteno dle následujícího vztahu:

$$Re = \frac{v_s \cdot b_{SAT}}{\nu_0} \quad (5.1)$$

Jako charakteristický rozměr je použita střední aerodynamická tětiva křídla. Po dosazení potřebných hodnot dostaneme:

$$Re = \frac{19,669 \cdot 0,362}{1,46 \cdot 10^{-5}} = 487\,683$$

5.1. Vztlaková čára křídla

Pro výpočet rozložení vztlaku na křídle a maximálního součinitele vztlaku křídla byla použita Schrenkova metoda. Tato metoda umožňuje relativně jednoduché ohodnocení vlivu půdorysného tvaru křídla na průběh rozložení vztlaku. Tato metoda patří ke konzervativním, tudíž stojí na straně bezpečnosti. To může model trochu prodražit, protože bude potřeba více materiálu, ale pro naše podmínky je to dostačující.

Nejdříve je nutné vypočítat sklon vztlakové čáry křídla dle vzorce:

$$c_{yKŘ}^\alpha = \frac{2\pi}{\lambda_{KŘ} + 2} \lambda_{KŘ} \quad (5.2)$$

Po dosazení potřebných hodnot:

$$c_{yKŘ}^\alpha = \frac{2\pi}{7,277 + 2} 7,277 = 4,9286 \text{ [1/rad]}.$$

Tato hodnota je ekvivalentní $0,086021^\circ$.

Níže jsou uvedeny vztahy pro výpočty pomocí Schrenkovy metody, které se analogicky opakují pro každý zvolený řez $b(z)$ podél křídla. $C_{y_{\max}}(z)$ je ideální profilová hodnota pro každý řez závislá na Re čísle, které vychází z v_{\min} a $b(z)$

$$Y(z) = \frac{2 \cdot S_{KŘ}}{\pi \cdot \frac{l_{kř}}{2}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{z}{\frac{l_{kř}}{2}}\right)^2}, \quad (5.3)$$

$$(Cy \cdot b)_{Cy_{KŘ}} = \frac{1}{2} \cdot (b(z) + Y(z)), \quad (5.4)$$

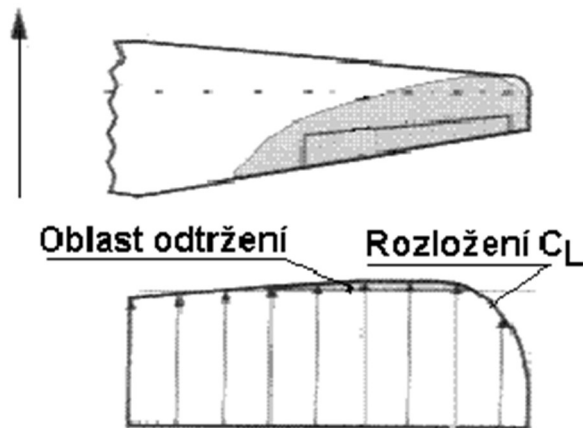
$$Cy_{KŘ} = \frac{(Cy \cdot b)_{Cy_{KŘ}}}{b(z)}. \quad (5.5)$$

Tab. 3: Tabulka vypočtených hodnot pro jednotlivé řezy

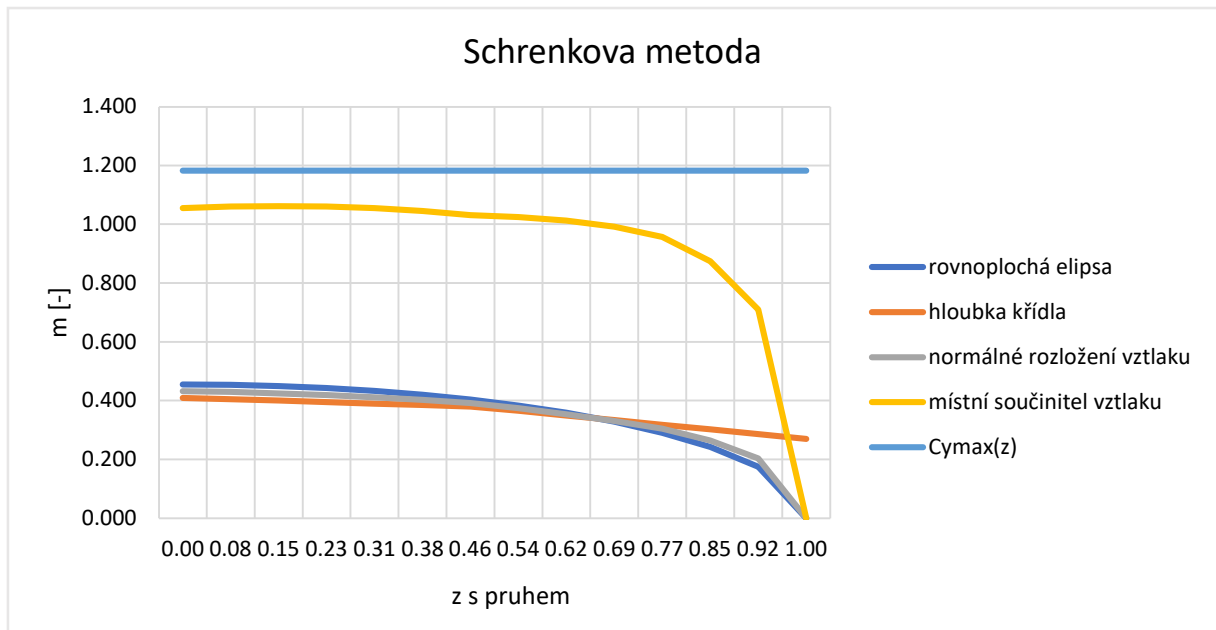
SCHRENKOVA METODA								
jednotková vzdálenost od roviny symetrie	vzdálenost od roviny symetrie	rovnoplochá elipsa	hloubka křídla	normální rozložení vztaku	rozložení vztaku při určitém Cl	místní součinitel vztaku	maximální součinitel vztaku	rozdíl místního a maximálního součinitele vztaku
z (1)	z (m)	y(z) (m)	b(z)	Cy*b (Cl=1)	Cy*b (Cl=...)	Cy	Cymax(z)	ΔCy
0.00	0	0.455	0.410	0.432	0.104	1.055	1.182947809	0.128
0.08	0.1	0.454	0.405	0.429	0.103	1.060	1.182947809	0.123
0.15	0.2	0.450	0.400	0.425	0.102	1.062	1.182947809	0.121
0.23	0.3	0.443	0.395	0.419	0.100	1.060	1.182947809	0.123
0.31	0.4	0.433	0.390	0.411	0.099	1.055	1.182947809	0.128
0.38	0.5	0.420	0.385	0.402	0.096	1.045	1.182947809	0.138
0.46	0.6	0.404	0.380	0.392	0.094	1.031	1.182947809	0.152
0.54	0.7	0.383	0.365	0.374	0.090	1.024	1.182947809	0.158
0.62	0.8	0.359	0.350	0.354	0.085	1.013	1.182947809	0.170
0.69	0.9	0.328	0.334	0.331	0.079	0.992	1.182947809	0.191
0.77	1	0.291	0.318	0.304	0.073	0.957	1.182947809	0.226
0.85	1.1	0.242	0.302	0.264	0.063	0.875	1.182947809	0.308
0.92	1.2	0.175	0.286	0.203	0.049	0.710	1.182947809	0.473
1.00	1.3	0.000	0.270	0.000	0.000	0.000	1.182947809	1.183

Zelená hodnota v tabulce značí místo, kde se místní součinitel vztaku nejvíce přiblížil maximálnímu součiniteli vztaku. To je místo řezu, kde bude nejdříve docházet k odtrhávání mezní vrstvy proudu a ke vzniku vírů. To může mít za následek nestabilní chování křídla, chvění, a může dojít až k hlubokému pádu po křídle. Je důležité, aby se místo řezu odtrhávání proudu vzduchu nenacházelo v oblasti křidélek. Bezprostředně před vlastním pádem dochází ke stavu, že vychýlí-li se křídélko dolů, aby se zvýšil vztlak, a zvedne křídlo nahoru, dojde v oblasti dolů vychýleného křídélka k úplnému odtržení

proudu a následnému přepadnutí na opačnou stranu, než měl být původně zamýšlený klonivý pohyb. [7]



Obr. 14.: Rozložení vztlaku po lichoběžníkovém křídle [7]



Obr. 15.: Grafický výstup Schrenkovy metody

Pro zjištění maximálního součinitele vztlaku křídla je třeba odečíst hodnoty z **Chyba!**
Nenalezen zdroj odkazů. z řádku se zeleně označeným číslem a dosadit do vzorce:

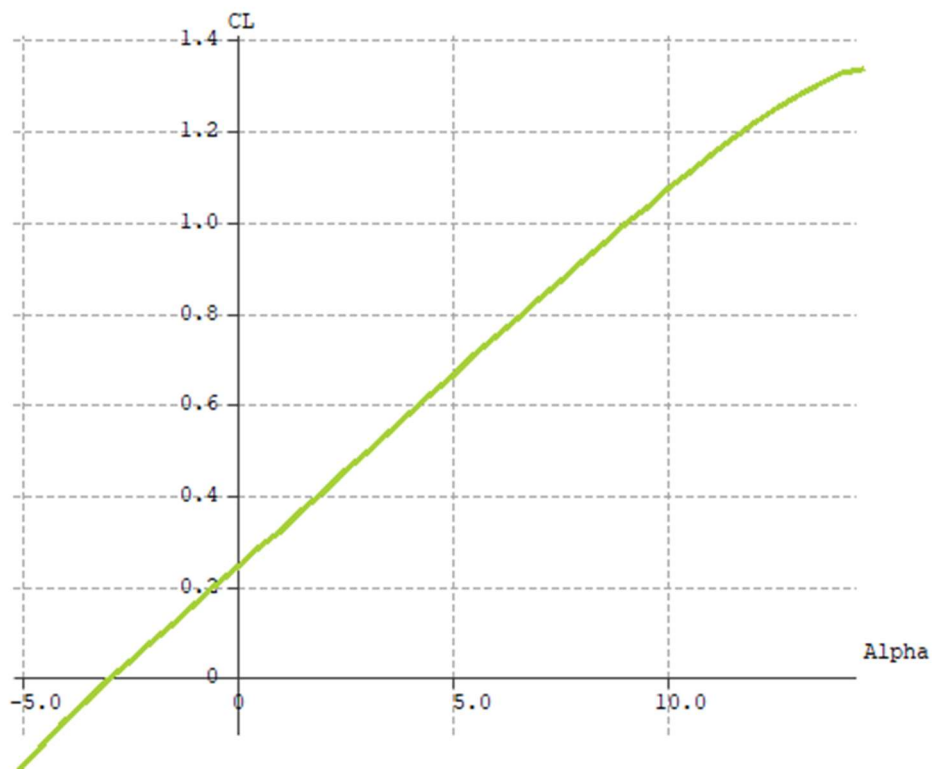
$$C_{y_{maxKŘ}} = \frac{C_{y_{max}}}{C_{y_{C_{yKR}=1}}} \quad (5.6)$$

Po dosazení potřebných hodnot vychází maximální součinitel křídla:

$$C_{y_{maxKŘ}} = \frac{1.182947809}{1.062} = 1,11400528.$$

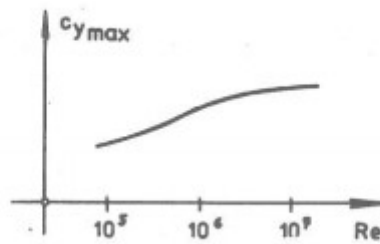
Jednou z nejdůležitějších aerodynamických charakteristik je vztaková čára. Je to závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu. Je z ní možno vyčíst kritický úhel náběhu, kdy dojde k tzv. přetažení a kompletnímu odtržení mezní vrstvy od křídla a ztrátě kontroly nad strojem.

Je možné si všimnout, že spodní část vztakové čáry je lineární, což bylo dokázáno experimentálně. Při proudění za určitým úhlem náběhu lineární závislost mizí a dochází k postupnému oddělování mezní vrstvy, která se postupně rozšiřuje po horní straně profilu. Při dosažení kritického úhlu náběhu (α_{krit}) dochází k rozšíření odtržení mezní vrstvy téměř po celé délce horní strany profilu. Je vidět, že po odtržení proudu nedojde k poklesu vztlaku, jak tomu většinou bývá, ale dojde k okamžitému hlubokému pádu po křídle. [10]



Obr. 16.: Diagram vztakové čáry křídla z programu XFLR5

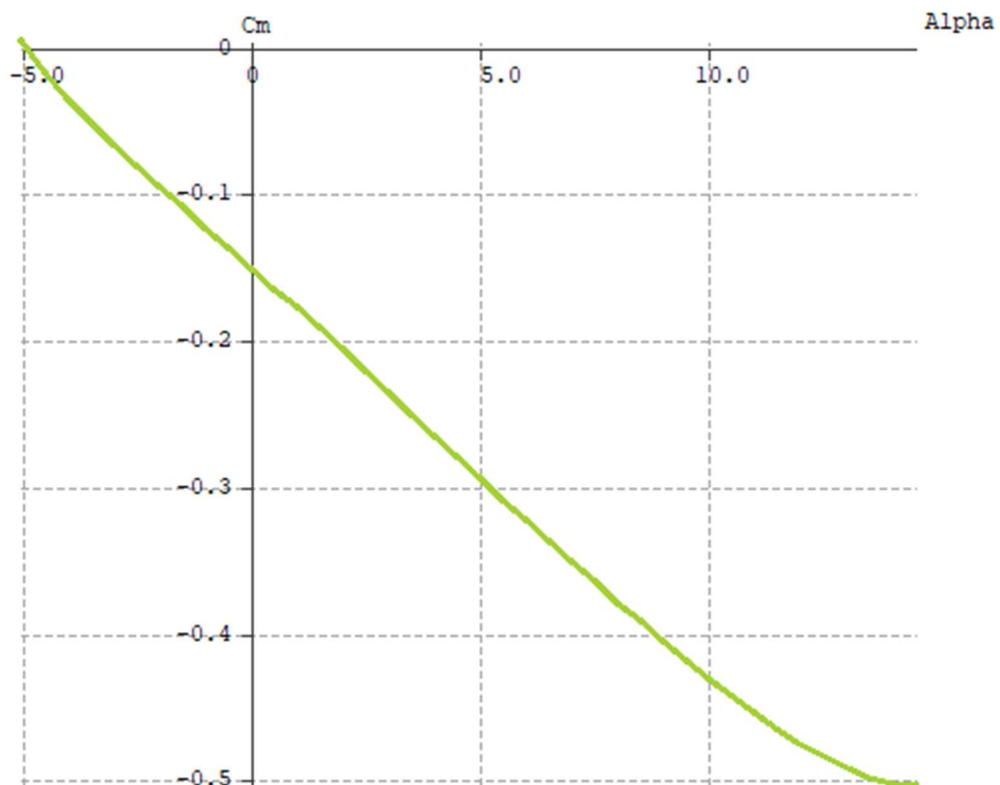
Hodnoty maximálního součinitele vztlaku $c_{y_{max}}$ závisí na typu profilu a Reynoldsově čísle, což má vliv na typ odtržení mezní vrstvy (proud se odděluje buď v laminárním nebo v turbulentním rozsahu mezní vrstvy). Závislost $c_{y_{max}} = f(Re)$ je zobrazena na Obr. 17. [10]



Obr. 17.: Vliv Reynoldsova čísla na $c_{y_{max}}$ [11]

Z grafu je patrné, že s rostoucím Re dochází k nárůstu $c_{y_{max}}$. Vyšším Re číslům odpovídá turbulentní mezní vrstva, proto k dosažení většího $c_{y_{max}}$ je nutné vytvořit na povrchu turbulentní mezní vrstvu. Vysvětlení tohoto vlivu spočívá v tom, že u turbulentních mezních vrstev dochází k přesunu částic s vyšší energií do oblasti, kde ji předávají částicím s nižší energií. [10]

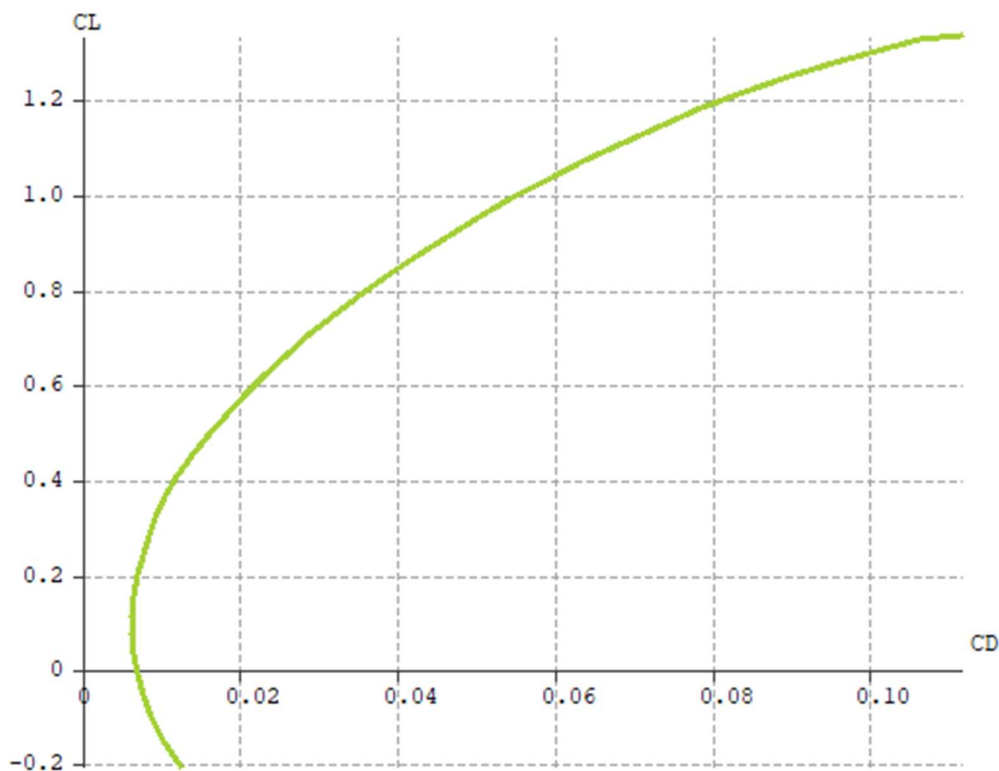
Další aerodynamickou charakteristikou je momentová čára, je to závislost součinitele momentu na úhlu náběhu.



Obr. 18.: Momentová čára křídla z programu XFLR5

5.2. Aerodynamická polára

Je to diagram aerodynamické charakteristiky profilu v závislosti na vztlaku (c_y) a odporu (c_x). Každá polára je dána pro určité Reynoldsovo číslo a pro určitý rozsah rychlostí. Čím je polára více vlevo, tím je profil výkonnější. Čím je polára vyšší, tím dosáhne letadlo menší minimální rychlosti. Poláry profilů se měří experimentálně v aerodynamickém tunelu. [12]



Obr. 19.: Polára křídla (poměr vztlakového a odporového koeficientu) z programu XFLR5

6. Výpočet zatížení

Výpočet zatížení křídla je životně důležitým krokem k návrhu a možnosti dimenzování nosníku křídla. Řešíme jej především pro nejkritičtější body obálky z hlediska ohybového a krutového namáhání. Tedy v oblasti pro body C+ a E, kde C+ převažuje maximálním ohybovým momentem, a tedy i posouvající silou, a bod E je dominantní svým kroutícím momentem.

Bodu C+ odpovídají následující hodnoty:

$$v_c = 216 \text{ km/h} = 60 \text{ m/s}$$

$$n_c = 8,63$$

6.1. Vztlkové síly a součinitele vztlaku na křídle

Pro výpočet není uvažován moment, který vznikne na VOP (zanedbáváme pro symetrický profil). Nejprve musí být definován součinitel momentu křídla při nulovém vztlaku m_{z0} . Tato hodnota je odečtena z diagramů součinitele momentu a vztlaku v závislosti na úhlu náběhu. Veličina má hodnotu:

$$m_{z0} = -0,0698.$$

Moment křídla $M_{z0KŘ}$ je tedy:

$$M_{z0KŘ} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_c^2 \cdot m_{z0} \cdot S \cdot b_{SAT}, \quad (6.1)$$

$$M_{z0KŘ} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 60^2 \cdot (-0,1) \cdot 0,929 \cdot 0,362 = -74,15 \text{ Nm}. \quad (6.2)$$

V dalších výpočtech budeme potřebovat vzdálenost těžiště při M_{TOW} od aerodynamického středu křídla. Výpočet je uveden v Příloze č.1 a výsledná hodnota je:

$$\Delta x = 0,0281 \text{ m}.$$

Výpočet vztlkové síly křídla a VOP je odvozen z momentové rovnováhy letounu (zanedbáváme moment VOP, M_{z0VOP})

$$Y_{KŘ} = \frac{n_c \cdot M_{TOW} \cdot g - \frac{1}{L_{VOP} - \Delta x} \cdot (M_{z0KŘ} + M_{z0VOP})}{1 + \frac{\Delta x}{L_{VOP} - \Delta x}}, \quad (6.3)$$

$$Y_{KŘ} = \frac{8,63 \cdot 25 \cdot 9,81 - \frac{1}{0,8 - 0,0318} \cdot (-74,15)}{1 + \frac{0,0318}{0,8 - 0,0318}} = 2\,096,65 \text{ N},$$

(6.4)

$$Y_{VOP} = \frac{M_{z0KŘ} + M_{z0VOP} + Y_{KŘ} \cdot \Delta x}{L_{VOP} - \Delta x},$$

$$Y_{VOP} = \frac{-74,15 + 2109,88 \cdot 0,0318}{0,8 - 0,0318} = 37,02 \text{ N}.$$

Ze základní rovnice pro výpočet vztlaku lze nyní vyjádřit součinitel vztlaku Cy_c :

$$Cy_c = \frac{2 \cdot Y_{KŘ}}{S \cdot \rho \cdot v_c^2}, \quad (6.5)$$

$$Cy_c = \frac{2 \cdot 2096,65}{0,929 \cdot 1,225 \cdot 60^2} = 1,0235.$$

6.2. Průběh zatížení křídla po rozpětí

Výpočet měrných zatížení byl proveden pro vybrané řezy křídla rovnoměrně rozprostřené po polo rozpětí. Níže jsou uvedeny potřebné vztahy. Výpočty vycházejí ze Shrenkovy metody rozdělení součinitele vztlaku na křídle.

Nejprve je nutné určit průběh $(Cy \cdot b)_{Cy_{KŘ}}$. Pomocí něj pak může být určen průběh měrného zatížení od vztlaku q_A

$$(Cy \cdot b)_{Cy_{KŘ}} = (Cy \cdot b)_{Cy_{KŘ}=1} \cdot Cy_{KŘ}, \quad (6.6)$$

$$q_A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot (Cy \cdot b)_{Cy_{KŘ}}. \quad (6.7)$$

Dále musí být určeno zatížení od hmotových sil q_m . Toto zatížení je vyvoláno hmotností křídla $m_{KŘ}$. Ta je vzhledem k části návrhu jen teoretická a je třeba hodnotu odhadnout

$$m_{KŘ} = 2 \text{ kg},$$

$$q_m = \frac{m \cdot g \cdot n}{l} \quad (6.8)$$

Výsledné měrné zatížení q_y je vyjádřeno následujícím vztahem. Z něj vyplývá, že tíha křídla částečně kompenzuje zatížení od aerodynamických sil, a tedy odlehčuje křídlu

$$q_y = q_A - q_m \quad (6.9)$$

Dle základní momentové rovnováhy (k aerodynamické ose) na profilu křídla je vypočteno měrné zatížení od krutu q_k . Toto zatížení vzniká působením měrného kroutícího momentu m_{z0} a také posunutím $(x_{to} - x_{ao})$ působíště zatížení od hmotových sil q_m do aerodynamické osy křídla. Pro výpočet měrného kroutícího momentu m_{z0} je nutné definovat součinitel momentu C_{m0} (průměrná hodnota profilu pro různá Reynoldsova čísla) [13]

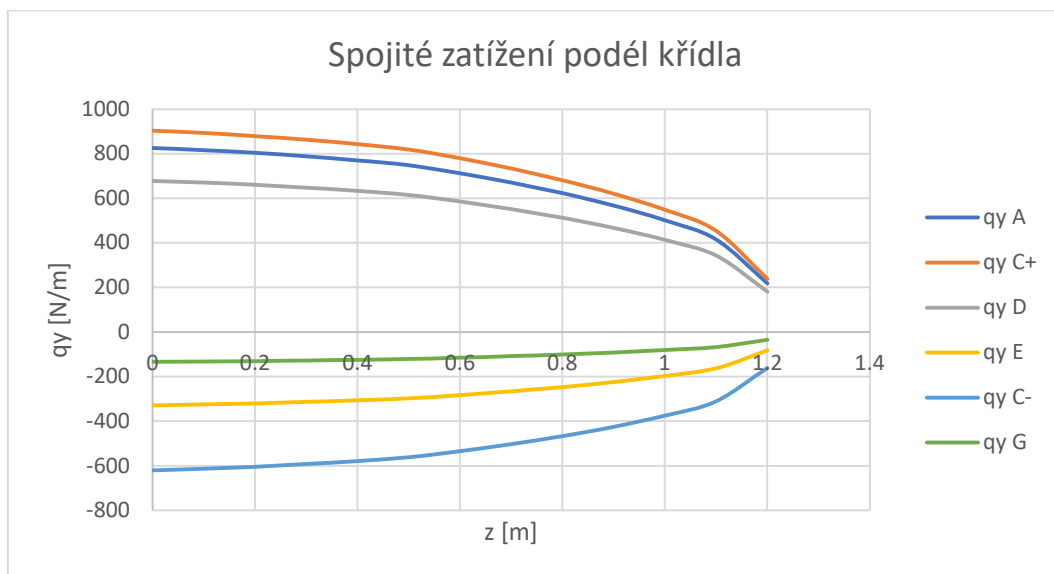
$$C_{m0} = -0,062,$$

$$m_{z0} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{m0} \cdot b, \quad (6.10)$$

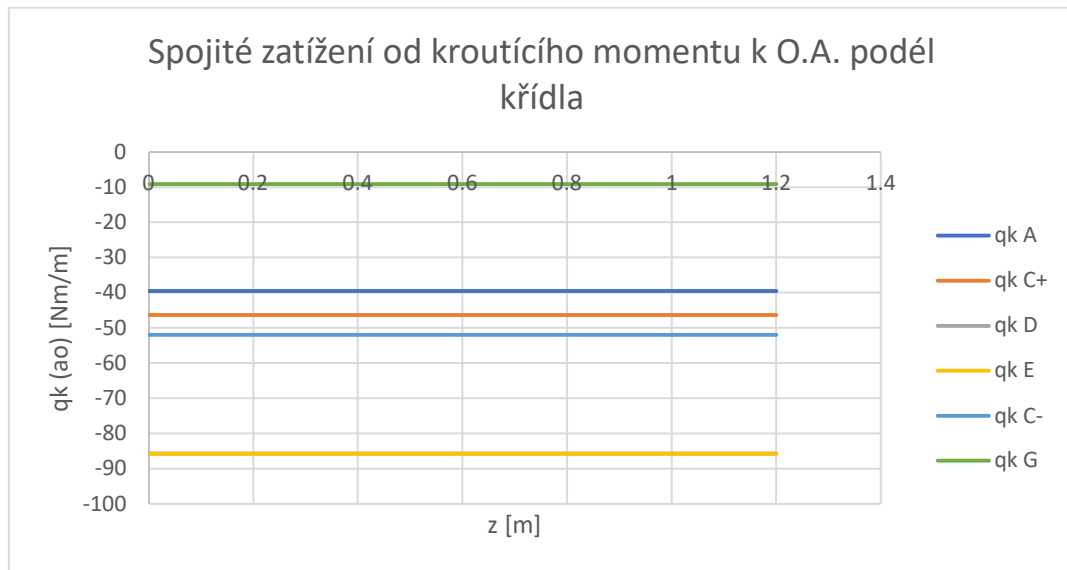
$$q_k = m_{z0} + q_m \cdot (x_{TO} - x_{AO}) \cdot b. \quad (6.11)$$

Kde x_{TO} je tvz. osa těžiště a má hodnotu 0,32779=32,779 % a x_{AO} je aerodynamická osa, která se obecně volí ve čtvrtině křídla, má tedy hodnotu 0,25=25 %. Bližší výpočet osy těžiště je uveden v Příloze č.1.

V následujících diagramech jsou znázorněna jednotlivá spojitá zatížení působící podél křídla.



Obr. 20.: Výsledné měrné zatížení po rozpětí křídla



Obr. 21.: Výsledné měrné zatížení od krutu po rozpětí křídla

6.3. Výpočet průběhu posouvající síly a momentu po křídle

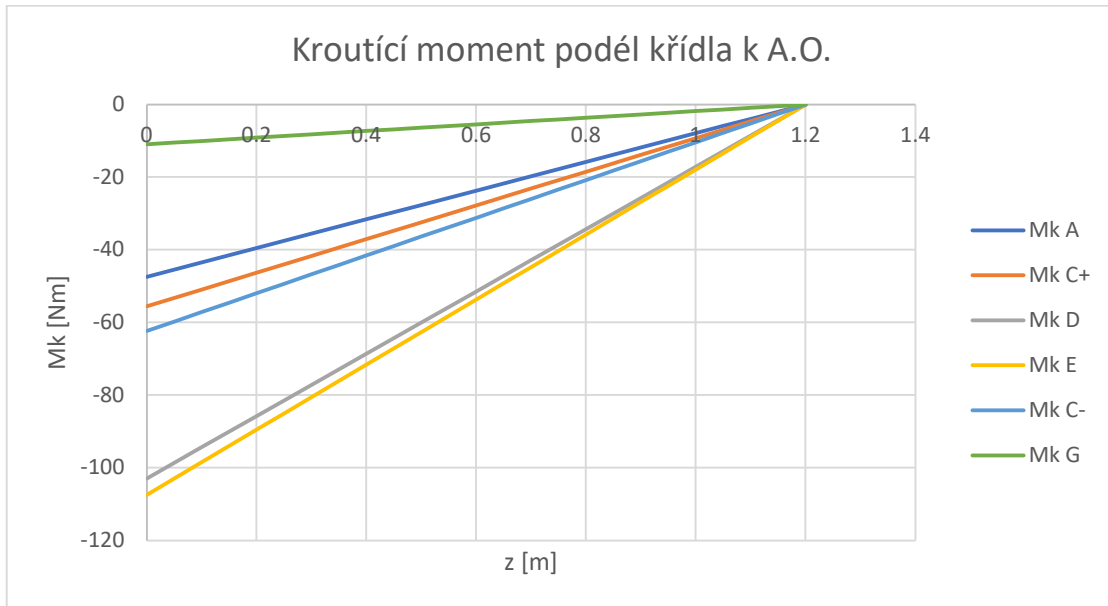
Vztahy pro určení posouvající síly T , ohybového momentu M_0 a kroutícího momentu M_k se řeší pomocí tzv. Schwedlerovy věty

$$T = \int_0^{\frac{l}{2}} q_y \cdot dz, \quad (6.12)$$

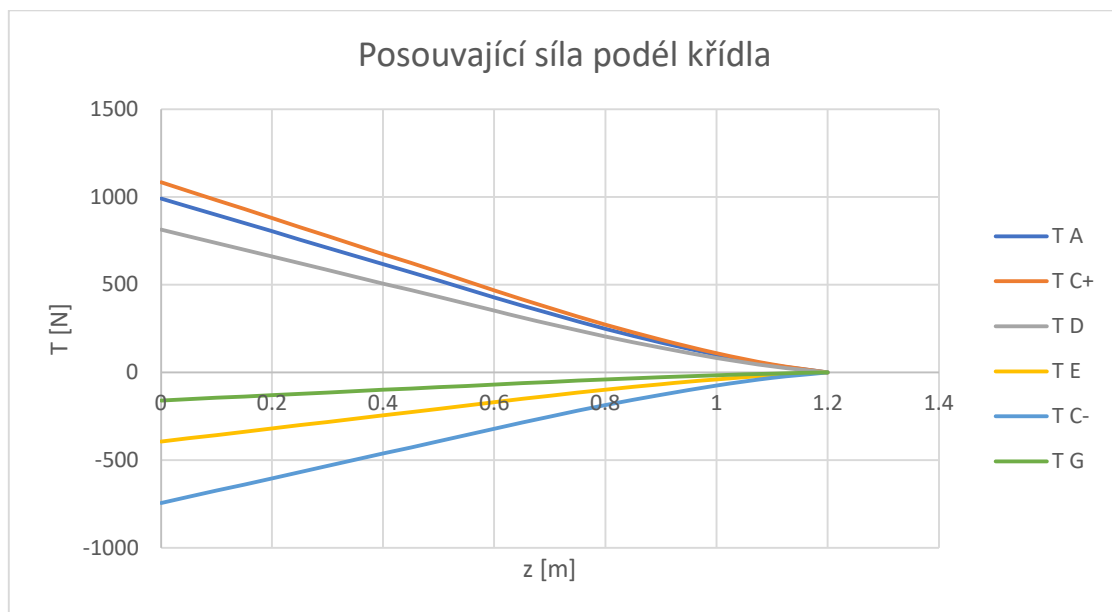
$$M_0 = \int_0^{\frac{l}{2}} T \cdot dz, \quad (6.13)$$

$$M_k = \int_0^{\frac{l}{2}} q_k \cdot dz. \quad (6.14)$$

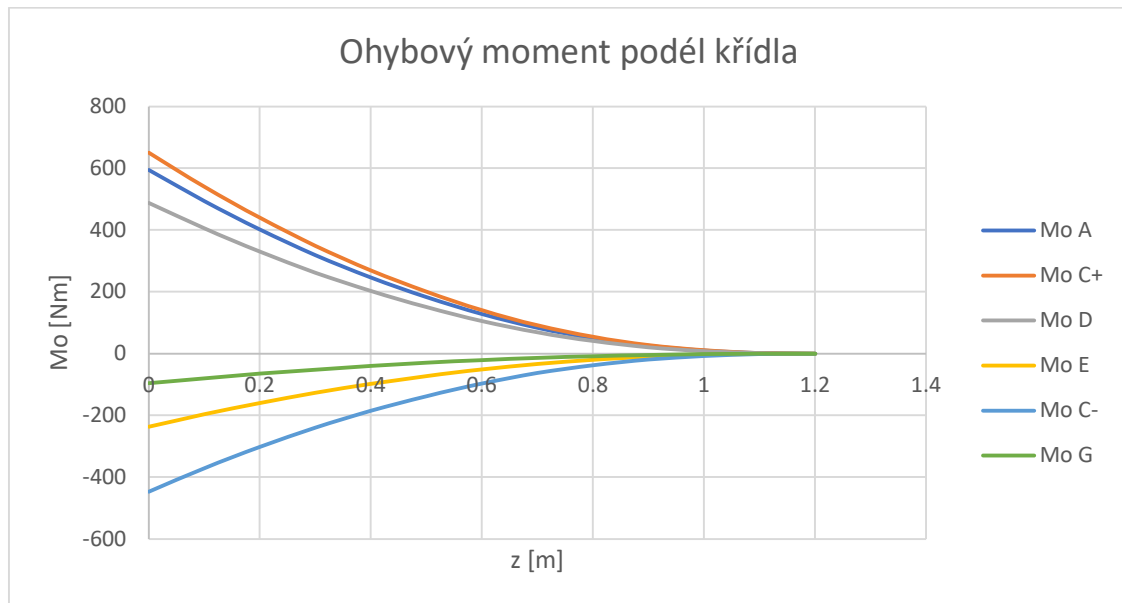
V následujících diagramech jsou znázorněny jednotlivé závislosti pro dané Schwedlerovy věty.



Obr. 22.: Průběh krouťících momentů po rozpětí křídla



Obr. 23.: Průběh posouvající síly po rozpětí křídla



Obr. 24.: Průběh ohybových momentů po rozpětí křídla

V Příloze č.2 jsou zobrazeny veškeré vypočtené hodnoty nutné k určení průběhu zatížení po rozpětí křídla a k tvorbě diagramů.

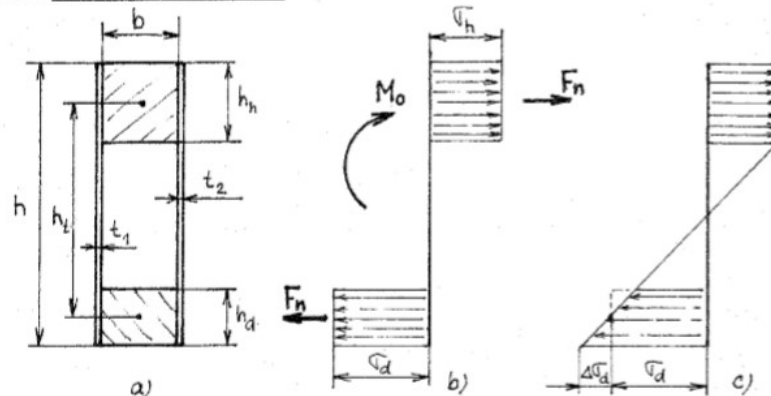
7. Návrh křídla

Veškeré pevnostní výpočty jsou prováděny totožně jako pro jednotrupé letadlo. Je to z toho důvodu, že ve chvíli tohoto výpočtu nebyla známa hmotnost motorových gondol. Ty sice křídlo svou tíhou odlehčují, ale pokud by jejich váha byla zvolena moc vysoká, došlo by k podhodnocení celého výpočtu a konstrukce by nevydržela. Proto je tento postup výpočtu přikloněn na stranu bezpečnosti a měl by být v pořádku. Rozložení nosníků je počítáno dle systémového výkresu křídla. Hlavní zatížení (ohybový moment) přenáší hlavní nosník. Pomocný nosník přenáší krut (tvoří s hlavním nosníkem a potahem torzní komory) a uchycuje křídélka.

7.1. Návrh pásnic hlavního nosníku křídla

Zatížení je počítáno primárně pro bod C+, kde je největší ohybové zatížení a posouvající síla. Dále jsou uvedeny výpočty pro první a druhý řez. Jednotlivé řezy jsou od sebe vzdáleny 100 mm.

2.5.1. Pevnostní kontrola pásnic



Obr. 25.: Pevnostní kontrola pásnic. [14]

Jsou dvě možnosti výpočtu a kontroly pásnic. Záleží na rozložení sil a napětí, jak je uvedeno v Obr. 25.

Základním předpokladem pro zjednodušený výpočet dle prvního průběhu sil je:

$$h_h + h_d < 0,3 \cdot h. \quad (7.1)$$

Pokud je tato podmínka splněna, je možné pokračovat ve zjednodušeném výpočtu. Při postupných iteracích šlo tuto podmínku splnit vždy, i když byl nosník značně předdimenzován. Bude se proto dále pokračovat jen s tímto typem výpočtu a uvedeny budou postupně krok po kroku.

Zatím není známa hodnota ani jedné z výšek pásnice ze vzorce (7.1). Předpoklad je proto:

$$h_h = h_d.$$

Dále je známa hodnota h , kterou lze určit za předpokladu, že je dána poloha hlavního nosníku a výška profilu v daném místě. Díky tomu, že nosník bude umístěn do nejtlustšího místa profilu, především z prostorových důvodů a výhodného místa vůči těžišti křídla, lze určit přesnou výšku profilu. Hodnota nejtlustšího místa v profilu je jednou z hlavních specifik daného profilu. V tomto případě je tloušťka 7,6 % ve 25% tětivy profilu. Tudíž výška v kořenové části odpovídá:

$$H_H = 0,076 \cdot 410 = 31,16 \text{ mm.}$$

Výška pásnic je:

$$h_h = h_d = 3,96 \text{ mm.}$$

Dále je potřeba určit vzdálenost těžišť řezů pásnic.

$$h_t = h - \frac{h_h + h_d}{2}, \quad (7.2)$$

$$h_t = 31,16 - \frac{3,96 + 3,96}{2} = 27,2 \text{ mm.}$$

Následuje výpočet síly v pásnicích:

$$F_n = \frac{M_o \cdot k}{h_t}, \quad (7.3)$$

$$F_n = \frac{769273,13 \cdot 1,5}{27,2} = 42\,423,15 \text{ N.}$$

A konečně výpočet napětí v pásnicích:

$$\sigma_h = \frac{-F_n}{b \cdot h_h}, \quad (7.4)$$

$$\sigma_h = \frac{-42\,423,15}{25 \cdot 3,96} = 428,51 \text{ MPa,}$$

$$\sigma_d = \frac{F_n}{b \cdot h_d}, \quad (7.5)$$

$$\sigma_d = \frac{42\,423,15}{25,3,96} = 428,51 \text{ MPa.}$$

Parametry použitého uhlíkového kompozitu:

$$R_m = 1\,000 \text{ MPa,}$$

$$E = 150\,000 \text{ MPa.}$$

Je tedy vidět, že kontrola na ohyb vyšla s bezpečností $k=2,33$. Ostatní vypočtené hodnoty pro jednotlivé řezy jsou uvedeny v tabulce v Příloze č.3.

7.1.1. Stanovení jistoty horní pásnice

Hodnota napětí je již stanovena v rovnici (7.4). Vzhledem k tomu, že je pásnice namáhána, na tlak je nutné použít hodnotu tlakového napětí materiálu. Výpočet jistoty je následující:

$$j = \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_h}, \quad (7.6)$$

$$j = \frac{1000}{428,51} = 2,3336 \rightarrow \text{vyhovuje.}$$

7.1.2. Stanovení jistoty dolní pásnice

Hodnota napětí je již stanovena z rovnice (7.5). Vzhledem k tomu, že je pásnice namáhána, na tah je nutné použít hodnotu tahového napětí materiálu. Výpočet jistoty je následující:

$$j = \frac{R_m}{\sigma_d}, \quad (7.7)$$

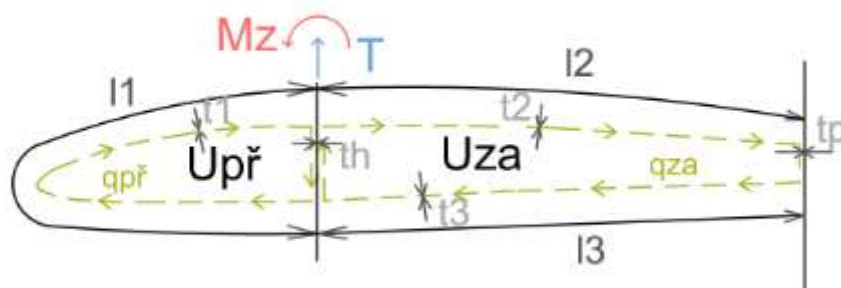
$$j = \frac{450}{428,51} = 1,0501 \rightarrow \text{vyhovuje.}$$

7.2. Návrh pomocného nosníku

Hlavní nosník přenáší dominantní část zatížení a pomocný nosník slouží především pro uchycení křidélek a z technologického hlediska. Je složen opět ze dvou symetrických pásnic a vzhledem ke geometrii křídla je umístěn šikmo k hlavnímu nosníku, tedy rovnoběžně s odtokovou hranou.

7.3. Návrh stojiny hlavního a pomocného nosníku

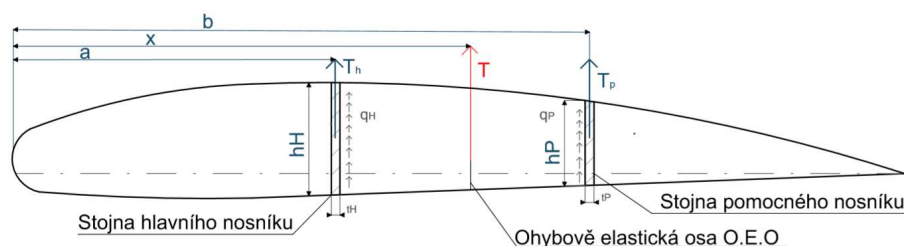
Níže uvedený výpočet bude ukázán na zatížení, které vychází z bodu C+, a bude řešen interval 1 (mezi žebrem 1 a 2, zatížení a geometrie je bráno pro žebro 1). Pro ostatní intervaly je výpočet analogický a jsou zde uvedeny výsledky. Dále jsou uvedeny výsledky pro zatížení E, které je zatíženo největším kroutícím momentem, a je tedy nutno kontrolovat stojiny a potah i v tomto bodě.



Obr. 26.: Smykové toky v torzních skříních

7.3.1. Výpočet smykových toků ve stojinách

Nejprve je nutné určit polohu ohybově elastické osy (OEO). Ohybově elastická osa je závislá na ohybové tuhosti nosníků. Bude-li ležet posouvající síla T v OEO, rozdělí se výsledný ohybový moment na nosníky v poměru jejich ohybových tuhostí.



Obr. 27: Poloha ohybově elastické osy

Oba nosníky jsou vyrobeny ze stejného materiálu. Koeficienty a a b značí polohu hlavního a pomocného nosníku od náběžné hrany (v daném řezu)

$$E_1 = E_2 = E = 43\,000 \text{ MPa},$$

$$a = 101,27 \text{ mm},$$

$$b = 273,33 \text{ mm}.$$

Poloha OEO (vzdálenost od náběžné hrany) se vypočítá dle následujícího vztahu:

$$x = \frac{J_{Hx} \cdot E \cdot a + J_{Px} \cdot E \cdot b}{J_{Hx} \cdot E + J_{Px} \cdot E}, \quad (7.8)$$

$$x = \frac{27\,085,947 \cdot 101,27 + 501,667 \cdot 273,33}{27\,085,947 + 501,667} = 104,398 \text{ mm}.$$

Posouvající síly na jednotlivých stojnách vycházejí z momentové rovnováhy. Posouvající síla T je v tomto případě z bodu C+ z letové obálky.

Posouvající síla na hlavní stojně:

$$T_H = T \cdot \left(\frac{x - b}{a - b} \right), \quad (7.9)$$

$$T_H = 1176,87 \cdot \left(\frac{104,398 - 273,33}{101,27 - 273,33} \right) = 1\,155,478 \text{ N}.$$

Smykový tok v hlavní stojně:

$$q_H = \frac{T_H}{H_H}, \quad (7.10)$$

$$q_H = \frac{1155,478}{31,16} = 37,082 \text{ N/mm}.$$

Posouvající síla na vedlejší stojně:

$$T_P = T - T_H, \quad (7.11)$$

$$T_P = 1176,87 - 1155,478 = 21,4009 \text{ N}.$$

Smykový tok ve vedlejší stojně:

$$q_P = \frac{T_P}{H_P}, \quad (7.12)$$

$$q_P = \frac{21,4009}{11} = 1,9455 \text{ N/mm.}$$

7.3.2. Výpočet momentů a zatížení od krutu k OEO

Transformace kroutícího momentu k OEO. Aerodynamická osa křídla leží ve 25 % b(z).

Výpočet vzdálenosti OEO a AO:

$$\Delta x_{AO-OEO} = x - 0,25 \cdot b(z), \quad (7.13)$$

$$\Delta x_{AO-OEO} = 104,398 - 0,25 \cdot 410 = 1.89887 \text{ mm.}$$

Výpočet momentu přemístění síly do OEO:

$$\Delta M_k = T \cdot \Delta x_{AO-OEO}. \quad (7.14)$$

$$\Delta M_k = 1176,87 \cdot 1,89887 = 2\,234,7 \text{ Nmm} = 2,23 \text{ Nm.}$$

Výpočet celkového momentu, působícího v OEO. M_k značí aerodynamický kroutící moment v daném bodě letové obálky

$$M_z = M_k + \Delta M_k. \quad (7.15)$$

$$M_z = 2,23 + (-49.973) = -47.7384 \text{ Nm.}$$

7.3.3. Výpočet smykových toků ve stojinách a potahu od krutu

Křídlo s hlavním a vedlejším nosníkem tvoří dvě torzní dutiny. Je třeba spočítat smykové toky v přední a zadní dutině. Smykové toky ve stojinách byly stanoveny již dříve.

Výpočet smykových toků je staticky neurčitá úloha. K výpočtu je potřeba deformační podmínky. Deformační podmínka vychází z rovnosti natočení obou torzních dutin.

Základní vztahy pro výpočet:

a) Bredtův vztah:

$$M_z = q_{př} \cdot 2 \cdot U_{př} + q_{za} \cdot 2 \cdot U_{za}. \quad (7.16)$$

b) Deformační podmínka:

$$\vartheta_1 = \vartheta_1.$$

$$\frac{1}{2 \cdot U_{př}} \oint \frac{q_{př} \cdot d_1}{G_{př} \cdot t_{př}} = \frac{1}{2 \cdot U_{za}} \oint \frac{q_{za} \cdot d_1}{G_{za} \cdot t_{za}}. \quad (7.17)$$

Smykové tuhosti potahu $G_{př}$ a G_{za} jsou stejné, neboť jsou ze stejného materiálu.

Vztah lze tedy následovně upravit:

$$\frac{U_{za}}{U_{př}} = \left[\frac{q_{př} \cdot l_1}{t_1} + \frac{(q_{př} + q_H - q_{za}) \cdot H_H}{t_H} \right], \quad (7.18)$$

$$\frac{U_{za}}{U_{př}} = \frac{q_{za} \cdot l_2}{t_2} + \frac{q_{za} \cdot l_3}{t_3} + \frac{(q_{za} + q_P) \cdot H_H}{t_P} + \frac{(q_{za} - q_{př} - q_H) \cdot H_H}{t_H}. \quad (7.19)$$

Po vyjádření z rovnic lze napsat vztah pro smykový tok zadní dutiny q_{za} :

$$q_{za} = \frac{\left(-\frac{U_{př} \cdot H_P}{t_P} \cdot q_P + \frac{M_z \cdot H_H}{2 \cdot t_H} + \frac{U_{př} \cdot H_H}{t_H} \cdot q_H + \frac{U_{za} \cdot l_1 \cdot M_z}{2 \cdot U_{př} \cdot t_1} + \frac{U_{za} \cdot H_H}{t_H} \cdot q_H + \frac{U_{za} \cdot H_H \cdot M_z}{2 \cdot U_{př} \cdot t_H} \right)}{\left(\frac{U_{za} \cdot U_{za} \cdot l_1}{U_{př} \cdot t_1} + \frac{U_{za} \cdot U_{za} \cdot H_H}{U_{př} \cdot t_H} + \frac{U_{za} \cdot H_H}{t_H} + \frac{U_{př} \cdot l_2}{t_2} + \frac{U_{př} \cdot l_3}{t_3} + \frac{U_{př} \cdot H_P}{t_P} + \frac{U_{př} \cdot H_H}{t_H} + \frac{U_{za} \cdot H_H}{t_H} \right)}, \quad (7.20)$$

$$q_{za} = -3,665 \text{ N/mm}.$$

Po vypočtení q_{za} lze vypočítat i smykový tok v přední dutině $q_{př}$:

$$q_{př} = \frac{M_z - 2 \cdot U_{za} \cdot q_{za}}{2 \cdot U_{př}}, \quad (7.21)$$

$$q_{př} = -4,246 \text{ N/mm}.$$

7.3.4. Kontrola jistoty stojin hlavního a pomocného nosníku

Nejprve se určí napětí na stojině hlavního nosníku:

$$\tau_H = \frac{q_{př} + q_H - q_{za}}{t_h}, \quad (7.22)$$

$$\tau_H = 1,460046 \text{ MPa.}$$

Materiálem pro stojiny je volena balza, především z důvodu nízké hmotnosti a dobré technologičnosti.

$$R_m = 12 \text{ MPa}$$

Napětí tedy je:

$$\tau_{pevnosti} = 0,63 \cdot R_m, \quad (7.23)$$

$$\tau_{pevnosti} = 0,63 \cdot 12 = 7,56 \text{ MPa.}$$

Nyní se určí početní jistota na hlavním nosníku:

$$j_{POH} = \frac{\tau_{pevnosti}}{\tau_H \cdot f}, \quad (7.24)$$

$$j_{POH} = \frac{7,56}{1,46 \cdot 1,5} = 3,452 \rightarrow \text{vyhovuje.}$$

Analogicky by byl řešen pomocný nosník jen s rozdílnou hodnotou τ_H , kde:

$$\tau_H = 0,1719 \text{ MPa.}$$

A jistota tedy vychází:

$$j_{POP} = \frac{7,56}{0,1719 \cdot 1,5} = 29,3193 \rightarrow \text{vyhovuje.}$$

Je vidět, že pomocný nosník nebude moc namáhán a plní spíše technologickou funkci. Zbývající výsledky jsou uvedeny v tabulce v Příloze č.4.

7.3.5. Kontrola jistoty potahu

Výpočet napětí v potahovém plátu č. 1.

$$\tau_1 = \frac{q_{př}}{t_1}, \quad (7.25)$$

$$\tau_1 = \frac{4,246}{1} = 4,246 \text{ MPa.}$$

Výpočet početní jistoty:

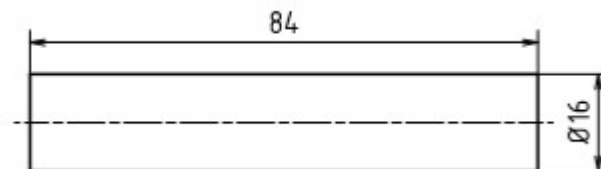
$$j_{PO1} = \frac{\tau_{pevnosti}}{\tau_H \cdot f}, \quad (7.26)$$

$$j_{PO1} = \frac{7,56}{4,246 \cdot 1,5} = 1,1869 \rightarrow \text{vyhovuje.}$$

Ostatní hodnoty jsou uvedeny v tabulce v Příloze č.4.

7.4.Návrh a kontrola spojky

Při návrhu spojky byl uvažován kruhový průřez, a to konkrétně plný a s mezikružím. Mezikružím vycházelo lépe z hmotnostního hlediska, bylo však zapotřebí většího průměru, což v důsledku značně ztěžovalo podmínky sestavitelnosti. Plný průřez zato mohl mít menší průměr při stejné únosnosti. V konečném návrhu, kdy se zohlední úplná délka spojky, která se pomocí poměrů přepočítá z modelu větroně Swift s rozpětím 4,4 m a průměrem tyče 22 mm a zohlední se pravidlo 5-6 % délky připojované části, vyjdou malé hmotnostní rozdíly mezi plným průřezem a mezikružím (přibližně 20 g). Zvolena proto byla optimální varianta, a to spojka o těchto rozměrech:



Obr. 28.: Schématické rozměry spojky

Vzhledem k prodáváním průměrům kompozitních tyčí nejlépe vyšel průměr 16 s bezpečností $k=2,005$. Hodnoty napětí a bezpečností jsou počítány z těchto vzorců:

Pro mezikružím je průřezový modul:

$$W_{OM} = \frac{\pi \cdot D^3}{32} \cdot \left(1 - \left(\frac{d}{D}\right)^4\right), \quad (7.27)$$

$$W_{OM} = \frac{\pi \cdot 18,6^3}{32} \cdot \left(1 - \left(\frac{16}{18,6}\right)^4\right) = 285,8275 \text{ mm}^3.$$

Pro plný průřez je průřezový modul:

$$W_{OK} = \frac{\pi \cdot D^3}{32}, \quad (7.28)$$

$$W_{OK} = \frac{\pi \cdot 16^3}{32} = 402,1238 \text{ mm}^3.$$

Výpočet napětí:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o}. \quad (7.29)$$

Po dosazení:

$$\sigma_{om} = \frac{200552,0416}{285,8275} = 701,6541 \text{ MPa},$$

$$\sigma_{ok} = \frac{200552,0416}{402,1238} = 498,7321 \text{ MPa}.$$

Zbývající hodnoty jsou uvedeny v Příloze č.5.

7.5.Návrh a kontrola šroubů

Návrh hlavních nosných šroubů probíhal na základě návrhu šroubu v nejzatěžovanějším místě, a to konkrétně v místě motorových gondol. Parametry navrženého šroubu jsou následující:

Tab. 4: Technické parametry šroubu

PARAMETRY ŠROUBU		
d	6	mm
P	1	mm
d2	5.35	mm
d1	4.917	mm
d3	4.773	mm
materiál	ČSN 11 373	
pevnostní třída	5.8	
σ_{pt}	800	MPa
σ_{kt}	630	MPa
$\sigma_{c(-1)}$	245	MPa

Je volen šroub s válcovou hlavou a vnitřním šestihranem dle normy ČSN EN ISO 4762. Důvodem je hlavně technologičnost výroby, kdy se bude hlava šroubu zapouštět do křídla. Výpočet šroubu probíhá pomocí následujících vztahů:

Tuhost šroubu:

$$\frac{1}{C_S} = \frac{1}{E} \left(\frac{l_1}{\frac{\pi \cdot D_1^2}{4}} + \frac{l_2}{\frac{\pi \cdot D_2^2}{4}} + \frac{l_3}{\frac{\pi \cdot D_3^2}{4}} \right) \quad (7.30)$$

Tuhost spojovaného materiálu:

$$S_T = \frac{\pi \cdot (D^2 - D_2^2)}{4} \quad (7.31)$$

$$C_{Ta} = \frac{E \cdot S_T}{l_a} \quad (7.32)$$

Stanovení montážního předpětí:

$$Q_0 = Q_z + \frac{C_2}{C_1 + C_2} \cdot F_h \quad (7.33)$$

$$Q_{1m} = Q_0 + \frac{1}{2} \cdot \frac{C_1}{C_1 + C_2} \cdot F_h \quad (7.34)$$

$$Q_{1a} = \frac{1}{2} \cdot \frac{C_1}{C_1 + C_2} \cdot F_h \quad (7.35)$$

Tahové napětí od přepětí provozních sil:

$$\sigma_{Q_0} = \frac{Q_0}{S_3} \quad (7.36)$$

$$\sigma_m = \frac{Q_{1m}}{S_3} \quad (7.37)$$

$$\sigma_a = \frac{Q_{1a}}{S_3} \quad (7.38)$$

$$\sigma_{1max} = \sigma_m + \sigma_a \quad (7.39)$$

Napětí v krutu při dosažení předpětí šroubu:

$$\tau = \frac{M_k}{W_k} \quad (7.40)$$

Výpočet maximálního redukovaného napětí pro maximální provozní zatížení šroubu:

$$\sigma_{\text{red}_{\text{max}}} = \sqrt{\sigma_{1\text{max}}^2 + \alpha \cdot \tau^2} \quad (7.41)$$

Zbývající hodnoty jsou uvedeny v Příloze č.6.

8. Návrh servomotoru

Návrh servomotoru vychází z výpočtu zatížení křídélka momentem. Postup výpočtu je následující.

Výpočet momentového součinitele:

$$C_H = b_1 \alpha_{ht} + b_2 \delta_e + b_3 \delta_t \quad (8.1)$$

Po zanedbání členů α_{ht} a δ_t se dostane:

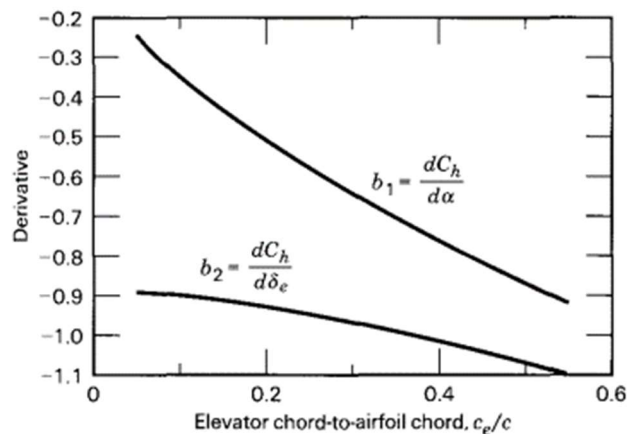
$$C_H = b_2 \delta_e \quad (8.2)$$

Dále výpočet poměru těživ, kde c_e je tětíva křídélka a c tětíva profilu:

$$c_i = \frac{c_e}{c} \quad (8.3)$$

$$c_i = \frac{113}{380} = 0,297$$

Dále lze určit koeficient b_2 z diagramu:

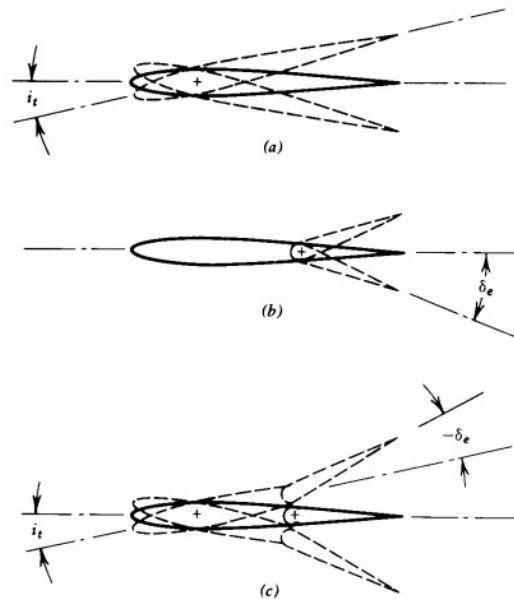


Obr. 29: Diagram k určení koeficientů b_1 a b_2 [15]

Koeficient byl stanoven na 0,98 [-]. Nyní je možné určit C_H z rovnice (8.2), kde δ_e je 15° v radiánech tedy 0,2617:

$$C_H = -0,98 \cdot 0,2617 = -0,2565 \quad (8.4)$$

Na Obr. 30 konkrétně ve variantě b) je znázorněn úhel δ_e .



Obr. 30: Znázorněný úhel δ_e [15]

Výpočet momentu:

$$H = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c \cdot C_H \quad (8.5)$$

Po dosazení:

$$H = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 60^2 \cdot 0,0617 \cdot 0,0931 \cdot -0,2565$$

$$H = -3,25 \text{ Nm} = -32,5 \text{ kg.cm}$$

Na základě vypočteného momentu byl vybrán servomotor. Bylo třeba zohlednit nejen výkon a moment, který servomotor vyvine, ale také rozměry. Nezanedbatelný je i rozměr krabičky, v které bude motor umístěn (rozměry viz výkresy). Po pečlivém uvážení byl vybrán servomotor Hi-Tec D951TW, který odpovídá jak rozměrově, tak i výkonnostně.



Obr. 31: Servomotor Hi-Tec D951TW [16]

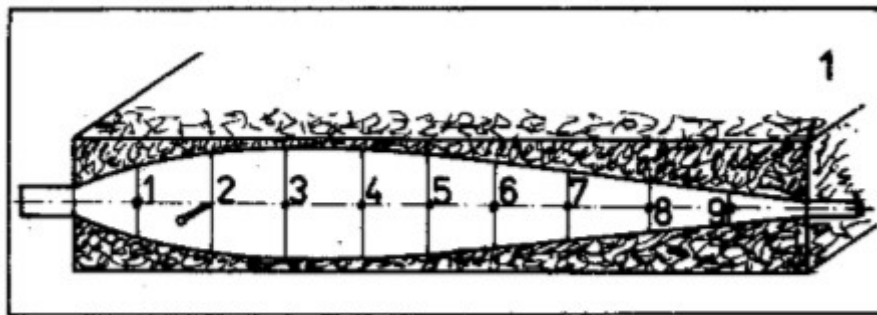
Velikost serva	Standard
Typ serva	digitální
Tah při 4.8V [kg/cm]	21
Tah při 6.0V [kg/cm]	29
Tah při 7.4V [kg/cm]	35
Rychlost při 4.8V [s/60st.]	0.23
Rychlost při 6.0V [s/60st.]	0.17
Rychlost při 7.4V [s/60st.]	0.14
Převody serva	titanové
Kuličková ložiska	2xBB
Highvoltage	ano
Napájení [V]	4.8 - 7.4
Délka [mm]	40
Šířka [mm]	20
Výška [mm]	38
Hmotnost [g]	80
Určeno pro	letadla, vrtulníky, silniční auta, terénní auta, plachetnice, lodě
Počet zubů tisícíhranu hřídele	25
Odolnost vůči vodě	odolný vůči střikající vodě (s)

Obr. 32: Parametry servomotoru Hi-Tec D951TW [16]

9. Výroba a technologičnost

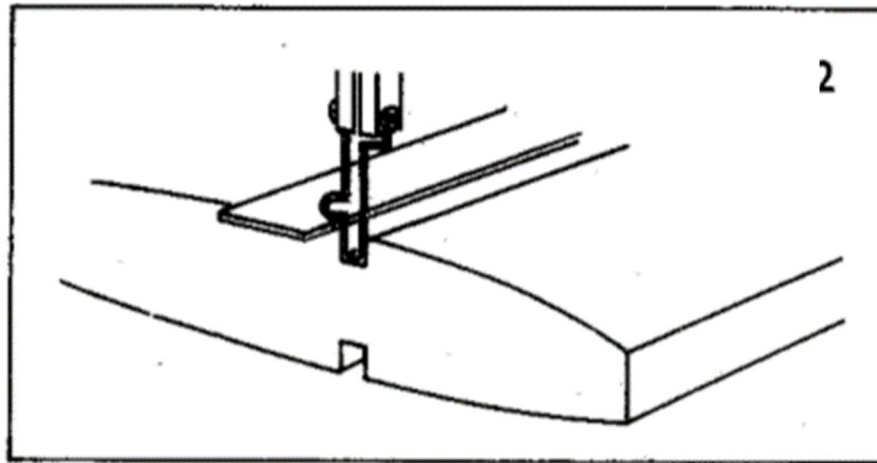
Jedním z velmi oblíbených a technologicky nenáročných výrobních postupů je výroba křídla s polystyrenovým jádrem. Vychází to ze snadnější a levnější výroby. Křídlo má sice větší hmotnost než při celodřevěné konstrukci, ale to je u motorových modelů jen malým mínusem. Tato koncepce bylo zvolena také díky snazšímu postupu při potahování, kdy lze při použití daného lepidla využít zbytky z polystyrenového kvádrů jako negativ, tedy formu pro vytvrzení.

V první řadě je třeba vytvořit šablony profilů v místě, kde se bude měnit geometrie křídla, to v tomto případě znamená tři: kořenovou, střední a koncovou. Je třeba zvolit vhodný materiál, který má minimální tepelnou vodivost a při vyřezávání odporovým drátem nedojde k povrchovým zlomům polystyrenu v blízkosti šablon. Vhodnou volbou jsou tvrdá dřeva, překližka či cuprexit. Dalším krokem už je samotné opracování polystyrenového kvádrů, kdy se nejdříve vyřízne půdorysný tvar křídla, a to konkrétně lichoběžník. Vzhledem ke skutečnosti, že samotné křídlo bude složeno ze čtyř částí, lze křídlo opracovávat buď na dvakrát a poté jednotlivé části v místě řezu rozříznout, anebo na čtyřikrát, to záleží především na tom, jaké jsou prostorové možnosti. Po upřesnění půdorysného tvaru jádra je vhodné připevnit jednotlivé šablony profilů. Optimální variantou je využití lepidla anebo speciálních modelářských špendlíků. Následuje příčné vyřezání samotného křídla, kdy spolupracují alespoň dva pracovníci a hlídají průběh řezu z boku, u každého profilu tak, aby řez probíhal plynule a s potřebnou kvalitou. Celé řezání probíhá na obloukové pile s odporovým drátem. Je velmi výhodné každou šablonu graficky rozdělit na určitý počet stejných dílků, čímž zkvalitníme kontrolu a práci obou pracovníků, viz Obr. 33. [17]



Obr. 33: Šablona a řez křídlem [17]

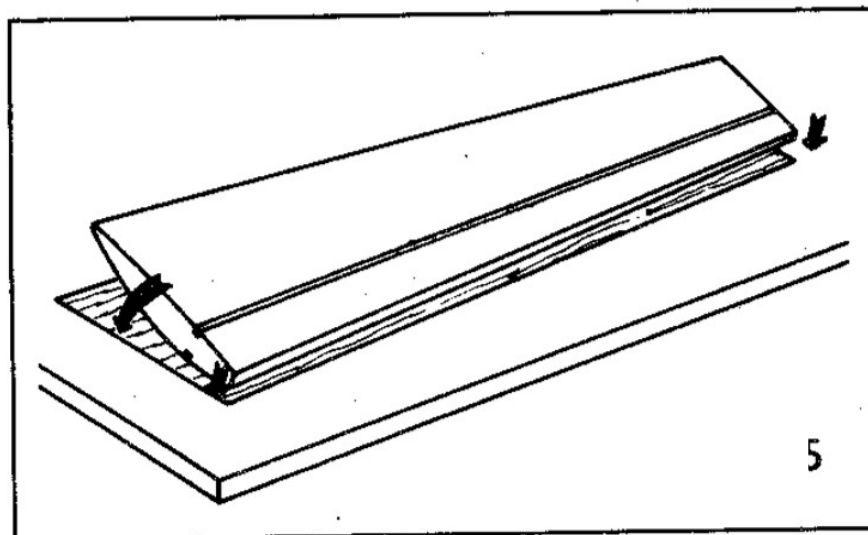
V tuto chvíli je kompletně vyřezané základní jádro celého křídla, které je však třeba upravit tak, aby se do něho vešly ještě samotné nosníky, spojovací materiál, a především ovládání křidélek se všemi táhly, lanky a servomotory. Nejsnazší vyřezání těchto otvorů je pomocí vhodně tvarované smyčky transformátorové pájky, viz Obr. 34.



Obr. 34: Tvarovaná smyčka transformátorové pájky [17]

Dále je třeba do polystyrenového jádra umístit a zalepit veškeré konstrukční prvky, jako desky pro uchycení šroubů, krabičky pro křídélková serva, koncové oblouky, tvarové šablony a mnohé další. Nesmí chybět ani hlavní a pomocný nosník křídla a řada dalších konstrukčních prvků. Následuje zacelení nežádoucích děr a nerovností po vnější straně křídla, pak je možné přejít k samotnému potahování.

Nejdříve je nutné si připravit potahový materiál, který bude využíván. Tím budou balzové pásy, které je nutné vhodně slepit a proměřit tak, aby vyhovovaly rozměrům polystyrenového jádra, v ideálním případě s přídatky 2–3 mm na každé straně. Po nalepení potahu bude tento přebytečný materiál odříznut a dostatečně začištěn.

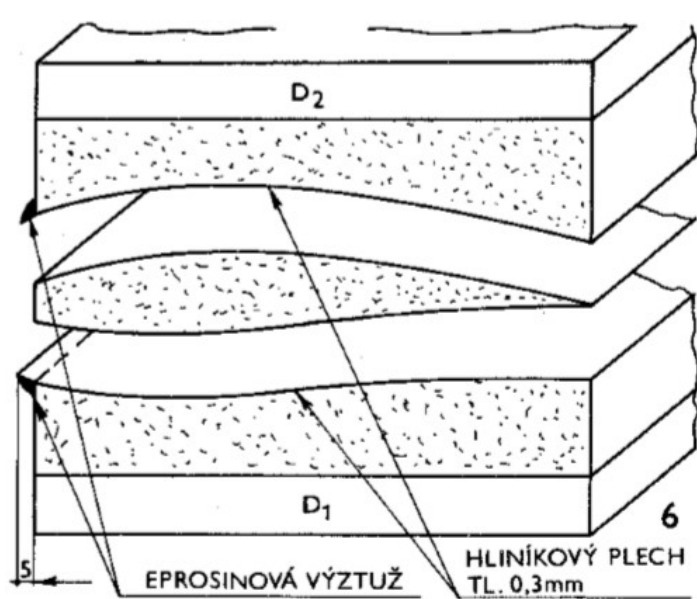


Obr. 35.: Balzové pásy (potah) a způsob lepení [17]

Lepidlo využitě k potahování musí splňovat dvě základní kritéria, a to dostatečnou pevnost a neutralitu vůči polystyrenu, aby nedocházelo k degradaci z chemického hlediska.

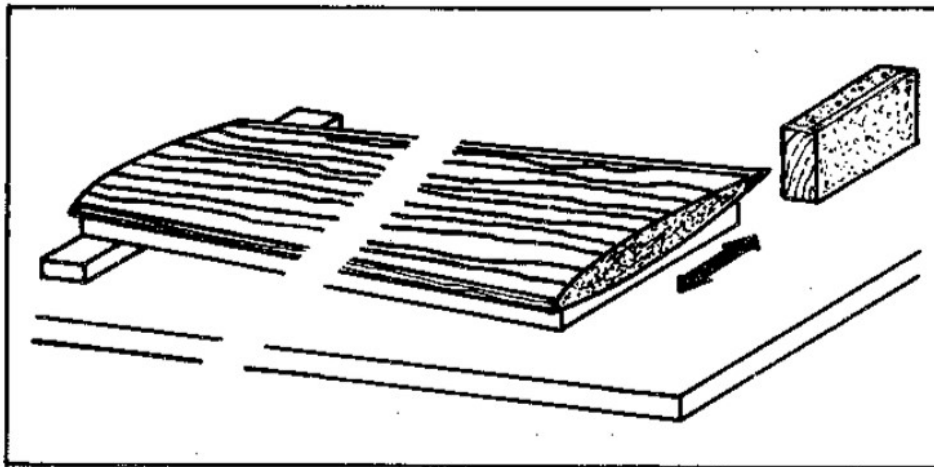
Pro to jsou vhodné dva typy běžně dostupných lepidel, a to kontaktní dvousložkové lepidlo a rozředěná epoxidová pryskyřice. Zde bylo použito epoxidové lepidlo především z důvodu snadné manipulace a jeho pevnostních vlastností. Samotné potahování probíhá na rovné desce, díky níž je docíleno požadované čistoty a dostatečné kontroly nad vytvářeným dílem tak, aby se potah nezkroutil. Potah se skládá ze dvou částí (vrchní a spodní), kdy se začíná lepit od náběžné hrany a postupuje se až k hraně odtokové. Během nanášení potahu je důležité kontinuálně působit dostatečným tlakem, aby došlo k pevnému spojení obou částí. Tím je hotova první vrstva potahu, která značně zjednoduší manipulaci a zvýší přesnost potahování křídla skelným laminátem.

Při potahování křídla skelným laminátem je využito odříznutého negativu polystyrenu, který je využit jako forma, ve které celý proces probíhá. Do negativu lze před kompletací vlepít hliníkové pásy nebo silnou fólii, která zvýší hladkost povrchu formy a zjednoduší rozebiratelnost sestavy po vytvrzení, protože se na ni nebude lepit epoxidová pryskyřice. Nejdříve se vloží skelná tkanina do spodní části formy. Následuje potření látky vrstvou zředěného epoxidu a přiložení polystyrenového jádra dovnitř formy. Tento postup je proveden i na horní straně křídla. Po pečlivé kontrole vzájemných stykových ploch je třeba sestavu rovnoměrně zatížit, a to přibližně 10-12 kg/dm³ plochy křídla. Při zatěžování je třeba kontrolovat vzájemnou polohu sestavy, především proto, že v počátku může dojít k posunutí poloforem nebo polystyrenového jádra. Nesmí se zapomenout, že ve formě je nutné mít vyvrtané odtokové kanálky, kam může přebytečná pryskyřice téct, a které také zkracují proces vysychání. Vytvrzování probíhá při pokojové teplotě přibližně 36 hodin. Operaci laminování je možné provádět i ve vakuu, ale v daných podmínkách je tento postup dostačující. [17]



Obr. 36: Polystyrenová forma i s jádrem [17]

Po vytvrdnutí se celé křídlo pečlivě zabrousí, aby byl výsledek co nejvíce aerodynamicky čistý a bylo možné aplikovat případně další povrchovou úpravu.



Obr. 37.: Broušení a finišování povrchu [17]

10. Závěr

Cílem této bakalářské práce byl kompletní návrh křídla od aerodynamického testování profilů v programu XFLR5 přes pevnostní výpočty až k technologickým postupům a tvorbě celého modelu. Tato bakalářská práce není komplexním detailním návrhem. Křídla skutečných letadel se počítají mnohem složitějšími výpočty a je třeba zohledňovat větší množství okolností, sil a krizových situací než při navrhování modelu. Měla by však být dostatečně funkčním ukazatelem toho, jak komplexní součást křídlo je.

Za pomoci francouzských kolegů vznikl návrh a následná tvorba funkčního leteckého modelu, jehož cílem je na okamžik vyvolat stav mikrogravitace na palubě stroje. První část práce je věnována historii parabolických letů a jejich dopadu na rozvoj kosmonautiky vůbec. Dále práce pokračuje výběrem profilu na základě aerodynamických charakteristik, na kterém se z větší části podíleli francouzští kolegové. Následuje základní výpočet zatížení letadla, který vychází z letové obálky stroje, což je diagram, který vypovídá o podmínkách a rychlostech, ve kterých se bude letoun pohybovat. To je nezbytnou součástí návrhu každého letadla. Od výpočtu zatížení se přejde k pevnostním výpočtům pro návrh nosníku. Tyto výpočty tvoří stěžejní kostru celé práce. Opírají se o ně veškeré následující kroky návrhu a tvoří součást, bez které by křídlo nemohlo nikdy fungovat. Nosníky je nutné vhodně umístit a určit tak základní rozvržení celé konstrukce křídla. V tuto chvíli může docházet k tvarovým změnám křídla a posouvání jednotlivých profilů z prostorových důvodů. Např. musel být změněn půdorys z toho důvodu, aby nosník procházel ve všech řezech vždy nejtlustším místem profilu. Pokud se tento krok povede a vše vyjde, jak má, přichází na řadu praktická část věci. Tou je především technologický návrh jednotlivých postupů a poté samotná výroba. Je to část, kde dojde k ověření správnosti všech teoretických výpočtů a odhadů.

Zhmotněním křídla však práce stále nekončí, je třeba provést pevnostní zkoušku, kterou je tzv. „lom křídla“, kdy se křídlo zatěžuje tak dlouho, dokud se nezlomí. Naměřené hodnoty se následně porovnají s vypočtenými a vyhodnotí se úspěšnost návrhu. Lámací zkouška, již není součástí této práce.

11. Bibliografie

- [1] J. Snížek, „Diplomová práce - Pádový kontejner pro experimenty v podmínkách mili/mikrogravitace,“ ČVUT, Praha, 2017.
- [2] T. Piou, „<http://www.pecheurdetoiles.com/?lang=fr>,“ 1 12 2017. [Online]. Available: http://www.pecheurdetoiles.com/IMG/pdf/vol_parabolique_zero_g___rev_2.pdf. [Přístup získán 28 11 2019].
- [3] D. A. Beysens and J. J. W. A. v. Loon, “Generation and Applications of Extra-Terrestrial Environments on Earth,” River Publishers, Dánsko, 2015.
- [4] S. Corgier, M. Curet and A. Francon, “Intership report - Design of an aircraft for zero gravity experiment,” Praha, 2019.
- [5] D. D. Rosso, “NASA/JSC Aircraft operations,” Lokson Woo/SAIC, 17 Březen 2009. [Online]. Available: https://web.archive.org/web/20100113053630/http://jsc-aircraft-ops.jsc.nasa.gov/Reduced_Gravity/index.html. [Accessed 1 Červen 2020].
- [6] Z. Brown, “<https://aviation.stackexchange.com>,” StackExchange, 8 9 2017. [Online]. Available: <https://aviation.stackexchange.com/questions/42795/how-can-an-airplane-keep-going-forward-if-it-has-no-thrust>. [Accessed 30 11 2019].
- [7] D. Slavětinský, „O Letadlech,“ 29 Října 2006. [Online]. Available: http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_4.aspx. [Přístup získán 15 Březen 2020].
- [8] A. Bc. Tyll, *Návrh provozní dokumentace ultralehkého letadla TL-32 Typhoon* ČVUT, Praha: ČVUT, 2015.
- [9] D. A. C. e.V., „Deutscher Aero Club,“ [Online]. Available: https://www.daec.de/fileadmin/user_upload/files/2019/Luftsportgeraete_Buero/LTF/LTF-UL_2019.pdf. [Přístup získán 30 Květen 2020].
- [10] V. Brož, *Aerodynamika nízkých rychlostí*, Praha: Vydavatelství ČVUT, 1995.

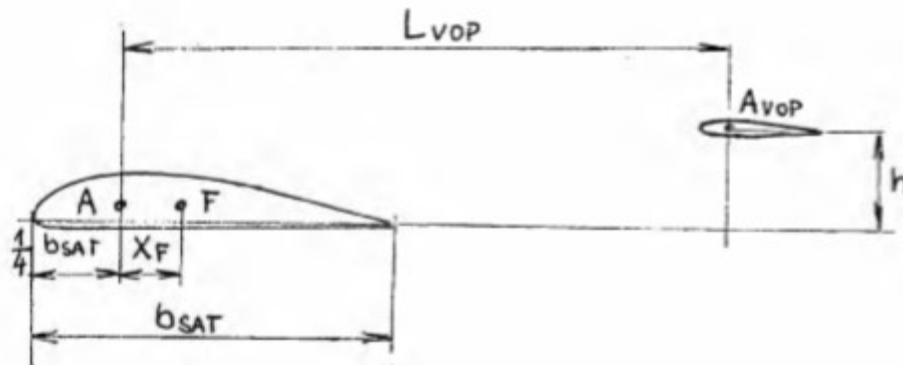


- [11] J. Janalík, Obtékání a odpor těles, Ostrava: Vysoká škola báňská-Technická univerzita, 2008.
- [12] M. Hofírek, V. Daněk a K. Filakovský, Mechanika tekutin, hydromechanika a základy aerodynamiky: učebnice., Havlíčkův Brod: Fragment, 1998.
- [13] S. Slavík, Stavba Letadel, Praha: ČVUT, 1997.
- [14] J. Matějček a O. Olšanský, Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů: příručka pro amatérské stavitele, Praha: LAA ČR, 1999.
- [15] B. W. P. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, New York: John Wiley and sons Inc., 1979.
- [16] P. Daniel, „Pelikan Daniel,“ 1995. [Online]. Available: <http://www.pelikandaniel.com/hitecplus/item/d951tw-super-silne-kovova-krabicka-35kg-83050>. [Přístup získán 17. Duben 2020].
- [17] Letecké modely - radíme, navrhujeme, informujeme, Praha: Modela - podnik ÚV Svazarmu, 1980.
- [18] V. Švec, Části a mechanismy strojů. Spoje a části spojovací., Praha: ČVUT, 1997.

12. Přílohy

12.1. Příloha č.1 – Výpočet polohy těžiště a neutrálního bodu

Tento výpočet neutrálního bodu a těžiště letadla je jen přibližný, a to z toho důvodu, že v době práce nebyly známy přesné hodnoty částí trupu. Kompletní výpočet je pak uveden v práci kolegy Lukáše Spilky o návrhu trupu experimentálního letounu pro experimenty 0g. Celý postup výpočtu je čerpán ze zdroje [14].



Obr. př. 1: Rozměry křídla a VOP [14]

Parametry:

A/ A_{VOP} aerodynamický střed křídla/VOP-vodorovných ocasních ploch

Fneutrální bod

l/l_{VOP} rozpětí křídla/VOP-vodorovných ocasních ploch

S/S_{VOP}plocha křídla/VOP-vodorovných ocasních ploch

b_{SAT}střední aerodynamická tětiva křídla

L_{VOP}vzdálenost aerodynamického středu křídla a VOP

Nejdříve je třeba spočítat štíhlost křídla a VOP:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}, \quad (p\ 12.1)$$

$$\lambda = \frac{2,6^2}{0,929} = 7,2766,$$

$$\lambda = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}}, \quad (p\ 12.2)$$

$$\lambda = \frac{0,8^2}{0,24} = 2,6667.$$

Dále následuje výpočet mohutnosti VOP:

$$A_{VOP} = \frac{L_{VOP} \cdot S_{VOP}}{b_{SAT} \cdot S}, \quad (p\ 12.3)$$

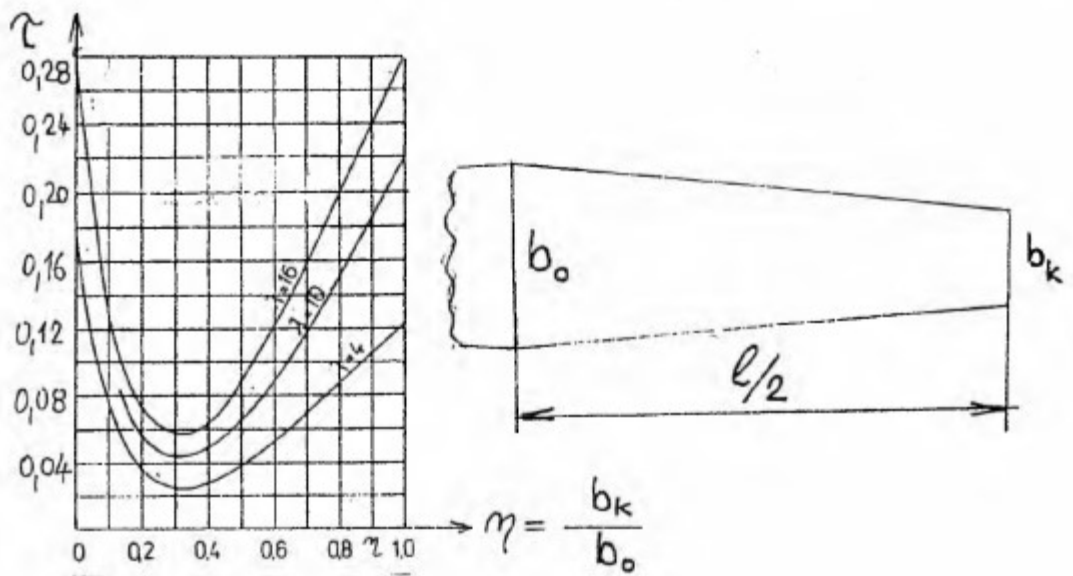
$$A_{VOP} = \frac{1,3103 \cdot 0,24}{0,362 \cdot 0,929} = 0,93509.$$

Výpočet směrnice tlakové čáry křídla:

$$a = 2\pi \frac{\lambda}{\lambda + 2(1 + \tau)}, \quad (p\ 12.4)$$

$$a = 2\pi \frac{7,2766}{7,2766 + 2(1 + 0,085)} = 4,83986.$$

Kde τ je odečteno z grafu:



Obr. př. 2: Diagram koeficientu τ [14]

Výpočet směrnice vztlakové čáry VOP:

$$a_{VOP} = \frac{\pi \lambda_{VOP}}{\sqrt{\left(\frac{\lambda_{VOP}}{2}\right)^2 + 1 + 1}}, \quad (p\ 12.5)$$

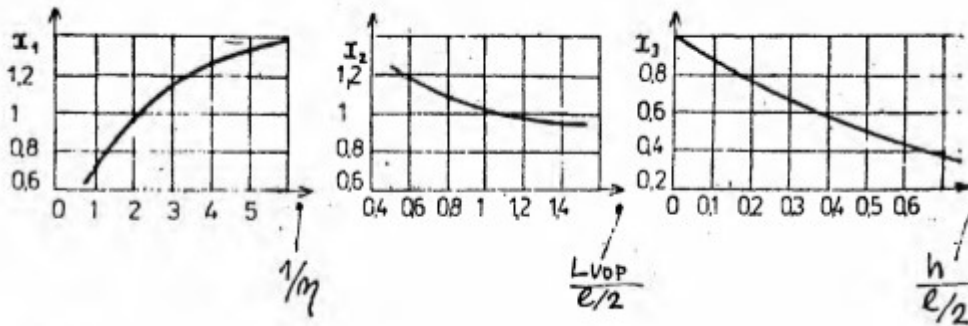
$$a_{VOP} = \frac{\pi 2,6667}{\sqrt{\left(\frac{2,6667}{2}\right)^2 + 1 + 1}} = 3,141616.$$

Zešikmení proudu na VOP:

$$D = 0,806 \frac{a}{\lambda} x_1 \cdot x_2 \cdot x_3, \quad (p 12.6)$$

$$D = 0,806 \frac{4,83986}{7,2766} \cdot 0,82 \cdot 1,051 = 0,2241936.$$

Hodnoty x_1 , x_2 a x_3 jsou vybrány z diagramů:



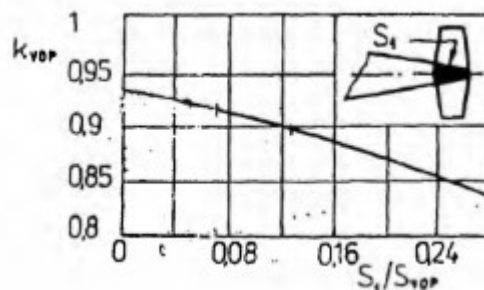
Obr. př. 3: Diagramy koeficientů x_1 , x_2 a x_3 [14]

Poměrná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla:

$$\xi = \frac{a_{VOP} \cdot A_{VOP}}{a} (1 - D) \cdot k_{VOP}, \quad (p 12.7)$$

$$\xi = \frac{3,141616 \cdot 0,93509}{4,83986} (1 - 0,2241936) \cdot 0,91 = 0,4285174026.$$

Hodnota k_{VOP} je odečtena z grafu:



Obr. př. 4: Diagram součinitele k_{VOP} [14]

Skutečná vzdálenost neutrálního bodu a a.s. letounu od a.s. křídla:



$$x = \xi \cdot b_{SAT}, \quad (p\ 12.8)$$

$$x = 0,4285174026 \cdot 0,362 = 0,1551232997\ m.$$

Posunutí neutrálního bodu vlivem trupu:

$$\xi_t = (0,066b_{SAT} + 0,105x_t) \frac{l_t Z_t}{S}, \quad (p\ 12.9)$$

$$\xi_t = (0,066 \cdot 0,095 + 0,105 \cdot 0,47125) \frac{1,885 \cdot 0,36}{0,929} = 0,040724.$$

Kde:

x_t vzdálenost neutrálního bodu a čtvrtinového bodu trupu,

Z_t šířka trupu v místě křídla,

l_t délka trupu

Poměrná vzdálenost neutrálního bodu a a.s. letounu od aerodynamického středu křídla:

$$\xi_F = \xi - \xi_t, \quad (p\ 12.10)$$

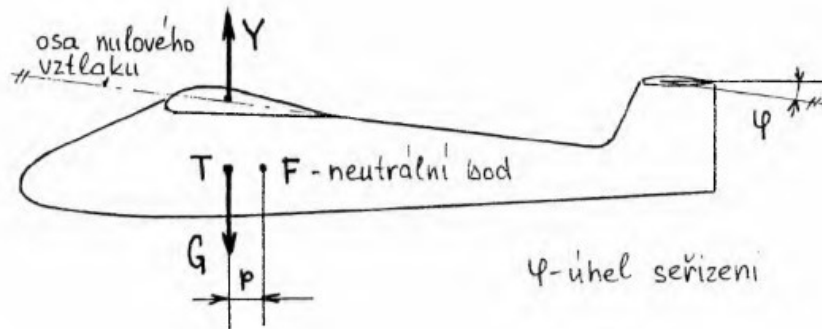
$$\xi_F = 0,4285174026 - 0,040724 = 0,3877934026.$$

Skutečná vzdálenost neutrálního bodu a a.s. letounu od a.s. křídla:

$$x_F = \xi_F \cdot b_{SAT}, \quad (p\ 12.11)$$

$$x_F = 0,3877934026 \cdot 0,362 = 0,1403812\ m.$$

Konečný výpočet statické zásoby a nalezení těžiště letounu:



Obr. př. 5: Poloha těžištní zásoby [14]

$$p = \dot{p} \cdot b_{SAT}, \quad (p \ 12.12)$$

$$p = 0,6 \cdot 0,362 = 0,02172 \text{ m.}$$

Nyní lze dopočítat vzdálenost těžiště letounu od náběžné hrany:

$$x_T = x_F - p, \quad (p \ 12.13)$$

$$x_T = 0,14038 - 0,02172 = 0,11866 \text{ m.}$$

Pokud se hodnota převede na procenta, bude mít vzdálenost hodnotu:

$$x_T = 32,779\%.$$

Konečná hodnota pro Δx , tedy vzdálenost mezi těžištěm letounu a aerodynamickým středem křídla, bude:

$$\Delta x = x_T - x_{AS}, \quad (p \ 12.14)$$

$$\Delta x = 32,779 - 25 = 7,779\%.$$

V přepočtu ke vzdálenosti:

$$\Delta x_i = \Delta x \cdot b_{SAT}, \quad (p \ 12.15)$$

$$\Delta x = 0,0779 \cdot 0,362 = 0,0287 \text{ m.}$$

12.2. Příloha č.2 – Tabulka zatížení křídla

	žebro 0	žebro 1	žebro 2	žebro 3	žebro 4	žebro 5	žebro 6	žebro 7	žebro 8	žebro 9	žebro 10	žebro 11	žebro 12	bk	
Z [1]	0	0.076923	0.153846	0.230769	0.307692	0.384615	0.461538	0.538462	0.615385	0.692308	0.769231	0.846154	0.923077	1	
Z [m]	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1	1.1	1.2	1.3	
b(z) [m]	0.41	0.405014	0.400011	0.395008	0.390006	0.385003	0.38	0.365475	0.349562	0.33365	0.317737	0.301825	0.285912	0.27	
(cy*b) cykř=1	0.432469	0.429302	0.424767	0.418834	0.411436	0.402473	0.391792	0.374414	0.354079	0.330967	0.304215	0.27214	0.230444	0.135	
Bod A	cy*b	0.472052	0.468595	0.463645	0.457169	0.449094	0.43931	0.427652	0.408684	0.386487	0.36126	0.332059	0.297048	0.251537	0.147356
	qa [N/m]	892.3826	885.8476	876.4888	864.2462	848.9826	830.4866	808.448	772.5889	730.6268	682.9376	627.7352	561.5491	475.5127	278.5671
	qm [N/m]	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781	60.19781
	qy [N/m]	832.1848	825.6498	816.291	804.0484	788.7848	770.2888	748.2502	712.3911	670.429	622.7398	567.5374	501.3513	415.3149	218.3692
	qk(ao) [Nm/m]	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501	-39.501
	T [N]	1081.84	990.7797	897.9201	804.0484	709.9063	616.231	523.7751	427.4347	335.2145	249.0959	170.2612	100.2703	41.53149	0
	Mo [Nm]	703.1962	594.4678	493.8561	402.0242	319.4578	246.4924	183.3213	128.2304	83.80362	49.81918	25.53918	10.02703	2.076574	0
	Mk [Nm]	-51.3513	-47.4012	-43.4511	-39.501	-35.5509	-31.6008	-27.6507	-23.7006	-19.7505	-15.8004	-11.8503	-7.9002	-3.9501	0
Bod C+	cy*b	0.442646	0.439404	0.434762	0.428689	0.421118	0.411944	0.401012	0.383225	0.362411	0.338755	0.311374	0.278543	0.235867	0.138177
	qa [N/m]	976.0339	968.8863	958.6503	945.26	928.5656	908.3358	884.2313	845.0108	799.1152	746.9557	686.5787	614.1883	520.0869	304.6797
	qm [N/m]	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154	65.65154
	qy [N/m]	910.3824	903.2348	892.9987	879.6085	862.914	842.6843	818.5798	779.3593	733.4637	681.3041	620.9272	548.5368	454.4354	239.0282
	qk(ao) [Nm/m]	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959	-46.2959
	T [N]	1183.497	1083.882	982.2986	879.6085	776.6226	674.1474	573.0058	467.6156	366.7318	272.5217	186.2781	109.7074	45.44354	0
	Mo [Nm]	769.2731	650.329	540.2642	439.8042	349.4802	269.659	200.552	140.2847	91.68296	54.50433	27.94172	10.97074	2.272177	0
	Mk [Nm]	-60.1847	-55.5551	-50.9255	-46.2959	-41.6663	-37.0367	-32.4072	-27.7776	-23.148	-18.5184	-13.8888	-9.25919	-4.62959	0
Bod D	cy*b	0.186115	0.184752	0.1828	0.180247	0.177063	0.173206	0.16861	0.161131	0.152379	0.142433	0.13092	0.117116	0.099173	0.058098
	qa [N/m]	729.5704	724.2276	716.5764	706.5674	694.0885	678.9671	660.9493	631.6326	597.3263	558.3379	513.207	459.0963	388.757	227.7434
	qm [N/m]	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484	45.94484
	qy [N/m]	683.6256	678.2828	670.6315	660.6225	648.1437	633.0223	615.0045	585.6878	551.3815	512.3931	467.2622	413.1515	342.8121	181.7986

	žebro 0	žebro 1	žebro 2	žebro 3	žebro 4	žebro 5	žebro 6	žebro 7	žebro 8	žebro 9	žebro 10	žebro 11	žebro 12	bk	
qk(ao) [Nm/m]	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	-85.7459	
T [N]	888.7132	813.9394	737.6947	660.6225	583.3293	506.4178	430.5031	351.4127	275.6907	204.9572	140.1787	82.6303	34.28121	0	
Mo [Nm]	577.6636	488.3636	405.7321	330.3113	262.4982	202.5671	150.6761	105.4238	68.92269	40.99144	21.0268	8.26303	1.714061	0	
Mk [Nm]	-111.47	-102.895	-94.3205	-85.7459	-77.1713	-68.5967	-60.0221	-51.4475	-42.8729	-34.2983	-25.7238	-17.1492	-8.57459	0	
Bod E	cy*b	-0.09227	-0.09159	-0.09062	-0.08936	-0.08778	-0.08587	-0.08359	-0.07988	-0.07554	-0.07061	-0.0649	-0.05806	-0.04917	-0.0288
	qa [N/m]	-361.692	-359.043	-355.25	-350.288	-344.101	-336.605	-327.672	-313.138	-296.13	-276.801	-254.427	-227.601	-192.73	-112.906
	qm [N/m]	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525	-30.8525
	qy [N/m]	-330.839	-328.19	-324.397	-319.435	-313.249	-305.752	-296.82	-282.285	-265.278	-245.949	-223.575	-196.749	-161.878	-82.0535
	qk(ao) [Nm/m]	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811	-89.4811
	T [N]	-430.091	-393.828	-356.837	-319.435	-281.924	-244.602	-207.774	-169.371	-132.639	-98.3796	-67.0724	-39.3498	-16.1878	0
	Mo [Nm]	-279.559	-236.297	-196.26	-159.718	-126.866	-97.8406	-72.7208	-50.8114	-33.1597	-19.6759	-10.0609	-3.93498	-0.80939	0
	Mk [Nm]	-116.325	-107.377	-98.4292	-89.4811	-80.5329	-71.5848	-62.6367	-53.6886	-44.7405	-35.7924	-26.8443	-17.8962	-8.94811	0
Bod C-	cy*b	-0.30625	-0.30401	-0.30079	-0.29659	-0.29135	-0.28501	-0.27744	-0.26514	-0.25074	-0.23437	-0.21543	-0.19271	-0.16319	-0.0956
	qa [N/m]	-675.278	-670.332	-663.251	-653.986	-642.436	-628.44	-611.763	-584.628	-552.875	-516.788	-475.015	-424.932	-359.827	-210.795
	qm [N/m]	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592	-50.5592
	qy [N/m]	-624.718	-619.773	-612.691	-603.427	-591.877	-577.881	-561.204	-534.069	-502.316	-466.229	-424.456	-374.372	-309.267	-160.236
	qk(ao) [Nm/m]	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481	-51.9481
	T [N]	-812.134	-743.728	-673.96	-603.427	-532.689	-462.305	-392.843	-320.441	-251.158	-186.491	-127.337	-74.8745	-30.9267	0
	Mo [Nm]	-527.887	-446.237	-370.678	-301.714	-239.71	-184.922	-137.495	-96.1324	-62.7894	-37.2983	-19.1005	-7.48745	-1.54634	0
Mk [Nm]	-67.5325	-62.3377	-57.1429	-51.9481	-46.7533	-41.5585	-36.3636	-31.1688	-25.974	-20.7792	-15.5844	-10.3896	-5.19481	0	
Bod G	cy*b	-0.37862	-0.37584	-0.37187	-0.36668	-0.3602	-0.35235	-0.343	-0.32779	-0.30999	-0.28975	-0.26633	-0.23825	-0.20175	-0.11819
	qa [N/m]	-144.939	-143.877	-142.357	-140.369	-137.89	-134.886	-131.306	-125.482	-118.667	-110.921	-101.955	-91.2056	-77.2317	-45.2443
	qm [N/m]	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272	-10.7272
	qy [N/m]	-134.212	-133.15	-131.63	-129.642	-127.163	-124.159	-120.579	-114.755	-107.94	-100.194	-91.2281	-80.4783	-66.5045	-34.517
	qk(ao) [Nm/m]	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358	-9.11358

	žebro 0	žebro 1	žebro 2	žebro 3	žebro 4	žebro 5	žebro 6	žebro 7	žebro 8	žebro 9	žebro 10	žebro 11	žebro 12	bk
T [N]	-174.475	-159.78	-144.793	-129.642	-114.446	-99.3269	-84.4054	-68.853	-53.9698	-40.0776	-27.3684	-16.0957	-6.65045	0
Mo [Nm]	-113.409	-95.8681	-79.6363	-64.8209	-51.5009	-39.7307	-29.5419	-20.6559	-13.4924	-8.01552	-4.10527	-1.60957	-0.33252	0
Mk [Nm]	-11.8477	-10.9363	-10.0249	-9.11358	-8.20223	-7.29087	-6.37951	-5.46815	-4.55679	-3.64543	-2.73408	-1.82272	-0.91136	0

12.3. Příloha č.3 - Tabulka hodnot dimenzování nosníku na ohybový moment

OHYB													
mezera	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11	11-12	12-bk
roteč	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
moment [Nmm]	769273.1	650329	540264.2	439804.2	349480.2	269659	200552	140284.7	91682.96	54504.33	27941.72	10970.74	2272.177
početní zatížení Mo	1153910	975493.6	810396.4	659706.4	524220.3	404488.5	300828.1	210427	137524.4	81756.5	41912.58	16456.1	3408.265
Hmax [mm]	31.16	30.78106	30.40085	30.02063	29.64042	29.26021	28.88	27.77609	26.56674	25.3574	24.14805	22.9387	21.72935
kontrola výšky	9.348	9.234317	9.120254	9.00619	8.892127	8.778063	8.664	8.332828	7.970023	7.607219	7.244414	6.881609	6.518805
ht -vzdálenost těžišť	27.2	27.86	27.76085	27.71063	27.66042	27.28021	27.23	26.45609	25.57674	24.6974	23.81805	22.6087	21.39935
hh	3.96	3.3	2.64	2.31	1.98	1.98	1.65	1.32	0.99	0.66	0.33	0.33	0.33
počet vrstev uhlíku	12	10	8	7	6	6	5	4	3	2	1	1	1
hd	3.96	3.3	2.64	2.31	1.98	1.98	1.65	1.32	0.99	0.66	0.33	0.33	0.33
počet vrstev uhlíku	12	10	8	7	6	6	5	4	3	2	1	1	1
kontorla	7.92	6.6	5.28	4.62	3.96	3.96	3.3	2.64	1.98	1.32	0.66	0.66	0.66
b	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25
Sh	99	82.5	66	57.75	49.5	49.5	41.25	33	24.75	16.5	8.25	8.25	8.25
Sd	99	82.5	66	57.75	49.5	49.5	41.25	33	24.75	16.5	8.25	8.25	8.25
Fn [N]	42423.15	35014.13	29192.06	23806.97	18952	14827.17	11047.67	7953.82	5376.933	3310.329	1759.699	727.866	159.2696
sigma h [Mpa]	-428.517	-424.414	-442.304	-412.242	-382.869	-299.539	-267.822	-241.025	-217.25	-200.626	-213.297	-88.2262	-19.3054
sigma d [Mpa]	428.5167	424.4137	442.304	412.242	382.8686	299.5389	267.8223	241.0249	217.2498	200.626	213.2968	88.22618	19.3054
jisota h	2.333631	2.356192	2.260888	2.42576	2.611862	3.338465	3.733819	4.14895	4.602996	4.984399	4.688303	11.3345	51.79897
jistota d	1.050134	1.060286	1.0174	1.091592	1.175338	1.502309	1.680218	1.867027	2.071348	2.24298	2.109736	5.100527	23.30954

12.4. Příloha č.4 – Tabulka hodnot dimenzování nosníku na kroutící moment

KRUT													
mezera	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11	11-12	12-bk
a [mm]	101.27	100.035	98.8	97.565	96.33	95.095	93.86	89.979	86.097	82.216	78.334	74.453	70.571
a [m]	0.10127	0.100035	0.0988	0.097565	0.09633	0.095095	0.09386	0.089979	0.086097	0.082216	0.078334	0.074453	0.070571
b [mm]	273.333	267.306	261.557	255.809	250.06	244.312	238.563	230.171	221.778	213.386	204.993	196.601	188.209
b[m]	0.273333	0.267306	0.261557	0.255809	0.25006	0.244312	0.238563	0.230171	0.213386	0.204993	0.196601	0.188209	0.179816
Jp hl [mm ⁴]	27085.95	26756.55	26426.05	26095.55	25765.05	25434.55	25104.05	24144.47	23093.24	22042.01	20990.78	19939.55	18888.32
Jp p [mm ⁴]	501.667	495.5661	489.4448	483.3235	477.2022	471.081	464.9597	447.1871	427.7169	408.2467	388.7766	369.3064	349.8362
Poloha EOE [mm]	104.3989	103.0767	101.7597	100.4426	99.1255	97.80844	96.49135	92.52832	88.41169	84.44864	80.48463	76.5216	72.55757
x [mm]	104.3989	103.0767	101.7597	100.4426	99.1255	97.80844	96.49135	92.52832	88.41169	84.44864	80.48463	76.5216	72.55757
Hpom	11	10.86623	10.73201	10.59778	10.46356	10.32934	10.19512	9.805424	9.378504	8.951584	8.524663	8.097743	7.670823
T C+ [N]	1176.879	1077.818	976.7985	874.6782	772.2637	670.3573	569.7775	464.9711	364.6478	270.9633	185.2038	109.0667	45.17227
T E [N]	-468.779	-429.279	-388.99	-348.257	-307.405	-266.758	-226.646	-184.83	-144.822	-107.49	-73.3527	-43.0952	-17.7735
Th C+ [N]	1155.478	1058.218	959.0359	858.7726	758.2205	658.1672	559.4163	456.5159	358.0169	266.0359	181.836	107.0833	44.35083
qH C+ [N/mm]	37.0821	34.37887	31.54636	28.60608	25.58062	22.49359	19.37037	16.43557	13.47613	10.49145	7.53005	4.668239	2.041057
Tp C+ [N]	21.40096	19.59957	17.76259	15.90559	14.04323	12.19011	10.36112	8.455268	6.630939	4.927332	3.367839	1.983323	0.821435
qP C+ [N/mm]	1.945542	1.781779	1.614781	1.445962	1.276657	1.108192	0.94192	0.768661	0.602813	0.447939	0.306167	0.180302	0.074676
Th E [N]	-460.254	-421.473	-381.916	-341.924	-301.815	-261.907	-222.525	-181.469	-142.188	-105.535	-72.0188	-42.3115	-17.4503
qH E [N/mm]	-14.7707	-13.6926	-12.5627	-11.3896	-10.1825	-8.95097	-7.70515	-6.53329	-5.35211	-4.1619	-2.98239	-1.84455	-0.80308
Tp E [N]	-8.52451	-7.80622	-7.07358	-6.33287	-5.59001	-4.85087	-4.12145	-3.36105	-2.63351	-1.95465	-1.33388	-0.78366	-0.3232
qP E [N/mm]	-0.77496	-0.70966	-0.64305	-0.57572	-0.50818	-0.44099	-0.37468	-0.30555	-0.23941	-0.1777	-0.12126	-0.07124	-0.02938
delta X ao oeo [mm]	1.89888	0.57674	-0.74035	-2.05741	-3.3745	-4.69156	-6.00865	-9.97168	-14.0883	-18.0514	-22.0154	-25.9784	-29.9424
delta Mk C+ [Nm]	2.234752	0.62162	-0.72317	-1.79957	-2.606	-3.14502	-3.42359	-4.63654	-5.13727	-4.89126	-4.07733	-2.83338	-1.35257
delta Mk E [Nm]	-0.89015	-0.24758	0.287987	0.716507	1.037337	1.251513	1.361837	1.843068	2.040293	1.940334	1.614888	1.119544	0.532183
Mz C+ [Nmm]	-47738.5	-45507.5	-43008.2	-40240.5	-37202.9	-33897.8	-30332.3	-27701.1	-24357.7	-20267.6	-15609.6	-10521.6	-5196.66
Mz E [Nmm]	-86549.7	-79317.9	-72193.1	-65175.4	-58265.4	-51462	-44762.5	-37692.1	-30905.7	-24416.4	-18152.7	-12058.8	-6057.01

KRUT														
mezera	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11	11-12	12-bk	
Upř [mm ²]	2505.017	2474.553	2443.987	2413.421	2382.855	2352.289	2321.723	2232.978	2135.756	2038.534	1941.312	1844.089	1746.867	
Uza [mm ²]	3610.789	3566.877	3522.819	3478.76	3434.702	3390.643	3346.585	3218.665	3078.527	2938.389	2798.251	2658.113	2517.975	
l1 [mm]	209.695	207.1449	204.5862	202.0275	199.4688	196.9101	194.3515	186.9226	178.7841	170.6457	162.5072	154.3687	146.2303	
l2 [mm]	174.334	172.2139	170.0867	167.9595	165.8323	163.7051	161.5779	155.4017	148.6356	141.8696	135.1035	128.3374	121.5714	
l3 [mm]	147.195	145.4049	143.6089	141.8128	140.0168	138.2207	136.4246	131.2099	125.4972	119.7844	114.0716	108.3588	102.6461	
Hhl	29.16	28.78106	28.40085	28.02063	27.64042	27.26021	26.88	25.77609	24.56674	23.3574	22.14805	20.9387	19.72935	
Hpom	9	8.866227	8.732006	8.597785	8.463564	8.329343	8.195122	7.805424	7.378504	6.951584	6.524663	6.097743	5.670823	
t1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	
t2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	
t3	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	
thl	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	25	
tpom	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	
C+	qza [N/mm]	-3.66493	-3.54186	-3.3942	-3.22074	-3.02026	-2.79183	-2.53483	-2.41421	-2.22553	-1.94482	-1.57642	-1.1211	-0.58598
	qpř [N/mm]	-4.24587	-4.08978	-3.9063	-3.69437	-3.45289	-3.18107	-2.87851	-2.72284	-2.49444	-2.16782	-1.7481	-1.2368	-0.64278
E	qza [N/mm]	-6.86972	-6.36397	-5.86499	-5.36222	-4.85556	-4.34472	-3.8293	-3.35319	-2.87527	-2.38054	-1.85909	-1.30063	-0.69
	qpř [N/mm]	-7.37309	-6.85354	-6.31561	-5.77347	-5.22706	-4.67613	-4.1203	-3.6065	-3.09082	-2.55736	-1.99563	-1.39484	-0.73909
	Tau H C+ [Mpa]	1.460046	1.353238	1.24137	1.125298	1.00592	0.884174	0.761067	0.645077	0.528289	0.410738	0.294335	0.182101	0.079371
	Tau H E [Mpa]	-0.61096	-0.56729	-0.52053	-0.47204	-0.42216	-0.3713	-0.31985	-0.27146	-0.22271	-0.17355	-0.12476	-0.07755	-0.03409
	Tau Pom C+ [Mpa]	-0.17194	-0.17601	-0.17794	-0.17748	-0.17436	-0.16836	-0.15929	-0.16455	-0.16227	-0.14969	-0.12702	-0.09408	-0.05113
	Tau Pom E [Mpa]	-0.76447	-0.70736	-0.6508	-0.59379	-0.53637	-0.47857	-0.4204	-0.36587	-0.31147	-0.25582	-0.19804	-0.13719	-0.07194
	Jpoh hlavní	3.451946	3.7244	4.06003	4.478814	5.010339	5.700237	6.622278	7.813015	9.540237	12.2706	17.12335	27.67688	63.49962
	Jpoh pomocný	29.31283	28.635	28.32384	28.39789	28.90563	29.93523	31.64026	30.62815	31.059	33.67004	39.67724	53.57157	98.57104
	Tau 1 [Mpa]	-4.24587	-3.54186	-3.3942	-3.22074	-3.02026	-2.79183	-2.53483	-2.41421	-2.22553	-1.94482	-1.57642	-1.1211	-0.58598
	Tau 2 [Mpa]	-3.66493	-3.54186	-3.3942	-3.22074	-3.02026	-2.79183	-2.53483	-2.41421	-2.22553	-1.94482	-1.57642	-1.1211	-0.58598
	Tau 3 [Mpa]	-3.66493	-3.54186	-3.3942	-3.22074	-3.02026	-2.79183	-2.53483	-2.41421	-2.22553	-1.94482	-1.57642	-1.1211	-0.58598
	Jpo1	1.187037	1.42298	1.484886	1.564857	1.668729	1.80527	1.988301	2.087643	2.264628	2.591501	3.197124	4.495587	8.600942

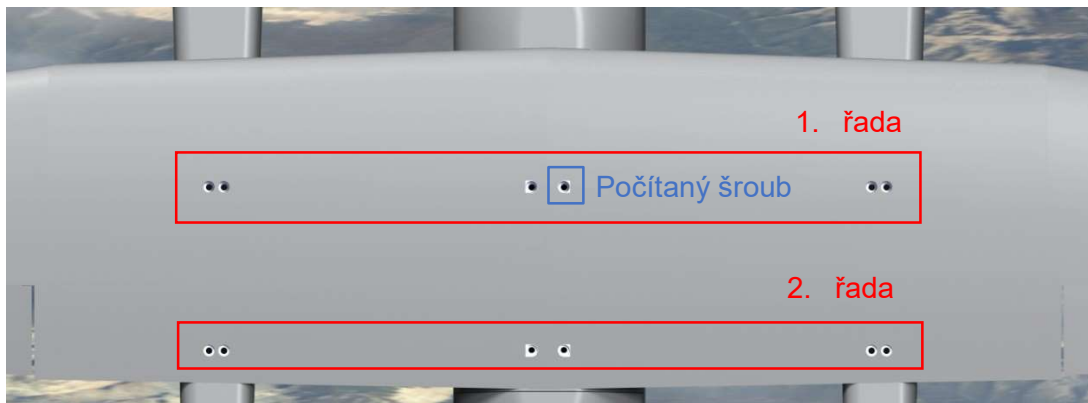
KRUT													
mezera	0-1	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10	10-11	11-12	12-bk
Jpo2	1.375199	1.42298	1.484886	1.564857	1.668729	1.80527	1.988301	2.087643	2.264628	2.591501	3.197124	4.495587	8.600942
Jpo3	1.375199	1.42298	1.484886	1.564857	1.668729	1.80527	1.988301	2.087643	2.264628	2.591501	3.197124	4.495587	8.600942

12.5. Příloha č.5 – Tabulka porovnání jednotlivých průřezů

TRUBKA			KULATINA		
D	18.6	mm	D	16	mm
d	16	mm			
t - tloušťka stěny	1.3	mm			
l - délka	84	mm	l - délka	84	mm
l pul	42	mm	l pul	42	mm
S kř	0.929	m ²	S kř	0.929	m ²
S pul	0.4645	m ²	S pul	0.4645	m ²
T	573.0058	N	T	573.0058	N
Mo	200552	Nmm	Mo	200552	Nmm
Wo	285.8275	mm ³	Wo	402.1239	mm ³
ro	1800	kg/m ³	ro	1800	kg/m ³
m	10.68295	g	m	30.40056	g
Sš	70.65442		Sš	201.0619	mm ²
sigma o	701.6541	Mpa	sigma o	498.732	Mpa
sigma t	8.109979	MPa	sigma t	2.849897	Mpa
k	1.425204	-	k	2.005085	-

12.6. Příloha č.6 – Pevnostní výpočet šroubu

Následující výpočet šroubu vychází z předpokladu, že největší zatížení přenáší první řada šroubů. Ta přenáší největší část zatížení působícího na křídlo. Druhá řada je především jako pojistná a také z důvodu, aby byl spoj dostatečně tuhý. Další výpočet tedy uvažuje vychází z místa nejvíce zatíženého šroubu v první řadě.



Obr. př. 6: Umístění šroubů v křídle

Návrhové výpočty

Návrhový výpočet je řešen pomocí Rötšcherova přístupu, který situaci velmi zjednodušuje, protože reálné tvary součástí nahrazuje válcovými. Pro potřeby posouzení dopadu zatížení na šroub, který je v zásadě tvořen válcovými tvary poskytuje však tento přístup relevantní a spolehlivé údaje.

Analýza zatížení šroubového spoje

Šroubový spoj je za letu namáhán velkým množstvím působících sil. Záleží na konkrétních režimech letu, kterými stroj prochází. Následující síly jsou maximální hodnoty, které mohou na šroubový spoj působit v extrémních letových operacích. Spoj by měl být dimenzován tak, aby tento silový interval dokázal bez poškození snést.

Nejvíce namáhaným šroubovým spojem jsou šrouby v první řadě v místě trupu. Tyto šrouby snášejí dvojnásobné zatížení na rozdíl od šroubů na gondolách, což plyne z rovnice rovnováhy. Odlehčování hmotností kapsle není uvažováno, výpočet je tedy na straně bezpečnosti.

Největší kladná síla na jednom šroubu:

$$F^+ = m_{gondoly} \cdot n^+ \cdot k \cdot g, \quad (p\ 12.16)$$

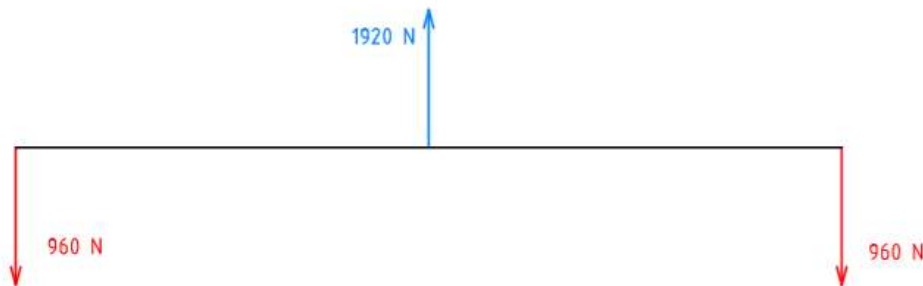
$$F^+ = 7,5 \cdot 8,7 \cdot 1,5 \cdot 9,81 = 960,1538\ N.$$

Největší záporná síla na jednom šroubu:

$$F^- = m_{gondoly} \cdot n^- \cdot k \cdot g, \quad (p\ 12.17)$$

$$F^- = 7,5 \cdot (-6,7) \cdot 1,5 \cdot 9,81 = -739,4287\ N.$$

Dále je uvažována kladná síla, protože nabývá větších hodnot.



Obr. př. 7: Schématické rozložení sil

Návrh závitu šroubu a jeho rozměrů včetně výpočtu úhlu stoupání γ , úhlu boku β_n profilu a třecího úhlu φ'

$$\frac{F_h}{S_3'} \leq \frac{v \cdot \sigma_{Kt}}{k_x \cdot (1 + q_z)}, \quad (p\ 12.18)$$

$$S_3' = \frac{\pi \cdot d_3^2}{4}, \quad (p\ 12.19)$$

$$d_3^2 \geq \sqrt{\frac{4 \cdot F_h \cdot k_x \cdot (1 + q_z)}{\pi \cdot v \cdot \sigma_{Kt}}}, \quad (p\ 12.20)$$

$$d_3^2 \geq \sqrt{\frac{4 \cdot 960,15 \cdot 1,2 \cdot (1 + 1,3)}{\pi \cdot 0,85 \cdot 630}} = 2,5\ \text{mm}.$$

⇒ Dále volen závit dle ČSN ISO 261: **M6**

Parametry závitu:

d [mm]	P [mm]	d ₂ [mm]	d ₁ [mm]	d ₃ [mm]
6	1	5,350	4,917	4,773

$$\tan \gamma = \frac{i \cdot P}{\pi \cdot d_2} = \frac{1 \cdot 1}{\pi \cdot 5,35} = 0,05949, \quad (p \ 12.21)$$

$$\Rightarrow \gamma = 3,4045^\circ,$$

$$\tan \beta_n = \tan \beta \cdot \cos \gamma = \tan 30^\circ \cdot \cos 3,4045^\circ = 0,57633, \quad (p \ 12.22)$$

$$\Rightarrow \beta_n = 29,9561^\circ,$$

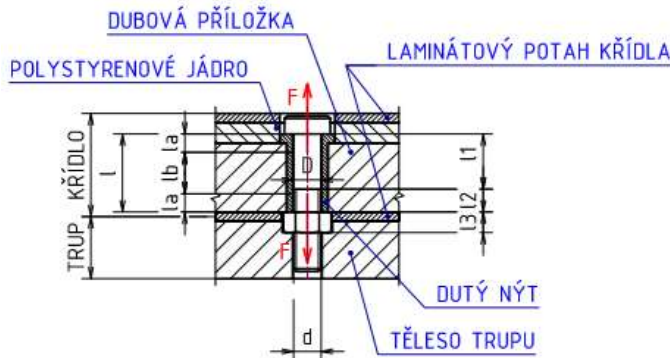
$$\tan \varphi' = f' = \frac{f}{\cos \beta_n} = \frac{0,14}{\cos 29,9561^\circ} = 0,16158, \quad (p \ 12.23)$$

$$\Rightarrow \varphi' = 9,1785^\circ.$$

Kde γ je úhel stoupání, β_n je poloviční úhel profilu v normálovém řezu a φ je třecí úhel. Při výpočtu úhlu φ je f součinitel tření, který má hodnotu 0,14 z intervalu 1-1,14 pro ocelovou matku a ocelový šroub. [18]

Návrh rozměrů spojovaného materiálu (skica)

Šroub je zatížen míjivou silou, prochází skrze duralový nýt EN AW 2024 a je zašroubován do matice vlepené v trupu.



$D_2 = d$	6	mm
$D_1 = D_3$	4,296	mm
l	33	mm
l_2	9	mm
$l_1 = l_3$	12	mm
l_4	2,4	mm
$D_4 = d_2$	5,35	mm
$D = 2d$	12	mm
l_a	2	mm
l_b	26,4	mm

Obr. př. 8: Schématický řez šroubem

Stanovení tuhostí přitěžovaných a odlehčovaných částí

Tuhost šroubu C_s :

$$\frac{1}{C_s} = \frac{1}{E} \sum_{i=1}^4 \frac{l_i}{S_i}, \quad (p \ 12.24)$$

$$S_i = \frac{\pi \cdot D_i^2}{4}, \quad (p \ 12.25)$$

$$\frac{1}{C_s} = \frac{1}{E} \left(\frac{l_1}{\frac{\pi \cdot D_1^2}{4}} + \frac{l_2}{\frac{\pi \cdot D_2^2}{4}} \right), \quad (p \ 12.26)$$

$$\frac{1}{C_S} = \frac{4}{2,06 \cdot 10^5 \cdot \pi} \left(\frac{12}{4,296^2} + \frac{9}{6^2} \right)$$

$$\frac{1}{C_S} = 5,563986269 \cdot 10^{-6} \text{ mm} \cdot \text{N}^{-1} \Rightarrow C_S = 179\,727,2588 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$$

Tuhost spojovaného materiálu C_T :

$$S_T = \frac{\pi \cdot (D^2 - D_2^2)}{4}, \quad (p\ 12.27)$$

$$S_T = \frac{\pi \cdot (12^2 - 5,35^2)}{4} = 84,823 \text{ mm}^2,$$

$$C_{Ta} = \frac{E \cdot S_T}{l_a}, \quad (p\ 12.28)$$

$$C_{Ta} = \frac{73\,000 \cdot 84,823}{2} = 1\,876\,387,612 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1},$$

$$C_{Tb} = \frac{E \cdot S_T}{l_b}, \quad (p\ 12.29)$$

$$C_{Tb} = \frac{73\,000 \cdot 84,823}{26,4} = 234\,548,45 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}.$$

Tuhosti součástí přitěžovaných C_1 a odlehčovaných C_2 a poměru těchto tuhostí (C_2/C_1):

$$\frac{1}{C_1} = \frac{1}{C_S} + 2 \frac{1}{C_{Ta}}, \quad (p\ 12.30)$$

$$\frac{1}{C_1} = \frac{1}{179\,727,2588} + 2 \cdot \frac{1}{1\,876\,387,61} = 1,17892 \cdot 10^{-5} \text{ mm} \cdot \text{N}^{-1},$$

$$\Rightarrow C_1 = 150\,512,063 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1},$$

$$C_2 = C_{Tb} = 234\,548,45 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1},$$

$$\frac{C_2}{C_1} = \frac{234\,548,45}{150\,512,063} = 1,56.$$

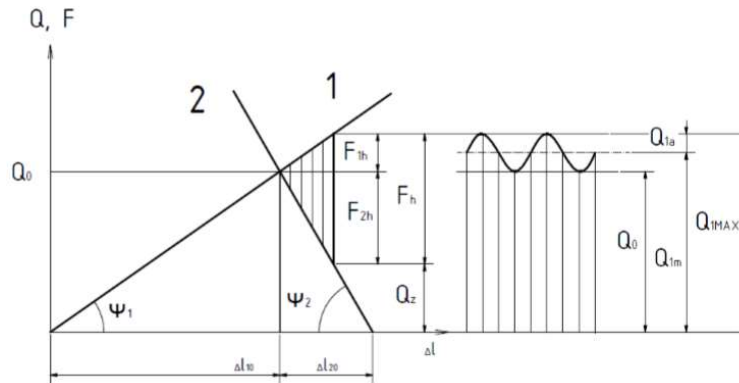
Stanovení montážního předpětí a provozních sil včetně prodloužení přitěžovaných součástí a stlačení odlehčovaných součástí při dosažení montážního předpětí (Δl_{10} a Δl_{20})

Osově předpětí:

$$Q_0 = Q_z + \frac{C_2}{C_1 + C_2} \cdot F_h = \left(q_z + \frac{C_2}{C_1 + C_2} \right) \cdot F_h \quad (p\ 12.31)$$

$$Q_0 = \left(1,5 + \frac{234\,548,45}{150\,512,063 + 234\,548,45} \right) \cdot 960,15 = 1\,833,05 \text{ N}$$

Tento výpočet vychází z diagramu v Obr. př. 9., kde q_z je součinitel provozního předpětí. Je volena střední hodnota 1,5 z intervalu 1-2 pro kompaktní proměnnou sílu dle literatury [18].



Obr. př. 9: Diagram předepjatého spoje [18]

Provozní silový cyklus:

$$Q_{1m} = Q_0 + \frac{1}{2} \cdot \frac{c_1}{c_1 + c_2} \cdot F_h, \quad (p \ 12.32)$$

$$Q_{1m} = 1\ 632,21 + \frac{1}{2} \cdot \frac{150\ 512,063}{150\ 512,063 + 234\ 548,45} \cdot 960,15 = 2\ 020,7\ \text{N}$$

$$Q_{1a} = \frac{1}{2} \cdot \frac{c_1}{c_1 + c_2} \cdot F_h, \quad (p \ 12.33)$$

$$Q_{1a} = \frac{1}{2} \cdot \frac{150\ 512,063}{150\ 512,063 + 234\ 548,45} \cdot 960,15 = 187,65\ \text{N}.$$

Prodloužení přitěžovaných součástí a stlačení odlehčujících součástí při dosažení předpětí (Δl_1 a Δl_2):

$$\Delta l_1 = \frac{Q_0}{c_1'}, \quad (p \ 12.34)$$

$$\Delta l_1 = \frac{1\ 833,05}{150\ 512,063} = 0,012\ \text{mm},$$

$$\Delta l_2 = \frac{Q_0}{c_2'}, \quad (p \ 12.35)$$

$$\Delta l_2 = \frac{1\ 833,05}{234\ 548,45} = 0,008\ \text{mm}.$$

Kontrolní výpočty

Výpočet napětí v jádře šroubu

Tahové napětí od předpětí a provozních sil:

$$\sigma_{Q_0} = \frac{Q_0}{S_3} = \frac{Q_0 \cdot 4}{d_3^2 \cdot \pi'} \quad (p \ 12.36)$$

$$\sigma_{Q_0} = \frac{4 \cdot 2 \ 129,8857}{4,773^2 \pi} = 119,037 \ N \cdot mm^{-2},$$

$$\sigma_m = \frac{Q_{1m}}{S_3}, \quad (p \ 12.37)$$

$$\sigma_m = \frac{Q_{1m} \cdot 4}{d_3^2 \cdot \pi} = \frac{4 \cdot 2 \ 570,702}{4,773^2 \pi} = 143,674 \ N \cdot mm^{-2},$$

$$\sigma_a = \frac{Q_{1a}}{S_3} = \frac{Q_{1a} \cdot 4}{d_3^2 \cdot \pi'} \quad (p \ 12.38)$$

$$\sigma_a = \frac{4 \cdot 440,845}{4,773^2 \pi} = 24,638 \ N \cdot mm^{-2},$$

$$\sigma_{1max} = \sigma_m + \sigma_a, \quad (p \ 12.39)$$

$$\sigma_{1max} = 143,674 + 24,638 = 168,312 \ N \cdot mm^{-2}.$$

Napětí v krutu při dosažení předpětí šroubu:

$$M_k = Q_0 \cdot \frac{d_2}{2} \cdot \operatorname{tg}(\gamma + \varphi'), \quad (p \ 12.40)$$

$$M_k = 2 \ 129,8857 \cdot \frac{5,35}{2} \cdot \operatorname{tg}(3,4045 + 9,1785) = 1 \ 271,7548 \ N \cdot mm,$$

$$W_k = \frac{\pi \cdot d_3^3}{16}, \quad (p \ 12.41)$$

$$W_k = \frac{\pi \cdot 4,773^3}{16} = 21,3503 \ mm^3,$$

$$\tau = \frac{M_k}{W_k}, \quad (p \ 12.42)$$

$$\tau = \frac{1 \ 271,7548}{21,3503} = 59,5661 \ N \cdot mm^{-2}.$$

Výpočet maximálního redukovaného napětí pro maximální provozní zatížení šroubu:

$$\sigma_{red_{max}} = \sqrt{\sigma_{1_{max}}^2 + \alpha \cdot \tau^2}, \quad (p\ 12.43)$$

$$\sigma_{red_{max}} = \sqrt{168,312^2 + 2^2 \cdot 59,5661^2} = 206,21 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2},$$

$$\sigma_{red_{max}} = \sqrt{168,312^2 + \sqrt{3}^2 \cdot 59,661^2} = 197,42 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2},$$

$$\Rightarrow \sigma_{red_{max}} = 206,21 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$$

Výpočet bezpečnosti

Dynamická bezpečnost pro provozní síly:

$$\sigma_{Pt} = 800 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2} \quad \sigma_{Kt} = 630 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2} \quad \sigma_{c(-1)} = 245 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$$

$$\Rightarrow \text{volím } \Phi = 4,5$$

Kde Φ je snížená mez únavy z intervalu 4,5-5,5.

Snížená mez únavy:

$$\sigma_{c(-1)}^x = \frac{\sigma_{c(-1)}}{\Phi}, \quad (p\ 12.44)$$

$$\sigma_{c(-1)}^x = \frac{245}{4,5} = 54,444 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}.$$

Součinitel vlivu σ_m na mez únavy:

$$\psi_\sigma = 0,02 + 2 \cdot \sigma_{Pt} \cdot 10^{-4}, \quad (p\ 12.45)$$

$$\psi_\sigma = 0,02 + 2 \cdot 800 \cdot 10^{-4} = 0,177,$$

$$\psi_\sigma^x = \frac{\psi_\sigma}{\Phi}, \quad (p\ 12.46)$$

$$\psi_\sigma^x = \frac{0,177}{4,5} = 0,039,$$

$$k_\sigma = \frac{\sigma_{c(-1)}^x - \psi_\sigma^x \cdot \sigma_{Q_0}}{\sigma_a + \psi_\sigma^x \cdot (\sigma_m - \sigma_{Q_0})}, \quad (p\ 12.47)$$

$$k_\sigma = \frac{54,444 - 0,039 \cdot 119,037}{24,638 + 0,039 \cdot (143,674 - 119,037)} = 1,945.$$

Bezpečnost pro namáhání od krutu:

$$\tau_K = \frac{\sigma_{Kt}}{\alpha}, \quad (p\ 12.48)$$

$$\tau_K = \frac{630}{\sqrt{3}} = 363,731 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2},$$

$$k_\tau = \frac{\tau_K}{\tau}, \quad (p \ 12.49)$$

$$k_\tau = \frac{363,731}{59,5661} = 6,106.$$

Výsledná dynamická bezpečnost:

Výpočet celkové bezpečnosti by měl být v mezích 1,5-2. Tento interval je stanoven z důvodu možného zkreslení vstupních informací.

$$k = 1,5 \div 2$$

$$k = k_\sigma \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{1}{k_\tau}\right)^2}, \quad (p \ 12.50)$$

$$k = 1,945 \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{1}{6,106}\right)^2} = 1,918 < 2 \Rightarrow \text{vyhovuje.}$$

Celková bezpečnost vychází v zadaném intervalu hodnot, je proto přijatelný.

Statická bezpečnost pro maximální redukované napětí:

$$k = \frac{\sigma_{Kt}}{\sigma_{redmax}}, \quad (p \ 12.51)$$

$$k = \frac{630}{206,21} = 3,055.$$

Statická bezpečnost vychází větší než dynamická, z důvodu menšího statického namáhání. Hodnota je nad hranicí 1, výsledek je tedy uspokojivý.

Výsledky všech počítaných bezpečností jsou větší než hodnota 1, proto je možné navržený šroub považovat za bezpečný a dostatečně odolný vůči vnějším vlivům.