

**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Trupy a ocasní plochy UAV pro experimenty
v nulové gravitaci**

**UAV fuselage and elevator for zero gravity
experiments**

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2020

Lukáš SPILKA

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: **Spilka** Jméno: **Lukáš** Osobní číslo: **473449**
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:

Trupy a ocasní plochy UAV pro experimenty ve stavu beztlíže

Název bakalářské práce anglicky:

UAV fuselage and elevator for zero gravity experiments

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Popis parabolických letů
- 2) Rešerše konstrukce trupů a VOP pro UAV
- 3) Letová obálka
- 4) Návrh pohonného systému
- 5) Návrh středové gondoly
- 6) Návrh trupů
- 7) Návrh VOP
- 8) Návrh SOP
- 9) Základní pevnostní kontrola

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: „Trupy a ocasní plochy UAV pro experimenty v nulové gravitaci“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Jana Klesy, Ph.D., s použitím literatury uvedené na konci mé bakalářské práce v seznamu použité literatury.

V Praze, dne:

Spilka Lukáš



PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval Ing. Janu Klesovi, Ph.D. za odborné vedení bakalářské práce, dobré rady, doporučení vhodné literatury a ochotu při konzultacích. Děkuji i své rodině za podporu během vypracování bakalářské práce i při studiu.

ANOTAČNÍ LIST

Jméno autora:	Lukáš Spilka
Název práce:	Trupy a ocasní plochy UAV pro experimenty v nulové gravitaci
Rok zpracování:	2020
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Ing. Jan Klesa, Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran – 65 Počet obrázků – 46 Počet grafů – 9 Počet tabulek – 6 Počet příloh – 10
Klíčová slova:	Bezpilotní letoun, Trup, Vodorovná ocasní plocha, Svislá ocasní plocha, Pevnostní výpočet
Key words:	Unmanned aerial vehicle, fuselage, Horizontal stabilizator, Vertical stabilizator, Strength analysis

Abstrakt

Bakalářská práce je zaměřena na popis ocasních ploch a trupu bezpilotních letounů a letounů celkově. Dále na návrh určitých částí bezpilotního letounu pro experimenty v nulové gravitaci. Jedná se o výpočet letové obálky a návrh pohonu, trupů, podvozku, gondoly a ocasních ploch. Při návrhu je kladen důraz hlavně na pevnostní výpočty ocasních ploch a trupu.

Abstract

The bachelor's thesis consists of reserch in fuselage and elevator for UAV and airplanes overall. Aim of the next part is design of certain parts of UAV for zero gravity experiments. The parts are flight envelope, production of thrust, fuselage, landing gear, gondola and elevator. Imortant part in desing is strength analysis of fuselage and elevator.

OBSAH

Prohlášení	III
Poděkování	IV
Anotační list	V
Seznam použitých obrázků	VIII
Seznam grafů	IX
Seznam tabulek.....	IX
Seznam použitých veličin	X
Seznam použitých zkratk	XIII
1. Úvod	1
2. Let v nulové gravitaci.....	2
3. Zatížení letadel	3
3.1. Aerodynamické síly	3
3.2. Hmotové síly	5
4. Obratová a poryvová obálka násobků.....	6
4.1. Obratová obálka násobků	6
4.2. Poryvová obálka násobků	7
5. Konstrukce Ocasních ploch	11
5.1. Vodorovné ocasní plochy.....	11
5.2. Svislé ocasní plochy.....	14
6. Konstrukce trupů bezpilotních letadel	16
7. Koncept letounu	18
7.1. Legislativní zařazení letounu.....	18
8. Výpočet letové obálky	19
8.1. Obratová obálka násobků	19
8.1.1. Pádová rychlost	19
8.1.2. Návrhová rychlost obratu	19
8.1.3. Rychlost v horizontálním letu.....	19
8.1.4. Návrhová rychlost	19
8.1.5. Minimální rychlost při záporném násobku	20
8.1.6. Návrhová rychlost obratu při záporném násobku	20
8.1.7. Výpočet násobků	20
8.2. Poryvová obálka násobků	20
8.2.1. Silný poryv	21
8.2.2. Slabší poryv	21
8.2.3. Výpočet násobků	21
8.3. Výsledná letová obálka	21
9. Návrh pohonu.....	23
9.1. Určení tahu	23

9.2.	Koeficient odporu	23
9.3.	Návrh vrtule	23
9.3.1.	Volba vrtule	24
9.3.2.	Volba motoru	26
9.3.3.	Volba baterií	27
9.3.4.	Volba řídicí jednotky.....	28
10.	Návrh trupu.....	29
10.1.	Geometrie trupu	29
10.2.	Chlazení.....	29
10.3.	Volba materiálu.....	30
10.4.	Pevnostní kontrola trupu	30
10.4.1.	Pevnostní kontrola zatížení od SOP	30
10.4.2.	Pevnostní výpočet zatížení od VOP	33
11.	Návrh podvozku	38
11.1.	Konstrukce podvozku.....	40
11.2.	Uložení podvozku.....	41
12.	Návrh gondoly.....	43
13.	Návrh VOP.....	45
13.1.	Geometrická charakteristika VOP.....	45
13.2.	Zatížení VOP	46
13.3.	Rozložení zatížení podél VOP	48
13.4.	Kontrola pásnic	50
13.5.	Kontrola stojiny	52
13.6.	Kontrola torzní skříňě	53
14.	Návrh SOP	55
14.1.	Návrh geometrie SOP.....	55
14.2.	Výpočet zatížení SOP	56
14.3.	Rozložení zatížení podél SOP	57
14.4.	Kontrola pásnic	59
14.5.	Kontrola stojiny	61
15.	Závěr	62
16.	Zdroje.....	64
17.	Přílohy	66
17.1.	Příloha č.1 – Rozložení setrvačné síly podél trupu	66
17.2.	Příloha č.2 – Výpočet polohy neutrálního bodu	67
17.3.	Příloha č.3 – Řešení ohybového momentu na VOP	73
17.4.	Příloha č.4 – Řešení ohybového momentu na SOP	78

SEZNAM POUŽITÝCH OBRÁZKŮ

Obrázek 1 - Průběh parabolického letu [4].....	2
Obrázek 2 - Aerodynamický souřadný systém [5]	4
Obrázek 3 - Obratová obálka násobků [5]	6
Obrázek 4 - Schéma působení kolmého vlivu [5].....	8
Obrázek 5 - Poryvová obálka násobků [5]	9
Obrázek 6 - Výsledná letová obálka [5]	10
Obrázek 7 - Určení ramene VOP [7].....	12
Obrázek 8 - Změna momentové čáry letounu [5].....	13
Obrázek 9 - Dělené a nedělené VOP [5]	14
Obrázek 10 - Typy uspořádání VOP [5]	14
Obrázek 11 - Vyvažovací moment od Boční síly [5]	15
Obrázek 12 - Koncepce uspořádání trupu [5]	16
Obrázek 13 - Koncept letounu [4].....	18
Obrázek 14 - Graf popisující účinnost vrtule [4]	24
Obrázek 15 - příklad dat dostupných od firmy APC [9]	25
Obrázek 16 - Zvolená vrtule [10].....	25
Obrázek 17 - Vybraný motor [11]	26
Obrázek 18 – Návrh chlazení na trupu letounu	30
Obrázek 19 - Zatížení trupu od sil působících na SOP [16]	31
Obrázek 20 - Střední průměr trupu a náhradní profil.....	32
Obrázek 21 - Zatížení trupu od sil působících na VOP [16].....	34
Obrázek 22 - Zrychlení a setrvačná síla působící na letoun [16]	34
Obrázek 23 - Rozdělení trupu	35
Obrázek 24 - Návrh rozložení podvozku 1 [17].....	38
Obrázek 25 - Návrh konstrukce podvozku [17]	39
Obrázek 26 - Doporučená vůle podvozku [17]	39
Obrázek 27 - Návrh rozložení podvozku 2 [17].....	40
Obrázek 28 - Mechanismus podvozku	41
Obrázek 29 - Návrh krytu podvozku	42
Obrázek 30 - Profily NACA pro trupy letounů [4]	43
Obrázek 31 – Spojení přední a zadní části gondoly [4].....	44

Obrázek 32 - Návrh VOP	46
Obrázek 33 - Výpočet zatížení VOP [16]	46
Obrázek 34 - Rozložení spojitého zatížení po křídle [16]	48
Obrázek 35 – Návrh hlavního nosníku pro VOP	50
Obrázek 36 - Pevnostní kontrola pásnic	51
Obrázek 37 – Kontrola torzní skříně [16]	53
Obrázek 38 - Návrh konstrukce SOP jako součást trupu	55
Obrázek 39 - Silové zatížení od SOP [16]	56
Obrázek 40 - Nosník v SOP	59
Obrázek 41 - Parametry pro určení neutrálního bodu [16]	67
Obrázek 42 - Graf pro určení τ [16]	68
Obrázek 43 - Grafy pro určení koeficientů x_1, x_2, x_3 [16]	69
Obrázek 44 - Určení koeficientu k_{VOP} [16]	70
Obrázek 45 - Znázornění posunutí výsledné vztlakové síly [16]	71
Obrázek 46 - Výpočet vnitřních statických účinků [16]	79

SEZNAM GRAFŮ

Graf 1 - Letová obálka provozních násobků	22
Graf 2 - Závislost setrvačné síly na oblasti	66
Graf 3 - Tvar rozložení spojitého zatížení na VOP	73
Graf 4 - Upravené rozložení tvaru zatížení podél VOP	74
Graf 5 - Průběh posouvající síly na VOP	76
Graf 6 - Průběh ohybového momentu na VOP	76
Graf 7 - Rozložení spojitého zatížení podél SOP	78
Graf 8 - Průběh posouvající síly	80
Graf 9 - Průběh ohybového momentu	81

SEZNAM TABULEK

Tabulka 1 - parametry vrtule [10]	26
Tabulka 2 - parametry elektromotoru [12]	27
Tabulka 3 - parametry sestavené baterie [4]	28
Tabulka 4 - Parametry řídicí jednotky [4]	28
Tabulka 5 - Fyzikální vlastnosti kompozitu	30
Tabulka 6 - Výsledky setrvačných sil	66

SEZNAM POUŽITÝCH VELIČIN

A	[-]	mohutnost
a	[-]	hodnota stoupání vztlakové čáry
a_i	[m/s ²]	zrychlení v ose i
$a_{VOP, SOP}$	[-]	směrnice vztlakové čáry VOP, SOP
B	[m]	šířka
b_{ae}, b_{SAT}	[m]	délka střední aerodynamické tětivy křídla
b_{SATVOP}	[m]	střední aerodynamická tětiva VOP
C_{bat}	[Ah]	kapacita baterií
C_m	[-]	součinitel klopného momentu
C_x	[-]	součinitel odporu
C_{Xxx}	[-]	koeficienty při výpočtu pomocí Roskamovi metody
C_y	[-]	součinitel vztlaku
C_{ye}	[-]	součinitel vztlaku pro vyvážený stav
$C_{y_{max}}$	[-]	maximální vztlakový koeficient křídla
C_{ys1}	[-]	koeficient vztlaku při rychlosti v_s
D	[N]	odpor letounu
D	[-]	derivace zešikmení proudu vzduchu
e	[m]	vzdálenost střed elasticity od nosníku VOP
E	[MPa]	modul pružnosti v ohybu
E_{bat}	[J]	energie baterií
e_e	[m]	vzdálenost středu úhlového zrychlení od těžiště
F_d	[N]	síla v dolní pásnici
F_h	[N]	síla v horní pásnici
G	[N]	tíha
H	[m]	výška
h	[m]	výška nosníku
h_d	[m]	výška dolní pásnice
h_h	[m]	výška horní pásnice
h_t	[m]	vzdálenost těžišť pásnic
I_i	[kg/m ²]	moment setrvačnosti k ose i
J	[mm ⁴]	průřezový modul v ohybu
J_i	[kg/m ²]	moment setrvačnosti k ose i
k	[-]	zmírňující koeficient

K_i	[-]	koeficient diferenciální rovnice
l	[m]	vzdálenost
m	[kg]	hmotnost
m_i, M_i	[Nm]	moment k ose i
M_k	[Nm]	kroučící moment
M_{O_i}	[Nm]	ohybový moment k ose i
M_{OIMAX}	[Nm]	maximální ohybový moment k ose i
M_{s_i}	[Nm]	setrvačný moment kolem dané osy
m_{z0}	[Nm]	moment při nulovém vztlaku k aerodynamickému středu
n	[N]	násobek
n_z	[N]	záporný násobek
P	[Pa]	tlak
p	[m]	posunutí vztakové síly od aerodynamického středu křídla
$P_{p_{mot,max}}$	[W]	maximální příkon elektromotoru
$P_{p_{pol}}$	[W]	poloviční příkon motoru
$P_{p_{prum}}$	[W]	průměrný příkon motoru
q	[N/m]	spojité zatížení
q_m	[N/mm]	smykový tok od kroučícího momentu
q_t	[N/mm]	smykový tok od posouvající síly
r	[m]	délka ramene
r_{VOP}, L_{VOP}	[m]	vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP
S	[m ²]	plocha, na kterou působí poryv
S_{ch}	[m ²]	charakteristický rozměr
S_i, D_i	[N]	setrvačná síla v dané ose
S_n	[m ²]	plocha křídla
S_{VOP}	[m ²]	plocha vodorovné ocasní plochy
t	[s]	čas
T	[N]	tah motoru
T_i	[N]	posouvající síla v ose i
t_i	[m]	tloušťka stojiny
t_s	[m]	celková tloušťka stojiny
u	[m/s]	rychlost poryvu v kolmém směru
U	[m ²]	plocha torzní dutiny
V	[m/s]	rychlost
v_a	[km/h]	návrhová rychlost obratu

v_D	[km/h]	návrhová rychlost
v_G	[km/h]	návrhová rychlost obratu při záporném násobku
v_h	[km/h]	rychlost v horizontálním letu
v_i	[m/s]	rychlost v dané ose
v^i	[-]	i-tá derivace průhybové čáry
v_{SI}	[km/h]	pádová rychlost
v_{sy}	[km/h]	minimální rychlost při záporném násobku
W_k	[mm ³]	modul průřezu v krutu
W_{O_i}	[mm ³]	modul průřezu v ohybu k ose i
x_{AS}	[m]	poloha aerodynamického středu
x_{ch}	[m]	charakteristické rozměr pro určení klopivého momentu
x_t	[m]	poloha těžiště
x_t	[m]	vzdálenost těžiště od aerodynamického středu křídla
Y	[N]	vztlak
Y_{OVOP}	[N]	zatížení VOP od manévru
Y_{PVOP}	[N]	zatížení VOP od poryvu
Y_{SOP}	[N]	síla působící na SOP
y_{SOP}	[m]	vzdálenost působiště síly Y_{VOP} od elastické osy trupu
$Y_{VOPcelk}$	[N]	celková síla na VOP
Z_t	[m]	šířka trupu v místě křídla
α	[°]	úhel náběhu
α	[-]	koeficient při výpočtu kombinovaného namáhání
β	[°]	úhel
Δc_y	[-]	přírůstek součinitele vztlaku pro vyvážený stav
Δm_z	[Nm]	přírůstek klopivého momentu
$\Delta \sigma_d$	[mm]	zvýšení napětí na dolním okraji pásnice
ε_i	[rad/ s ²]	úhlové zrychlení kolem osy i
η	[-]	zúžení
$\lambda_{VOP,SOP}$	[-]	štíhlost VOP, SOP
μ	[-]	relativní hmotnostní poměr letounu
ξ	[m]	poměrná vzdálenost neutrálního bodu a aerodynamického středu křídla
ρ	[kg/m ³]	hustota
σ_D	[MPa]	dovolené napětí
σ_d	[MPa]	napětí v dolní pásnici



σ_h	[MPa]	napětí v horní pásnici
σ_o	[MPa]	napětí v ohybu
σ_{oSOP}	[MPa]	napětí v ohybu SOP
σ_{oVOP}	[MPa]	napětí v ohybu VOP
σ_{red}	[MPa]	redukované napětí
τ	[MPa]	třecí napětí
T_k	[MPa]	napětí v krutu
φ	[°]	úhel náběhu
ω_i	[rad/s]	úhlová rychlost k dané ose
ζ	[-]	koeficient pro výpočet posouvající síly a momentu
\bar{p}	[m]	statická zásoba
μ	[-]	relativní hmotnostní poměr letounu

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

EASA – European Union Aviation Safety Agency, Evropská agentura pro bezpečnost letectví

VOP – vodorovná ocasní plocha

SOP – svislá ocasní plocha

UL2 – předpis letecké amatérské asociace ČR

1. Úvod

Bezpilotní letouny nebo také drony jsou využívány v různých aplikacích od filmu, přes vědecké aplikace, jako válečné stroje až po sport. Práce se zabývá problematikou bezpilotního letounu, který je schopný simulovat prostředí nulové gravitace pomocí parabolického letu. Plánované je využití pro zkoumání chování různých subjektů právě ve stavu beztlíže.

Bakalářská práce je zaměřena především na návrh trupu a ocasních ploch bezpilotního letounu. Pro bezpilotní letouny a drony je vytvořena vlastní kategorie předpisů. Předpisy zhotovila EASA – European Aviation Safety Agency. Podle agentury EASA se jedná o „Návrh na vytvoření společných předpisů pro provoz dronů v Evropě“, konkrétně o předpis A-NPA 2015-10 [1]. Další předpisy, které jsou využity při řešení, jsou doplněk X předpisu UL2 a samotný předpis UL2. [1]

Teoretická část práce je zaměřena na uvedení do problematiky letu v nulové gravitaci. Soustředí se na problematiku konstrukce bezpilotního letounu. Teoretická část je zaměřena na návrh letové obálky. Část řešení je věnovaná návrhu trupu. Jedná se o opis typů konstrukcí, určení a postup výpočtu zatížení trupu. Dále se teoretická část zaměřuje na aerodynamický a pevnostní návrh ocasních ploch. Další částí je popis a možnosti konstrukce a mechanismů podvozků.

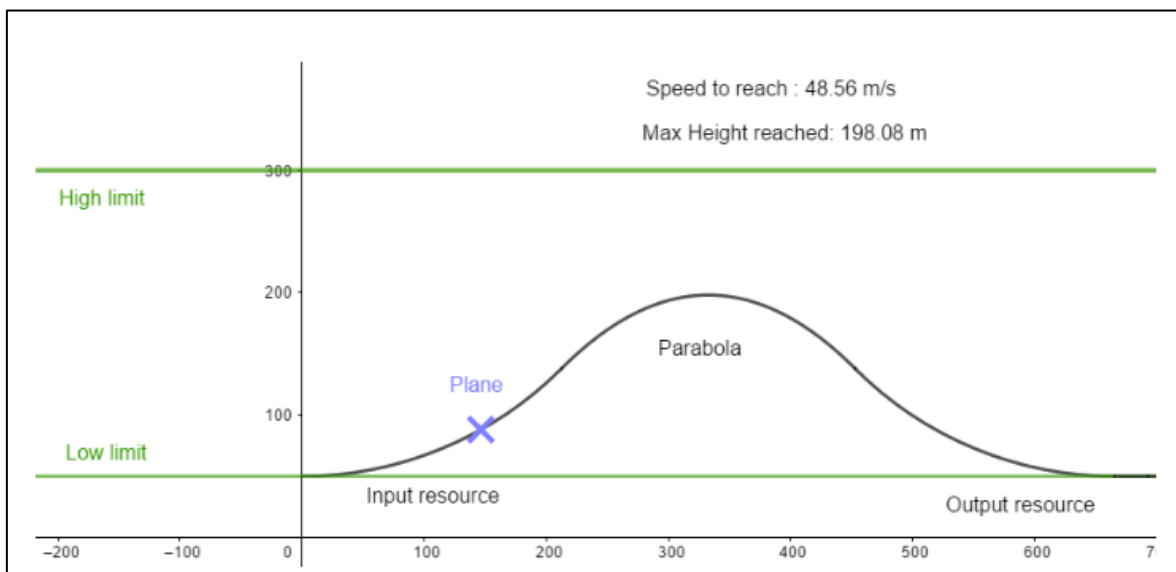
Cílem praktické části je navázat na již zhotovenou studii francouzských kolegů, která se zabývala celkovým návrhem bezpilotního letounu pro experimenty v nulové gravitaci. Úkolem práce je kontrola vybraných částí letounu, úprava stávajících částí letounu a jejich pevnostní analýza. Stěžejní část práce je věnována určení zatížení, pevnostním výpočtům a návrhu ocasních ploch. Další důležitou částí je určení zatížení trupu a jeho pevnostní kontrola.

2. Let v nulové gravitaci

Parabolický let je jedním z mála způsobů, jak lze dosáhnout nulové gravitace. Standardně parabolický let probíhá tak, že letadlo dosáhne letové výšky. Letadlo následně začne stoupat, úhel stoupání letounu se zvýší na 45°. Při stoupání působí na letoun přetížení kolem 1,8 G. Letoun stoupá až do požadované výšky, kde se začne pohybovat po parabolické křivce, tento pohyb způsobí stav beztlíže. Důležité je uvědomit si, že termíny jako stav beztlíže nebo nulová gravitace nejsou technicky správné. Náklad v letounu je stále zatěžován svojí tíhou, letoun se ale pohybuje takovou rychlostí, která zajišťuje, že součet rychlostí směrem k Zemi a rychlostí rovnoběžných se zemí udržuje náklad ve stejné vzdálenosti od Země. Průběh parabolického letu pro náš letoun je na obrázku 1. [2]

Jediným způsobem, jak dosáhnout nulové gravitace je let ve vesmíru. Pro nás tedy parabolický let zůstává jediným dostupným způsobem, jak simulovat prostředí v nulové gravitaci. U velkých letounů, které dovolují parabolický let, jako např. Airbus A300 B2, je možné udržet nulovou gravitaci až v řádech desítek vteřin (20-25 s). Lety u takto velkých letounů jsou koncipovány tak, aby během jednoho letu bylo dosaženo několika desítek (30-60) stavů beztlíže. [3]

Cílem projektu [4] bylo vytvořit parabolou, která vydrží déle než 3 vteřiny. Celková doba jednoho letu by měla být přibližně 30 minut s tím, že je požadováno dosažení co největšího počtu parabol.



Obrázek 1 - Průběh parabolického letu [4]

3. Zatížení letadel

Na leteckou konstrukci působí síly, které lze rozdělit do dvou základních skupin:

- Vnější
- Objemové (hmotové)

Mezi vnější síly jsou zahrnuty všechny síly, které nejsou přímo závislé na hmotnosti letounu. Mezi tyto síly patří:

- Aerodynamické síly
- Síly od pohonné jednotky
- Pozemní síly
- Ostatní síly [5]

Trupy letounů jsou trvale zatíženy vnějšími silami, aerodynamickými a silami od pohonných jednotek během letových režimů. Při pozemních případech tvoří hlavní zatížení pozemní síly. [5]

Vlastní hmota a tíha letounu vytváří objemové síly, ty lze rozdělit:

- Tíha
- Setrvačné síly

Ve všech letových i pozemních režimech působí tíha jako konstantní zatížení. Změny tíhy s výškou jsou zanedbatelné. Vzhledem ke konstantnímu charakteru síly používáme tíhu jako vztažnou jednotku silového zatížení konstrukce neboli násobku. Setrvačné síly působí pouze při změnách pohybového stavu letounu. [5]

3.1. Aerodynamické síly

Aerodynamické síly jsou síly povrchové, které mají složku tlakovou a třecí. Integrací těchto složek se získá výsledná aerodynamická síla. Jednotlivé složky aerodynamické síly tvoří odpor, který působí v ose „x“ a vztlak, který působí v ose „y“. [5]

Vztlak je dán rovnicí:

$$Y = \int_S p dS_{Y_A} + \int_S (\tau dS)_{Y_A} = \frac{1}{2} \rho V^2 c_y S_{ch} \quad (3-1)$$

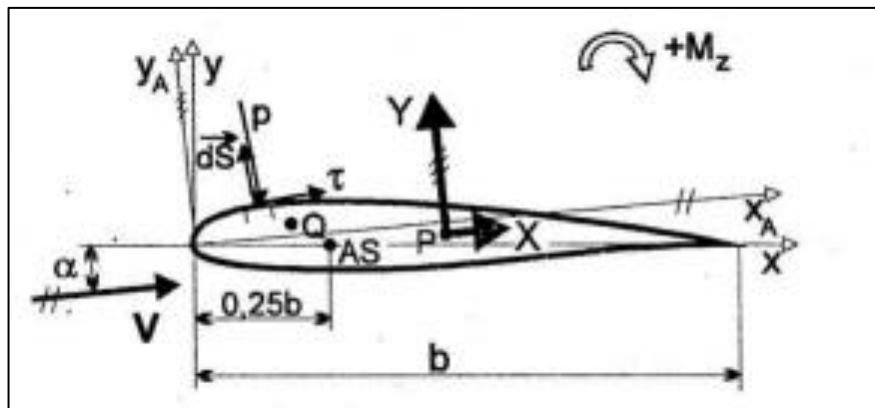
Odpor je dán rovnicí:

$$X = \int_S p dS_{X_A} + \int_S (\tau dS)_{X_A} = \frac{1}{2} \rho V^2 c_x S_{ch} \quad (3-2)$$

Moment k bodu Q:

$$M_z(Q) = Y[x_A(P) - x_A(Q)] + X[y_A(P) - y_A(Q)] = \frac{1}{2}\rho V^2 m_z S_{ch} x_{ch} \quad (1-3)$$

Pro popis aerodynamických sil se používá aerodynamický souřadný systém, který není vázán přímo na těleso. Souřadný systém je natočen do směru nabíhajícího proudu, je tedy určen úhlem náběhu. Upravený souřadný systém je využíván proto, že při provozních (malých) úhlech náběhu, mají vztahové síly výraznou převahu nad odporem. Při zanedbání třecích sil udávají teoretické postupy výslednou aerodynamickou sílu kolmou na úhel náběhu, určují tedy přímo vztlak. Na obrázku 2 je vidět aerodynamický souřadný systém. [5]



Obrázek 2 - Aerodynamický souřadný systém [5]

Aerodynamické síly závisí na:

- konfiguraci, kam patří úhel náběhu, výchylky kormidel a ostatních pohyblivých ploch
- rychlosti
- výšce letu [5]

Veličiny jako teplota, hustota nebo viskozita vzduchu jsou obsaženy ve výšce letu. Přímé vyjádření rozložení tlaku je funkcí mnoha proměnných, z tohoto důvodu jsou používány tvary zavedené pro experimentální vyjádření aerodynamických sil, kdy dochází k redukci počtu proměnných, např. Buckinghamův π -teorém. Tento teorém vytváří z původních nezávislých proměnných skupiny bezrozměrných veličin a redukuje počet proměnných. Pro aerodynamické síly jsou rozhodující podobnostní čísla, kterých je rozsáhlý počet. Mezi nejužívanější patří Reynoldsovo a Machovo. [5]

3.2. Hmotové síly

Hmotové síly jsou děleny na tíhu, která je trvalou složkou, a sílu proměnlivých setrvačných sil. Tíhová síla je síla, která neustále směřuje ke středu Země, je tedy kolmá k tečně zemského povrchu. Tíhovou sílu uvažujeme za celou dobu letu konstantní a její působíště leží v těžišti. Změna pohybového stavu vyvolá působení setrvačných sil. Velikost setrvačných sil je úměrná změně rychlosti a působí proti směru této změny. Výsledná velikost setrvačné síly je dána silou hmotného bodu o hmotnosti celého tělesa a její působíště je v těžišti tělesa. [5]

Pro setrvačné síly platí:

$$S_x = -m \frac{dv_x}{dt} = -ma_x \quad (3-4)$$

$$S_y = -m \frac{dv_y}{dt} = -ma_y \quad (3-5)$$

$$S_z = -m \frac{dv_z}{dt} = -ma_z \quad (3-6)$$

Na letoun působí i momentové zatížení, pro které platí:

$$M_{sx} = -\left[\frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y\omega_z(J_z - J_y)\right] \quad (3-7)$$

$$M_{sy} = -\left[\frac{d\omega_y}{dt} + \omega_z\omega_x(J_x - J_z)\right] \quad (3-8)$$

$$M_{sz} = -\left[\frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x\omega_y(J_y - J_x)\right] \quad (3-9)$$

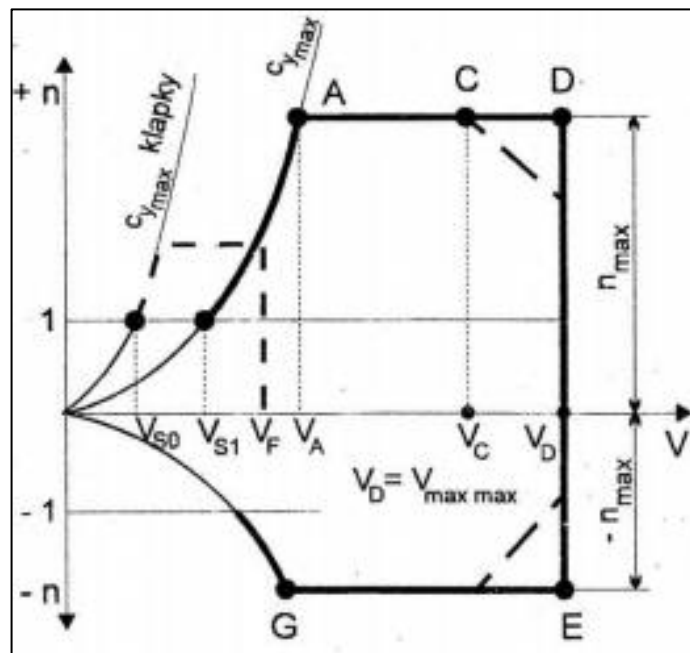
4. Obratová a poryvová obálka násobků

Letoun je v závislosti na letovém režimu zatížen řadou různých sil, které závisí na hmotnosti letounu a dalších faktorech. Pro pevnostní návrh je nutné znát mezní stavy, kterým bude letoun vystaven. Aby bylo možné určit tyto stavy zatížení, je nutné určit provozní zatížení, které určuje zatížení reálně působící na letoun v daném režimu. V letových případech je provozní zatížení omezeno obávkami obratových a poryvových násobků. Návrh konstrukce není dimenzován na provozní zatížení, ale na početní zatížení, což je provozní zatížení vynásobené koeficientem bezpečnosti. [5]

4.1. Obratová obálka násobků

Zatížení letounu z pohledu násobku vzniklého řízením pilota je omezeno obratovou obávkou. Zatížení letounu se mění podle kategorie letounu. Orientačně platí, že kladný násobek pro letouny cestovní se pohybuje okolo 4 a pro akrobatické letouny okolo 9. Maximální záporný násobek se pohybuje okolo ½ kladného násobku. [5]

Maximální rychlost je dalším omezením obratové obálky. Ta odpovídá režimu střemhlavého letu. Při vysokých rychlostech roste nebezpečí překročení hodnoty maximálních násobků, to je zapříčiněno tím, že aerodynamické síly a momenty rostou s druhou mocninou rychlosti letu. Obratová obálka je znázorněna na obrázku 3. [5]



Obrázek 3 - Obratová obálka násobků [5]

Omezení parabolického nárůstu na levé straně obálky je dáno fyzikálně součinitelem vztlatku $c_{y_{max}}$. Maximální rychlost, kdy je možnost letu na největším

součiniteli vztlaku je značena v_a . Minimální pádová rychlost je dána průsečíkem násobku +1 a parabolou nárůstu vztlaku, je značena v_{s1} . Maximální rychlost, kdy lze vysunout klapky, je značena v_f . Maximální návrhová rychlost je značena v_D . Rychlost v_c značí maximální cestovní rychlost. [5]

Pro pevnostní kontrolu jsou voleny body A, C, D, F, G obrátové obálky základní konfigurace letounu. Pro pevnostní kontrolu klapek jsou voleny všechny body obálky, kde je vyhodnoceno kritické namáhání každé části. Pokud konstrukce vyhoví všem voleným kritickým bodům, je zajištěno, že vydrží i všechny body uvnitř obálky. [5]

4.2. Poryvová obálka násobků

Při zpracování obrátových obálek je předpokladem let v klidné atmosféře. Předpokládá se, že relativní rychlost letounu vůči vzduchu je dána pouze rychlostí letounu vůči zemi. V reálných případech ale v atmosféře dochází k pohybu poryvů neboli vzdušných proudů, které mohou mít charakter více či méně uspořádaný. Vzhledem ke směru, v jakém poryv působí, rozdělujeme: [5]

- Vertikální
- Horizontální

Vertikální poryvy jsou děleny na stoupavé a klesavé. Podle vzniku jsou dále děleny na:

- Termické
- Bouřkové
- Orografické, poryvy vznikající nerovností povrchu

Horizontální poryvy vznikají jako důsledek působení:

- Nerovnoměrného ohřevu Země na pólech a na rovníku
- Gravitačních sil Slunce a Měsíce
- Rozdílu teplot denních a nočních

Pro korektní určení aerodynamických sil, které zatěžují konstrukci, je nutné počítat s rychlostí proudu vůči letounu – skutečnou rychlostí. Na druhou stranu při výpočtu zatížení od setrvačných sil je nutné počítat s rychlostí vůči inerciální soustavě – Zemi – absolutní rychlostí. [5]

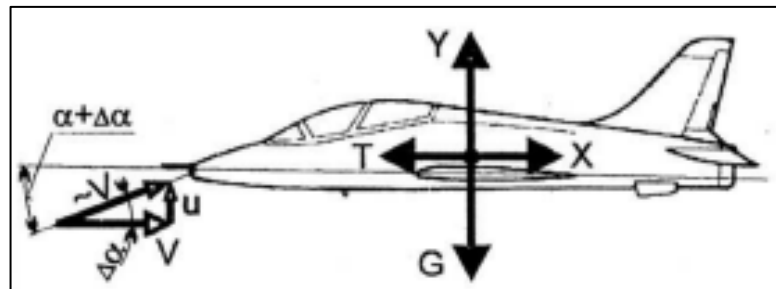
Pro návrh konstrukce jsou nejdůležitější samostatné intenzivní proudy, např. horizontální poryv. Účinek tohoto zatížení lze deterministicky modelovat. Jediná

náhodnost, která se tedy vyskytuje u těchto typů proudění, zůstává náhodnost výskytu. Během návrhu konstrukce z pohledu únavových zatížení musí být bráno v úvahu zatížení turbulentními poryvy. Turbulentní poryvy vykazují náhodnou povahu v ohledu směru, velikosti i výskytu. [5]

Poryvy je vhodné charakterizovat také podle vztahu, který mají ke směru pohybu letounu. Tímto způsobem jsou poryvy děleny na čelní, kolmé a šikmé. [5]

Když se letoun dostane do čelního poryvu, změní se jeho rychlosti, nemění se úhel náběhu. Rychlost čelního poryvu totiž leží ve stejném směru jako rychlost letounu. Kolmý poryv je opakem poryvu čelního, způsobí největší změnu v úhlu náběhu a zároveň má velmi malý vliv na změny rychlostí. Šikmý poryv spadá mezi dva výše jmenované typy. Je možné rozdělit jej na kolmou a čelní složku. Při určování statické pevnosti bude hlavní roli hrát kolmý poryv. [5]

Pro násobek od kolmého poryvu za předpokladu tuhého letounu a okamžité odezvy na ostrý poryv platí: [5]



Obrázek 4 - Schéma působení kolmého vlivu [5]

Pro změnu úhlu náběhu pro malé úhly platí:

$$\operatorname{tg} \Delta \alpha = \Delta \alpha = \frac{u}{V} \quad (4-1)$$

Přírůstek vzlaku od poryvu:

$$\Delta Y = \Delta c_y \frac{1}{2} \rho V^2 S = c_y^\alpha \Delta \alpha \frac{1}{2} \rho V^2 S = c_y^\alpha \frac{u}{V} \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4-2)$$

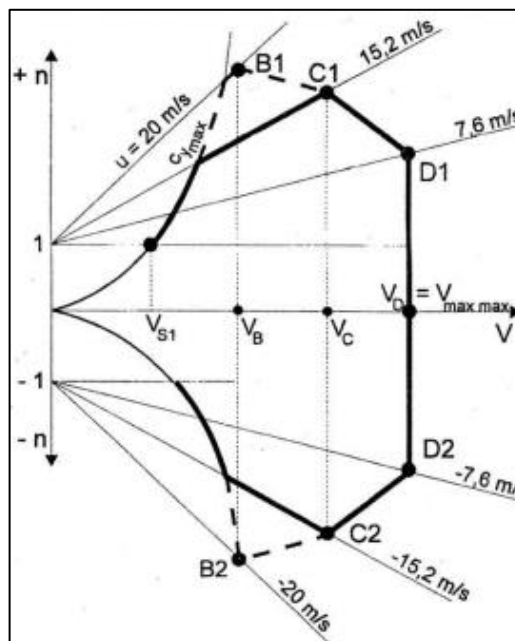
Násobek od kolmého poryvu:

$$n = \frac{Y + \Delta Y}{G} = 1 + \frac{c_y^\alpha \rho u V}{2 \frac{G}{S}} \quad (4-3)$$

Při výpočtu poryvu je provedeno několik zjednodušení, díky kterým je získána vyšší hodnota násobku. Reálné hodnoty násobku od poryvu se od teoretických liší díky několika faktorům: [5]

- Neostrá hranice profilu; působení poryvu není skokové, existuje zde náběhová oblast na rychlost jádra profilu
- Stoupání letounu; poryv způsobí, že letoun začne stoupat, v důsledku tohoto stoupání dojde ke snížení relativní rychlosti poryvu vůči letounu
- Podélná stabilita; změna úhlu náběhu vyvolá klopivý moment působící proti změně úhlu náběhu

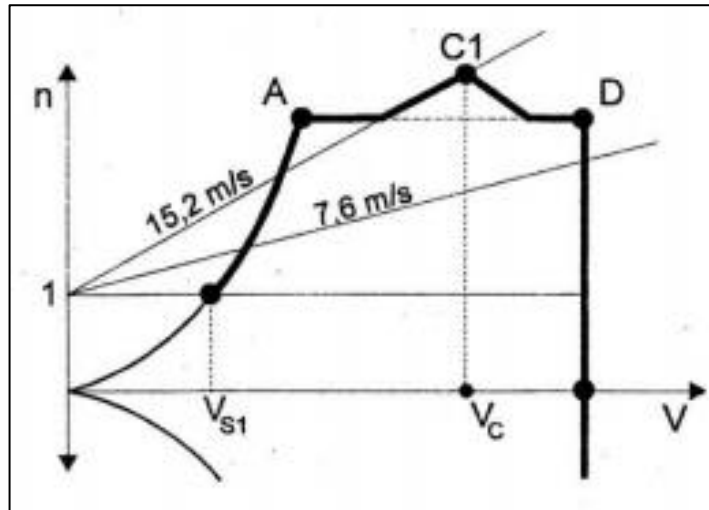
Výpočet přírůstku násobku od poryvu zpřesňuje zmírňující koeficient K , kterým je násoben přírůstek. Zmírňující koeficient závisí na rychlosti odezvy letounu na změny v poryvu. Obecně platí, čím lehčí je letoun, tím rychlejší jsou odezvy. [5]



Obrázek 5 - Poryvová obálka násobků [5]

Poryvová obálka násobků, která je ukázána na obrázku 5, je dána předpisy podobně jako obratová obálka násobků. V našem případě je využíván předpis UL2 [6]. Předpisy určují rychlostní dvojice rychlosti letu a rychlosti poryvu. Hraniční body této obálky jsou potom v průsečících těchto rychlostí. Rychlostní dvojice jsou určovány na základě statistických šetření. Pro záporné rychlosti platí, že odpovídají záporným násobkům, které jsou způsobeny klesavými poryvy. V některých případech může být předpisem požadována i kontrola pro rychlost 20 m/s, pro kterou je určena bezpečná poryvová rychlost v_b . [5]

Pevnostní analýzy vyžadují kontroly obálek obratových i poryvových současně. Pro tyto účely lze vytvořit výslednou obálku násobků, obrázek 6. [5]



Obrázek 6 - Výsledná letová obálka [5]

5. Konstrukce Ocasních ploch

Funkcí ocasních ploch je zprostředkování manévrovatelnosti letounu. Toho je docíleno vyvoláním momentů a sil. Prvním typem ocasních ploch jsou vodorovné, které slouží k podélné stabilizaci letounu a řízení výšky letu. Svislé ocasní plochy slouží k řízení směru letounu. [7]

5.1. Vodorovné ocasní plochy

Rovnováha momentů vnějšího zatížení k hlavní boční centrální ose setrvačnosti neboli rovnovážný stav, je nezbytným předpokladem pro analýzu podélného pohybu letounu. Vztlak na VOP vytváří pro různé úhly náběhu konstantní moment k aerodynamickému středu o velikosti silové dvojice, který je za předpokladu nepůsobení tlaku roven M_{z0} . Pro určení klopivého momentu je vhodné využít náhradu aerodynamického středu za moment od vztlaku na rameni a momentem při nulovém vztlaku M_{z0} . [7]

Pokud při změně rovnovážného stavu vzniknou síly působící proti této změně, mluvíme o statické stabilitě. Statická stabilita je určena podmínkou: [7]

Pro vyvážený stav „e“ platí:

$$m_z = 0 \quad (5-1)$$

$$c_{ye}(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS}) + m_{z0} = 0 \quad (5-2)$$

Porucha $+\Delta c_y$:

$$\Delta m_z = c_{ye}(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS}) + m_{z0} + \Delta c_y(\bar{x}_T - \bar{x}_{AS}) > 0 \quad (5-3)$$

Podmínka stability:

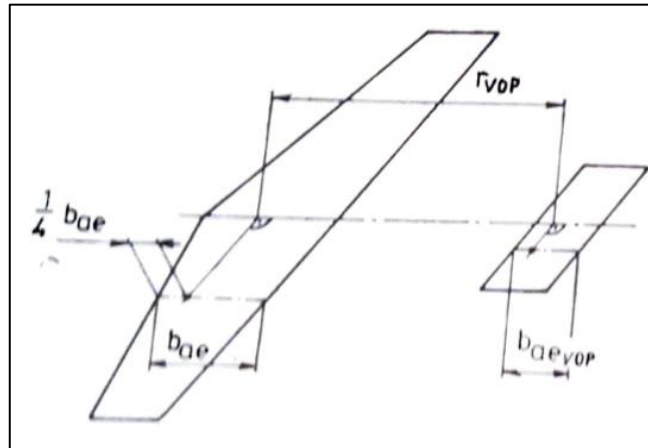
$$\left(\frac{dm_z}{dc_y}\right)_e > 0 \quad (5-4)$$

Pokud není podmínka splněna, počáteční porucha neustále narůstá a dochází ke stavu dynamické nestability. Statická stabilita je nutná, ale nikoliv postačující podmínka, aby nedošlo k dynamické nestabilitě. [7]

U malých leteckých modelů je vhodné využití ocasní plochy ve tvaru rovné desky. Její výhodou je výrobní jednoduchost a nízké kritické Reynoldsovo číslo i malý profilový odpor. U větších modelů se užívá zakřivených profilů. U motorem poháněných modelů bývá zpravidla zakřivení symetrické. [7]

Pro určení velikosti VOP se vychází z mohutnosti A:

$$A = \frac{S_{VOP}r}{Sb_{ae}} \quad (5-5)$$



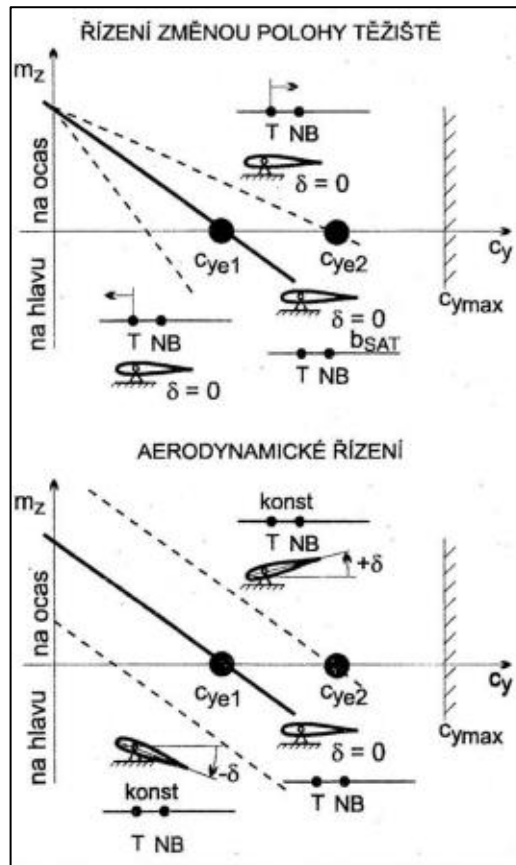
Obrázek 7 - Určení ramene VOP [7]

Výpočet se provádí pomocí odhadnutí mohutnosti A a výpočtem plochy S_{VOP} dle vzorce:

$$S_{VOP} = \frac{ASb_{ae}}{r} \quad (5-6)$$

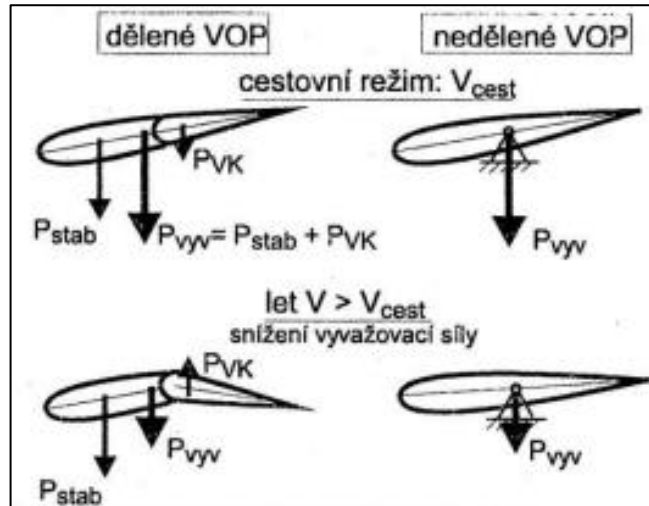
Letoun musí být vyvážitelný v každém letovém režimu. Aby bylo možno dosáhnout letu v jiném vyváženém stavu, musí dojít ke změně momentové čáry. Změna centráže je první způsob, jak docílit změny momentové čáry. Tento způsob mění rameno klopivého momentu, nikoliv aerodynamické síly působící na letoun. Řiditelnost je umožněna změnou statické stability. [7]

Druhým způsobem pro změnu momentové čáry, a tedy jiného podélně vyváženého režimu letu, je aerodynamické řízení. Změnou velikosti vztlakové síly na VOP, které je docíleno změnou nastavení VOP, se docílí ekvidistantního posunu momentové čáry. Během aerodynamického řízení nedochází ke změně statické stability. Způsoby změny polohy těžiště jsou na obrázku 8. [7]



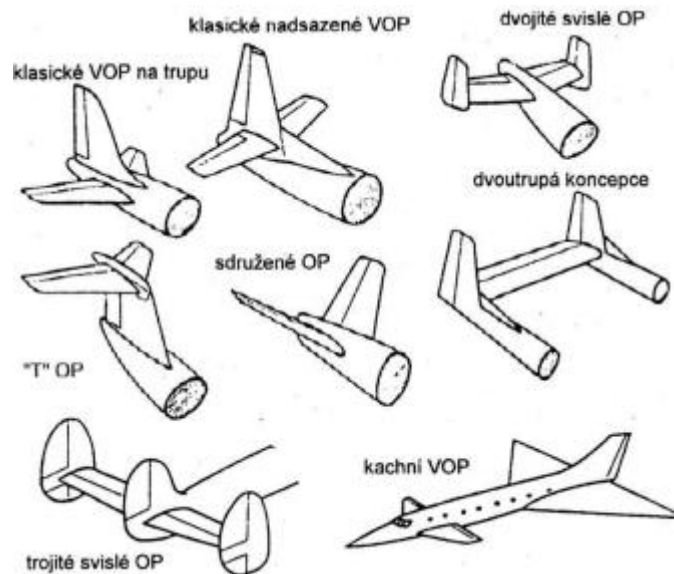
Obrázek 8 - Změna momentové čáry letounu [5]

Konstrukce VOP se standardně provádí v obdélníkovém, lichoběžníkovém, nebo trojúhelníkovém tvaru. Konstrukce VOP je velmi podobná konstrukci křídel. VOP rozlišujeme na dělené a nedělené, v závislosti na typu se liší jejich uchycení. Dělené VOP se skládají z pevného stabilizátoru a pohyblivého kormidla. Dělené VOP mají konstrukčně i pevnostně jednodušší návrh uchycení i ovládání a zároveň jsou aerodynamicky účinnější. Vyvažovací moment v jiných režimech totiž tvoří pouze kormidlo. Stabilizátor je nastaven pro vytváření vyvažovacího momentu pouze v cestovním režimu. U nedělených VOP je složitou částí konstrukce návrh uchycení, křídlo není rozděleno na stabilizátor a kormidlo. Nedělené VOP jsou také často méně účinné než dělené, ale celé VOP koná obě funkce. Dělené a nedělené VOP jsou na obrázku 9. [5]



Obrázek 9 - Dělené a nedělené VOP [5]

Při konstrukci dělených VOP lze využít několika řešení, které jsou zobrazeny na obrázku 10. Nejjednodušším řešením je pevný stabilizátor a výškové kormidlo, které je realizováno klapkou po délce zadní hrany VOP. Další možnou konstrukcí je využití přestavitelného stabilizátoru na zemi nebo za letu v kombinaci s výškovým kormidlem. Přestavitelný stabilizátor se využívá u letounů s velkým rozsahem centráže, aby se ušetřila celková velikost VOP. [5]



Obrázek 10 - Typy uspořádání VOP [5]

5.2. Svislé ocasní plochy

Během běžných letových režimů není pro letoun nutná boční vyvažovací síla, to je dáno symetrií letounu. Svislé ocasní plochy (SOP) jsou z hlediska ovladatelnosti letounu nutné pouze v případech, kdy je potřeba vyvažovat boční sílu nebo pro vytvoření

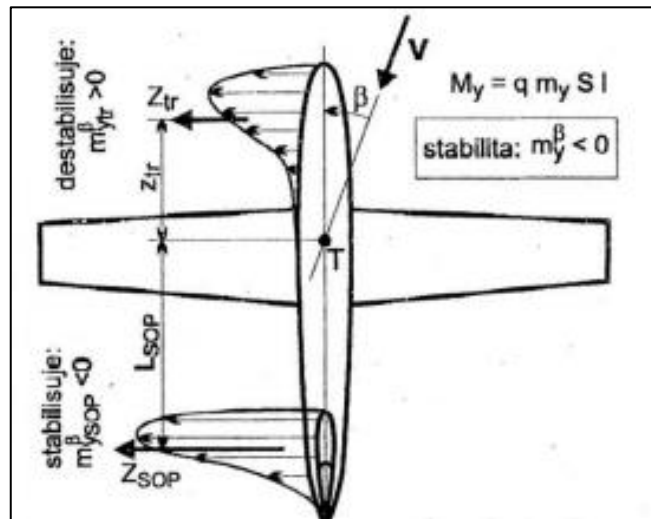
vyvažovacího zatáčivého momentu. SOP vytváří manévrovací momenty nutné pro změnu letového režimu. Po nastavení směru jsou vráceny do původní polohy. [7]

Dynamicky správné chování letounu, který prošel poruchou je vznik sil a momentů, které tuto poruchu vyváží. Pro SOP je tedy úkolem vyvodit zatáčivý moment, který bude nulovat vybočení způsobené boční silou. S rostoucím úhlem náběhu vyvozuje trup téměř konstantní boční sílu, účinek stabilizace SOP se s tímto úhlem, ale zmenšuje. [5]

Pro stranovou stabilitu platí:

$$\frac{dm_y}{d\beta} < 0 \quad (5-7)$$

$$M_y = q m_y S l \quad (5-8)$$



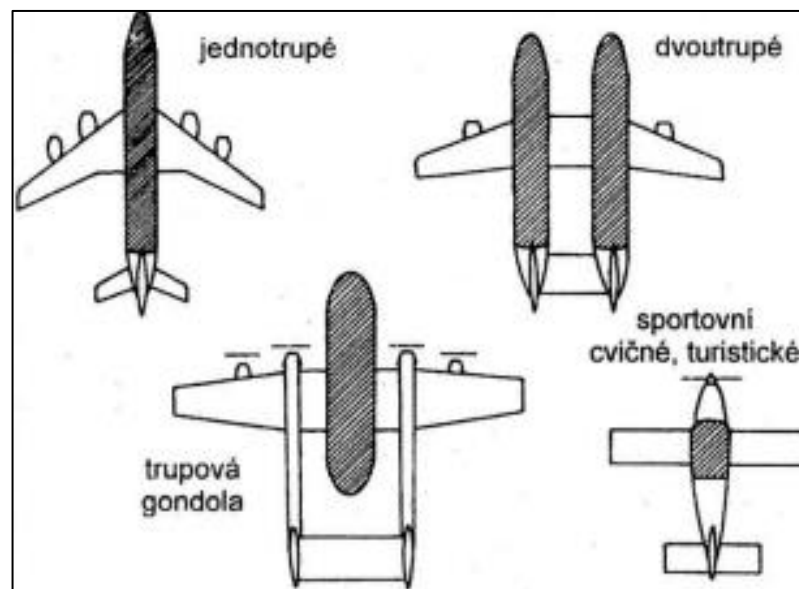
Obrázek 11 - Vyvažovací moment od Boční síly [5]

6. Konstrukce trupů bezpilotních letadel

Trup tvoří důležitou část letounu. Vytváří mechanické spojení mezi křídly, ocasními plochami a obsahuje užitečný náklad jako motor, řídicí jednotky apod., pokud jimi letoun disponuje. Důležité požadavky na trup jsou malý odpor, nízká hmotnost, nízká cena, a konstrukční jednoduchost. Konstrukční úkol je zpravidla náročný kvůli neslučitelnosti některých požadavků. [7]

Z hlediska aerodynamiky je snaha dosáhnout co nejmenšího průřezu trupu a co nejmenšího povrchu trupu při dodržení vhodného tvaru. Důležité je také dodržet hladkost povrchu trupu a zabránit vzniku jakýmkoli výstupkům. U aerodynamicky čistých letadel (např. větroňů) se pro výpočet součinitele odporu trupu se obvykle používá omočený povrch, a na ten je vztažen součinitel tření. Tento součinitel je vztažen na největší čelní průřez trupu a s tímto koeficientem se počítá dále. [7]

Odpor trupu se mění, roste, v závislosti na úhlu náběhu. Podstatnou část odporu letounu tvoří přídatné nástavby na trupu, které se připočítávají k základní hodnotě odporu tělesa trupu. Jedná se o podvozek, různé výřezy, vzpěry apod. Z hlediska konstrukce existují 3 typy konstrukcí trupu a to příhradové, skořepinové a skořepino-příhradové. Při konstrukci bezpilotních letounů se používají převážně skořepinové konstrukce. Obrázek 12 ukazuje různé koncepce uspořádání trupů. [7]



Obrázek 12 - Koncepce uspořádání trupu [5]

Trup zachycuje všechny síly působící na letoun vyvolané nosnou soustavou, ocasionálními plochami a pohonem. Na trup zároveň působí hmotové síly konstrukce a nákladu. Zatížení na trup je vytvářeno i reakčními silami od podvozků při přistávání.

Pro konstrukci trupů lze použít různé typy konstrukcí. U trupů pro malé letouny je vhodné využití prutové nebo skořepinové konstrukce. [5]

Prutové konstrukce jsou složeny z 3 až 4 prutů, které vymezují vnitřní prostor letounu, a náležitého počtu výztužných prutů. Pro spojení prutů jsou použity styčníky. U prutových konstrukcí je nutné dodržet přímost prutů. Ta je nutná, aby byly pruty namáhány pouze na tah nebo tlak, případně vzpěr. Dále je důležité zavádět zatížení přes styčníky, které představují jediné místo, kde se setkávají pruty. Pokud výše zmíněné předpoklady nejsou splněny, jedná se o rámovou konstrukci. Prutová konstrukce se využívá kvůli relativně jednoduchým pevnostním výpočtům. [5]

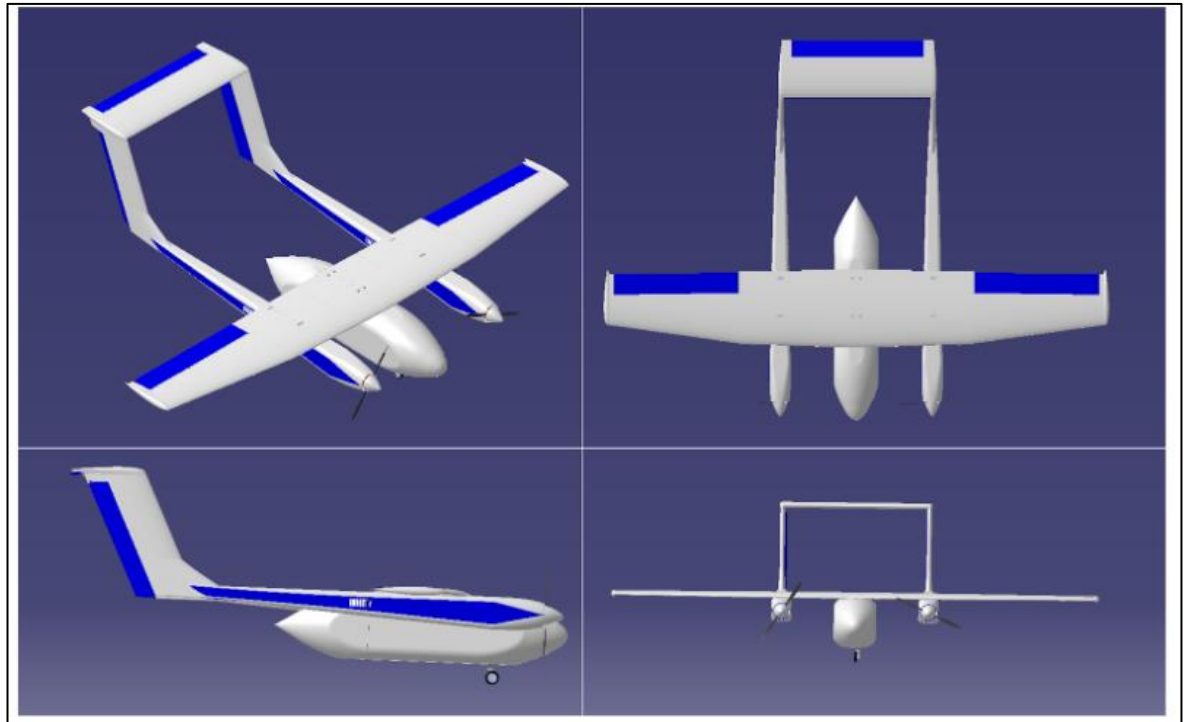
Pro nosníkové je typická konstrukce složená z 3 až 4 tvarovaných nosníků, umístěných v rozích konstrukce, které tvoří základní průřez trupu. Nosníky jsou namáhány tlakem nebo tahem. Nosníky jsou pokryty nosným potahem, který přenáší posouvající síly a kroučící momenty. Podélné nosníky jsou vyztuženy přepážky, které zároveň stabilizují tvar a rozvádějí zatížení. [5]

Posledním typem konstrukcí trupu jsou skořepiny a poloskořepiny. Poloskořepina vzniká rozpadnutím nosníků do podélných výztuh. Tyto výztuhy slouží k přenosu ohybového zatížení. Podélně vyztužená skořepina vzniká velkým zahuštěním podélných výztuh a trupových příček. Poloskořepiny i podélně vyztužené skořepiny jsou vyztuženy příčkami, které jsou zesílené v místech styků s jinými částmi konstrukce. [5]

U skořepin je veškeré zatížení přenášeno potahem. Z pohledu konstrukce se jedná o sendvičové nebo integrální konstrukce. [5]

7. Koncept letounu

Jako výchozí návrh letounu je použit koncept, který byl navržen výměnnými studenty v projektu „Design of an aircraft for zero gravity experiment“ [4]. Jedná se o konstrukci s trupovou gondolou, jak popisuje obrázek 13, kde je v gondole umístěno těleso obsahující experiment.



Obrázek 13 - Koncept letounu [4]

7.1. Legislativní zařazení letounu

Z legislativního hlediska je letoun navrhován podle leteckého předpisu UL2 [6]. Zároveň je přihlédnuto k dokumentu „Návrh na vytvoření společných předpisů pro provoz dronů v Evropě“ [1], který vytvořila EASA a k doplňku X, tyto dokumenty jsou ale pouze orientační.

8. Výpočet letové obálky

Letová obálka dává informaci o základních provozních hranicích letounu, při kterých je zajištěn bezpečný provoz letounu. Letová obálka ukazuje zatížení od násobků zatížení. Konstrukci obálky určuje letecký předpis. V našem případě se jedná o předpis UL2 [6], přesto, že je letoun omezen doplňkem X. Tento doplněk totiž není natolik podrobný a neurčuje přesné parametry návrhu letounu.

Výpočet letové obálky je podle veden podle zdroje [8].

8.1. Obratová obálka násobků

8.1.1. Pádová rychlost

Pádová rychlost se určí:

$$v_{SI} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{celk} \cdot g}{S_n \cdot \rho \cdot c_{Ymax}}} \quad (8-1)$$

$$v_{SI} = \sqrt{\frac{2 \cdot 25 \cdot 9,81}{0,929 \cdot 1,225 \cdot 1,114}} = 19,670 \text{ m/s}$$

8.1.2. Návrhová rychlost obratu

Návrhová rychlost obratu v_a vychází z pádové rychlosti. Jedná se o maximální rychlost, při které není letoun ohrožen z hlediska pevnosti. Určí se následovně:

$$v_a = v_{SI} \cdot \sqrt{n} \quad (8-2)$$

Kde:

n – maximální násobek, pro akrobatické letouny, kam lze náš letoun zařadit, $n=6$

$$v_a = 19,670 \cdot \sqrt{6} = 48,181 \text{ m/s}$$

8.1.3. Rychlost v horizontálním letu

Rychlost v horizontálním letu je určena z výkonnostních charakteristik. Využívá se pro určení maximální návrhové rychlosti. Pro tento letoun je určena rychlost $v_h = 60 \text{ m/s}$, které chceme dosáhnout na začátku paraboly. [4]

8.1.4. Návrhová rychlost

Návrhová rychlost v_D je určena konstruktérem. Pro určení rychlosti existují dva postupy, z nichž je vybraná rychlost větší. A výsledná hodnota návrhové rychlosti nesmí být menší než vybraná rychlost.

První metoda:

$$v_D = 1,2 \cdot v_h \quad (8-3)$$

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

Druhá metoda:

$$v_D = 1,5 \cdot v_a \quad (8-4)$$

$$v_D = 1,5 \cdot 48,181 = 72,272 \text{ m/s}$$

Obě hodnoty jsou podobné, z hlediska bezpečnosti je volena rychlost $v_D=75 \text{ m/s}$

8.1.5. Minimální rychlost při záporném násobku

Výpočet je podle shodného vzorce jako pádová rychlost, rozdíl je, že vztlkový koeficient je roven 0,8:

$$v_{Sz} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{celk} \cdot g}{S_n \cdot \rho \cdot c_{Ymax}}} \quad (8-5)$$

$$v_{Sz} = \sqrt{\frac{2 \cdot 25 \cdot 9,81}{0,929 \cdot 1,225 \cdot 0,8}} = 23,211 \text{ m/s}$$

8.1.6. Návrhová rychlost obratu při záporném násobku

$$v_G = v_{Sz} \cdot \sqrt{n_z} \quad (8-6)$$

$$v_G = 23,211 \cdot \sqrt{3} = 40,203 \text{ m/s}$$

8.1.7. Výpočet násobků

$$n = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{YMAX}}{m \cdot g} \quad (8-7)$$

U rychlostí v_{SI} až v_a je násobek omezený vytvořeným vztlakem. Další rychlosti jsou omezeny násobkem $n=6$. Záporný násobek se nalezne podobně, ale jsou tu jisté výjimky. Součinitel vztlaku je změněn na 0,8, v_{SI} je změněno na v_{SZ} , místo v_a je použito v_G . Zároveň je třeba měnit násobky pro určité fáze. Násobek pro v_G je roven -3, u v_a je roven 6. V oblasti záporných násobků se od rychlosti v_G snižuje hodnota násobku, kterému musí konstrukce odolat. [8]

8.2. Poryvová obálka násobků

Poryvová obálka je dána předpisem LTF-UL. [8]

8.2.1. Silný poryv

Silným poryvem je poryv o rychlosti $u_B=15$ m/s. Rychlost letounu pro tento poryv je možné zjistit dvěma způsoby. První způsob:

$$v_B = 0,9 \cdot v_h \quad (8-8)$$

$$v_B = 0,9 \cdot 60 = 54 \text{ m/s}$$

Druhý způsob:

$$v_B = v_a \quad (8-9)$$

$$v_B = 48,181 \text{ m/s}$$

Zvolena je tedy rychlost $v_B=55$ m/s.

8.2.2. Slabší poryv

Slabší poryv má rychlost $u_B=7,5$ m/s. Pro slabší poryv je volena rychlost v_D , která je shodná jako rychlost pro obratovou obálku a tedy $v_D=75$ m/s

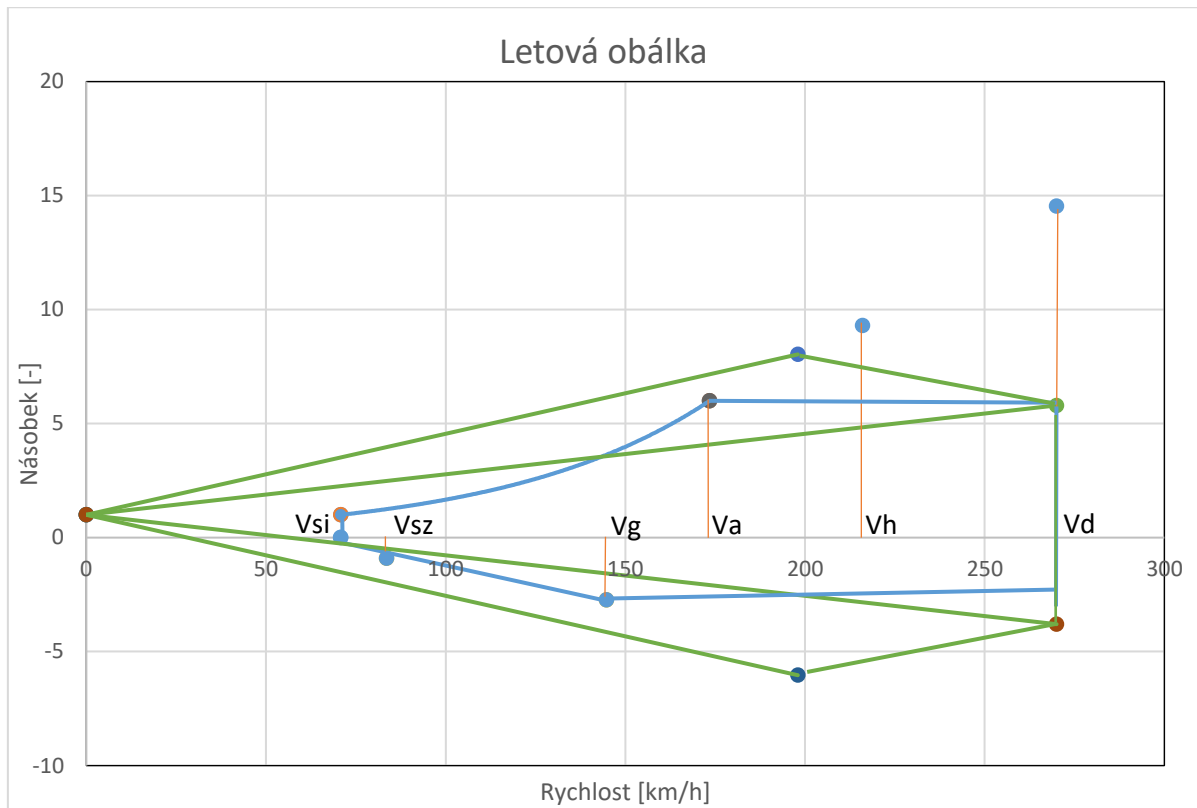
8.2.3. Výpočet násobků

Výpočet násobků je dán vzorcem:

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot k \cdot \rho_0 \cdot v \cdot a \cdot \mu}{\frac{m \cdot g}{S}} \quad (8-10)$$

8.3. Výsledná letová obálka

Výsledná letová obálka provozních násobků je znázorněna na grafu 1. Modrou barvou je znázorněna obratová obálka a zelenou barvou je znázorněna poryvová obálka.



Graf 1 - Letová obálka provozních násobků

9. Návrh pohonu

Návrh pohonu vychází z práce „Design of an aircraft for zero gravity experiment“ [4]. Cílem této kapitoly je návrh pohonné jednotky. Jako pohon jsou zvoleny 2 elektromotory, které budou umístěny uvnitř trupu. Elektromotory budou pohánět 2 vrtule, které budou produkovat tah. Jako zdroj energie elektromotorů jsou voleny baterie.

9.1. Určení tahu

Při návrhu pohonu je důležité, aby měl letoun danou rychlost při určitém úhlu náběhu na začátku paraboly. Vzhledem k tomu, že hmotnost letounu je limitována na 25 kg, je nutné, aby motory ani baterie nebyly předimenzované. Cílem je získat takový motor, který dokáže s co nejmenší hmotností generovat takový výkon, kterým získáme dostatečnou rychlost, při potřebném úhlu náběhu. [4]

Pro návrh pohonu lze postupovat několika cestami. Jedna z nich je cesta konstantní rychlosti. Výhodou tohoto přístupu je jednoduchost řešení, pravděpodobně se ale nejedná o nejpřesnější řešení. Během řešení se vychází z úvahy, že k udržení stejné rychlosti musí být suma sil v rovině rovna nule. [4]

Rovnice pro popis tahu motoru:

$$T = mg \cdot \sin(\varphi) + D \quad (9-1)$$

Tah motoru je určen v dokumentu [4] a je roven 191 N.

9.2. Koeficient odporu

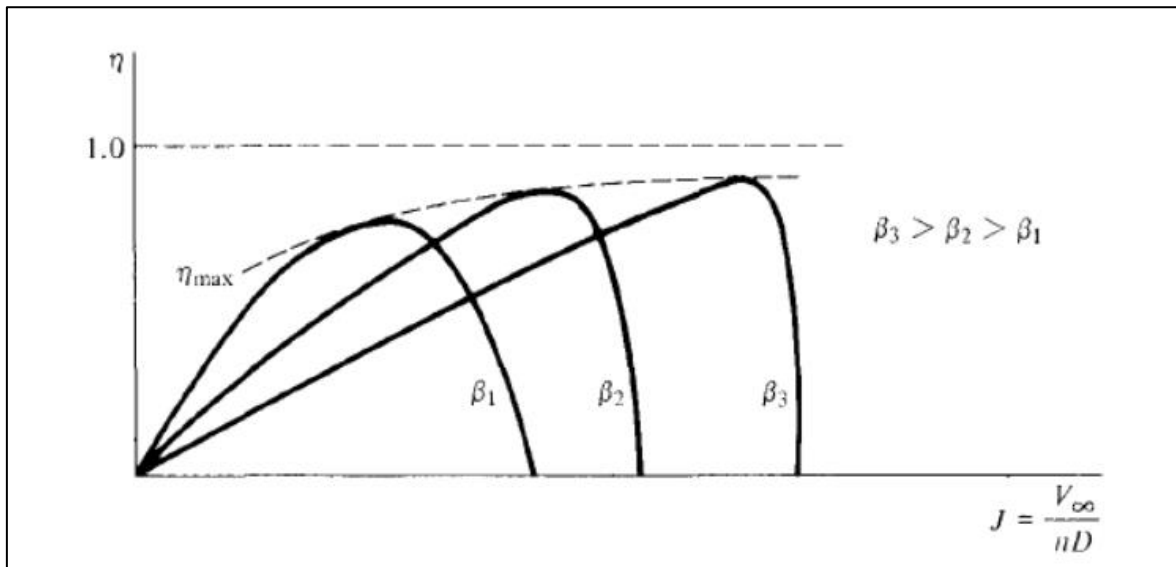
Koeficient je použit pro určení velikosti odporové síly působící na letoun. Tento koeficient je součtem odporových koeficientů dílčích částí letounu, jako je trup, křídlo, podvozky, gondola a další. Určí se podle vzorce:

$$C_D = C_{Dtrup} + C_{DMW} + C_{DVOP} + C_{DSOP} + C_{Dgon} + C_{Dmisc} \quad (9-2)$$

Podle [4] je celkový koeficient odporu $C_D=0,073266452$.

9.3. Návrh vrtule

Chování vrtule je založeno na podobném principu jako chování křídla. Vrtule je zkroucený profil, který je definován průměrem a úhlem natočení. Pro vrtule s pevným úhlem natočení existuje pracovní rozsah, ve kterém má vrtule nejlepší účinnost, ten je znázorněn na obrázku 14. Existují i vrtule s nastavitelným úhlem natočení listů, pro náš případ je ale vzhledem k ceně nevyužijeme. [4]



Obrázek 14 - Graf popisující účinnost vrtule [4]

Veličiny z grafu:

η – účinnost

β – úhel natočení listu vrtule

V_∞ – relativní rychlost vzduchu

n – otáčky vrtule

D – průměr vrtule

Pro chování vrtule platí, že nejvyšší tah T , výkon P_{vrtule} , a točivý moment M_{vrtule} , jsou nejvyšší v momentě, kdy jsou nejvyšší otáčky n a nejnižší relativní rychlost vzduchu V_∞ . [4]

9.3.1. Volba vrtule

Z koncepčního návrhu letounu bude voleno použití 2 motorů a 2 vrtulí, na každém trupu jeden motor a jedna vrtule. Vrtule pro pohon našeho letounu bude muset mít pracovní rozsah rychlosti 50-60 m/s a tah minimálně 100 N v tomto rozsahu. Pro pohon vrtule je nutné použít odpovídající motor, který bude schopný vytvářet dostatečný kroutící moment M_{elm} a zároveň bude mít co nejmenší příkon, aby se minimalizovala spotřeba energie. [4]

Z hlediska konstrukce bude snaha umístit trupy letounu co nejbližší k těžišti křídla. Omezením bude velikost vrtule, proto bude cíl zvolit vrtule s co nejmenším průměrem. [4]

Výrobou vrtulí se zabývá firma „APC propeller“, tato firma dodává velké množství dat pro volbu vhodné vrtule. Data jsou dostupná ze zdroje [9]. Tato data je ale nutno brát s rezervou, vzhledem k tomu, že se nejedná o data z měření ale ze simulací. [4]

```
===== PERFORMANCE DATA (versus advance ratio and MPH) =====  
  
DEFINITIONS:  
J=V/nD (advance ratio)  
Ct=T/(rho * n**2 * D**4) (thrust coef.)  
Cp=P/(rho * n**3 * D**5) (power coef.)  
Pe=Ct*J/Cp (efficiency)  
V (model speed in MPH)  
  
PROP RPM =      1000  
  
V          J          Pe          Ct          Cp          PWR          Torque          Thrust  
(mph)     (Adv Ratio)                (Hp)          (In-Lbf)     (Lbf)  
0.0        0.00        0.0000        0.1087        0.0440        0.000        0.022        0.035  
0.2        0.02        0.0595        0.1072        0.0443        0.000        0.022        0.034  
0.5        0.05        0.1166        0.1057        0.0445        0.000        0.023        0.034  
0.7        0.07        0.1713        0.1039        0.0447        0.000        0.023        0.033  
0.9        0.10        0.2234        0.1020        0.0448        0.000        0.023        0.032  
1.2        0.12        0.2731        0.0999        0.0449        0.000        0.023        0.032  
1.4        0.15        0.3201        0.0977        0.0450        0.000        0.023        0.031  
1.6        0.17        0.3644        0.0952        0.0449        0.000        0.023        0.030
```

Obrázek 15 - příklad dat dostupných od firmy APC [9]

Vrtule je zvolena na základě filtrace z daných dat. Jako první jsou odfiltrovány vrtule, které nejsou schopné zajistit tah 100 N. Dále jsou odfiltrovány vrtule, se kterými není možné dosáhnout rychlosti 60 m/s. Jako další jsou vyřazeny vrtule, které nejsou schopné produkovat tah 100 n při rychlosti alespoň 50 m/s. Posledním krokem je vyřazení vrtulí, které mají příliš velký příkon motoru nebo rychlost vzhledem ke zvolenému motoru. [4]

Ze zbylých vrtulí je vybrána vrtule s co nejmenším příkonem. Jedná se o vrtuli: „15,5x12,5W“, obrázek 16. Tato vrtule má zároveň nejmenší průměr. Parametry vrtule jsou uvedeny v tabulce 1. [4]



Obrázek 16 - Zvolená vrtule [10]

Tabulka 1 - parametry vrtule¹ [10]

Stoupání	317,5 mm
Průměr	393,7 mm
Průměr středu	31,75 mm
Tloušťka středu	19,05 mm
Průměr hřídele	7,9375 mm
Hmotnost	0,104 kg

9.3.2. Volba motoru

Pro použití u leteckých modelů, potažmo malých bezpilotních letounů, je rozšířené použití bezkartáčových DC motorů. Hlavním kritériem výběru motoru pro pohon letounu je hmotnost. Vzhledem k tomu, že hmotnost hraje velkou roli v celkovém návrhu, nebude možnost použití převodovky. Nejdůležitější charakteristikou je poměr výkonu a hmotnosti motoru. [4]

Hmotnost motoru je určena na základně celkové hmotnosti letounu na 2,5 kg pro jeden motor. Dalším požadovaným kritériem je příkon, který je stanoven na 5 kW na jeden motor. [4]

Ideální volbu představuje motor „Rimfire 50cc Electric, Great plane“, obrázek 17, který dosahuje dostatečných otáček a vysokého kroutícího momentu. Parametry motoru jsou uvedeny v tabulce 2. [4]


Obrázek 17 - Vybraný motor [11]

¹ Parametry vrtule jsou přepočítány z imperiálního systému do metrického systému.

Tabulka 2 - parametry elektromotoru [12]

Průměr skříně	80 mm
Délka skříně	75 mm
Průměr hřídele	10 mm
Délka montážního prostoru	87,3 mm
Vstupní napětí	33,3-55,5 V (9-15 S ² LiPo)
Počet pólů	14
Maximální konstantní proud	110 A při 12 S
Maximální spojitý výkon	5000 W
Maximální budicí proud	135 A při 12 S
Maximální rozběhový výkon	6500 W
Hmotnost	1,25 kg

9.3.3. Volba baterií

Napájení motorů bude zařízeno 2 stejnými sety LiPo baterií. Ze zadání vychází, že baterie musí být schopné napájet motory po celý letový čas, tedy $t_{let} = 30 \text{ min} = 1800 \text{ s}$. [4]

Odhadem bude letoun pracovat polovinu času na maximální příkon motoru, tedy $P_{pmot,max} = 6500 \text{ W}$. Druhou polovinu času bude pracovat při polovičním zatížení, tedy:

$$P_{ppol} = \frac{P_{pmot,max}}{2} = \frac{6500}{2} = 3250 \text{ W} \quad (9-3)$$

Průměrný příkon bude tedy:

$$P_{pprum} = \frac{P_{pmot,max} + P_{ppol}}{2} = \frac{6500 + 3250}{2} = 4875 \text{ W} \quad (9-4)$$

Pro potřebnou energii na pohon jednoho motoru platí:

$$\begin{aligned} E_{bat} &= t_{let} \cdot P_{pprum} = 1800 \cdot 4875 = 8\,775\,000 \text{ J} \\ &= 2437,5 \text{ Wh} \end{aligned} \quad (9-5)$$

Potřebná kapacita baterie, pro potřebné napětí 55 V:

$$C_{bat} = \frac{E_{bat}}{U_{mot}} = \frac{2437,5}{55,5} = 43,92 \text{ Ah} \sim 44 \text{ Ah} \quad (9-6)$$

Najít baterii, která by splňovala naše požadavky, se nepovedlo, proto bude nutné baterii poskládat z menších baterií. [4]

² S je jednotka určující počet LiPo baterií o napětí 3,7 V zapojených do série, které napájí motor.

Klasické dostupné LiPo baterie nemají dostatečnou kapacitu pro třicetiminutový let. Jako ideální řešení se jeví baterie „Turnigy nano-tech 600 mAh 1S 35 – 70 C Lipo“ [13]. Tyto baterie budou zapojeny v sérii v počtu 15 kusů. Parametry zapojení baterií jsou v tabulce 3. [4]

Tabulka 3 - parametry sestavené baterie [4]

Optimal Cells Assembler					
n Serial batteria	Nominal Voltage (V)	Nom. Power (W)	Peak Power (W)	Price/motor	B+M Price
15	55,5	5827,5	11655	244,50 €	917,00 €
n // batteria	Capacity (Ah)	Nominal current (A)	Peak current	Batteries Price	B+M (kg)
5	45	105	210	489,00 €	4,87
Weight (kg)	Available energia (Wh)	Nominal discharge (min)	Peak discharge (min)		
1,185	2497,5	25,71	12,86		

9.3.4. Volba řídicí jednotky

Běžně platí, že firma vyrábějící elektromotor k němu i doporučuje řídicí jednotku. V našem případě využití této jednotky není možné, protože by nedokázala pracovat s napětím $U_{mot} = 55$ V. Jediná řídicí jednotka, která dokáže pracovat s takovýmto napětím, byla nalezena. Jedná se o řídicí jednotku „Turnigy Fatboy V2 300A ESC 4-15S (OPTO)“ [14]. Parametry řídicí jednotky jsou uvedeny v tabulce 4. [4]

Tabulka 4 - Parametry řídicí jednotky [4]

Napětí	18,5 V – 55,5 V (4 S–15 S LiPo)
Proud	300 A
Velikost	120 mm x 72,5 mm x 27 mm
Hmotnost	406 g

10. Návrh trupů

Trupy mají více úkolů, mezi které patří spojení ocasních ploch a křídla, dále fungují jako členy nesoucí motory, vrtule, baterie a řídicí jednotky. V našem případě je z koncepčního uspořádání nutné použití dvou trupů. U trupů je hlavním cílem dosáhnout co nejmenšího aerodynamického odporu a hmotnosti, přitom musí být schopny pojmout všechny nezbytné díly. V našem případě musí být bráno v potaz i chlazení vnitřku trupů, aby nedocházelo k přehřívání motoru a baterií.

Konstrukce trupů je zvolena skořepinová, jedná se lehkou, snadno vyrobiteľnou konstrukci. Jako materiál skořepiny bude použit sklolaminát. Uvnitř každého trupu bude žebrování, které bude použito v první řadě pro uchycení nezbytných dílů. V druhé řadě může žebrování sloužit jako zpevnění trupů, pokud bude potřeba. Materiál pro výrobu žeber je zvolen plast.

10.1. Geometrie trupu

Geometrie trupu by měla být co nejjednodušší, cílem je vytvořit nosník, ve kterém budou umístěny potřebné součásti letounu. Na povrchu je snaha docílit co nejhladšího povrchu kvůli snížení odporového koeficientu. Důležitým rozměrem je délka trupu, která ovlivňuje vzdálenost mezi aerodynamickými středy hlavního křídla a VOP.

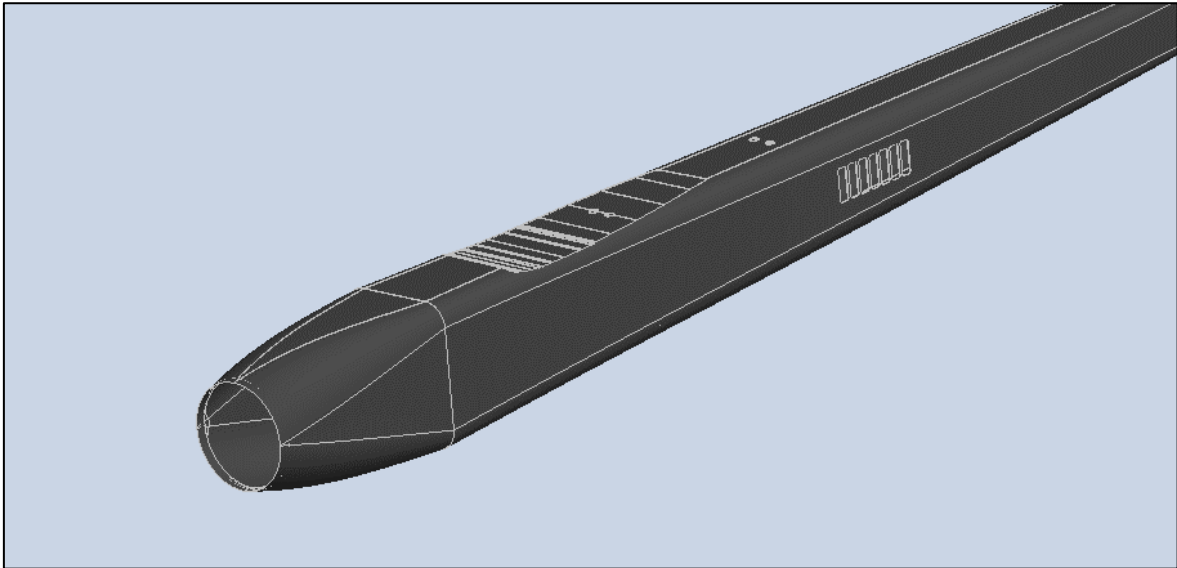
$$A = \frac{S_{VOP} \cdot r_{VOP}}{S \cdot b_{ae}} \quad (10-1)$$

Kde:

Vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP je podle [4] $r_{VOP}=L_{VOP}=1,403$ m

10.2. Chlazení

Vnitřní součásti letounu, především motor a baterie, budou chlazeny náporovým vzduchem. Vzduch bude vstupovat do trupu kolem vrtule. Za vrtulí je umístěn motor, dále baterie a řídicí jednotka. Za těmito součástmi jsou navrženy výstupy vzduchu, aby bylo umožněno jednoduché proudění. Návrh chlazení je vidět na obrázku 18.



Obrázek 18 – Návrh chlazení na trupu letounu

10.3. Volba materiálu

Skořepina trupu je vyrobena ze sklolaminátového kompozitu. Tento materiál je zvolen, protože je snadno zpracovatelný a lehký. Fyzikální charakteristiky kompozitu jsou proměnné s teplotou. Hodnoty uvedené v tabulce 5 jsou podle zdroje [15], při teplotě 23°C.

Tabulka 5 - Fyzikální vlastnosti kompozitu

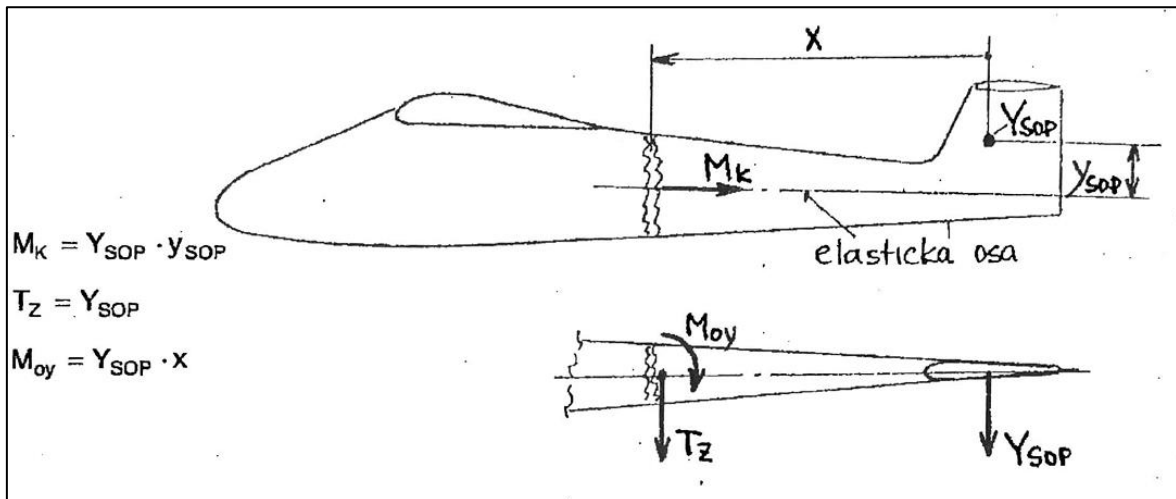
Údaj o materiálu	Jednotka	Orientace	
		Obvodová	Podélná
Objemová hmotnost sklolaminátu	kg/m ³	≈2 000	
Pevnost v tahu	MPa	90-130	15-40
Pevnost v tlaku	MPa	130-140	90-100
Pevnost v ohybu	MPa	120-140	15-40

10.4. Pevnostní kontrola trupu

Trup je zatěžován množstvím aerodynamických sil za letu a dalšími silami od podvozku při přistání. Pro tento případ budou stanoveny vnitřní statické účinky trupu, které jsou vyvolány silami působícími na ocasní plochy. [16]

10.4.1. Pevnostní kontrola zatížení od SOP

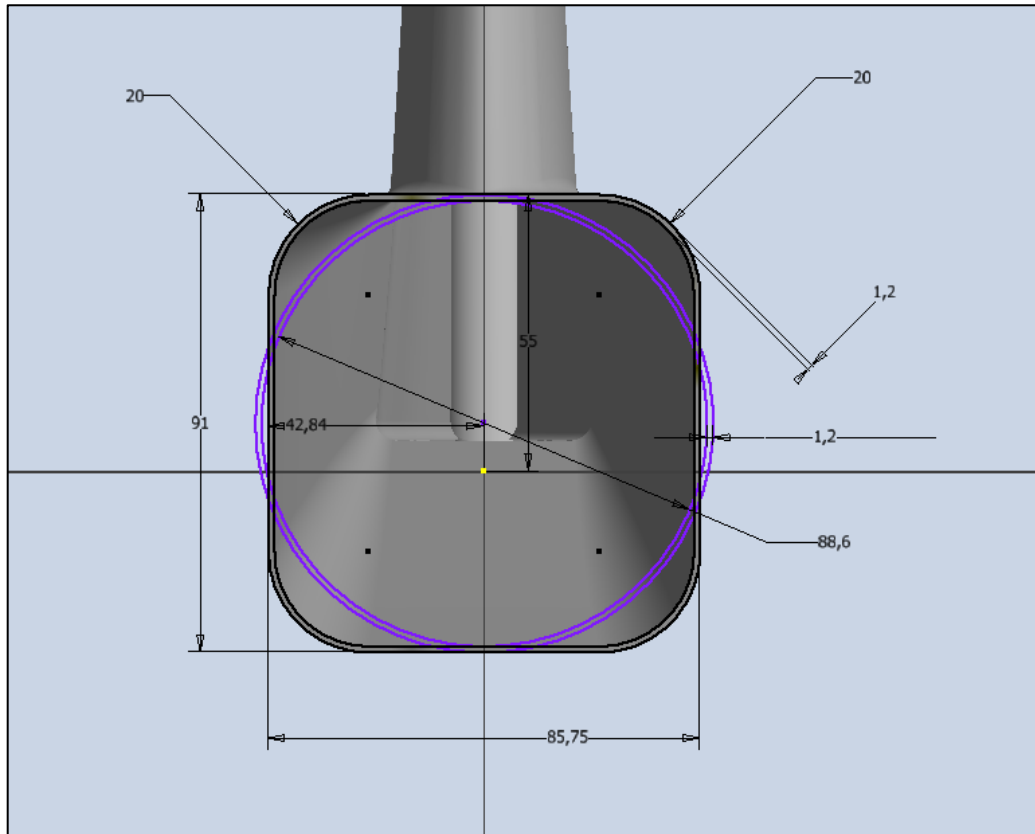
Pevnostní výpočet je rozdělen na 2 části. První část se zabývá výpočtem zatížení od sil působící na SOP, jak je popsáno na obrázku 19.



Obrázek 19 - Zatížení trupu od sil působících na SOP [16]

Síla Y_{SOP} je vypočtena v kapitole 14.2 a je stanovena na $Y_{SOP} = 61,73$ N. Aby bylo možné určit kroutící moment, je nutné určit vzdálenost mezi elastickou osou a silou Y_{SOP} . Působíště síly Y_{SOP} je v polovině SOP. Elastická osa prochází středem trupu. Vzdálenost elastické osy a Y_{SOP} je změřena z modelu $y_{SOP}=205,795$ mm.

Při výpočtu kroutícího momentu se dopouštíme zjednodušení, kdy moment není počítán jako krut nekruhového profilu. Pro zjednodušení je zvolen profil tvaru trubky se stejnou tloušťkou stěny jako střední průřez trupu. Náhradní profil má vhodně zvolený vnější průměr, aby při výpočtu bylo docíleno větší bezpečnosti trupu. Střední průřez trupu i zvolený náhradní profil jsou na obrázku 20.



Obrázek 20 - Střední průměr trupu a náhradní profil

Velikost kroutivého momentu M_k :

$$M_k = Y_{SOP} \cdot y_{SOP} \quad (10-2)$$

$$M_k = 61,73 \cdot 0,205795 = 12,703 \text{ Nm}$$

Síla Y_{SOP} bude na trupu působit zároveň ohybové napětí. Toto napětí poroste se vzdáleností od působíště síly. Velikost ohybového momentu se určí:

$$M_{OY} = Y_{SOP} \cdot x \quad (10-3)$$

Největší moment bude působit na konci trupu. Vzdálenost mezi nejvzdálenějším bodem trupu a působíštěm síly Y_{SOP} je změřena z modelu a je stanovena na $x=1584,692$ mm.

$$M_{OYMAX} = 61,73 \cdot 1,584692 = 97,823 \text{ Nm}$$

Další zatížení, které na trupu vznikne je posouvající síla, její velikost je:

$$T_z = Y_{SOP} \quad (10-4)$$

$$T_z = 61,73 \text{ N}$$

Jako první je výpočet napětí v krutu. Pro určení napětí v krutu musíme nejprve určit modul průřezu v krutu:

$$W_k = \frac{\pi}{16} \cdot \frac{D^4 - d^4}{D} \quad (10-5)$$

$$W_k = \frac{\pi}{16} \cdot \frac{0,091^4 - 0,0886^4}{0,091} = 2,993 \cdot 10^{-5} \text{ m}^3$$

Dále určíme napětí v krutu:

$$\tau_k = \frac{M_k}{W_k} \quad (10-6)$$

$$\tau_k = \frac{12,703}{2,993 \cdot 10^{-5}} = 424\,423,65 \text{ Pa} = 0,424 \text{ MPa}$$

Při výpočtu ohybového napětí je nutné určit modul průřezu v ohybu. Modul průřezu v ohybu je vypočten pro střední průřez trupu:

$$W_{ox} = \frac{BH^3 - bh^3}{6H} \quad (10-7)$$

$$W_{ox} = \frac{91 \cdot 85,75^3 - 88,6 \cdot 83,35^3}{6 \cdot 85,75} = 11\,805 \text{ mm}^3$$

$$= 0,0000118 \text{ m}^3$$

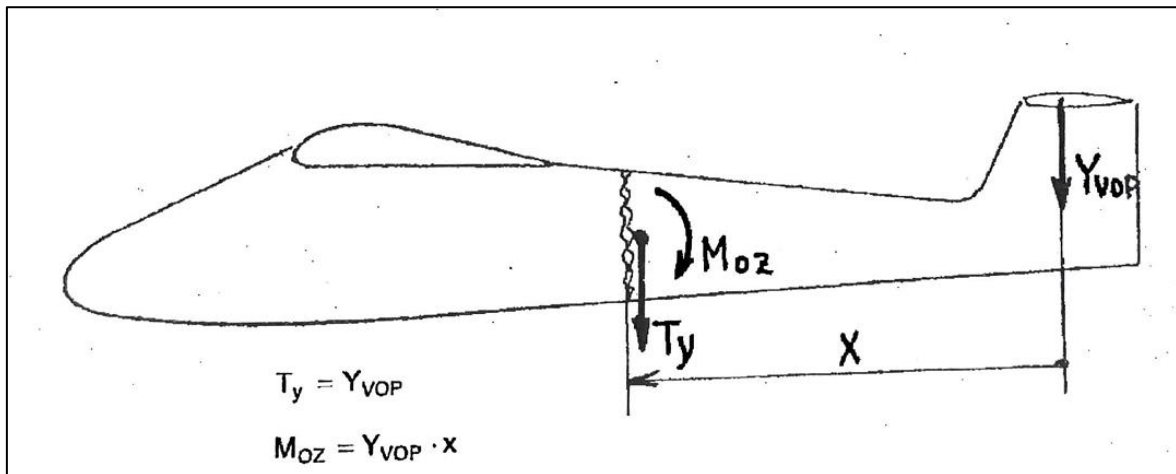
Výpočet napětí v ohybu:

$$\sigma_o = \frac{M_{OYMAX}}{W_o} \quad (10-8)$$

$$\sigma_{OSOP} = \frac{97,823}{0,0000118} = 8\,290\,084 \text{ Pa} = 8,29 \text{ MPa}$$

10.4.2. Pevnostní výpočet zatížení od VOP

Další částí je výpočet zatížení od VOP, který je zobrazen na obrázku 21. V této části budeme trup kontrolovat na ohyb.



Obrázek 21 - Zatížení trupu od sil působících na VOP [16]

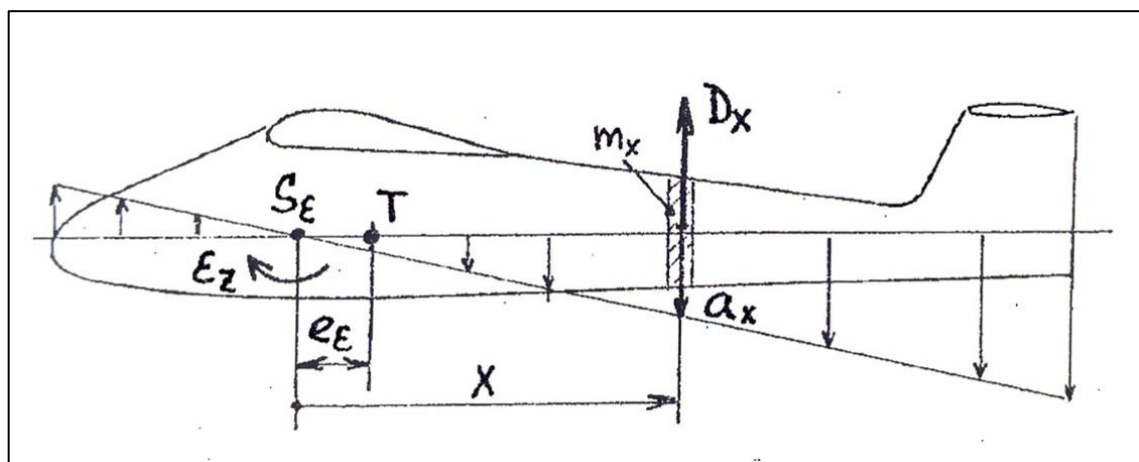
Určení ohybového momentu:

$$M_{OY} = Y_{VOP} \cdot x \quad (10-9)$$

Určení posouvající síly:

$$T_Y = Y_{VOP} \quad (10-10)$$

Při výpočtu zatížení od VOP je nutné uvažovat i odezvu letounu na sílu od VOP, která poruší rovnováhu. Odezva je pohyb letounu, který se začne posouvat a rotovat. Průběh zrychlení je zobrazen na obrázku 22. Z obrázku je zřejmé, že zrychlení se zvyšuje se vzdáleností od středu úhlového zrychlení S_E .



Obrázek 22 - Zrychlení a setrvačná síla působící na letoun [16]

Jako první je nutné zjistit hmotnost trupu. Hmotnost trupu je stanovena na základě modelu, $m_{\text{trupu}}=1,520$ kg.

Dále je nutné určit moment setrvačnosti trupu k ose z. Moment setrvačnosti je také určen z fyzikálních vlastností modelu a platí, že $I_z=0,573$ kg/m².

Vzdálenost středu úhlového zrychlení od těžiště se potom určí podle vzorce:

$$e_{\varepsilon} = \frac{I_z}{m \cdot l_{VOP}} \quad (10-11)$$

$$e_{\varepsilon} = \frac{0,573}{25 \cdot 1,920} = 0,012 \text{ m}$$

Pro určení zrychlení v jednotlivých bodech je nutné zjistit úhlové zrychlení letounu, které se vypočte:

$$\varepsilon_x = \frac{Y_{VOP} \cdot l_{VOP}}{I_z} \quad (10-12)$$

Kde síla na Y_{VOP} je spočítána v kapitole 13.2.

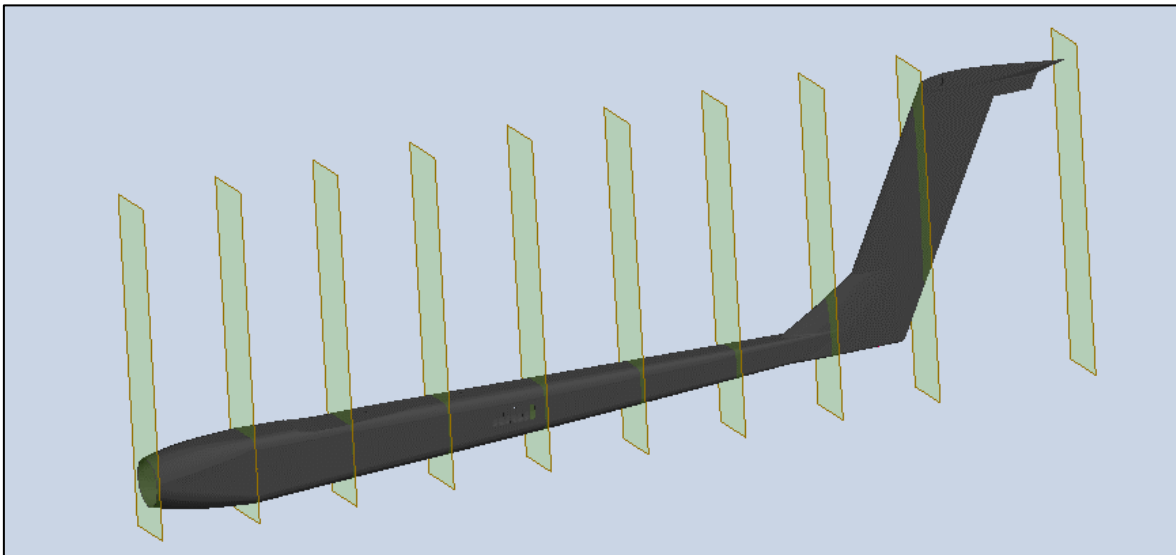
$$\varepsilon_x = \frac{96,07 \cdot 1,403}{0,573} = 235 \text{ rad/s}^2$$

Dále rozdělíme trup na několik řezů, jako je vidět na obrázku 23. Každý z těchto řezů má určenou hmotnost a vzdálenost od středu úhlového zrychlení. Rozteč jednotlivých ploch je 0,2 m, rozteč mezi posledními dvěma plochami je potom 0,32 m. Zrychlení řezu trupu zjistíme:

$$a_x = \varepsilon_x \cdot x \quad (10-13)$$

Setrvačnou sílu potom určíme následovně:

$$D_x = m_x \cdot a_x \quad (10-14)$$



Obrázek 23 - Rozdělení trupu

Hmotnosti jednotlivých částí trupů jsou upraveny o hmotnosti vnitřních součástí. Hmotnostní rozložení součástí uvnitř trupu je odhadnuto na základě doporučeného rozložení z [4]. Výsledné setrvačné síly jsou uvedeny v příloze č.1.

Největší setrvačná síla působí na začátku trupu, v 1. oblasti. V této oblasti jsou uloženy vrtule, motor a část baterií. Největší záporná setrvačná síla působí v poslední oblasti, která je nejvíce vzdálena od středu úhlového zrychlení.

Největší síla, která způsobuje ohybový moment kolem osy z se určí jako součet Y_{VOP} a setrvačné síly na poslední oblast.

$$Y_{VOPcelk} = Y_{VOP} + D_{X9} \quad (10-15)$$

Kde D_{X9} je setrvačná síla působící na oblast 9, $D_{X9} = -120,315$ N. Záporné znaménko značí orientaci síly dolů, orientace je tedy stejná jako u síly Y_{VOP} . Ve výpočtu celkové síly působící ohybový moment tedy změníme znaménko D_{X9} .

Y_{VOP} je určena v kapitole 13.2, $Y_{VOP} = 96,07$ N.

$$Y_{VOPcelk} = 96,07 + 120,315 = 216,385 \text{ N}$$

Největší ohybový moment bude působit na začátek trupu. Působí síla $Y_{VOPcelk}$ je voleno uprostřed VOP. Vzdálenost působí síly a začátku trupu je určena z modelu jako $x = 1,77$ m.

$$M_{OZ} = 216,385 \cdot 1,77 = 383,001 \text{ Nm}$$

Dále musíme určit napětí v ohybu. Pro tento výpočet musíme určit modul průřezu v ohybu W_{Oz} .

$$W_{Oz} = \frac{BH^3 - bh^3}{6H} \quad (10-16)$$

$$\begin{aligned} W_{Oz} &= \frac{85,75 \cdot 91^3 - 83,35 \cdot 88,6^3}{6 \cdot 91} = 12\,176,282 \text{ mm}^3 \\ &= 0,000012176 \text{ m}^3 \end{aligned}$$

Výpočet ohybového napětí:

$$\sigma_O = \frac{M_{OY}}{W_O} \quad (10-17)$$

$$\sigma_{OVOP} = \frac{383,001}{0,000012176} = 31\,455\,404 \text{ Pa} = 31,455 \text{ MPa}$$

Pevnostní kontrola je následně určena jako porovnání redukovaného napětí, protože se jedná o kombinované namáhání, s dovoleným napětím. Redukované napětí je určeno z ohybového napětí a napětí v krutu vyvolaného SOP a ohybového napětí od VOP.

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_{OVOP}^2 + \sigma_{OSOP}^2 + (\alpha \cdot \tau_{KSOP})^2} \quad (10-18)$$

Kde $\alpha = 2$ při použití hypotézy τ_{MAX} .



$$\sigma_{red} = \sqrt{31,455^2 + 8,29^2 + (2 \cdot 0,424)^2} = 32,54 \text{ MPa}$$

Kontrola je potom porovnání:

$$k \cdot \sigma_{red} \leq \sigma_D \quad (10-19)$$

Kde koeficient bezpečnosti je podle UL2 $k=1,5$ a $\sigma_D=120$ MPa.

$$1,5 \cdot 32,54 \leq 120$$

$$48,81 \leq 120$$

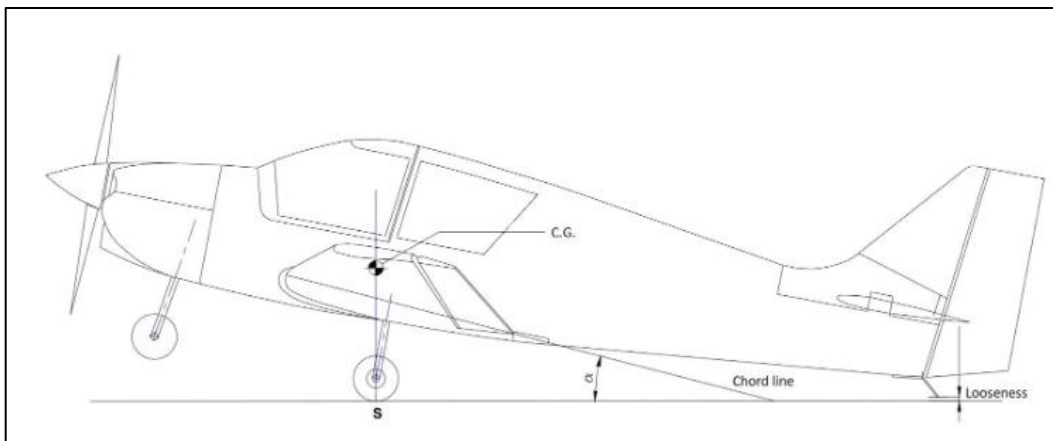
Nerovnost je splněna a trup, tedy vydrží kombinaci zatížení od VOP a SOP.

11. Návrh podvozku

Podvozek umožňuje letounu bezpečný vzlet a přistání. Během vzletu a přistání je úhel α roven maximálnímu úhlu náběhu, tedy 8° . Při návrhu podvozku byly v řešení 2 varianty rozložení podvozku a 2 koncepty.

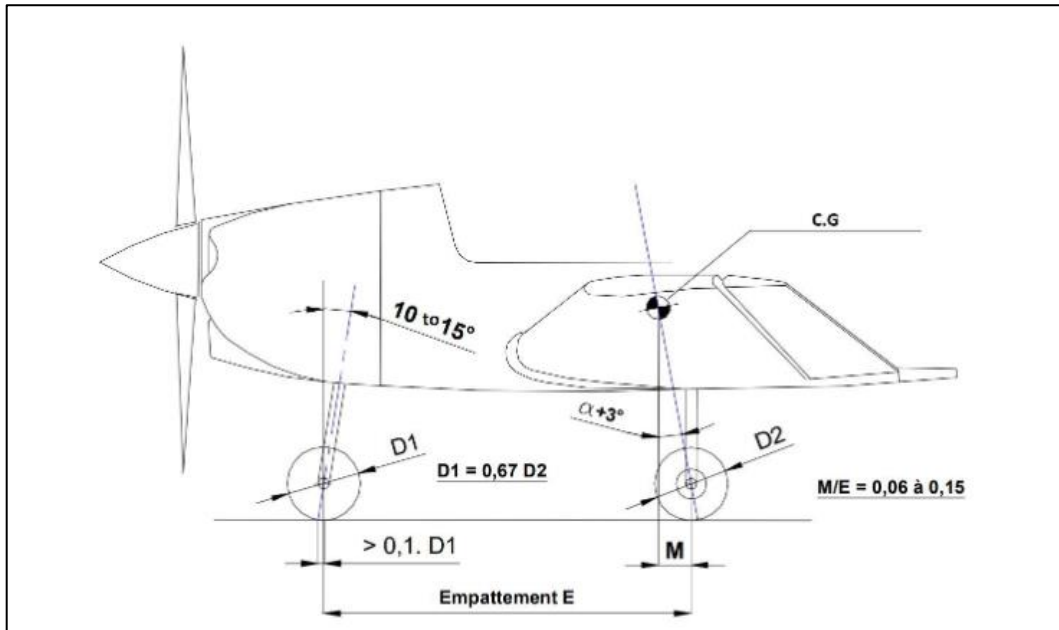
Z pohledu volby řešení se jednalo o to, zda podvozek konstruovat a vyrábět samostatně nebo pouze vybrat a koupit podvozek. Zvolena byla kombinace možností, kdy část podvozku bude koupena a část bude navržena.

První koncept, obrázek 24, je přistání na 3 body. Při řešení tohoto návrhu je důležité uvažovat, že mezi ocasními plochami a zemí musí být během vzletu i přistání mezera. Minimální velikost mezery mezi trupem a zemí je zvolena 145 mm. [4]

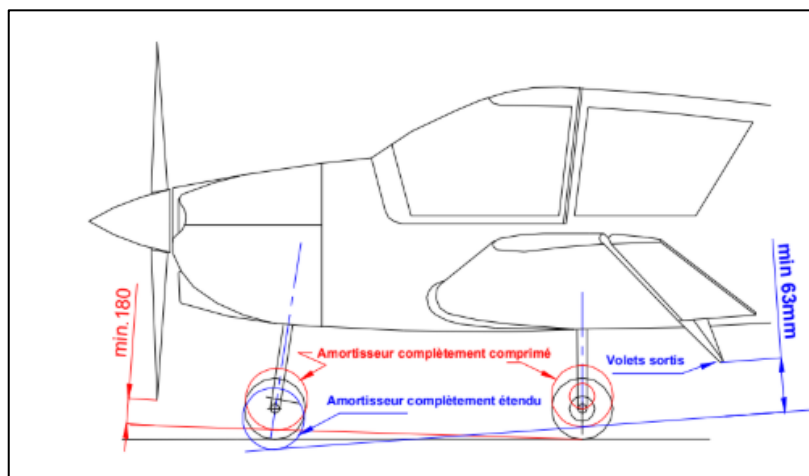


Obrázek 24 - Návrh rozložení podvozku 1 [17]

Při návrhu je nutné také uvažovat, v jaké výšce bude vrtule při plném vysunutí podvozku, aby nedocházelo k nárazu vrtule do země. Zároveň je třeba uvažovat, že při přistání dojde ke stlačení tlumičů, a proto je doporučení, aby při plném stlačení tlumičů byla vůle mezi přistávací plochou a vrtulí alespoň 180 mm, viz obrázek 26. Dalším úkolem je určit pozici, kde bude podvozek uložen. Podle obrázku 25 je umístění hlavních kol podvozku pod úhlem náběhu zvětšeným o 3° od kolmice na přistávací plochu procházející těžištěm letounu. Přední podvozek je k trupu připevněn s úhlem daným na obrázku 25. Určení velikosti rozměrů E, vzdálenosti mezi předním a zadním podvozkem a M, průmětu vzdálenosti středu kola hlavního podvozku od těžiště vychází z konstrukčního návrhu a výpočtu podle [4].



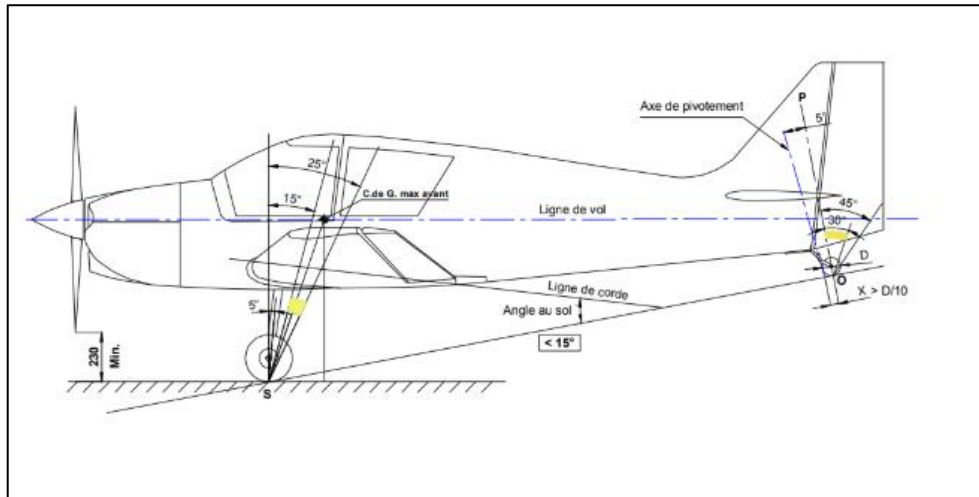
Obrázek 25 - Návrh konstrukce podvozku [17]



Obrázek 26 - Doporučená vůle podvozku [17]

Výhodou této varianty je funkčnost, tento přístup je ověřený a funkční.

Druhou variantu konstrukce podvozku ukazuje obrázek 27. V našem případě by se jednalo o přistání na 4 body, protože zadní kola by byla umístěna na obou trupech. Výhodou této varianty by bylo lepší rozložení hmotnosti, a tedy menší zátěž na každé kolo podvozku. Nevýhodou tohoto uspořádání by byl vznik většího odporu vzduchu od podvozku. Další nevýhodou této varianty by ale byl větší počet použitých členů a zároveň přenesení těžiště do zadní části letounu.



Obrázek 27 - Návrh rozložení podvozku 2 [17]

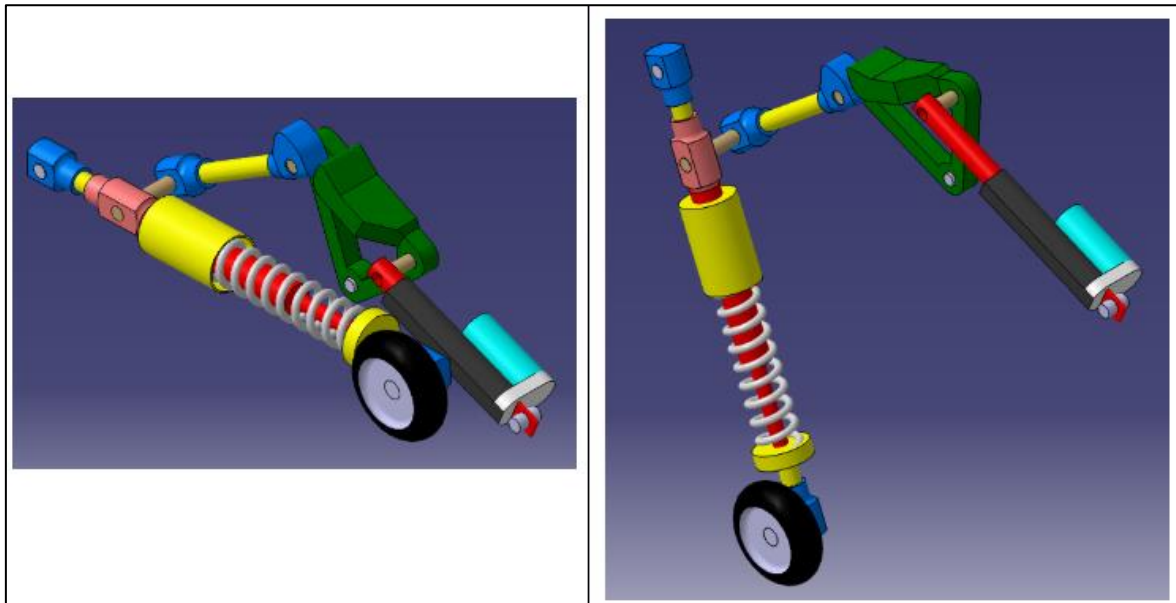
Druhá varianta byla zamítnuta, protože by při ní, mimo jiné, mohlo dojít k převrácení letounu na nos.

11.1. Konstrukce podvozku

Podvozek je použit již navrhnutý podle práce [4]. V případě tohoto podvozku je nutné jej vyrobit, nelze koupit již sestavený. Protože je třeba jej vyrobit, je snadná jeho optimalizace.

Dvě části podvozku budou uchyceny v trupu, v každém z trupů bude jedna část. Další část bude uchycena v gondole. Všechny podvozky bude nutné mechanicky ovládat, protože v opačném případě by představovaly velký nárůst odporového součinitele.

Podvozek je v podstatě mechanismus na obrázku 28. Tento mechanismus bude zajišťovat výšku letounu při startu a přistání, zároveň bude při přistání tlumit rázové síly.



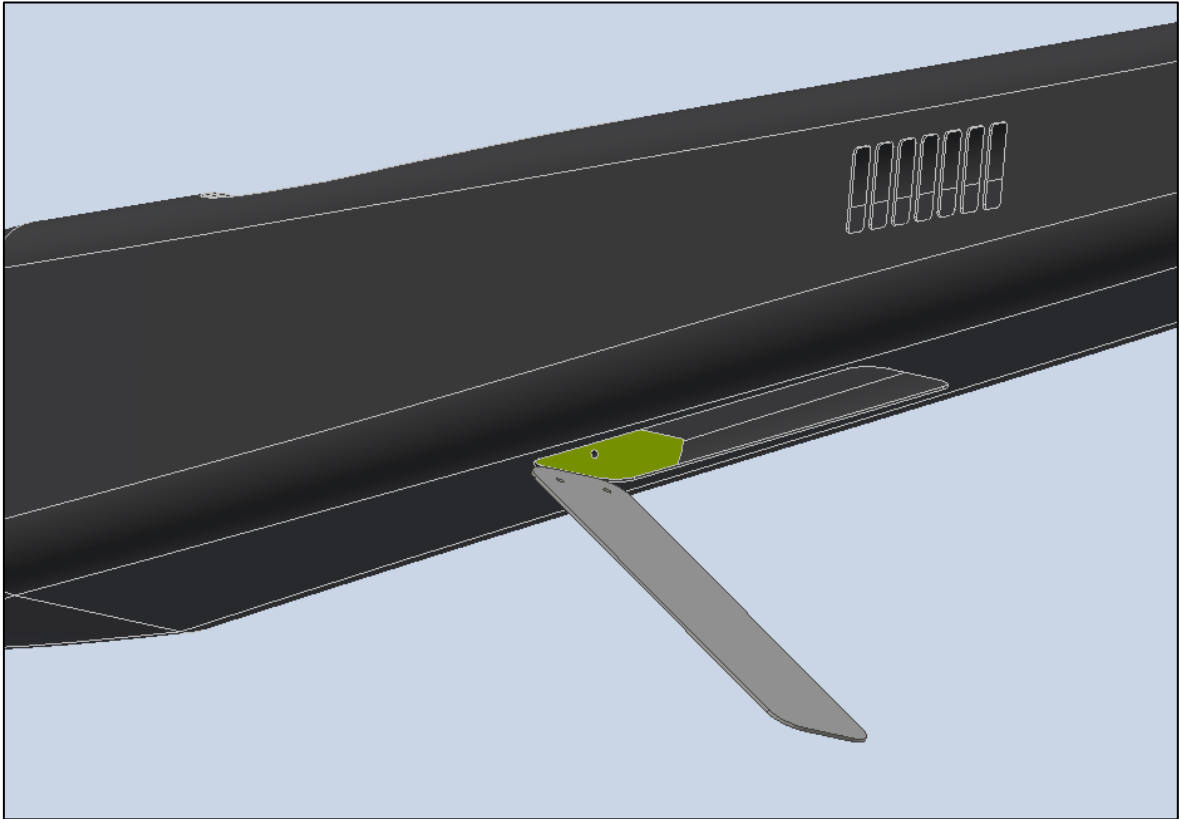
Obrázek 28 - Mechanismus podvozku

11.2. Uložení podvozku

Umístění podvozku je z koncepčního hlediska určeno. Podvozek musí být umístěn na trupu letounu a v gondole. Každý z trupů zároveň poskytuje dostatek místa pro uchycení podvozku i pro jeho zatažení. Aby bylo možné podvozek do trupu bezproblémově namontovat je nutné, aby v každém z trupů byla zespoda vytvořena díra. Montáž podvozku bude provedena na uzpůsobené žebro uvnitř trupu. Připevnění k žebro bude pomocí šroubů.

Na letounu se chceme vyvarovat otevřeným plochám, taková místa výrazně zhoršují aerodynamické vlastnosti letounu. Díra použitá na montáž bude uzavíratelná dveřmi. Pro ovládání příklopu bylo uvažováno několik řešení. Jako první byl návrh elektricky hnaného mechanismu, který by uzavíral dveře. Další variantou byl návrh, kde by byl upraven podvozek, aby obsahoval část trupu, která by při sklopení uzavřela díru do trupu. U tohoto řešení je výhodou absence dalšího mechanismu, další pohonné jednotky a ve zkratce by nedošlo ke zvyšování hmotnosti. Jako nejjednodušší řešení se ale jeví použití zkrutných pružin, jejichž tuhost bude překonána při vysunutí podvozku. Při zatažení podvozku, pružiny, na které již nebude působit síla, samy zatáhnou dveře a zakryjí díru v trupu. V případě, kdy by zkrutné pružiny nestačily, je možnost namontovat na druhý konec krytu tlačnou pružinu, která zajistí bezpečnější zavření krytu. Zkrutné pružiny budou uchyceny uvnitř trupu na nosníku, a to pomocí šroubů. Na víku jsou navrženy také

2 díry pro obdobné uchycení pomocí šroubů, návrh je na obrázku 29. Spojení víka a nosníku v trupu je pomocí pantů.



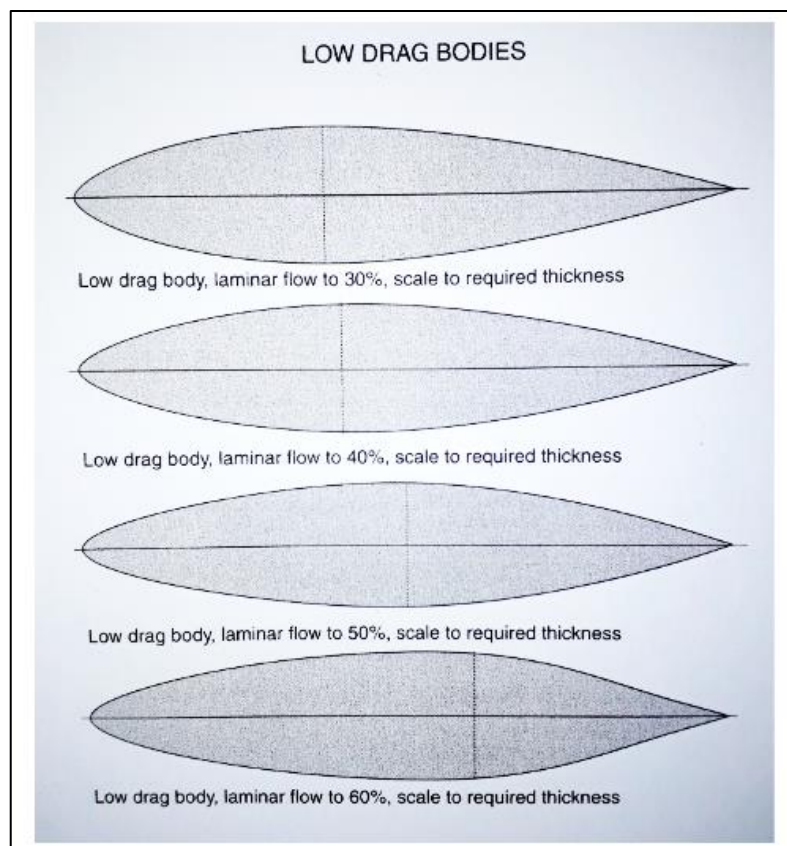
Obrázek 29 - Návrh krytu podvozku

Přední část podvozku bude uchycena uvnitř gondoly. Pro přední část platí stejné požadavky jako pro hlavní podvozek. Dveře jsou u předního podvozku řešeny obdobně jako u hlavního podvozku.

12. Návrh gondoly

Gondola bude přenášet experiment. Proto je nutné, aby byla dostatečně velká. Požadavky ze zadání jsou minimálně 100x100x100 mm. Gondola zároveň musí mít relativně aerodynamický tvar, aby vytvářela co nejmenší odpor. Gondola zároveň musí být schopná pojmout přední podvozek.

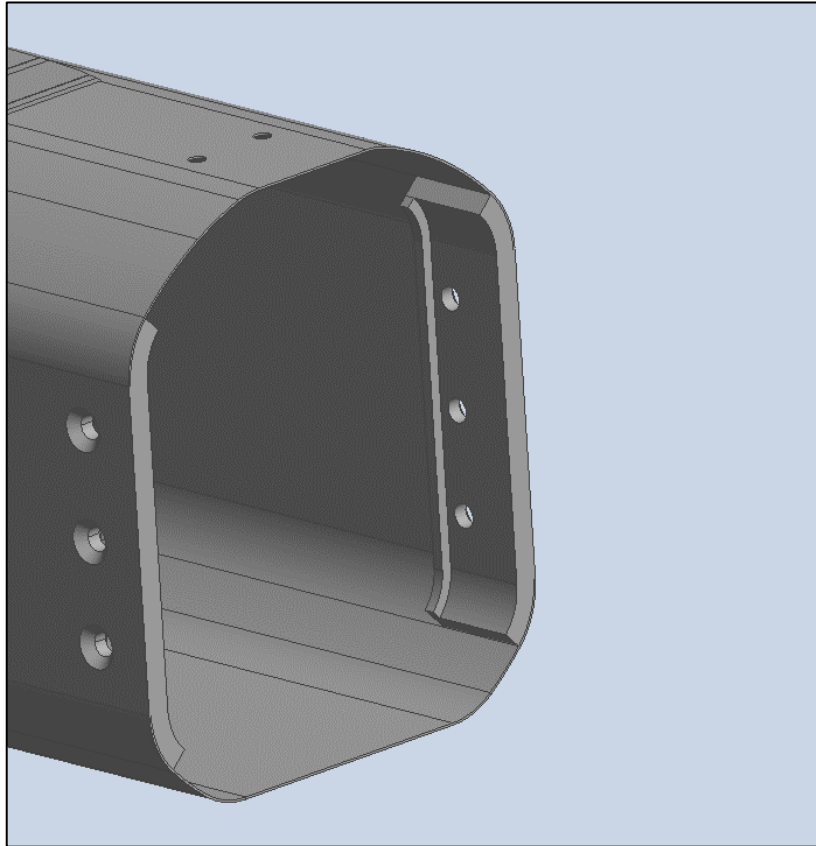
Pro tvar gondoly je vybrán NACA profil, který byl testován jako trup letounu. Zvolený je profil: „Low drag body, laminar flow to 30 %“, jeho tvar je na obrázku 30. Tento profil je vybrán, protože jeho nejširší rovina je vpředu. Největší šířka profilu je 300 mm. To nám pomůže docílit toho, aby se těžiště letounu s plnou hmotností nacházelo uprostřed experimentu.



Obrázek 30 - Profily NACA pro trupy letounů [4]

Gondola je složena ze 2 částí. Přední část je větší a obsahuje experiment a podvozek. Gondola je pomocí přední části uchycena k hlavnímu křídlu. Experiment je do přední části nainstalován po odejmutí zadní části. Spojení přední a zadní části je realizováno pomocí šroubů se zápusťnou hlavou, jak popisuje obrázek 31. Tyto šrouby téměř nebudou zvyšovat odporový koeficient gondoly. Aby bylo možné uchytnout šrouby je nutné do gondoly zevnitř přilepit překližky, které v daném místě zvětší šířku, takže bude

možné instalovat šrouby. Návrh je pro šrouby M10. V případě nutnosti je možnost do gondoly umístit i další potřebné součásti jako například kabeláž.



Obrázek 31 – Spojení přední a zadní části gondoly [4]

13. Návrh VOP

13.1. Geometrická charakteristika VOP

Letoun bude při horizontálním letu hmotnostně vyvážen, proto je pro VOP zvolen symetrický profil NACA. Půdorys křídla je obdélníkový. Délka VOP je dána velikostí mezery mezi trupy a je $l_{VOP} = 0,8$ m. Důležitým charakteristickým rozměrem VOP je také plocha $S_{VOP} = 0,24$ m². Z těchto parametrů jsme schopni určit štíhlost VOP.

$$\lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} \quad (13-1)$$

$$\lambda_{VOP} = \frac{0,8^2}{0,24} = 2,6667$$

Dalším důležitým rozměrem je střední aerodynamická tětíva. Pro její určení potřebujeme určit zúžení η .

$$\eta = \frac{b_k}{b_0} \quad (13-2)$$

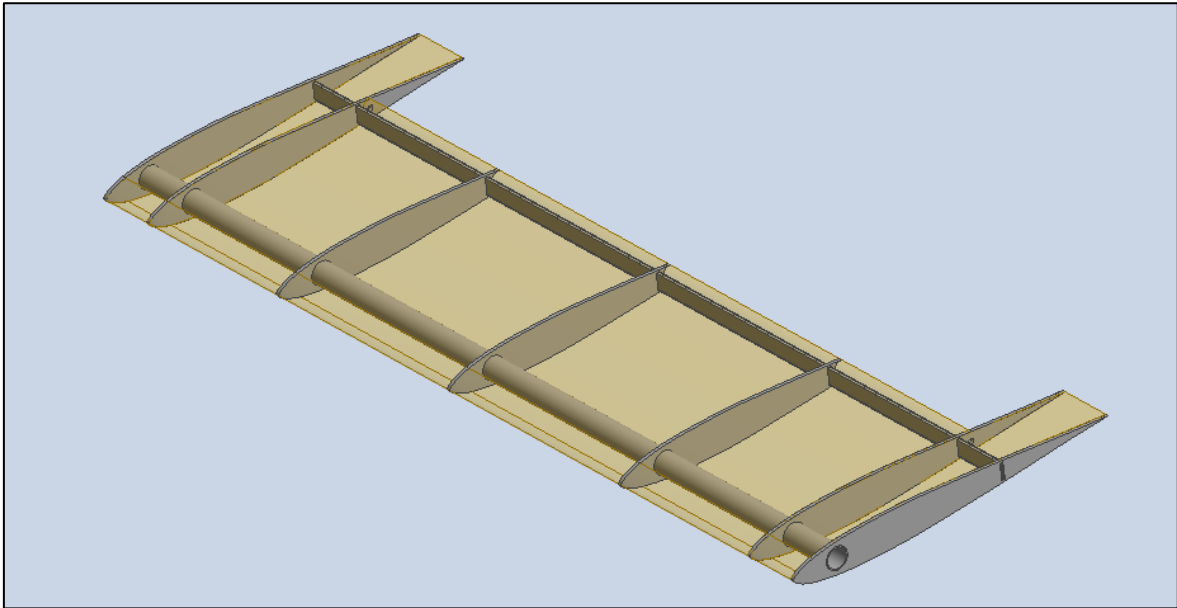
Pro křídla s obdélníkovým půdorysem:

$$\eta = \frac{0,3}{0,3} = 1$$

Střední aerodynamická tětíva se spočítá:

$$b_{SATVOP} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1 + \eta + \eta^2}{1 + \eta} \cdot b_0 \quad (13-3)$$

$$b_{SATVOP} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1 + 1 + 1^2}{1 + 1} \cdot 0,3 = 0,3 \text{ m}$$

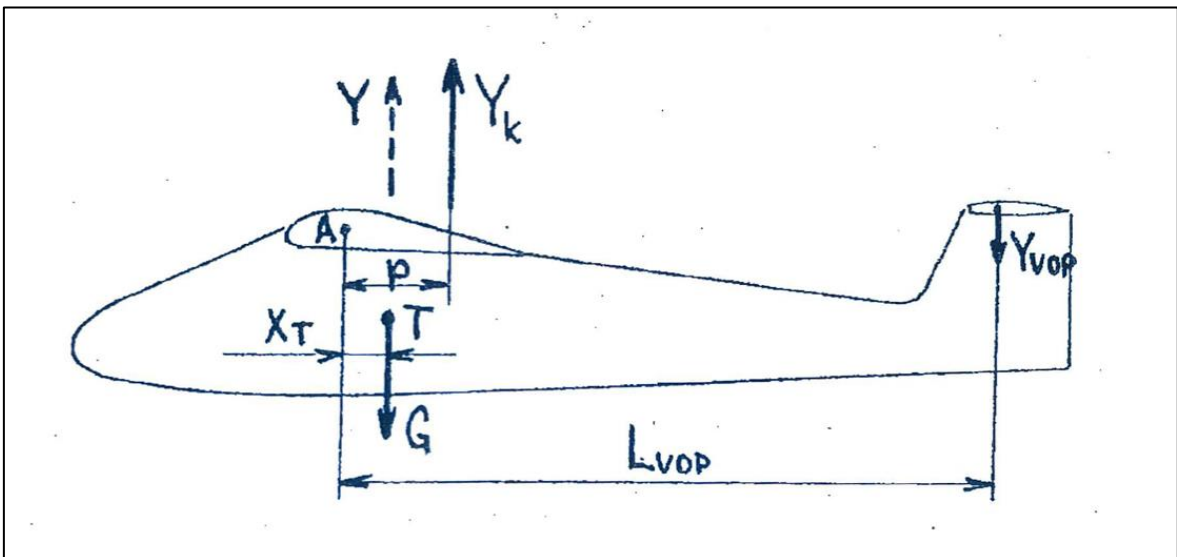


Obrázek 32 - Návrh VOP

13.2. Zatížení VOP

VOP je zatěžována od vyvažování letounu a od obratu letounu, nebo poryvu. Výpočet vyvažovací síly je na základě rovnovážné rovnice pro letoun podle obrázku 33. [16]

Výpočet zatížení VOP je veden podle [16].



Obrázek 33 - Výpočet zatížení VOP [16]

Celkové zatížení VOP je dáno součtem vyvažovací síly na VOP Y_{0VOP} a síly od poryvu Y_{PVOP} . Aby bylo možné určit zatížení VOP, je nutné určit vzdálenost aerodynamického středu křídla a těžiště. Výpočet je uveden v příloze 1.

Pro rovnováhu momentů platí:

$$n \cdot G(p - x_t) = Y_{OVOP}(L_{VOP} - x_t) \quad (13-4)$$

Po úpravě:

$$Y_{OVOP} = \frac{n \cdot G(p - x_t)}{(L_{VOP} - x_t)} \quad (13-5)$$

Vyvažovací síla na VOP bude určena při horizontálním letu, tedy při v_h . Určení hodnot pro dosažení v Příloze č.1 a kde:

$$L_{VOP} = 1,403 \text{ m}$$

$$n_{\max} = 6$$

$$Y_{OVOP} = \frac{6 \cdot 25 \cdot 9,81(0,0325 - 0,0268)}{(1,403 - 0,0268)} = 4,4471N$$

A výpočet zatížení VOP od poryvu je dán rovnicí:

$$Y_{PVOP} = \frac{\rho_0}{2} v_a \cdot u \cdot a_{VOP} \cdot S_{VOP} \cdot (1 - D) \cdot k \quad (13-6)$$

Kde:

v – rychlost letu, v našem případě $v=19,67 \text{ m/s}$

u – rychlost poryvu pro v_a se $u = \pm 15 \text{ m/s}$, pro v_d se $u = \pm 7,5 \text{ m/s}$

S_{VOP} – plocha VOP, v našem případě $S_{SOP} = 0,24 \text{ m}^2$

Zmírňující koeficient, který upravuje předpoklad, že úhel náběhu roste skokem, k čemu ve skutečnosti nedochází:

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (13-7)$$

Kde μ je definováno jako:

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho_0 \cdot b \cdot a \cdot S} \quad (13-8)$$

$$\mu = \frac{2 \cdot 25}{1,225 \cdot 0,325 \cdot 4,8347 \cdot 0,929} = 27,96$$

Dopočtení koeficientu k :

$$k = \frac{0,88 \cdot 27,96}{5,3 + 27,96} = 0,74$$

Výpočet je proveden pro rychlost v_a . Dopočtení zatížení VOP od poryvu:

$$Y_{PVOP} = \frac{1,225}{2} \cdot 19,67 \cdot 15 \cdot 3,1416 \cdot 0,24 \cdot (1 - 0,3276) \cdot 0,74 = 91,62 \text{ N}$$

Celkové zatížení VOP je potom dáno:

$$Y_{VOP} = Y_{OVOP} + Y_{PVOP} \quad (13-9)$$

$$Y_{VOP} = 4,45 + 91,62 = 96,07 \text{ N}$$

Dále je nutné zkontrolovat, jestli je aerodynamicky možné, aby na VOP působila takováto síla. To zkontrolujeme pomocí vzorce:

$$Y_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_{VOP} \cdot V^2 \cdot C_{YVOP} \quad (13-10)$$

Dopočtení pro $v_h = 60 \text{ m/s}$

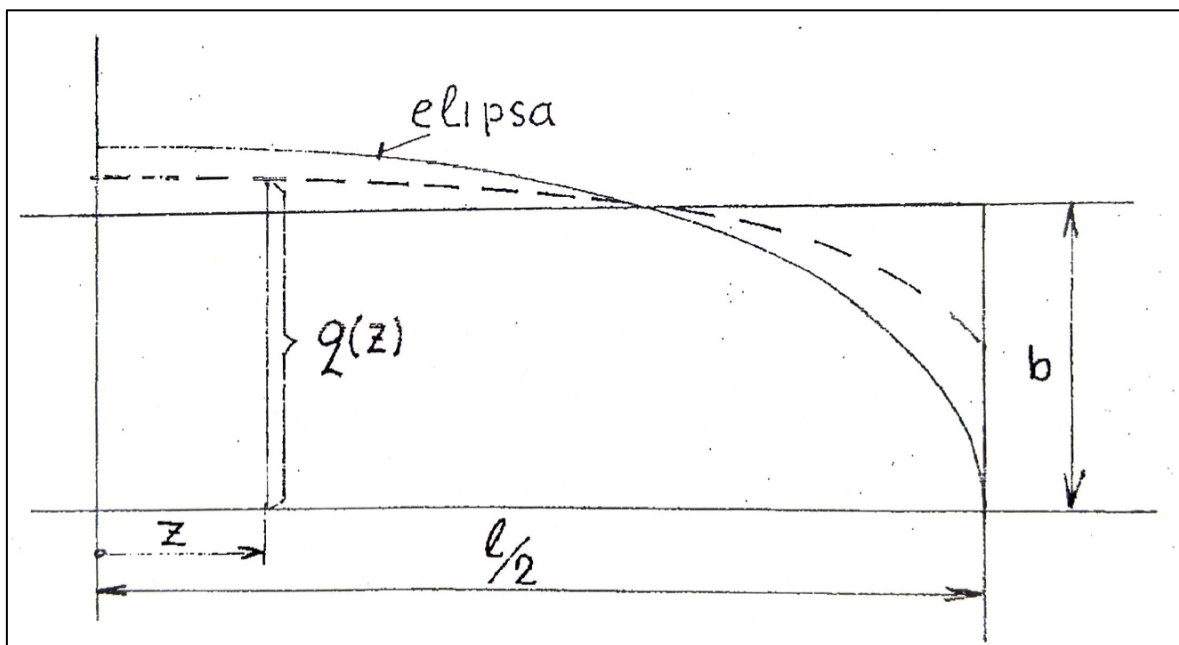
C_{YVOP} – koeficient vztaku VOP, pro symetrické profily je podle [18] volen $C_{YVOP} = 0,65$

$$Y_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 0,108 \cdot 60^2 \cdot 0,65 = 154,79 \text{ N}$$

VOP tedy může být zatížena spočítanou silou $Y_{VOP} = 96,07 \text{ N}$.

13.3. Rozložení zatížení podél VOP

Aby bylo možné dimenzovat VOP, musíme znát zatížení, které na ni působí. K určení zatížení VOP je vhodná „Schrenkova metoda“. Ta určuje, že tvar spojitěho zatížení udává střední čára mezi obdélníkem a čtvrtinou elipsy o stejné ploše, jak je vidět na obrázku 34. Pro výpočty se tato střední elipsa upravuje, tak aby na konci křídla byla nulová hodnota. [16]



Obrázek 34 - Rozložení spojitěho zatížení po křídle [16]

Shrenkova metoda je definována pro křídlo, které je vetknuto na jedné straně. V našem případě je VOP vetknuta z obou stran. Metoda je ale stále využitelná, v tomto

případě popíše rozložení spojitého zatížení na polovině křídla. Rozložení na celém křídle bude mít tvar poloviny elipsy. Ve skutečnosti bude rozložení trochu jiné, tento rozdíl, je ale možné zanedbat, protože Shrenkova metoda dává velmi konzervativní výsledek.

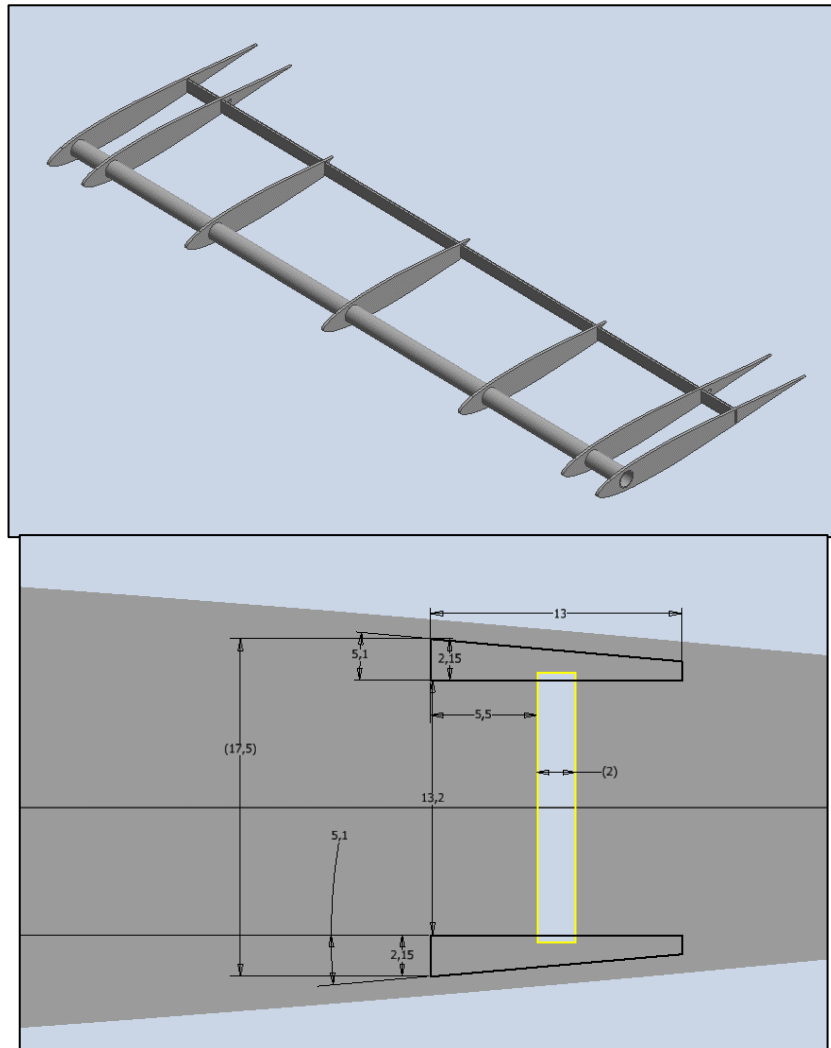
Určení tvaru spojitého zatížení je podle Shrenkovy metody pro obdélníkové křídlo:

$$q(z) = \frac{Y}{L} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{L} \right)^2} \right) \quad (13-11)$$

$$\begin{aligned} q(z) &= \frac{96,07}{0,8} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{0,8} \right)^2} \right) = \\ &= 120,0875 \left(\frac{2\sqrt{1 - 6,25z^2}}{\pi} + 0,5 \right) \end{aligned}$$

Touto úpravou je dána pouze čtvrtina elipsy. V tomto případě bude tvar spojitého zatížení polovina elipsy, protože VOP je symetrická. Budeme uvažovat, že rozměr z , který udává délku VOP, se pohybuje v rozmezí $-0,4 \leq z \leq +0,4$. V tomto případě se dopustíme zjednodušení problematiky. VOP budeme uvažovat jako nosník. Výpočet je uveden v příloze č.2, výstupem výpočtu je určení největšího ohybového momentu M_{OMAX} a posouvající síly. Tyto hodnoty budou využity pro pevnostní kontrolu pásnic a stojiny.

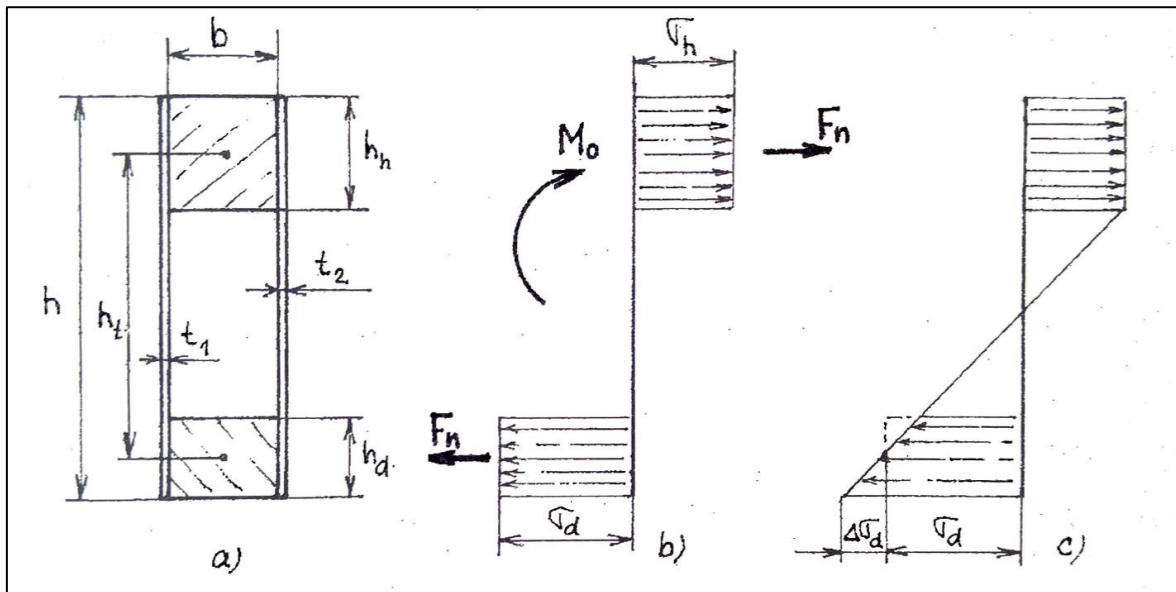
Z obrázku 35 je patrné, že VOP je vyztužena dvěma nosníky. Pro pevnostní výpočet budeme uvažovat zadní nosník. Přední nosník má kruhový průřez a jeho hlavní využití je spojení VOP a SOP. Zadní nosník je konstruován ze 2 pásnic a 1 stojiny. Pásnice jsou vytvořeny z uhlíkových pásků. Stojina je vyrobena z balsy. Návrh nosníku je na obrázku 35.



Obrázek 35 – Návrh hlavního nosníku pro VOP

13.4. Kontrola pásnic

První části nosníku VOP, které budou kontrolovány, jsou stojiny. Pevnostní výpočet je na obrázku 35 a je veden podle [16].



Obrázek 36 - Pevnostní kontrola pásnic

Prvním krokem při výpočtu pevnosti pásnic je určení, jestli lze použít zjednodušenou metodu na obrázku 36 b), nebo složitější metodu c). Podmínka je:

$$h_h + h_d \leq 0,3 \cdot h \quad (13-12)$$

$$2,15 + 2,15 \leq 0,3 \cdot 17,5$$

$$4,3 \leq 5,25$$

Nerovnost je tedy splněna a můžeme postupovat snazší metodou b).

Dále musíme upravit velikost ohybového momentu. Ohybový moment je určen v příloze č.3 a jeho velikost je $M_o=8,884 \text{ Nm}$. Jeho hodnota je upravena koeficientem bezpečnosti, který je podle UL2 stanoven na 1,5.

$$M_o = 8,884 \cdot k \quad (13-13)$$

$$M_o = 8,884 \cdot 1,5 = 13,326 \text{ Nm}$$

Dalším krokem je určení vzdálenosti těžišť řezů pásnic:

$$h_t = h - \frac{h_h + h_d}{2} \quad (13-14)$$

$$h_t = 17,5 - \frac{2,15 + 2,15}{2} = 15,35 \text{ mm}$$

Síla v horní pásnici:

$$F_h = \frac{M_o}{h_t} \quad (13-15)$$

$$F_h = \frac{13,326}{0,01535} = 868,143 \text{ N}$$

Napětí v horní pásnici:

$$\sigma_h = -\frac{F_h}{b \cdot h_h} \quad (13-16)$$

$$\sigma_h = -\frac{868,143}{13 \cdot 2,15} = -31,061 \text{ MPa}$$

Dále určíme sílu v dolní pásnici:

$$F_d = \frac{M_o}{h_t} \quad (13-17)$$

$$F_d = \frac{13,326}{0,01535} = 868,143 \text{ N}$$

Napětí v dolní pásnici:

$$\sigma_d = \frac{F_d}{b \cdot h_d} \quad (13-18)$$

$$\sigma_d = \frac{868,143}{13 \cdot 2,15} = 31,061 \text{ MPa}$$

U žádného z prodejců uhlíkových pásků se nepovedlo dohledat přesné fyzikální vlastnosti uhlíkových pásků. Podle [15] je pevnost uhlíku v tahu 150 MPa a v tlaku 650 MPa. Na základě těchto informací usuzujeme, že pásnice napětí vydrží.

13.5. Kontrola stojiny

Stojina slouží k přenosu posouvající síly v SOP a je zároveň namáhána na krut. Tyto zatížení vyvolají ve stojině smykové napětí. Při výpočtu stojiny se užívá tzv. smykového toku q [N/mm], jedná se o smykovou sílu vztaženou na jednotku délky stojiny. [16]

Největší posouvající síla působí v uchycení VOP k SOP a její velikost je $T=34,887$ N. Z posouvající síly určíme smykový tok:

$$q_t = \frac{T}{h} \quad (13-19)$$

$$q_t = \frac{34,887}{17,5} = 1,994 \text{ N/mm}$$

Od kroutícího momentu je smykový tok počítaný v kapitole 13.6.

$$q_m = 0,020 \text{ N/mm}$$

Celkový smykový tok je dán součtem smykového toku od posouvající síly a od kroutícího momentu:

$$q_c = q_t + q_m = 1,994 + 0,020 = 2,194 \text{ N/mm} \quad (13-20)$$

Dále určíme napětí ve stojině:

$$\tau = \frac{q_c}{2 \cdot t_s} \quad (13-21)$$

kde tloušťka stěny stojiny $t_s = 2$ mm.

Výpočet napětí ve stojině:

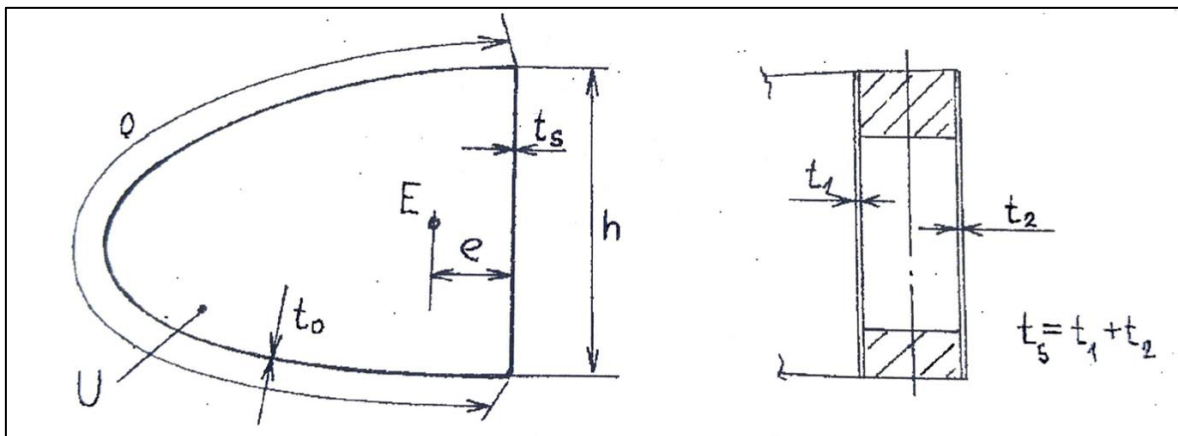
$$\tau = \frac{2,194}{2 \cdot 2} = 0,549 \text{ MPa}$$

Při použití překližek dochází k jejich zvlnění. Výpočet je považován za vyhovující, pokud ke zvlnění dojde až při největším provozním napětí ve stojině. V našem případě se jedná o velmi malá napětí, a tak neuvažujeme, že by mohlo ke zvlnění docházet.

Zdroj [16] udává pro letecká řeziva minimální pevnost ve smyku 22 MPa, stojina tedy zatížení vydrží.

13.6. Kontrola torzní skříně

Obal torzní skříně je dutina, která slouží k přenosu kroutícího momentu M_k . Nutné geometrické parametry pro pevnostní kontrolu torzní skříně jsou na obrázku 37. [16]



Obrázek 37 – Kontrola torzní skříně [16]

Nejprve musíme určit velikost posouvající síly ve spojení s SOP. Posouvající síla je určena v příloze č.3, $T=34,887$ N. Velikosti plochy a délky křivky jsou určena z modelu, $U=5164,051$ mm² a $o=424,249$ mm.

Dále určíme klopný moment:

$$M = \frac{c_m}{c_y} \cdot T \cdot b_{SAT} = 0 \quad (13-23)$$

Klopný moment je nulový, protože symetrické profily mají nulový klopný koeficient. Kroutící moment bude na VOP vznikat působením posouvající síly T v místě středu elasticity E .

Posunutí středu elasticity od nosníku spočítáme:

$$e = \frac{2 \cdot U}{h} \cdot \frac{1}{1 + \frac{t_s \cdot o}{t_0 \cdot h}} \quad (13-24)$$

$$e = \frac{2 \cdot 5164,051}{17,5} \cdot \frac{1}{1 + \frac{2 \cdot 424,249}{0,5 \cdot 17,5}} = 6,024 \text{ mm}$$

Kroutící moment je tedy:

$$M_k = T \cdot e \quad (13-25)$$

$$M_k = 34,887 \cdot 6,024 = 210,159 \text{ Nmm}$$

Z kroutícího momentu určíme smykový tok v obalu, tento smykový tok působí i ve stojně:

$$q_m = \frac{M_k}{2 \cdot U} \quad (13-26)$$

$$q_m = \frac{210,159}{2 \cdot 5164,051} = 0,020 \text{ N/mm}$$

Napětí v obalu torzní skříně potom určíme:

$$\tau = \frac{q_m}{t_0} \quad (13-27)$$

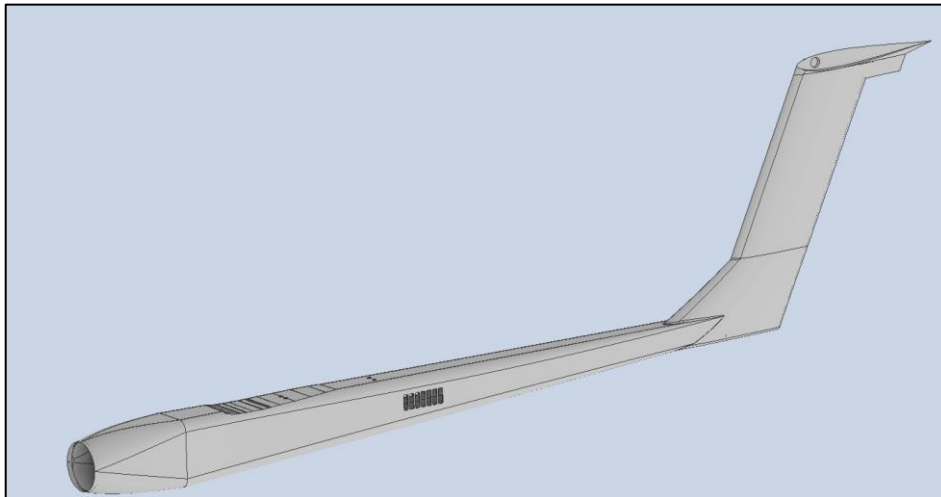
$$\tau = \frac{0,02}{0,5} = 0,04 \text{ MPa}$$

Obal VOP bude zhotoven z nějaké tkaniny, případně z uhlíkových vláken. Takovéto zatížení předpokládáme že vydrží.

14. Návrh SOP

Svislá ocasní plocha (dále SOP) slouží ke stabilizaci letounu, jedná se o stabilizaci klonění a zatáčení. Při výpočtu plochy SOP je nutné brát v potaz vliv trupů, a hlavního křídla na stabilitu letounu.

Při návrhu SOP bylo pracováno se 2 návrhy konstrukce. První návrh byl vyrobít SOP jako součást trupu, jak je vidět na obrázku 38. Druhý návrh byl vyrobít separátně trup a SOP. Tyto dvě části následně spojit. V tomto případě by byla výhoda modularity, kdy by byla možnost výměny nebo opravy pouze jedné části, pokud by došlo k jejímu porušení. Návrh použit nebyl, protože v tomto případě vzrůstá hmotnost použitím spojovacích dílů trupu a SOP, dále by byla nutná pevnostní analýza spoje a zároveň by došlo k použití většího množství forem.



Obrázek 38 - Návrh konstrukce SOP jako součást trupu

14.1. Návrh geometrie SOP

Důležitým rozměrem při návrhu SOP je plocha. Plocha SOP je v tomto případě počítána Roskamovou metodou, která využívá koeficienty k náhradě vlivů trupů, hlavního křídla a ocasních ploch na stabilitu letounu. [4]

Výchozí vzorce vypadají následovně:

$$C_{R\beta} = C_{R\beta_{\omega f}} + C_{R\beta_h} + C_{R\beta_v} \quad (14-1)$$

$$C_{Y\beta} = C_{Y\beta_{\omega f}} + C_{Y\beta_h} + C_{Y\beta_v} \quad (14-2)$$

Kde dolní index R značí koeficienty vztahující se k zatáčení a dolní index Y značí koeficienty vztahované ke klonění.

A kde:

$C_{R_{\beta_{\omega f}}}$ – příspěvek křídla a trupu

$C_{R_{\beta_h}}$ – příspěvek svislé ocasní plochy

$C_{R_{\beta_v}}$ – příspěvek vodorovné ocasní plochy

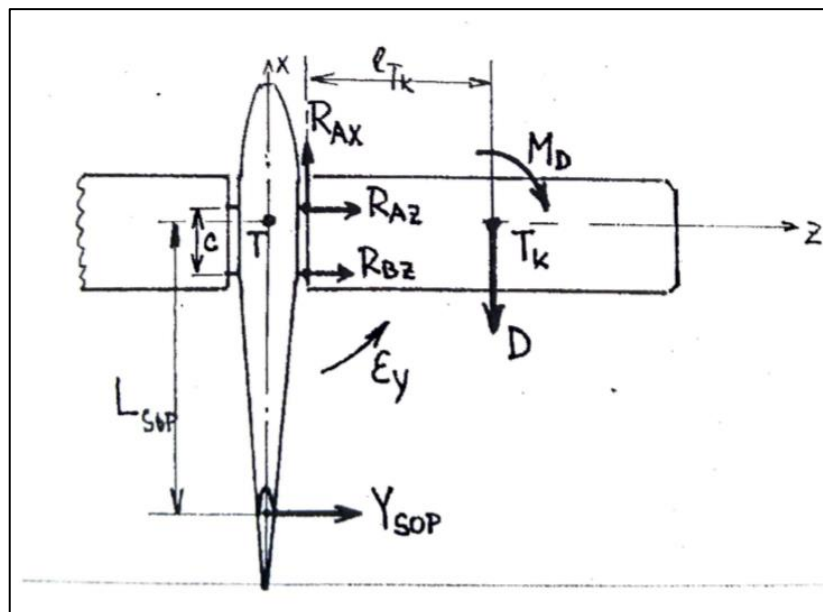
Letoun je stabilní, pokud platí, že $C_{R_{\beta}} < 0$ a $C_{Y_{\beta}} > 0$. [4]

Pro určení velikosti SOP, je nutné určit všechny koeficienty a na jejich základě určit plochu SOP. Velikost plochy SOP je podle [4] $S_{SOP} = 0,1075 \text{ m}^2$.

14.2. Výpočet zatížení SOP

SOP může být zatížena náhlým vychýlením směrového kormidla a od poryvu. Na SOP nepůsobí žádná vyvažovací síla. V tomto případě dochází vlivem zatížení od SOP k působení ohybového momentu na trupu a zároveň k zatížení kování křídla a ohybu křídla. Silové poměry jsou vidět na obrázku 39. [16]

Výpočet zatížení SOP je veden podle [16].



Obrázek 39 - Silové zatížení od SOP [16]

V tomto případě budeme uvažovat pouze zatížení od poryvu. Poryvové zatížení SOP Y_{PSOP} a je určeno předpisem UL2:

$$Y_{PSOP} = \frac{\rho_0}{2} v_a \cdot u \cdot a_{SOP} \cdot S_{SOP} \cdot k_{SOP} \quad (14-3)$$

Kde:

v – rychlost letu, v našem případě $v=60 \text{ m/s}$

u – rychlost poryvu pro v_a se $u = \pm 15$ m/s, pro v_d se $u = \pm 7,5$ m/s

a_{SOP} – směrnice vztlakové čáry SOP

S_{SOP} – plocha SOP, v našem případě $S_{SOP} = 0,1075$ m²

k_{SOP} – součinitel SOP, $k_{SOP} = 1,2$

Pro výpočet směrnice vztlakové čáry SOP je nejprve nutné určit štíhlost SOP:

$$\lambda_{SOP} = \frac{l_{SOP}^2}{S_{SOP}} \quad (14-4)$$

$$\lambda_{SOP} = \frac{0,47^2}{0,108} = 2,05$$

Se spočtenou štíhlostí SOP určíme směrnici vztlakové čáry SOP:

$$a_{SOP} = \frac{\pi \lambda_{SOP}}{\sqrt{\left(\frac{\lambda_{SOP}}{2}\right)^2 + 1 + 1}} \quad (14-5)$$

$$a_{SOP} = \frac{\pi \cdot 2,05}{\sqrt{\left(\frac{2,05}{2}\right)^2 + 1 + 1}} = 2,6481$$

Výsledná síla od poryvu na každou SOP:

$$Y_{PSOP} = \frac{1,225}{2} \cdot 19,67 \cdot 15 \cdot 2,6481 \cdot 0,1075 \cdot 1,2 = 61,73 \text{ N}$$

Zatížení od poryvu je zároveň celkové zatížení na SOP, které uvažujeme.

14.3. Rozložení zatížení podél SOP

Rozložení zatížení podél SOP je řešeno stejnou metodou jako při výpočtu VOP, tedy Schrenkovou metodou. V tomto případě se opět dopouštíme zjednodušení, protože i když je SOP vetknutá do trupu, druhý konec je pevně spojen s VOP. Úvaha, že spojitě zatížení bude mít tvar čtvrtiny elipsy je pro nás dostatečně přesná. Tvar spojitěho zatížení bude uvažován největší v místě vetknutí do trupu a nejmenší ve spojení s VOP.

Výpočet rozložení spojitěho zatížení lze počítat pomocí Schrenkovy metody pro obdélníkové křídlo: V tomto případě je ale nutné uvažovat, že délka SOP je rovna délce z , po které klesá spojitě zatížení.

$$q(z) = \frac{Y}{L} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{L}\right)^2} \right) \quad (14-6)$$

V tomto případě je ale nutné uvažovat, že délka SOP je rovna délce z , po které klesá spojitě zatížení. Upravená rovnice tedy bude vypadat:

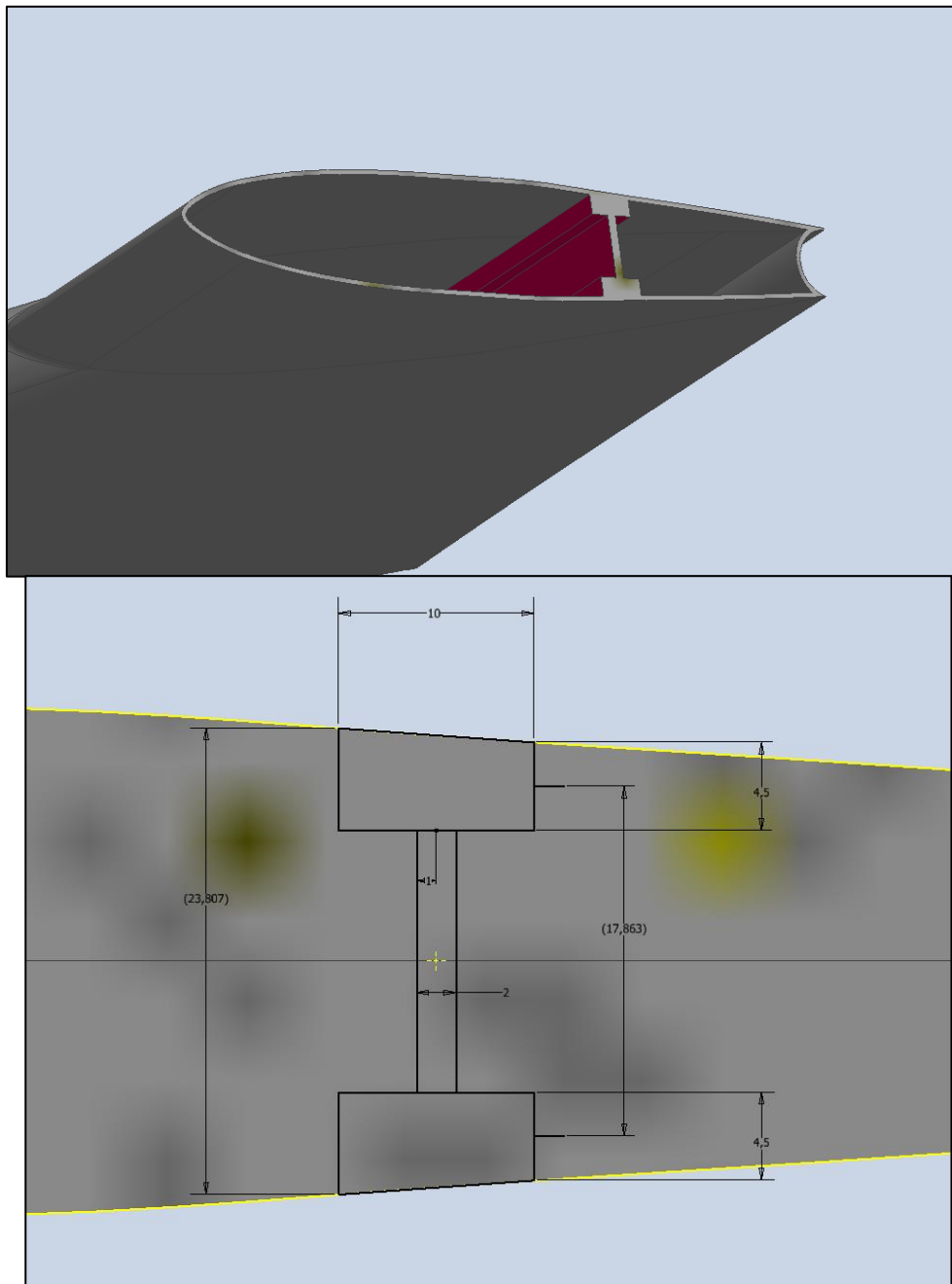
$$q(z) = \frac{Y}{2L_{SOP}} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2z}{2L_{SOP}} \right)^2} \right) \quad (14-7)$$

Rozložení spojitěho zatížení podél SOP má potom tvar čtvrtiny elipsy podle rovnice:

$$\begin{aligned} q(z) &= \frac{61,73}{2 \cdot 0,47} \left(\frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{z}{0,47} \right)^2} \right) = \\ &= 65,6702 \left(\frac{2 \cdot \sqrt{1 - 4,52694z^2}}{\pi} + 0,5 \right) \end{aligned}$$

Výpočet ohybového momentu M_{OMAX} a posouvající síly T je v příloze č.4.

Pevnostní výpočet SOP je zjednodušen, protože neuvažujeme potah SOP, který v reálu také přenáší zatížení. SOP musí obsahovat nosník, který bude použit pro uchycení závěsu kormidla. Nosič bude složen ze dvou uhlíkových pásnic a balzové stojiny. Návrh a rozměry jsou na obrázku 40.



Obrázek 40 - Nosník v SOP

14.4. Kontrola pásnic

Kontrola pásnic nosníku SOP je obdobná jako u VOP a je řešena podle [16]. Prvním krokem je určit, jestli je splněná podmínka, aby mohl být použit zjednodušený výpočet. Podmínka je stanovena:

$$h_h + h_d \leq 0,3 \cdot h \quad (14-8)$$
$$4,5 + 4,5 \leq 0,3 \cdot 23,807$$
$$9 \leq 7,1421$$

Z výpočtu je zřejmé, že podmínka není splněna, a proto bude výpočet proveden podle metody c na obrázku 36.

Dále musíme upravit velikost ohybového momentu, ta je stanovena v příloze č. 3 jako $M_o=6,702 \text{ Nm}$. Po úpravě bezpečnostním koeficientem:

$$M_o = 6,702 \cdot k \quad (14-9)$$

$$M_o = 6,702 \cdot 1,5 = 10,053 \text{ Nm}$$

Dále určíme vzdálenost těžišť řezů pásnic:

$$h_t = h - \frac{h_h + h_d}{2} \quad (14-10)$$

$$h_t = 23,807 - \frac{4,5 + 4,5}{2} = 19,307 \text{ mm}$$

Následně se určí síla v pásnicích:

$$F_n = \frac{M_o}{h_t} \quad (14-11)$$

$$F_h = \frac{10,053}{0,019307} = 520,692 \text{ N}$$

Dále určíme napětí v horní, v našem případě zadní, pásnici:

$$\sigma_h = -\frac{F_h}{b \cdot h_h} \quad (14-12)$$

$$\sigma_h = -\frac{520,692}{10 \cdot 4,5} = -11,571 \text{ MPa}$$

Dále střední napětí v dolní, v našem případě přední, pásnici:

$$\sigma_d = \frac{F_h}{b \cdot h_d} \quad (14-13)$$

$$\sigma_d = \frac{520,692}{10 \cdot 4,5} = 11,571 \text{ MPa}$$

A nakonec zvýšení napětí na okraji dolní (přední) pásnice:

$$\Delta h = h_t - \frac{h_h}{2} \quad (14-14)$$

$$\Delta h = 19,307 - \frac{4,5}{2} = 17,057 \text{ mm}$$

$$\Delta \sigma_d = \frac{h_d}{2} \cdot \frac{\sigma_d + |\sigma_h|}{\Delta h} \quad (14-14)$$

$$\Delta \sigma_d = \frac{4,5}{2} \cdot \frac{11,571 + |-11,571|}{17,057} = 3,053 \text{ MPa}$$

Celkové napětí v dolní (přední) pásnici je:

$$\sigma_d + \Delta\sigma_d = 11,571 + 3,053 = 14,624 \text{ MPa} \quad (14-15)$$

Pásnice jsou vyrobeny z uhlíkových pásků. Pevnost uhlíkových vláken se pohybuje v jednotkách GPa, z toho můžeme určit, že pásnice napětí vydrží.

14.5. Kontrola stojiny

Největší posouvající síla působí ve vetknutí do trupu a její hodnota je $T=30,865 \text{ N}$.

Od posouvající síly, určíme smykový tok:

$$q_t = \frac{T}{h} \quad (14-16)$$

$$q_t = \frac{30,865}{23,807} = 1,296 \text{ N/mm}$$

Působení kroutícího momentu na SOP zanedbáme a určíme napětí ve stojině:

$$\tau = \frac{q_t}{2 \cdot t_s} \quad (14-17)$$

$$\tau = \frac{1,296}{2 \cdot 2} = 0,324 \text{ MPa}$$

Stojina je vyrobena z balzy. Podle zdroje [16] je minimální pevnost leteckého řeziva smyku 22 MPa. Stojina tedy vydrží zatížení.

15. Závěr

Bakalářská práce je rozdělena do dvou částí. První, rešeršní, část obsahuje popis parabolických letů a povrchový popis různých prvků při konstrukci letounu a bezpilotního letounu. V oblasti konstrukce je popsána tvorba letecké obálky provozních násobků. Dále se rešeršní část zabývá zjednodušeným popisem konstrukcí vybraných částí letounu, jako jsou ocasní plochy nebo trup.

Druhá část práce je zaměřena na aplikování poznatků z rešeršní části pro návrh vybraných částí bezpilotního letounu pro experimenty v nulové gravitaci. Návrh těchto částí je různými způsoby zjednodušen, především proto, že se jedná o lehký a bezpilotní letoun. Práce vycházela z dokumentu [4] a společně s prací kolegy Pipka, který se zaměřil na návrh křídla [19], je jeho pokračováním.

První oblastí, kterou se práce zabývá, je vytvoření letové obálky. Obrátová i poryvová obálka jsou nutné pro další pevnostní výpočty letouny. Práce se dále zabývá návrhem pohonu letounu. Pohon byl velmi podrobně zpracován v dokumentu [4]. V této části byla tedy provedena kontrola vybraných pohonných prvků, jako motoru, vrtule nebo baterií a také kontrola jejich výběru.

Práce se dále zaměřuje na návrh trupu. Hlavním úkolem bylo provedení pevnostní kontroly trupu. Trup je zatěžován množstvím sil, kontrola je provedena na kombinaci zatížení během letu. Zatížení trupu vyvolávají VOP, SOP a setrvačné síly. Navržený trup pevnostní požadavky podle provedené kontroly splňuje.

Po návrhu trupu následuje kapitola návrhu podvozku. V této kapitole bylo zvoleno rozložení a umístění podvozku. Mechanismus sklápění podvozku, který je zvolen, byl již navrhnout v dokumentu [4].

Další část práce je zaměřena na návrh gondoly, která je použita pro přenos experimentu. V této části je proveden návrh spojení obou částí gondoly.

Poslední část se zabývá návrhem ocasních ploch. Prvním úkolem je návrh VOP. Geometricky je VOP navržena z [4], tato práce je zaměřena na pevnostní výpočet. Při výpočtu bylo nutné stanovit zatížení působící na VOP a navrhnout nosník uvnitř VOP, který bude zatížení přenášet. Během kontroly byly zkontrolovány pásnice, stojiny a potah. Z pevnostní kontroly vyšlo, že navržený nosník zatížení vydrží. Druhou částí návrhu ocasních ploch byly SOP. Návrh byl obdobný jako u VOP, s tím rozdílem, že nebyl

uvažován potah. Pevnostní kontrola SOP byla provedena pro pásnice a stojiny. Z pevnostního výpočtu bylo zjištěno, že navržený nosník zatížení vydrží.

Tato práce, v kombinaci s výše zmíněnými, může být vhodným podkladem pro pokračování projektu, jehož výsledkem by měla být výroba funkčního letounu.

16. Zdroje

- [1] *Návrh na vytvoření společných předpisů pro provoz dronů v Evropě* [online]. B.m.: EASA. září 2015. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/download/ANPA-translations/205933_EASA_Summary%20of%20the%20ANPA_CS.pdf
- [2] KARMALI, Faisal a Mark SHELHAMER. The dynamics of parabolic flight: Flight characteristics and passenger percepts. *Acta Astronautica* [online]. 2008, **63**(5–6), 594–602. ISSN 00945765. Dostupné z: doi:10.1016/j.actaastro.2008.04.009
- [3] *Experience weightlessness on board the „Zero-G“ Airbus* [online]. [vid. 2020-07-06]. Dostupné z: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Research/Experience_weightlessness_on_board_the_Zero-G_Airbus
- [4] Internship Report. *Google Docs* [online]. [vid. 2020-07-09]. Dostupné z: https://docs.google.com/document/d/1HTB3Z93EDmQl52d4OjySyBRluVRLA-s9ylnWky7PHpA/edit?usp=drive_open&oid=0&usp=embed_facebook
- [5] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha: ČVUT, 1997. ISBN 978-80-01-01671-8.
- [6] *UL2* [online]. B.m.: Letecká amatérská asociace ČR. 17. říjen 2002 [vid. 2020-07-09]. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2-I.pdf>
- [7] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. 1978. vyd. Praha: Naše vojsko: Knihnice Svazarmu, 1978.
- [8] TYLL, Adam. [vid. 2020-07-24]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/64066/F6-DP-2015-Tyll-Adam-priloha-dpatP1.pdf?sequence=2&isAllowed=y&fbclid=IwAR2k706ZcCeEQr6pxHM7fb_-Q9rqo1lyJnPkBHoXKXlONDw7m484z9OJJeM
- [9] Performance Data. *APC Propellers* [online]. [vid. 2020-07-12]. Dostupné z: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>
- [10] 15.5x12.5W. *APC Propellers* [online]. [vid. 2020-07-12]. Dostupné z: <https://www.apcprop.com/product/15-5x12-5w/>
- [11] *AG25 Bubble Dancer DLG by Mark Drela (ag25-il) Xfoil prediction polar at RE=500,000 Ncrit=9* [online]. [vid. 2020-07-22]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-ag25-il-500000>
- [12] Great Planes Rimfire 50cc Electric Motor. *Tower Hobbies* [online]. [vid. 2020-07-12]. Dostupné z: <https://www.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?I=GPMG4800>
- [13] Turnigy nano-tech 600mah 1S 35 ~ 70C Lipo (Nine Eagles Solo Pro 328, Eflite MQX, 120SR). *Hobbyking* [online]. [vid. 2020-07-13]. Dostupné

z: https://hobbyking.com/fr_fr/turnigy-nano-tech-600mah-1s-35-70c-lipo-nine-eagles-solo-pro-328-eflite-mqx-120sr.html

- [14] Turnigy Fatboy V2 300A ESC 4~15S (OPTO). *Hobbyking* [online]. [vid. 2020-07-13]. Dostupné z: https://hobbyking.com/en_us/turnigy-fatboy-v2-300a-esc-4-15s-opto.html
- [15] *Udaje_o_materialu.pdf* [online]. [vid. 2020-07-31]. Dostupné z: http://www.hobas.ru/fileadmin/Daten/HobasCzech/PDF_documents/Udaje_o_materialu.pdf
- [16] OLŠANSKÝ, Oldřich a Jiří MATĚJEČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů: příručka pro amatérské stavitele*. 1999. vyd. Praha: LAA ČR, 1999.
- [17] *TRAINS D'ATERRISSAGE* [online]. 27. únor 2008 [vid. 2020-07-16]. Dostupné z: <https://drive.google.com/drive/folders/1xwoRh02H-E-IIIWCq6TF4wv7V3nuTThV>
- [18] *Symmetrical Airfoil database search* [online]. [vid. 2020-07-28]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/search/index?m%5BmaxCamber%5D=0&m%5Bsort%5D=5>
- [19] PIPEK, Jan. *Křídlo UAV pro experimenty ve stavu beztlíže*. B.m., 2020. bakalářská práce. ČVUT v Praze.

17. Přílohy

17.1. Příloha č.1 – Rozložení setrvačné síly podél trupu

V tabulce 6 jsou uvedeny výchozí hodnoty, pomocí kterých byly dopočítány hodnoty zrychlení a setrvačné síly, a zároveň jejich výsledky.

Tabulka 6 - Výsledky setrvačných sil

Oblast [-]	Hmotnost včetně nákladu [kg]	Vzdálenost od středu úhlového zrychlení [m]	Zrychlení [m/s ²]	Setrvačná síla [N]
1	2,718667	0,28	65,8	178,8883
2	2,579333	0,08	18,8	48,49147
3	1,148	-0,12	-28,2	-32,3736
4	1,125	-0,32	-75,2	-84,6
5	0,116	-0,5	-117,5	-13,63
6	0,096	-0,72	-169,2	-16,2432
7	0,084	-0,92	-216,2	-18,1608
8	0,225	-1,12	-263,2	-59,22
9	0,371	-1,38	-324,3	-120,315

Grafická podoba výsledků je znázorněna na grafu 2.



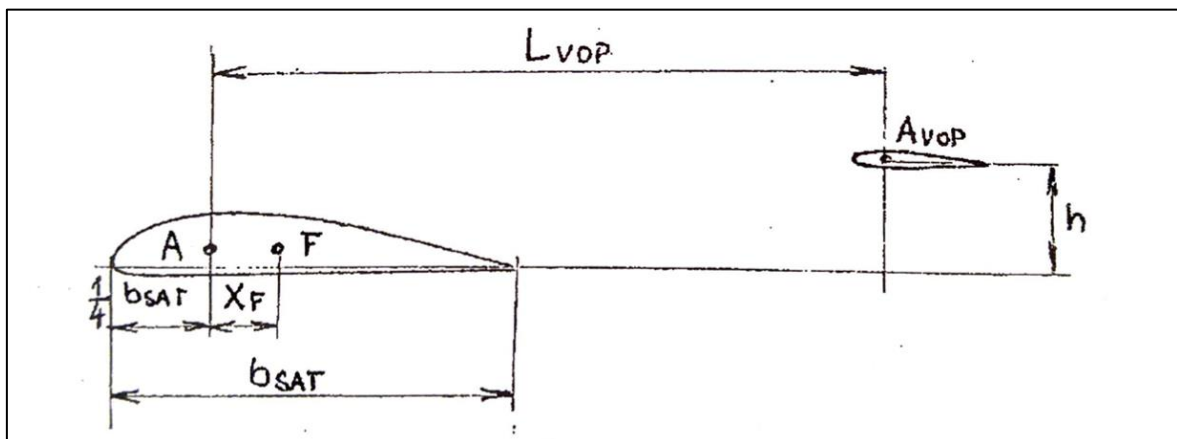
Graf 2 - Závislost setrvačné síly na oblasti

Z výpočtu vychází očekávaný výsledek, a to že největší setrvačná síla působí na začátku trupu, v místě, kde je největší hmotnost. Druhý, záporný extrém, také odpovídá předpokladu, protože se nachází na nejdelším rameni.

17.2. Příloha č.2 – Výpočet polohy neutrálního bodu

Výpočet polohy neutrálního bodu je nezbytným předpokladem pro určení vyvažovací síly na VOP. Při výpočtu jsou použity parametry pro hlavní křídlo z [19].

Postup výpočtu je podle [16].



Obrázek 41 - Parametry pro určení neutrálního bodu [16]

Kde:

A – aerodynamický střed

A_{VOP} – aerodynamický střed VOP

F – neutrální bod

L – rozpětí křídla

L_{VOP} – vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP

S – plocha křídla

S_{VOP} – plocha SOP

b_{SAT} – střední aerodynamická tětiva křídla

L_{VOP} – Vzdálenost A a A_{VOP}

Pro výpočet je nutné stanovit štíhlost křídla:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad (17-1)$$

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

Štíhlost VOP je spočítána v kapitole 13.1. Geometrická charakteristika VOP.

Dále mohutnost VOP:

$$A_{VOP} = \frac{L_{VOP} \cdot S_{VOP}}{b_{sat} \cdot S} \quad (17-2)$$

$$A_{VOP} = \frac{1,403 \cdot 0,24}{0,362 \cdot 0,929} = 1,0013$$

$L_{VOP} = 1,403$ m podle [4]

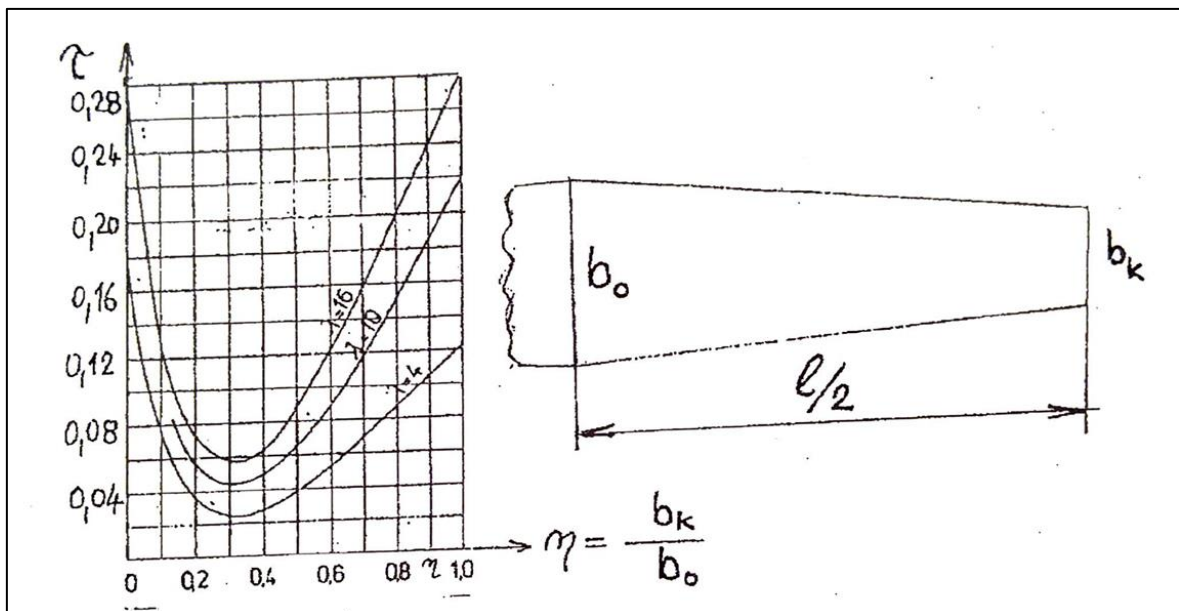
$b_{SAT} = 0,362$ pro profil AG 25 hlavního křídla.

$S = 0,929$ m²

Dalším krokem je určení směrnice vztlakové čáry křídla a:

$$a = 2\pi \frac{\lambda}{\lambda + 2(1 + \tau)} \quad (17-3)$$

Kde τ je odečteno z grafu na obrázku 42:



Obrázek 42 - Graf pro určení τ [16]

Určení hodnoty η

$$\eta = \frac{b_k}{b_0} \quad (17-4)$$

$$\eta = \frac{270}{380} = 0,7105$$

Pro $\eta = 0,7105$ je $\tau = 0,09$

$$a = 2\pi \frac{7,2766}{7,2766 + 2(1 + 0,09)} = 4,8347$$

Dále je potřeba určit směrnici vztlakové čáry VOP

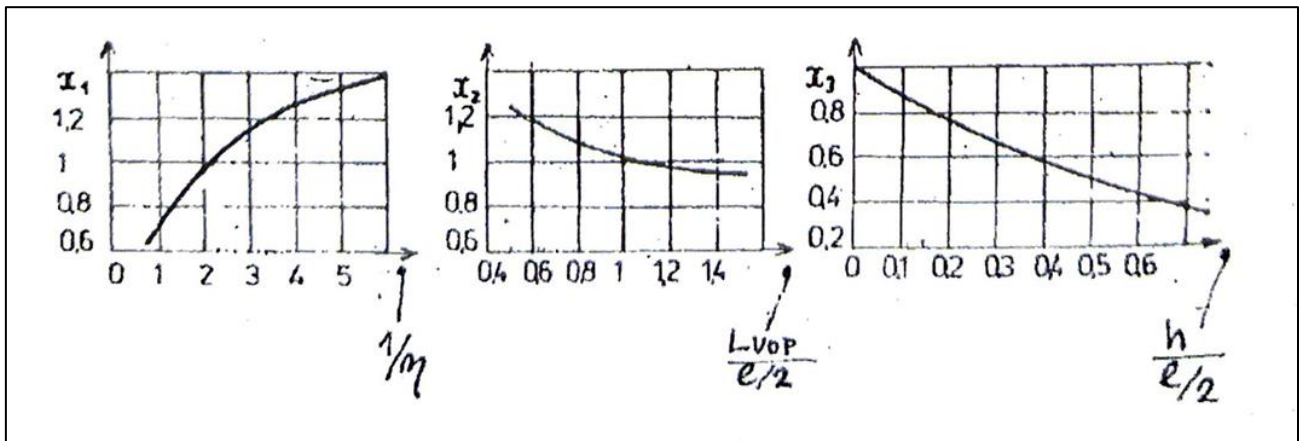
$$a_{VOP} = \frac{\pi \lambda_{VOP}}{\sqrt{\left(\frac{\lambda_{VOP}}{2}\right)^2 + 1 + 1}} \quad (17-5)$$

$$a_{VOP} = \frac{\pi \cdot 2,6667}{\sqrt{\left(\frac{2,6667}{2}\right)^2 + 1 + 1}} = 3,1416$$

Následně musíme určit zešikmení proudu na VOP:

$$D = 0,806 \frac{a}{\lambda} x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 \quad (17-6)$$

Kde koeficienty x_1 , x_2 , x_3 jsou určeny z grafů na obrázku 43.



Obrázek 43 - Grafy pro určení koeficientů x_1 , x_2 , x_3 [16]

Z prvního grafu je odečteno, že pro $\frac{1}{\eta} = \frac{1}{0,7105} = 1,4075$ je $x_1 = 0,85$.

Z druhého grafu je odečteno, že pro $\frac{L_{VOP}}{l/2} = \frac{1,403}{2,6/2} = 1,0792$ je $x_2 = 1$.

Ze třetího grafu je odečteno, že pro $\frac{h}{l/2} = \frac{0,435}{2,6/2} = 0,3346$ je pro $x_3 = 0,61$.

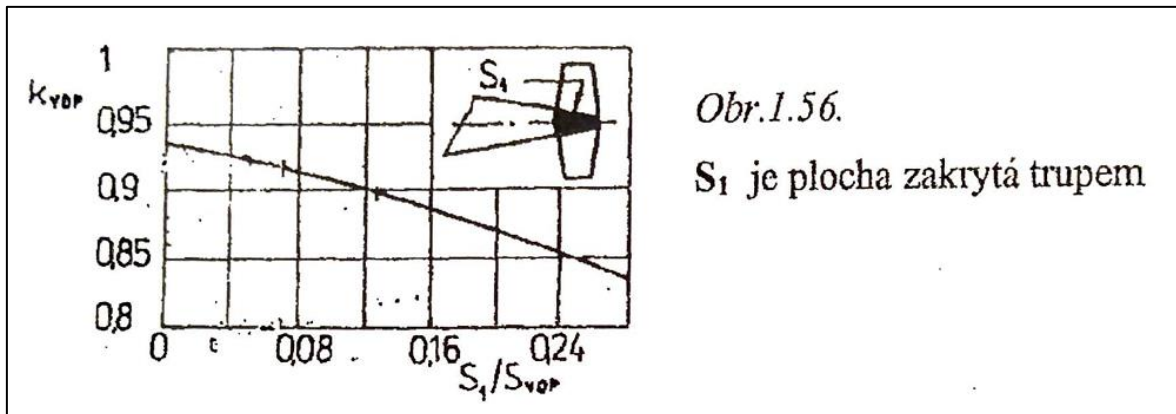
Dosazení do rovnice:

$$D = 0,806 \frac{4,8347}{7,2766} \cdot 0,85 \cdot 1 \cdot 0,61 = 0,2777$$

Dalším krokem je určení poměrné vzdálenosti neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla:

$$\xi = \frac{a_{VOP} \cdot A_{VOP}}{a} (1 - D) \cdot k_{VOP} \quad (17-7)$$

Kde se koeficient k_{VOP} odečte z grafu na obrázku 44.



Obrázek 44 - Určení koeficientu k_{VOP} [16]

V našem případě zakrývá trup plochu $S_1 = 0,005747 \text{ m}^2$. Tato plocha odpovídá koeficientu $k_{VOP} = 0,915$

$$\xi = \frac{3,1416 \cdot 1,0013}{4,8347} (1 - 0,2777) \cdot 0,915 = 0,4300 \text{ m}$$

Skutečná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla se určí:

$$x = \xi \cdot b_{SAT} \quad (17-8)$$

$$x = 0,4300 \cdot 0,362 = 0,1557 \text{ m}$$

Dalším krokem je určení posunutí neutrálního bodu vlivem trupu:

$$\xi_t = (0,066 \cdot b_{SAT} + 0,105 \cdot x_t) \frac{l_t \cdot Z_t}{S} \quad (17-9)$$

Kde:

x_t – vzdálenost neutrálního bodu a čtvrtinového bodu trupu $x_t=0,47125$

l_t – délka trupu, v našem případě délka gondoly, $l_t = 1,18 \text{ m}$

Z_t – šířka trupu v místě křídla, v našem případě budeme uvažovat šířku gondoly, v místě uchycení křídla $Z_t=0,11581 \text{ m}$

Po dosazení:

$$\begin{aligned} \xi_t &= (0,066 \cdot 0,362 + 0,105 \cdot 0,47125) \frac{1,18 \cdot 0,11581}{0,929} = \\ &= 0,0108 \text{ m} \end{aligned}$$

Dalším krokem je určení poměrné vzdálenosti neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla:

$$\xi_F = \xi - \xi_t \quad (17-10)$$

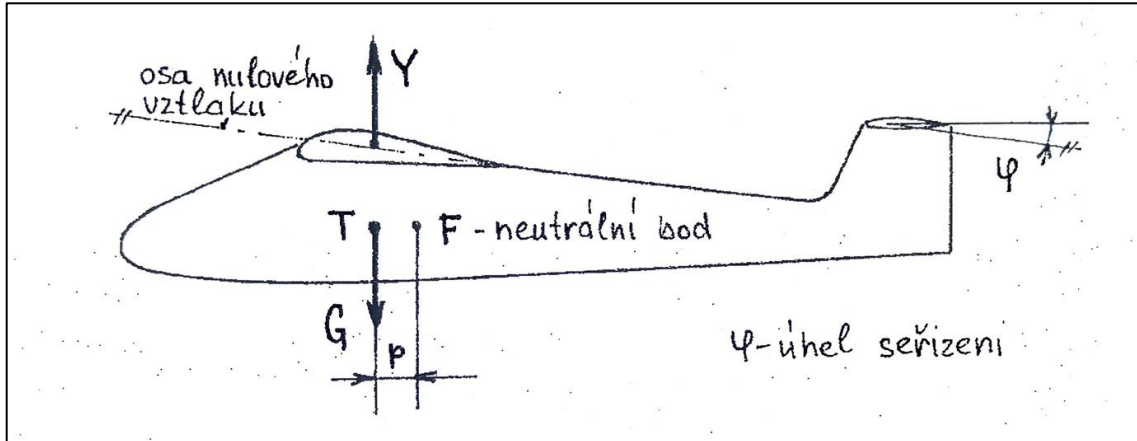
$$\xi_F = 0,1449 - 0,0108 = 0,1341 \text{ m}$$

Skutečná vzdálenost neutrálního bodu od aerodynamického středu křídla je dána vztahem:

$$x_F = \xi_F \cdot b_{SAT} \quad (17-11)$$

$$x_F = 0,1341 \cdot 0,362 = 0,0485 \text{ m}$$

Dalším krokem je určení posunutí výsledné vztlakové síly.



Obrázek 45 - Znáornění posunutí výsledné vztlakové síly [16]

Pro určení této hodnoty nabízí [16] dvě metody. První z nich je výpočet podle rovnice:

$$p = \frac{|c_m|}{c_y} \cdot b \quad (17-13)$$

Koeficient vztlaku určíme z následující rovnice:

$$c_y = \left(\frac{v_s}{v_h}\right)^2 \cdot c_{ys1} \quad (17-14)$$

Kde c_{ys1} je součinitel vztlaku při návrhové rychlosti $v_s=71$ km/h. Pro c_{ys1} platí:

$$c_{ys1} = \frac{2 \cdot Y}{S \cdot \rho \cdot v_s^2} \quad (17-15)$$

Po dosazení:

$$c_{ys1} = \frac{2 \cdot 2096,55}{0,929 \cdot 1,255 \cdot 19,67^2} = 9,295$$

Dosazení do c_y :

$$c_y = \left(\frac{19,67}{60}\right)^2 \cdot 9,295 = 0,999$$

Koeficient $c_m=-0,1$ podle [19].

Dosazení pro výpočet posunutí vztlakové síly p :

$$p = \frac{|-0,1|}{0,999} \cdot 0,325 = 0,0325 \text{ m}$$

Tato metoda je o mnoho náročnější než druhá metoda, kterou [16] také nabízí. Druhou metodou je určení pomocí statické zásoby. Při této metodě je použit vzorec:

$$\bar{p} = \frac{p}{b_{SAT}} \quad (17-16)$$

Kde:

Pro \bar{p} – statická zásoba, podle [16] je volena v rozmezí 0,02 až 0,1; $\bar{p} = 0,06$

Po dosazení a úpravě:

$$p = 0,06 \cdot 0,362 = 0,0217 \text{ m}$$

Obě metody poskytly rámcově podobné výsledky a z toho můžeme usoudit, že s těmito hodnotami lze pokračovat ve výpočtu. Pro další postup je volena hodnota $p=0,0325$, protože není ovlivněna volbou koeficientu.

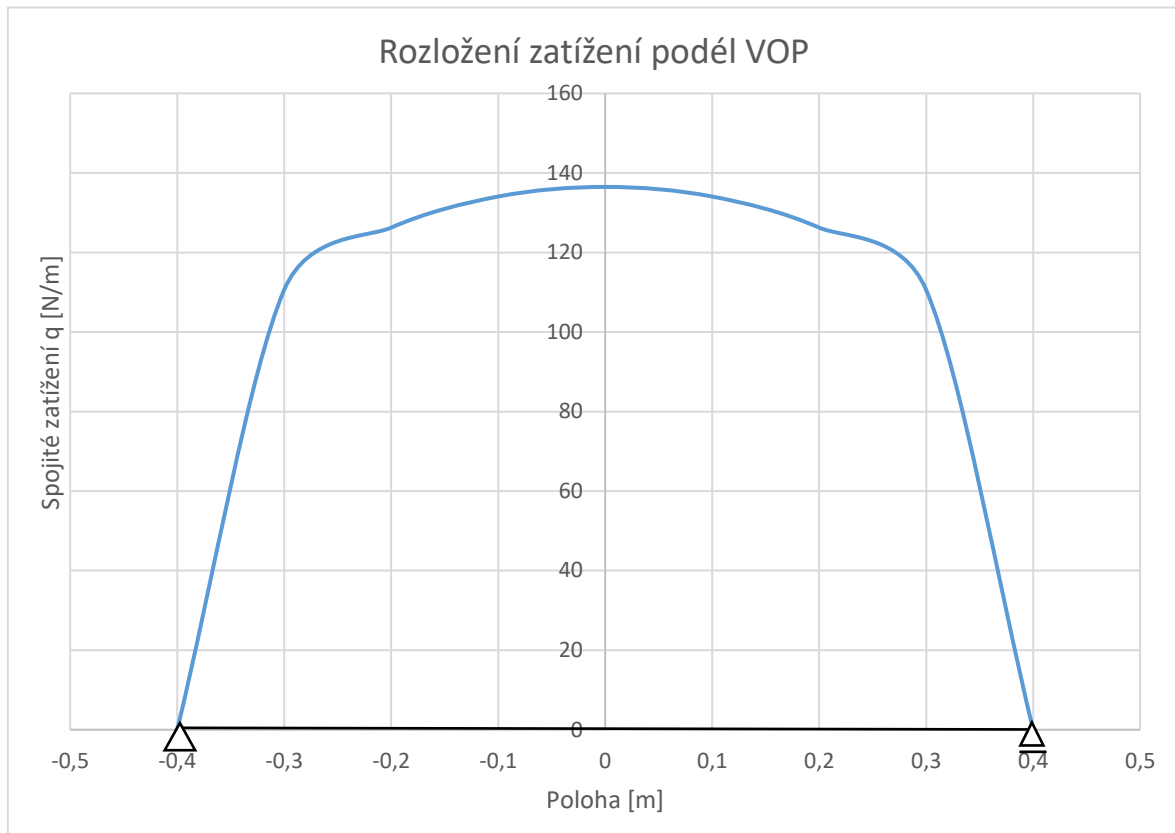
Další částí je určení vzdálenosti těžiště letounu od náběžné hrany:

$$x_T = x_f - p \quad (17-17)$$

$$x_T = 0,0485 - 0,0217 = 0,0268 \text{ m}$$

17.3. Příloha č.3 – Řešení ohybového momentu na VOP

Spojité zatížení na VOP má následující tvar:



Graf 3 - Tvar rozložení spojitého zatížení na VOP

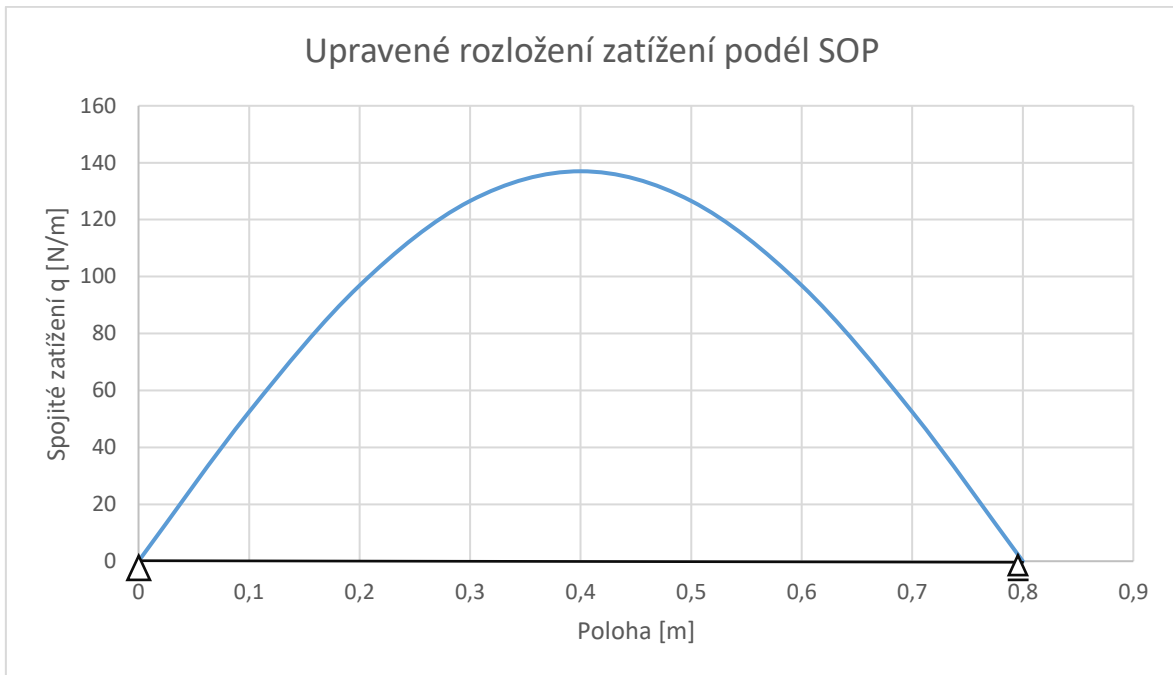
V reálu je sice VOP vetknutá na obou koncích, pro výpočet ale můžeme uvažovat, že se jedná o staticky určitou úlohu, která je na jedné straně v rotační vazbě a ve druhé straně v posuvné vazbě. Jedná se o zjednodušení, které si můžeme dovolit, protože bude vlivem zatížení od SOP docházet k deformaci trupů, a tedy posuvu ve vodorovné rovině. Síla působící na VOP bude také deformovat spojení VOP a SOP. Pro výpočet je zároveň využívat konzervativní Shrenkovu metodu.

Spojité zatížení má tvar poloviny elipsy, která je předepsána rovnicí:

$$q(z) = 120,0875 \left(\frac{2\sqrt{1 - 6,25z^2}}{\pi} + 0,5 \right) \quad (17-18)$$

Výpočet ohybového momentu a posouvající síly by byl velmi náročný, a proto průběh zatížení zjednodušíme. Spojité zatížení budeme uvažovat, že má tvar jako sinusoida. Maximální velikost zatížení neměníme:

$$q(z) = 137 \cdot \sin \left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z \right) \quad (17-19)$$



Graf 4 - Upravené rozložení tvaru zatížení podél VOP

Výpočet ohybového momentu a posouvající síly je pomocí metody úplné diferenciální rovnice průhybové čáry. Nejprve definujeme okrajové podmínky:

$$v(0) = 0 \quad (17-20)$$

$$v^{II}(0) = 0 \quad (17-21)$$

$$v(0,8) = 0 \quad (17-22)$$

$$v^{II}(0,8) = 0 \quad (17-23)$$

Okrajové podmínky vychází z uložení nosníku a jejich význam je, že průhyb nosníku v obou uloženích je nulový a moment působící v obou uložení je také nulový.

Čtvrtá derivace diferenciální rovnice je:

$$v^{IV} = \frac{1}{EJ} \cdot 137 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) \quad (17-24)$$

Integrací podle proměnné z dostaneme 3. derivaci:

$$v^{III} = -\frac{1}{EJ} \cdot \frac{0,8}{\pi} \cdot 137 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) + K_1 \quad (17-25)$$

Další integrací dostaneme 2. derivaci:

$$v^{II} = -\frac{1}{EJ} \cdot \left(\frac{0,8}{\pi}\right)^2 \cdot 137 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) + K_1 z + K_2 \quad (17-26)$$

Další integrací dostaneme 1. derivaci:

$$v' = \frac{1}{EJ} \cdot \left(\frac{0,8}{\pi}\right)^3 \cdot 137 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) + K_1 \frac{z^2}{2} + K_2 z + K_3 \quad (17-27)$$

Znovu integrujeme a dostaneme rovnici průhybové čáry:

$$v = -\frac{1}{EJ} \cdot \left(\frac{0,8}{\pi}\right)^4 \cdot 137 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) + K_1 \frac{z^3}{6} + K_2 \frac{z^2}{2} + K_3 z + K_4 \quad (17-28)$$

Dosažením okrajových podmínek do rovnic průhybové čáry určíme koeficienty K_{1-4} :

$$v(0) = 0 \rightarrow 0 = 0 + K_1 \cdot 0 + K_2 \cdot 0 + K_3 \cdot 0 + K_4 \rightarrow K_4 = 0 \quad (17-29)$$

$$v''(0) = 0 \rightarrow 0 = 0 + K_1 \cdot 0 + K_2 \rightarrow K_2 = 0 \quad (17-30)$$

$$v''(0,8) = 0 \rightarrow 0 = 0 + K_1 \cdot 0,8 + 0 \rightarrow K_1 = 0 \quad (17-31)$$

$$v(0,8) = 0 \rightarrow 0 = 0 + 0 + 0 + K_3 \cdot 0,8 + 0 \rightarrow K_3 = 0 \quad (17-32)$$

Pro nás jsou důležité rovnice druhé a třetí derivace, protože z Bernoulliho rovnice a ½ Schwedlerovy věty platí:

$$v''' = -\frac{T}{EJ} \quad (17-33)$$

A z Bernoulliho rovnice:

$$v'' = -\frac{M_o}{EJ} \quad (17-34)$$

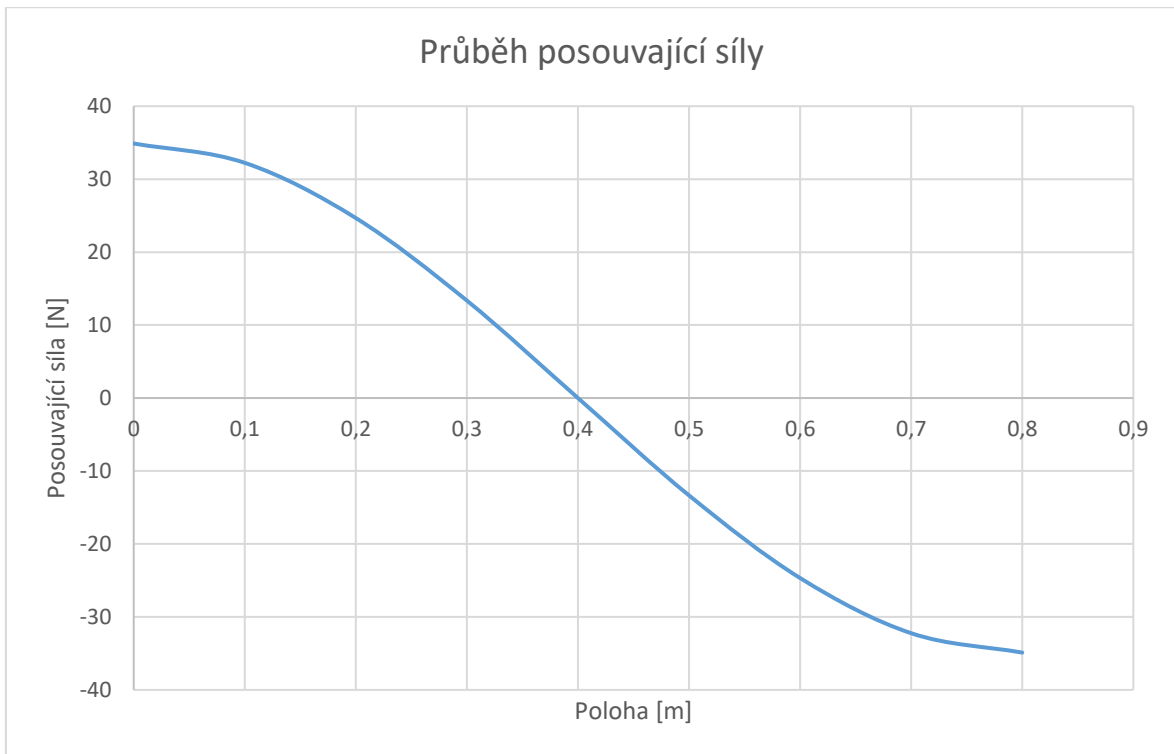
Z výše zmíněných rovnic určíme rovnici pro posouvající sílu:

$$T(z) = \frac{0,8}{\pi} \cdot 137 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) \quad (17-35)$$

A rovnici pro ohybový moment:

$$M_o = \left(\frac{0,8}{\pi}\right)^2 \cdot 137 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{0,8} \cdot z\right) \quad (17-36)$$

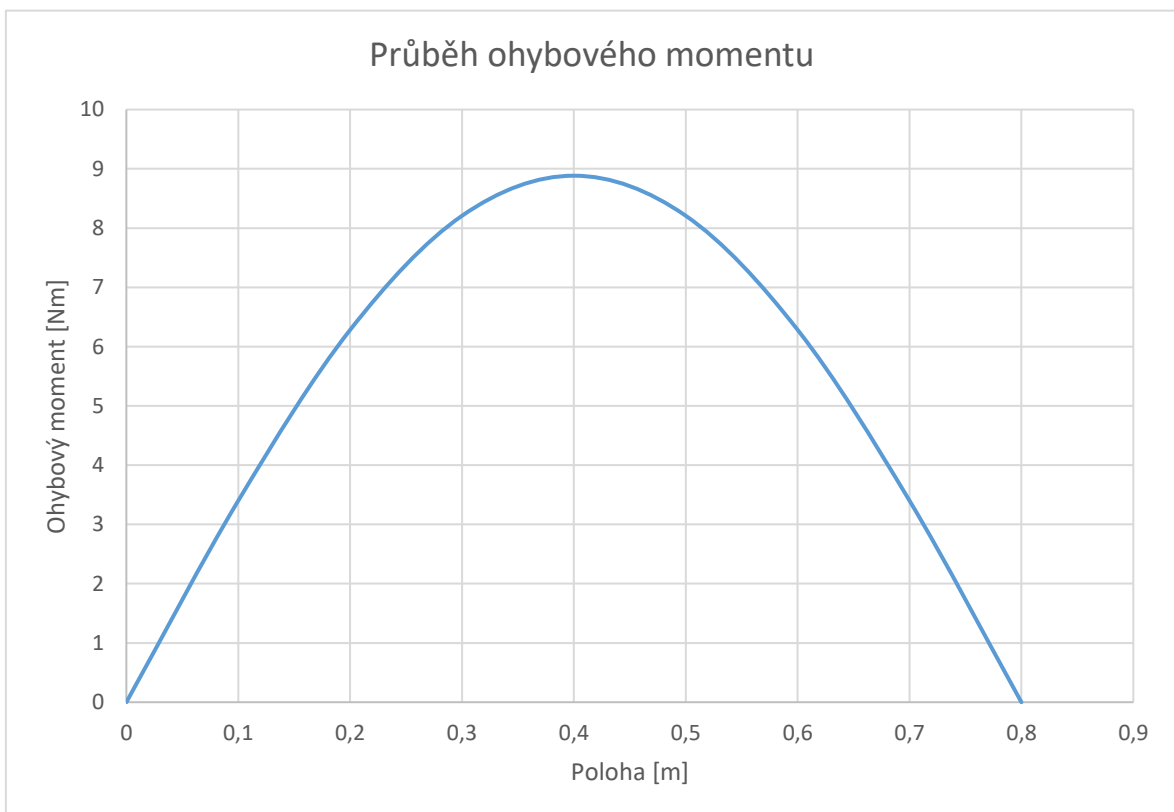
Průběh posouvající síly je vidět na grafu 5.



Graf 5 - Průběh posouvající síly na VOP

Největší posouvající síla působí v uložení nosníku a je rovna $T=34,887$ N.

Průběh ohybového momentu je zobrazen na grafu 6.



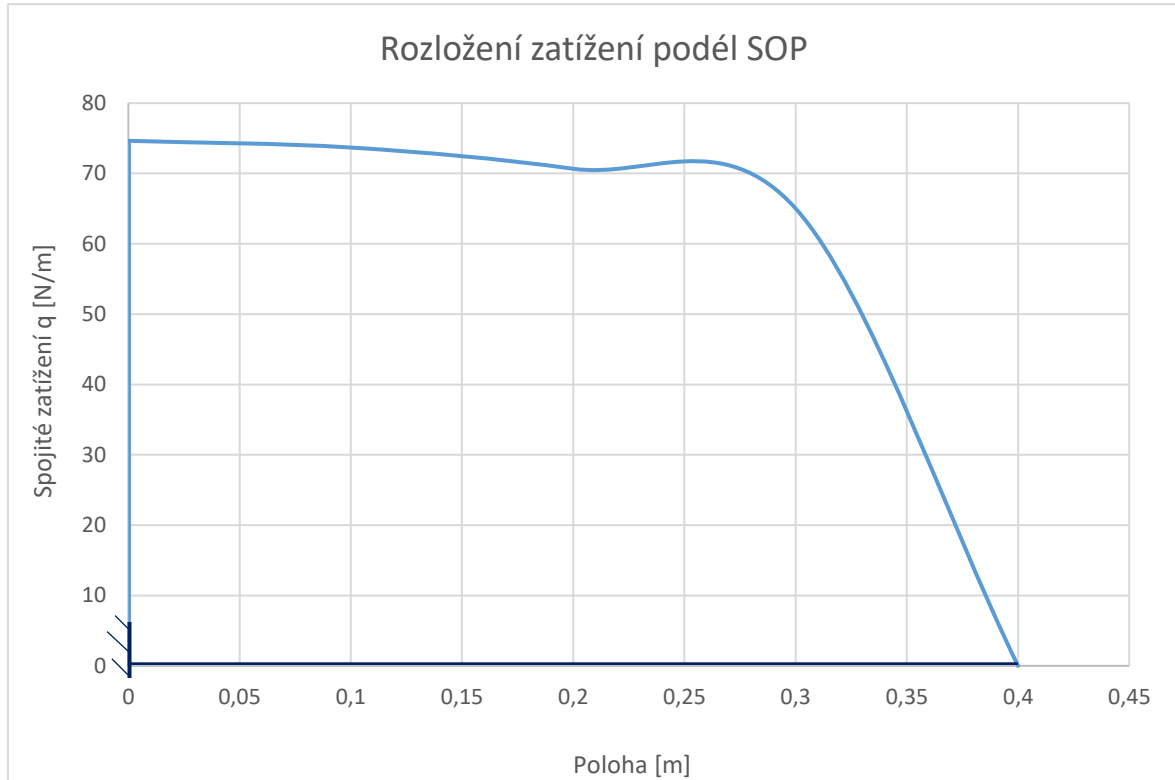
Graf 6 - Průběh ohybového momentu na VOP



Největší ohybový moment působí uprostřed nosníku a jeho hodnota je
 $M_0=8,884 \text{ Nm}$.

17.4. Příloha č.4 – Řešení ohybového momentu na SOP

Tvar spojitého zatížení na SOP je vykreslen na grafu 7. Nejvyšší hodnota spojitého zatížení je ve vetknutí do trupu, tedy v souřadnici $x=0$ m.



Graf 7 - Rozložení spojitého zatížení podél SOP

V tomto případě nastává obdobná situace jako u výpočtu VOP. Pro výpočet zatížení na SOP, se také dopustíme zjednodušení vazeb. Budeme uvažovat, že křídlo je pouze vetknuté v trupu. Toto uložení můžeme uvažovat, protože vlivem síly působící na SOP dochází k ohybu trupů a síla působící na VOP opět deformuje vazbu mezi VOP a SOP. Tímto zjednodušením můžeme využít další postup popsany v [16] pro výpočet momentu a posouvající síly.

Vzorec pro posouvající sílu:

$$T = \frac{Y}{2} \left(1 - \frac{\zeta}{2} - \frac{1}{\pi} \left(\zeta \sqrt{1 - \zeta^2} + \arcsin \zeta \right) \right) \quad (17-37)$$

Ohybový moment se spočítá:

$$M_O = \frac{Y \cdot l}{4} \left(\frac{1 - \zeta^2}{4} + \frac{2}{3\pi} (1 - \zeta^2)^{1,5} - \frac{T \cdot \zeta}{\frac{Y}{2}} \right) \quad (17-38)$$

Výpočet posouvající síly i ohybového momentu lze zjednodušit podle [16] zavedením koeficientu ζ , pro který platí:

$$\zeta = \frac{z}{\frac{L}{2}} \quad (17-39)$$

kde v našem případě platí, že $L=2L_{sop}$.

Zdroj [16] nabízí tabulku s hodnotami pro koeficient ζ , které zlehčují výpočet posouvající síly i ohybového momentu. Tyto hodnoty jsou pro rozměr 0,0 až 1,0 a jsou odstupňovány po desetinně viz obrázek 46.

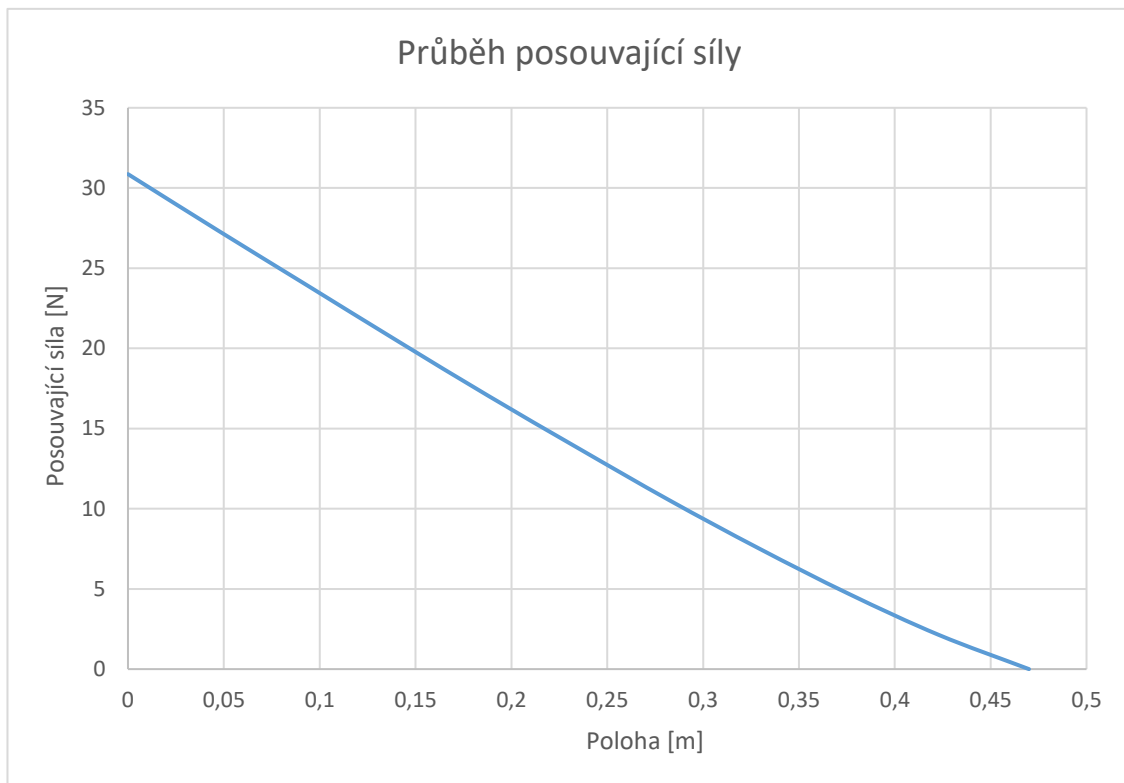
$\zeta = \frac{z}{l/2}$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\frac{q}{Y/l}$	1,137	1,133	1,124	1,107	1,083	1,051	1,009	0,955	0,882	0,523	0,500
$\frac{T}{Y/2}$	1,000	0,886	0,774	0,662	0,552	0,446	0,342	0,244	0,152	0,069	0,000
$\frac{M_0}{Y \cdot l/4}$	0,462	0,368	0,285	0,213	0,153	0,102	0,063	0,034	0,014	0,003	0,000

Obrázek 46 - Výpočet vnitřních statických účinků [16]

Výpočet posouvající síly potom vypadá:

$$T = \zeta \cdot \frac{Y}{2} \quad (17-40)$$

Průběh posouvající síly:



Graf 8 - Průběh posouvající síly

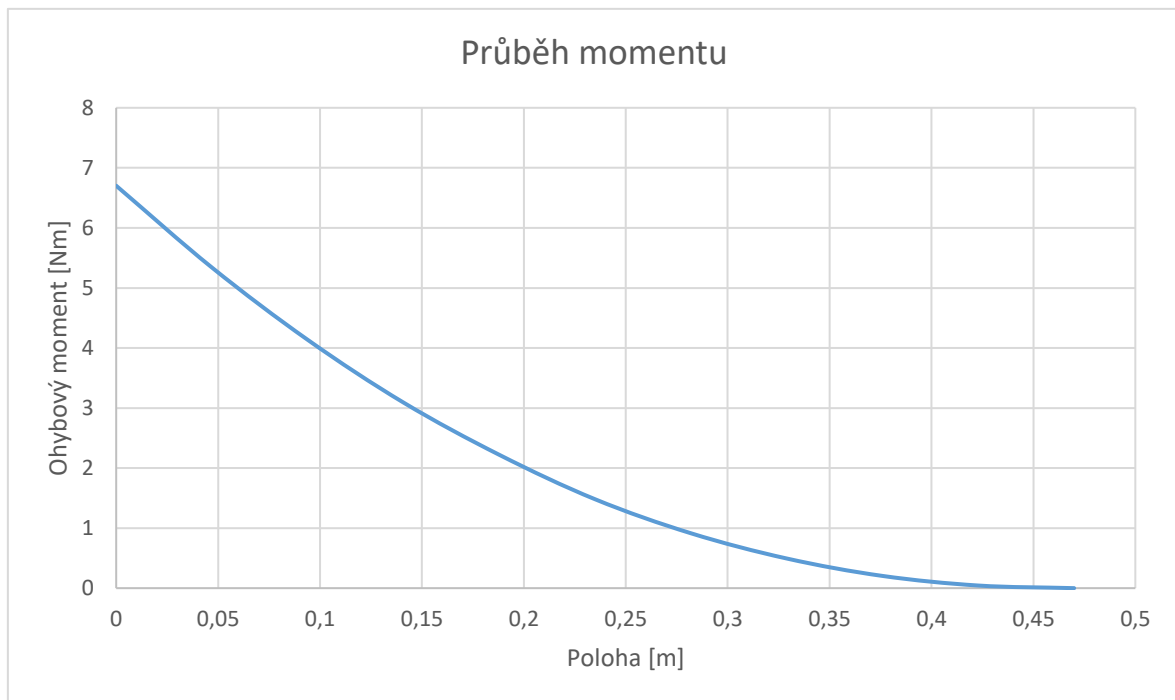
Největší posouvající síla působí ve vetknutí SOP do trupu a je rovna:

$$T = 1 \cdot \frac{61,73}{2} = 30,865 \text{ N}$$

Pro výpočet ohybového momentu platí vztah:

$$M = \zeta \cdot \frac{Y \cdot 2 \cdot L_{SOP}}{4} \quad (17-40)$$

Průběh ohybového momentu je následující:



Graf 9 - Průběh ohybového momentu

Největší ohybový moment je opět ve vetknutí do trupu a jeho velikost je:

$$M = 0,462 \cdot \frac{61,73 \cdot 2 \cdot 0,47}{4} = 6,702 \text{ Nm}$$

Při výpočtu momentu i posouvající síly nosníku není průběh naprosto přesný, protože není určen analyticky, ale bylo použito zjednodušení na základě [16].