

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**DIPLOMOVÁ
PRÁCE**

2021

**TOMÁŠ
FABIÁN**

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Fabián** Jméno: **Tomáš** Osobní číslo: **457680**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh soutěžního letounu

Název diplomové práce anglicky:

Design of competition aircraft

Pokyny pro vypracování:

- 1) Provedení koncepčního návrhu soutěžního letounu
- 2) Výpočet aerodynamických charakteristik křídla
- 3) Stanovení zatížení křídla
- 4) Konstrukční návrh křídla
- 5) Návrh propulsoru

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Denis Hermann, ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **30.10.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **15.01.2021**

Platnost zadání diplomové práce:



Ing. Denis Hermann
podpis vedoucí(ho) práce



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



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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

29 .10. 2020

Datum převzetí zadání



Podpis studenta

Poděkování

Děkuji vedoucímu své práce, Ing. Denisi Hermannovi, za odborné vedení a připomínky při vypracování. Dále děkuji všem kolegům z týmu Chicken Wings CTU, bez kterých by nebylo možné se soutěže zúčastnit. A především děkuji celé své rodině a přátelům, kteří mi byli po celou dobu studia velkou oporou.

Anotační list

Autor:	Bc. Tomáš Fabián
Název práce:	Návrh soutěžního letounu
Anglický název:	Design of competition aircraft
Rok:	2021
Studijní program:	Letectví a kosmonautika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí práce:	Ing. Denis Hermann
Bibliografické údaje:	počet stran: 103 počet obrázků: 88 počet tabulek: 30 počet příloh: 4
Klíčová slova:	Soutěžní letoun, křídlo, aerodynamický návrh, konstrukční návrh, elektromotor, rádiem řízený letoun, Fowlerova klapka
Keywords:	Competition aircraft, wing, aerodynamic design, structural design, motor, RC airplane, Fowler's flap
Abstrakt:	Diplomová práce se zabývá návrhem soutěžního dálkově ovládaného letadla pro soutěž SAE Aerodesign 2020. Jedná se o účelový letoun, který musí být schopen nést předepsaný náklad a musí být schopen vzletu z krátké ranveje. Především je proveden návrh křídla po aerodynamické a konstrukční stránce. Dále je v práci řešen pohon letadla a mechanismus Fowlerovy klapky.
Abstract:	The diploma thesis is focused on development of RC aircraft for SAE Aerodesign 2020 competition. The designed aircraft is capable to take-off from a runway of short length and must carry cargo defined in competition rules. The structural and aerodynamic design of the wing is made. The propulsion system and Fowler's flap are designed.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci s názvem „Návrh soutěžního letounu“ vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury.

V Praze dne 15.1.2021



.....
Tomáš Fabián

OBSAH

1	Úvod.....	9
2	SAE Aero Design 2020.....	10
2.1	Kategorie Regular Class.....	10
2.1.1	Obecné požadavky	10
2.1.2	Omezení letounu pravidly	10
2.1.3	Náklad	11
2.2	Průběh soutěže	11
2.2.1	Letová mise	11
2.3	Bodovací systém	12
3	Organizace.....	13
3.1	Časový plán.....	13
4	Koncept letounu	14
4.1	Dvouplošník	14
4.2	Flying Pancake	14
4.3	Jednoplošník.....	15
4.4	Koncept soutěžního letounu	15
4.4.1	Náklad a nákladový prostor.....	16
4.4.2	Křídlo	17
4.4.3	Vodorovná ocasní plocha	19
4.4.4	Svislá ocasní plocha	19
4.4.5	Podvozek	20
5	Hmotový rozbor	21
6	Aerodynamický návrh křídla.....	24
6.1	Profil.....	24
6.2	Křídlo	26
6.2.1	Vztlaková čára křídla	27
6.2.2	Vztlaková čára křídla s klapkou	28
6.2.3	Flaperon.....	33
6.3	Křídélko.....	33
6.4	Polára křídla	36
7	Zatížení.....	38
7.1	Obratová obálka	38
7.2	Poryvová obálka.....	39

7.3	Aerodynamické podklady pro výpočet zatížení	42
7.3.1	Vyvažovací síly na VOP	42
7.3.2	Vztlaková síla na křídle a úhel náběhu.....	43
7.3.3	Rozložení vztlaku.....	44
7.3.4	Odpor.....	45
7.4	Průběhy zatížení	47
7.4.1	Spojité zatížení od hmotnosti křídla.....	47
7.4.2	Celkové rozložení vztlaku a odporu	47
7.4.3	Spojité zatížení	47
7.4.4	Posouvající síly	49
7.4.5	Ohybové momenty	50
7.4.6	Kroutící moment	51
7.5	Výsledky průběhů zatížení	52
7.5.1	Podle letových případů.....	52
7.5.2	Podle typu zatížení	52
7.5.3	Obálky zatížení.....	55
8	Konstrukční návrh křídla.....	58
8.1	Materiály	58
8.1.1	Vlastnosti dřeva.....	58
8.2	Konstrukce křídla	59
8.2.1	Hlavní nosník	60
8.2.2	Žebra	61
8.2.3	Potah.....	62
8.2.4	Uložení křídla.....	62
8.3	Fowlerova klapka	63
8.4	Křidélko.....	64
8.5	Ocasní plochy	64
9	Dimenzování křídla	65
9.1	Zatížení ohybovým momentem – návrh pásnic nosníku.....	65
9.1.1	Geometrické charakteristiky nosníku	65
9.1.2	Maximální napětí v pásnicích	67
9.1.3	Stabilita pásnic	68
9.2	Zatížení posouvající silou a kroutícím momentem	73
9.2.1	Smykový tok od posouvající síly	73
9.2.2	Smykový tok od kroutícího momentu	73

9.2.3	Výsledné smykové toky	74
9.2.4	Smykové napětí ve stojně.....	75
9.2.5	Smykové napětí v potahu	76
9.3	Dimenzování uložení.....	77
9.3.1	Přenos ohybového momentu a posouvající síly - pevnostní kontrola šroubu	77
9.3.2	Přenos kroutícího momentu.....	79
10	Pohonná soustava	80
10.1	Elektrická soustava.....	80
10.1.1	Omezovač výkonu.....	80
10.1.2	Akumulátor.....	80
10.1.3	Motor.....	81
10.2	Vrtule.....	83
10.2.1	Měření statického tahu	84
11	Stavba.....	86
11.1	Postup výroby křídla	86
12	Závěr	90
	Seznam tabulek	91
	Seznam obrázků	92
	Seznam příloh.....	94
	Seznam použitého softwaru	94
	Literatura	95

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

CAD	Computer Aided Design
CS-VLA	stavební předpis pro velmi lehké letouny
ESC	Electronic Speed Control – regulátor
FS	Flight Score
FFS	Final Flight Score
LP	letový případ
OEO	ohybově elastická osa
PC	přední centáž
PPB	Preliminary Payload Prediction
SAE	Society of Automotive Engineers
SAT	střední aerodynamická tětíva
SOP	svislá ocasní plocha
VOP	vodorovná ocasní plocha
ZC	zadní centráž

A	aktuální náklad	[<i>lbs</i>]
A_{VOP}	mohutnost VOP	[–]
A_{SOP}	mohutnost SOP	[–]
b	hloubka profilu	[<i>mm, m</i>]
b_a	hloubka křídélka	[<i>mm, m</i>]
b_f	hloubka klapky	[<i>mm, m</i>]
b_0	hloubka kořenového profilu	[<i>mm, m</i>]
b_k	hloubka koncového profilu	[<i>mm, m</i>]
b_p	šířka pásnice	[<i>mm</i>]
b_{pD}	šířka dolní pásnice	[<i>mm</i>]
b_{pH}	šířka horní pásnice	[<i>mm</i>]
b_{SAT}	hloubka střední aerodynamické tětivy	[<i>mm, m</i>]
b'	hloubka profilu s vysunutou klapkou	[<i>m</i>]
c_d	součinitel odporu profilu	[–]
c_{dmin}	minimální hodnota součinitele odporu profilu	[–]
c_{Di}	součinitel indukovaného odporu	[–]
c_{Dw}	součinitel odporu křídla	[–]
$\Delta_l c_d$	rozdíl mezi minimálním odporem a odporem při c_{lmax}	[–]
c_l	součinitel vztlaku profilu	[–]
c_{la}	součinitel vztlaku od křídélek	[–]
c_{lf}	klapkový součinitel vztlaku	[–]
c_{li}	návrhový součinitel vztlaku profilu	[–]
c_{lmax}	maximální součinitel vztlaku profilu	[–]
c_{ln}	normální součinitel vztlaku	[–]
c_{ltl}	součinitel vztlaku od tlumení	[–]
c_{ltr}	trupový součinitel vztlaku	[–]
c_{l0}	nulový součinitel vztlaku	[–]
$c_{l\alpha}$	stoupání vztlakové čáry profilu	[<i>rad</i> ⁻¹]
$(c_{l\alpha})_\delta$	stoupání vztlakové čáry profilu s vysunutou klapkou	[<i>rad</i> ⁻¹]
$(c_{l\delta})_{th}$	teoretická vztlaková účinnost klapky	[–]
c_L	součinitel vztlaku letounu	[–]

c_{Lw}	součinitel vztlaku křídla	$[-]$
c_{L0w}	součinitel vztlaku křídla při $\alpha = 0^\circ$	$[-]$
Δc_{Lf}	zvýšení c_{Lw} vlivem klapky	$[-]$
$c_{L\alpha w}$	stoupání vztlakové čáry křídla	$[rad^{-1}]$
$(c_{L\alpha w})_\delta$	stoupání vztlakové čáry křídla s vysunutou klapkou	$[rad^{-1}]$
Δc_{Lmaxw}	přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla s klapkou	$[-]$
c_{m0}	součinitel klopného momentu při nulovém součiniteli vztlaku	$[-]$
C	kapacita akumulátoru	$[Ah]$
d_1	malý průměr závitu šroubu	$[mm]$
D	odporová síla	$[N]$
D_{prop}	průměr vrtule	$[in]$
e	Oswaldův koeficient	$[-]$
E	Youngův modul pružnosti	$[MPa]$
f	koeficient bezpečnosti	$[-]$
F	síla	$[N]$
F_{kr}	kritická síla při vzpěru	$[N]$
g	tíhové zrychlení	$[ms^{-2}]$
G	tíhová síla	$[N]$
G_s	modul pružnosti ve smyku	$[MPa]$
h	výška profilu	$[mm]$
h_e	efektivní výška nosníku	$[mm]$
h_{pD}	vzdálenost těžiště dolní pásnice od neutrální osy	$[mm]$
h_{pH}	vzdálenost těžiště horní pásnice od neutrální osy	$[mm]$
h_s	výška stojiny	$[mm]$
i	kvadratický poloměr průřezu	$[m]$
I	elektrický proud	$[A]$
j	jistota	$[-]$
j_{pot}	jistota potahu	$[-]$
j_s	jistota stojiny	$[-]$
J_{min}	minimální kvadratický moment průřezu	$[mm^4]$
J_x	kvadratický moment průřezu	$[mm^4]$
k_f	koeficient pro Fowlerovu klapku	$[-]$
k_Λ	vliv půdorysu křídla na přírůstek vztlaku klapky	$[-]$
K	redukční koeficient pro obdélníkové křídlo	$[-]$
K_b	vliv polohy klapky	$[-]$
K_v	otáčky na volt	$[otV^{-1}]$
l_a	délka křídélka	$[mm, m]$
l_f	délka klapky	$[mm, m]$
l_v	vzpěrná délka prutu	$[mm]$
l_w	rozpětí	$[mm, m, in]$
l'_{SOP}	rameno SOP	$[mm, m]$
l'_{SOP}/b_{SAT}	bezrozměrné rameno SOP	$[-]$
l_{VOP}	rozpětí VOP	$[mm, m]$
l'_{VOP}	rameno VOP	$[mm, m]$
l'_{VOP}/b_{SAT}	bezrozměrné rameno VOP	$[-]$
$\frac{l_f}{l_w}$	poměrné rozpětí klapky	$[-]$
L	vztlaková síla	$[N]$
L_{cargo}	délka nákladového prostoru	$[in]$

L_w	vztlaková síla na křídla	[N]
L_{VOP}	vztlaková síla na VOP	[N]
m	hmotnost	[kg]
m_i	hmotnost dané části letounu	[kg]
m_{max}	maximální hmotnost	[kg]
m_{min}	minimální hmotnost	[kg]
m_{PC}	hmotnost při přední centráži	[kg]
m_{steel}	hmotnost ocelových plechů	[lbs]
m_w	hmotnost křídla	[kg]
m_{ZC}	hmotnost při zadní centráži	[kg]
M_n	normálová složka ohybového momentu	[Nm]
M_o	ohybový moment	[Nmm, Nm]
M_t	tečná složka ohybového momentu	[Nm]
M_R	výslednice ohybového momentu	[Nm]
M_x	složka ohybového momentu okolo osy x	[Nm]
n	násobek	[-]
n_f	maximální násobek s vysunutou klapkou	[-]
n_{max}	maximální násobek	[-]
n_{min}	minimální násobek	[-]
n_R	otáčky	[otmin ⁻¹]
P	výkon	[W]
P_{cargo}	předpokládaný náklad	[lbs]
q	dynamický tlak	[Pa]
q_k	spojité zatížení od kroutícího momentu	[Nm ⁻¹]
q_m	spojité hmotové zatížení	[Nm ⁻¹]
q_s	smykový tok ve stojině	[Nm ⁻¹]
q_{pot}	smykový tok v potahu	[Nm ⁻¹]
q_T	smykový tok způsobený posouvající silou	[Nm ⁻¹]
q_{xa}	spojité zatížení od aerodynamických sil ve směru osy x	[Nm ⁻¹]
q_{ya}	spojité zatížení od aerodynamických sil ve směru osy y	[Nm ⁻¹]
q_{ym}	spojité zatížení od hmotových sil ve směru osy y	[Nm ⁻¹]
Re	Reynoldsovo číslo	[-]
S_{ball}	počet míčů	[-]
S_{net}	plocha křídla mimo trupovou část	[m ²]
S_{pD}	plocha řezu dolní pásnice	[mm ²]
S_{pH}	plocha řezu horní pásnice	[mm ²]
S_{prop}	stoupání vrtule	[in]
S_{ξ}	plocha průřezu šroubu	[mm ²]
S_w	plocha křídla	[m ²]
S_{wf}	plocha části křídla s klapkou	[m ²]
t_f	čas letu	[min]
t_p	výška pásnice	[mm]
t_{pD}	výška dolní pásnice	[mm]
t_{pH}	výška horní pásnice	[mm]
t_{pot}	tloušťka potahu	[mm]
t_s	tloušťka stojiny	[mm]
T	posouvající síla	[N]
T_n	normálová složka posouvající síly	[N]

T_P	posouvající síla početní	[N]
T_R	výslednice posouvající síly	[N]
T_t	tečná složka posouvající síly	[N]
T_{VD}	dynamický využitelný tah	[N]
T_{VS}	statický využitelný tah	[N]
T_x	složka posouvající síly ve směru osy x	[N]
T_{xa}	posouvající síla od aerodynamických sil ve směru osy x	[N]
T_y	složka posouvající síly působící ve směru osy y	[N]
T_{ya}	posouvající síla od aerodynamických sil ve směru osy y	[N]
t/c	relativní tloušťka profilu	[%]
U	elektrické napětí	[V]
U_s	plocha příčného průřezu torzní dutiny křídla	[mm ²]
U_{ae}	rychlost poryvu	[ms ⁻¹]
v	rychlost	[ms ⁻¹]
v_A	obratová rychlost	[ms ⁻¹]
v_{AF}	obratová rychlost s klapkami	[ms ⁻¹]
v_C	cestovní rychlost	[ms ⁻¹]
v_D	rychlost střemhlavého letu	[ms ⁻¹]
v_G	obratová rychlost při záporném násobku	[ms ⁻¹]
v_{SG}	pádová rychlost při záporném násobku	[ms ⁻¹]
v_{S0}	pádová rychlost s klapkami	[ms ⁻¹]
v_{S1}	pádová rychlost bez klapek	[ms ⁻¹]
x_G	poloha těžiště	[mm, m]
x_i	poloha části letounu v globálním souřadném systému	[mm]
x_{OEO}	bezrozměrná poloha ohybové elastické osy	[-]
y_{pD}	vzdálenost krajního vlákna od neutrální osy dolní pásnice	[mm]
y_{pH}	vzdálenost krajního vlákna od neutrální osy horní pásnice	[mm]
z	souřadnice rozpětí	[m]
α	úhel náběhu	[rad, °]
α_0	úhel nulového vztlaku	[rad, °]
$\alpha_{0\delta}$	úhel nulového vztlaku s vysunutou klapkou	[rad, °]
$\Delta\alpha_0$	změna úhlu nulového vztlaku	[rad, °]
α_{KR}	kritický úhel náběhu	[rad, °]
α_δ	parametr účinnosti klapky	[-]
$\frac{(\alpha_\delta)c_L}{(\alpha_\delta)c_l}$	vliv štíhlosti a poměru hloubky klapky na účinnost klapky	[-]
β	vliv Machova čísla na stoupání vztlakové čáry křídla	[-]
δ_f	výchylka klapky	[rad, °]
δ_a	výchylka křídélka	[rad, °]
λ	štíhlost prutu	[-]
λ_m	mezní štíhlost prutu	[-]
λ_w	štíhlost křídla	[-]
λ_{SOP}	štíhlost SOP	[-]
λ_{VOP}	štíhlost VOP	[-]
η	zúžení	[-]
η_i	bezrozměrná poloha počátku klapky	[-]
η_m	účinnost elektromotoru	[-]
η_o	bezrozměrná poloha konce klapky	[-]
η_{SOP}	zúžení SOP	[-]

η_{VOP}	zúžení VOP	[-]
ν	kinematická viskozita vzduchu	[Pas]
ρ	hustota vzduchu	[kgm ⁻³]
σ	normálové napětí	[MPa]
σ_{kr}	kritická hodnota napětí	[MPa]
σ_o	ohybové napětí	[MPa]
σ_p	mez pevnosti v tlaku	[MPa]
σ_{pt}	mez pevnosti v tahu	[MPa]
σ_{red}	redukované napětí	[MPa]
σ_t	tahové napětí	[MPa]
τ	smykové napětí	[MPa]
τ_k	mez kluzu ve smyku	[MPa]
τ_s	smykové napětí ve stojině	[MPa]
χ	úhel šípu	[°]

1 ÚVOD

Dálkově řízené a bezpilotní letouny se v posledních letech stávají důležitým odvětvím letectví. Na to reagují také technické univerzity a vědecké asociace, které po celém světě pořádají soutěže, jejichž účelem je zasvětit nejen vysokoškolské studenty do této problematiky. Těchto soutěží ovšem není mnoho a je zde nemalá konkurence z celého světa. Na každé soutěži jsou jiná pravidla, která mají většinou základ v nějakém praktickém problému a studenti se tento problém snaží vyřešit. To studenty nutí každý rok hledat odlišné postupy pro návrh výsledného letadla a vznikají tak unikátní účelové stroje schopné mnohdy plnit velmi zajímavé letové i neletové úkoly.

Jednou z pravidelně pořádaných soutěží je SAE Aero Design, která se každoročně koná na území Spojených států amerických. Tato diplomová práce se zabývá návrhem rádiově řízeného letounu pro soutěž SAE Aero Design 2020 konanou v březnu ve floridském Lakelandu.

Především se práce zabývá návrhem nosné plochy po aerodynamické i konstrukční stránce, dále návrhem vztlakové mechanizace a také pohonem letounu. V průběhu projektu probíhala kooperace jednotlivých členů týmu a na jejich práci je v textu mnohdy odkazováno.

Letoun byl navržen a postaven studentským týmem Chicken Wings CTU, který na pražském ČVUT funguje od roku 2018 jako odnož stejnojmenného brněnského týmu z VUT. Jedná se tedy o poměrně mladý tým studentů a je významně podporován Fakultou strojní a Ústavem letadlové techniky.

Rozhodnutí zúčastnit se soutěže SAE Aerodesign přišlo na konci léta 2019 bezprostředně po soutěži Air Cargo Challenge. Pro návrh a stavbu bylo tedy necelých 6 měsíců, během kterých musel také tým vybudovat pražskou základnu od sponzorů a nových členů až po novou vybavenou dílnu.

Diplomová práce byla dopisována po uskutečnění soutěže a obsahuje proto některé úpravy vedoucí ke zlepšení letounu po konstrukční, aerodynamické i technologické stránce. Při vypracování byla ale snaha zachovat podstatné části tak, aby se výsledný návrh od skutečného létajícího modelu příliš nelišil.

2 SAE AERO DESIGN 2020

V tomto ročníku soutěže byly vypsané tři kategorie, a to Regular Class, Advanced Class a Micro Class. Každá kategorie se podstatně liší velikostí letadla, převáženým nákladem, výkonem pohonné jednotky i letovou misí. Tým Chicken Wings se přihlásil do kategorie Regular Class a celá práce se dále zabývá touto kategorií soutěže.

2.1 KATEGORIE REGULAR CLASS

Cílem kategorie Regular Class je navrhnout a postavit letoun, který je schopen operovat z krátké vzletové dráhy, je schopen nést těžký i nadrozměrný náklad a má co nejmenší rozměry. Těžký náklad představují ocelové plechy, které jsou pevně spojeny s letadlem. Rozměrný náklad představuje minimálně jeden fotbalový míč. Vhodná predikce nákladu se projeví v bodovém hodnocení, které je uvedeno v kapitole 2.3.

2.1.1 OBECNÉ POŽADAVKY

V následujících bodech jsou vypsané základní požadavky, které musí splňovat každý soutěžní letoun. Více podrobných informací je dostupné v samotných pravidlech, viz [1].

Letoun musí splňovat požadavky na polohu těžiště:

- Letoun musí být letuschopný s navrženou polohou těžiště.
- Navržená poloha těžiště musí být definována na předloženém výkresu.
- Letoun musí mít označenou polohu těžiště z obou stran trupu dle výkresu.
- Během technické prohlídky musí být prokázána správná poloha těžiště prázdného letounu, opět dle předloženého výkresu.

Letoun musí splňovat požadavky na říditelnost:

- Letoun musí být říditelný po celou dobu letu.
- Pokud je letoun vybaven kolovým podvozkem, musí být tento podvozek říditelný.

Další požadavky:

- Pro ovládání je požadována radiová frekvence 2,4 GHz.
- Při ztrátě signálu je vyžadováno okamžité zastavení motoru.
- Jsou zakázány kovové vrtule.
- Náklad nesmí přenášet zatížení konstrukce letounu.
- Náklad musí být spojen a zajištěn ke konstrukci letounu kovovým spojovacím materiálem.
- Letoun musí být poháněn energií uloženou v elektrických akumulátorech, nejsou povoleny žádné jiné zdroje potenciální energie, jako např. tlakové nádoby nebo modelářské gummy.
- Letoun musí být na své horní části, minimálně 40 – 60 % své délky od vrtule, vybaven bezpečnostní pojistkou.
- Každý soutěžní letoun musí být nezaměnitelně identifikovatelný, musí nést číslo týmu definované velikosti na ocasních plochách a na nosné ploše. Dále musí být označen jménem fakulty a dalšími jejími iniciály.

2.1.2 OMEZENÍ LETOUNU PRAVIDLY

Rozměrová a výkonová omezení jsou v plném znění opět dostupná v pravidlech soutěže [1] a zde je uveden souhrn těch nejdůležitějších z nich. Mezi zakázané konfigurace letadla patří letadla lehčí vzduchu, letadla s rotační nosnou plochou, jakými jsou vrtulníky, vírníky a říditelné padáky.

Konstrukční omezení:

- Maximální rozpětí letounu 120 palců (3,05 m).
- Zákaz použití kompozitních materiálů s výjimkou kupovaných dílů.
- Zákaz použití gyroskopických stabilizačních prostředků.
- Zákaz použití modelářských gum pro uložení křídla nebo nákladu v trupu.

Požadavky na letadlové systémy:

- Může být použit pouze jeden elektromotor.
- Otáčky motoru a vrtule musí být v poměru 1: 1.
- Akumulátor musí být komerčně dostupný, je požadován 6 článkový akumulátor s výstupním napětím 22,2 V s kapacitou minimálně 3000 mAh.
- Musí být použit oficiální neupravený omezovač výkonu na 1000 W.

2.1.3 NÁKLAD

Na palubě letounu musí být v průběhu letu minimálně jeden fotbalový míč a alespoň část pevného nákladu (ocelový plech). Rozměry a tvar pevného nákladu není specifikován.

- Fotbalový míč:
 - Obvod 27– 28 in (686– 711 mm)
 - Hmotnost 14– 16 oz (0,397– 0,454 kg)
 - Tlak 9 – 15,6 psi (62,1– 107,6 kPa)

Celý náklad musí být zakryt před vlivem vzdušného proudění. Systém hodnocení neseného nákladu je definován v kapitole 2.3.

2.2 PRŮBĚH SOUTĚŽE

Samotná soutěž SAE Aero Design probíhá ve třech přesně naplánovaných dnech. Během prvního dne všechny týmy absolvují ústní prezentaci a podrobují se přísným technickým inspekcím letounů, při kterých je odbornými komisaři kontrolován stav letounu. Tato inspekce má za cíl zajistit bezpečnost na soutěži a kontrolu splnění požadavků stanovených pravidly. Při ústní prezentaci před komisí musí tým shrnout vývoj letadla, jeho stavbu, marketingový plán a finanční rozpočet týmu. V dalších dvou dnech jsou prováděny soutěžní lety, při kterých se hodnotí provedení letové mise popsané v následující podkapitole.

2.2.1 LETOVÁ MISE

Před vzletem může asistovat jeden člen týmu, který letoun přidrží na startovní čáře po dobu dosažení maximálních otáček motoru, resp. vrtule. Při nezdařeném vzletu může proběhnout opakování v rámci dvouminutového bloku. Vzlet musí proběhnout na dráze o délce 100 stop (30,48 m).

Po vzletu a vystoupení do výšky nezbytné pro bezpečné provedení letu musí být proveden minimálně jeden okruh.

Přistání musí být provedeno na vyznačené dráze o délce 400 stop (121,9 m) ve stejném směru jako vzlet. Po přistání probíhá vykládání nákladu, které musí proběhnout v rámci 2 minut, následuje vážení nákladu a výpočet letového skóre.

2.3 BODOVACÍ SYSTÉM

Pro úspěšné absolvování soutěže je nezbytné důkladné studování rozsáhlých pravidel, jelikož veškeré kroky jsou v soutěži bodově ohodnoceny. Naopak při nesplnění některých požadavků může dojít k bodové penalizaci, či dokonce k diskvalifikaci týmu i přímo na soutěži.

Pro celkovou klasifikaci týmů byl v pravidlech definován bodovací systém. Body jsou získávány za návrhovou zprávu, ústní prezentaci, konstrukční parametry a za samotné letové mise. Bodování letové mise je uvedeno níže.

Návrhová zpráva je vyžadována měsíc před začátkem soutěže, aby měla komise dostatek času pro klasifikaci zprávy. V návrhové zprávě je stručně shrnutý vývoj letounu včetně některých kapitol zde v diplomové práci a obsahuje také 2D výkresy [2].

Bodovací rovnice [1]:

$$FFS = FS_1 + FS_2 + FS_3 + PPB \quad (2.1)$$

Kde:

FFS celkové letové skóre (Final Flight Score),

FS letové skóre (Flight Score):

$$FS = 120 \cdot \frac{2 \cdot S_{ball} \cdot m_{steel}}{l_w + L_{cargo}} \quad (2.2)$$

PPB bonus za predikci nákladu (Payload Prediction Bonus):

$$PPB = 10 - (A - P_{cargo})^2 \quad (2.3)$$

S_{ball} počet míčů [–],

m_{steel} hmotnost ocelových plechů (Regular Boxed Cargo) [lbs],

l_w rozpětí [in],

L_{cargo} délka nákladového prostoru [in],

P_{cargo} předpokládaný náklad [lbs],

A aktuální náklad [lbs]:

$$A = m_{steel} + 0,9375 \cdot S_{ball} \quad (2.4)$$

3 ORGANIZACE

Tým byl rozdělen na 3 skupiny – aerodynamická, konstrukční a marketingová. Každá skupina měla své úkoly, ale zároveň bylo potřeba jejich práce vzájemně skloubit. V konečné fázi se členové všech skupin zapojili do stavby letounu.

3.1 ČASOVÝ PLÁN

Pro přípravu týmu na soutěž bylo necelých 6 měsíců, proto bylo důležité vše dobře naplánovat. Jako plánovací nástroj byl použit Ganttův diagram, který je uveden v následující tabulce (Tabulka 3-1).

Tabulka 3-1: Ganttův diagram

Rok	2019												2020											
Měsíc	Oct				Nov				Dec				Jan					Feb			Mar			
Týden	40.	41.	42.	43.	44.	45.	46.	47.	48.	49.	50.	51.	52.	1.	2.	3.	4.	5.	6.	7.	8.	9.	10.	
Proces	Koncepční návrh	■	■	■	■																			
	Optimalizace konceptu				■	■	■																	
	Hmotový rozbor				■	■	■																	
	Aerodynamický návrh				■	■	■	■	■	■	■	■	■											
	Letová obálka násobků						■	■	■	■	■	■	■											
	Výpočet zatížení						■	■	■	■	■	■	■											
	Konstrukční návrh						■	■	■	■	■	■	■	■										
	Vypočty propulzoru										■	■	■	■	■	■	■	■	■					
	Testování propulzoru										■	■	■	■	■	■	■	■	■	■				
	Výpočet letových výkonů										■	■	■	■	■	■	■	■	■	■				
	Pevnostní výpočty										■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■			
	Výroba														■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
	Zálet																				■	■	■	■
	Úpravy																					■	■	■
	Soutěž																							■

Legenda: ■ trvání činnosti
■ rezerva

4 KONCEPT LETOUNU

Při určování konceptu bylo uvažováno mnoho faktorů. V první řadě byla brána v úvahu pravidla a koncepce byla zásadně upravena tak, aby byl vytěžen maximální bodový zisk v soutěži. V neposlední řadě byla důležitým parametrem proveditelnost stavby letounu v poměrně krátkém časovém horizontu vyčleněném pro výrobu. V této kapitole jsou stručně představeny hlavní koncepty, které byly pro letoun zvažovány a také je zde představen finální koncept navrženého letounu. Konceptem a jeho optimalizací v závislosti na bodování se zabýval kolega z týmu.

4.1 DVOUPLOŠNÍK

Dvouplošník je z dnešního pohledu již zastaralou koncepcí, nicméně v tomto případě, kdy je bodově zvýhodněno menší rozpětí letounu, je na místě s touto koncepcí počítat. Stejně rozpětí dvouplošníku a jednoplošníku totiž poskytuje u dvouplošníků vyšší vztlak. Tato koncepce má nicméně řadu nevýhod. Tou hlavní je vyšší hmotnost konstrukce, která by snížila hmotnost neseného nákladu. Další nevýhodou je vyšší aerodynamický odpor. Generovaný vztlak dvouplošníku navíc není prostým součtem vztlaků jednotlivých křídel, protože dochází ke vzájemné interferenci, která vztlak negativně ovlivňuje [3].



Obrázek 4-1: Dvouplošník Avia B-534 československé výroby [4]

4.2 FLYING PANCAKE

Letoun Vough V-173 Flying Pancake je velice nekonvenční letoun. Jeho nosná plocha kruhového tvaru se symetrickým profilem představuje zároveň trup. V zadní části jsou dvě vodorovné a dvě svislé plochy pro zajištění říditelnosti. Letoun je poháněn dvěma velkými vrtulemi. Výhoda této koncepce spočívá ve velké vztlakové ploše, která by v případě soutěžního letounu poskytovala značnou výhodu. Nevýhodou je velké množství rizik zejména při aerodynamickém návrhu, kdy chování takového letounu lze poměrně obtížně předvídat [5].



Obrázek 4-2: Vough V-173 Flying Pancake [6]

4.3 JEDNOPLOŠNÍK

Jednoplošníky jsou dnes nejkonzervativnějším řešením a v kombinaci s vhodnou vztlakovou mechanizací mohou být ideálním řešením i pro takové úkoly, jako je navrhovaný letoun. Jednoplošník vykazuje z vybraných koncepcí nejnižší hmotnost konstrukce. Dále výhoda spočívá v jednoduchosti návrhu a při výrobě.



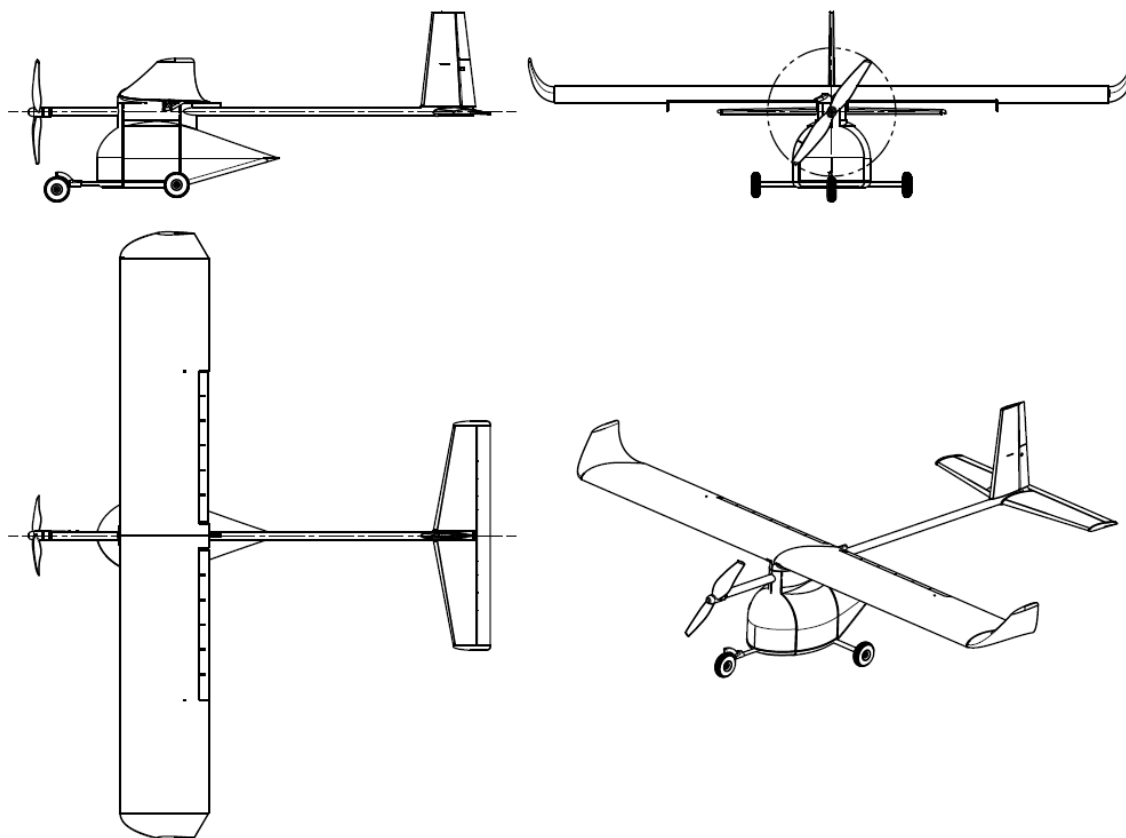
Obrázek 4-3: Pilatus PC-6 [7]

Bylo rozhodnuto o použití jednoplošného uspořádání především kvůli uvedeným výhodám.

4.4 KONCEPT SOUTĚŽNÍHO LETOUNU

Jako finální koncept letounu je zvolen hornoplošník s klasickým uspořádáním ocasních ploch. Křídlo je přímé obdélníkové s nulovým úhlem vzepětí. Pohonná jednotka je umístěna na přídi letounu (Obrázek 4-4).

V následujících podkapitolách je určena základní geometrie křídla, ocasních ploch, dále je představen podvozek, nákladová gondola a trup. Podrobněji se jednotlivými částmi letounu zabývají jiné závěrečné práce.



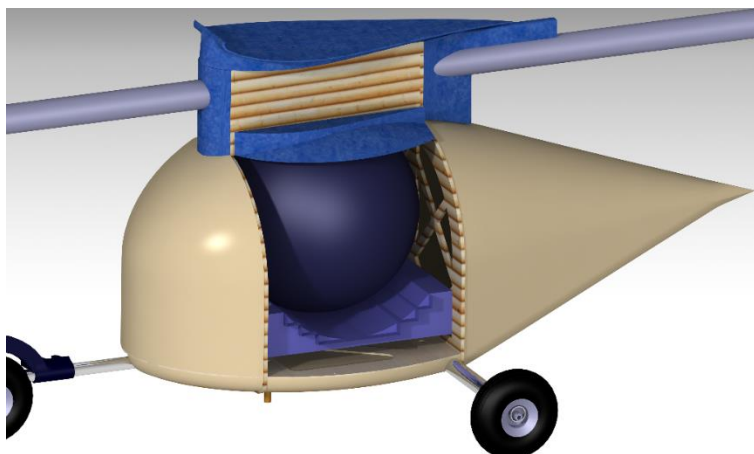
Obrázek 4-4: Koncept navrženého letounu

Kótovaný třípohledový výkres je součástí přílohy 1.

4.4.1 NÁKLAD A NÁKLADOVÝ PROSTOR

Množství neseného nákladu ovlivňuje bodový zisk v soutěži. Je ale potřeba najít kompromis mezi neseným nákladem, rozměry letounu a jeho výkonem. Touto problematikou se opět zabýval kolega z týmu.

Kolega stanovil nesení jednoho míče a 10 kg ocelových plechů. Nákladový prostor se nachází pod křídlem v oblasti těžiště letounu. Nakládání je provedeno bočními dvířky, které jsou uchyceny magnety. V bodovém hodnocení je také zohledněna délka nákladového prostoru a při nesení jednoho míče je pochopitelně snaha umístění ocelových plechů tak, aby se nákladový prostor více neprodlužoval. Toto je řešeno různými plechy poskládanými do volného prostoru pod míčem (Obrázek 4-5). Podrobněji se návrhem nákladového prostoru zabývá závěrečná práce kolegy, viz literatura [8].



Obrázek 4-5: Render nákladového prostoru

4.4.2 KŘÍDLO

Pro jednoduchost návrhu a zejména stavby, bylo zvoleno jednoduché obdélníkové křídlo. Stavba obdélníkového křídla je rychlejší, zároveň konstrukce klapky, křídélka a také jejich uložení nejsou komplikované.

Podrobný aerodynamický rozbor křídla je popsán v kapitole 6, zde je proveden první odhad plochy. Plocha křídla je klíčový parametr pro volbu dalších rozměrů letounu, proto byla určena v této prvotní fázi návrhu. Návrh klapky a křídélka je dále popsán v kapitolách 6 a 8.

Hmotnost letounu je zde hrubě odhadnuta. Jak ukazuje podrobný hmotový rozbor v kapitole 5, finální hmotnost je nakonec o 1,5 kg vyšší. Minimální rychlost letu s vysunutými klapkami v_{50} je stanovena rozjezdovými podmínkami na 60metrové dráze kolegou z týmu. Dále se zde uvažuje jednoduchý odhad součinitele vztlaku a jeho přírůstku vlivem Fowlerovy klapky.

Tabulka 4-1: Vliv geometrie křídla a klapky

Odhadnutý profilový součinitel vztlaku	$c_{lmax} [-]$	1,6
Koeficient pro obdélníkové křídlo	$K [-]$	0,88
Koeficient pro Fowlerovu klapku	$k_f [-]$	1,3
Poměrné rozpětí klapky	$\frac{l_f}{l_w} [-]$	0,55

První přiblížení součinitele vztlaku křídla:

$$c_{Lmaxw} = c_{lmax} \cdot K [-] \quad (4.1)$$

$$c_{Lmaxw} = 1,6 \cdot 0,88 = 1,41$$

Zvýšení c_L klapkou:

$$\Delta c_{Lf} = k_f \cdot \frac{l_f}{l_w} [-] \quad (4.2)$$

$$\Delta c_{Lf} = 1,3 \cdot 0,55 = 0,72$$

Součinitel vztlaku křídla s klapkou:

$$c_{Lmaxf} = c_{Lmaxw} + \Delta c_{lf} [-] \quad (4.3)$$

$$c_{Lmaxf} = 1,41 + 0,72 = 2,1$$

Pro plochu křídla platí vztah:

$$S_w = \frac{2 \cdot m \cdot g}{c_{Lmaxf} \cdot v_{s0}^2 \cdot \rho} [m^2] \quad (4.4)$$

Po dosazení určených hodnot:

$$S_w = \frac{2 \cdot 14 \cdot 9,81}{2,1 \cdot 11,48^2 \cdot 1,225} = 0,81 m^2$$

Po bodové optimalizaci provedené týmovým kolegou byla zvolena štíhlost křídla $\lambda = 6,2$ a potom rozpětí vychází z rovnice pro výpočet štíhlosti (4.5).

$$\lambda = \frac{l_w^2}{S_w} [-] \quad (4.5)$$

Po vyjádření rozpětí křídla a dosazení:

$$l_w = \sqrt{\lambda \cdot S_w} = \sqrt{6,2 \cdot 0,81} = 2,24 m$$

Pozn.: Na finálním modelu byly použity winglety, které zvětšily rozpětí na hodnotu $l_w = 2452 mm$.

Hloubka křídla je potom:

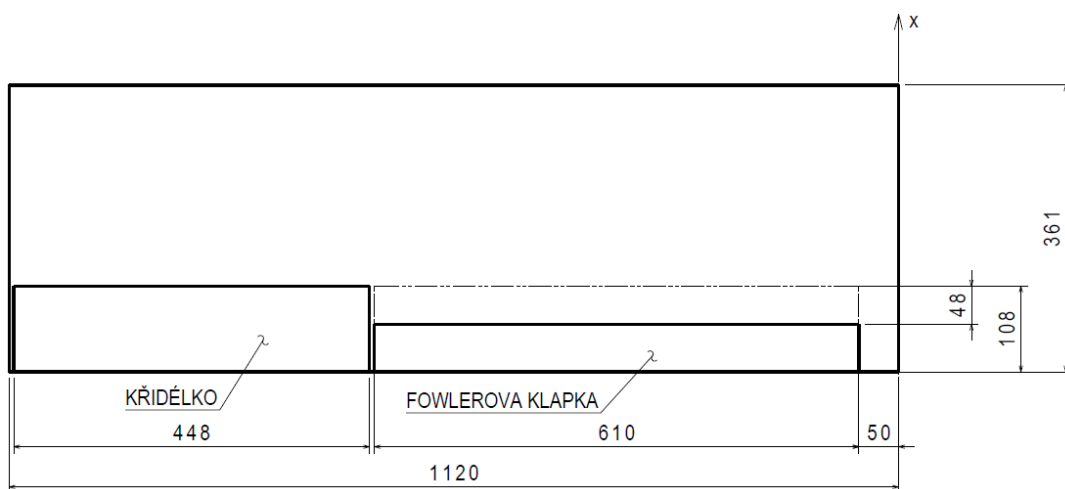
$$b_k = b_0 = \frac{S_w}{l_w} [m] \quad (4.6)$$

$$b_k = b_0 = \frac{0,81}{2,24} = 0,361 m$$

Hodnota hloubky SAT je u obdélníkového křídla stejná, jako hloubky b_k a b_0 . Jelikož se jedná o obdélníkové křídlo, je zúžení rovno jedné:

$$\eta = \frac{b_k}{b_0} [-] \quad (4.7)$$

$$\eta = \frac{0,361}{0,361} = 1$$



Obrázek 4-6: Základní geometrie poloviny křídla

4.4.3 VODOROVNÁ OCASNÍ PLOCHA

Vodorovná ocasní plocha slouží k vytvoření přídavného klopivého momentu křídla s trupem. Síla potřebná pro vytvoření momentu působícího proti klopivému momentu musí mít dostatečné rameno. Ze statistik a rozměrových hledisek byla určena mohutnost VOP a rameno VOP [9].

Podrobněji se návrhem ocasních ploch zabýval kolega z týmu, který provedl aerodynamický i konstrukční návrh a stanovil dostatečnost vodorovné ocasní plochy pro vyvažovací účinek. V následující tabulce jsou shrnuty geometrické charakteristiky VOP.

Profillem vodorovné ocasní plochy byl zvolen profil Clark Z s maximální tloušťkou 11,8 % ve 30 % tětivy a maximálním prohnutím 4 % v 40 % tětivy.

Tabulka 4-2: Geometrické charakteristiky VOP

Plocha	$S_{VOP} [m^2]$	0,172
Rameno	$l'_{VOP} [m]$	1,22
Bezrozměrné rameno	$l'_{VOP}/b_{SAT} [-]$	3,4
Kořenová tětiva	$b_{0VOP} [m]$	0,23
Koncová hloubka	$b_{kVOP} [m]$	0,15
Rozpětí	$l_{VOP} [m]$	0,885
Mohutnost	$A_{VOP} [-]$	0,72
Štíhlost	$\lambda_{VOP} [-]$	4,6
Zúžení	$\eta_{VOP} [-]$	0,65
Profil	–	Clark Z

4.4.4 SVISLÁ OCASNÍ PLOCHA

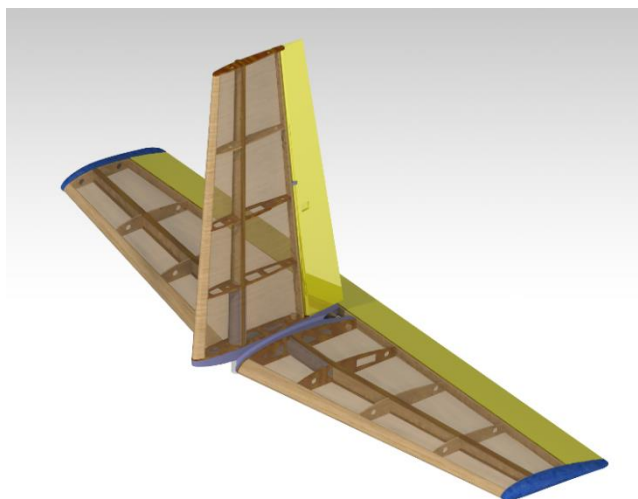
Primárním účelem svislé ocasní plochy je stabilizační účinek po způsobené poruše při vybočení. V případě nesymetrických letů rovněž zajišťuje ovladatelnost. Obecně ještě může sloužit pro eliminaci zatačivého momentu od vrtule, nicméně toto je u navrhovaného letounu řešeno vyosením samotného motoru [9].

Stejně jako u vodorovné ocasní plochy jsou v tabulce níže uvedeny geometrické charakteristiky SOP.

Profillem vodorovné ocasní plochy byl zvolen symetrický profil NACA 0008 s maximální tloušťkou 8 % ve 30 % tětivy.

Tabulka 4-3: Geometrické charakteristiky SOP

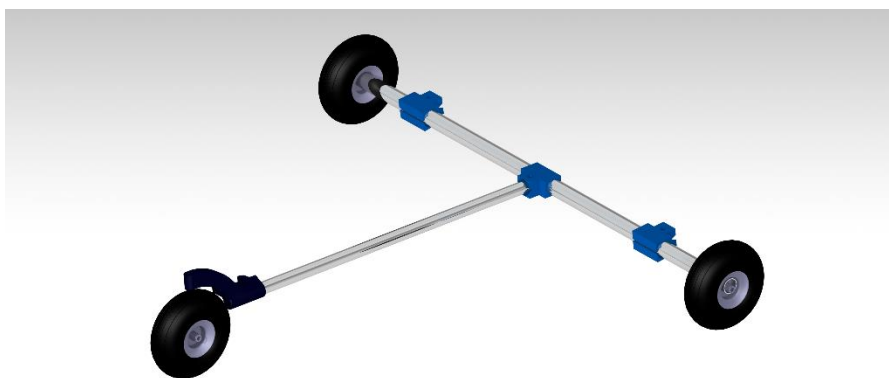
Plocha	$S_{SOP} [m^2]$	0,068
Rameno	$l'_{SOP} [m]$	1,14
Poměrná délka	$l'_{SOP}/b_{SAT} [-]$	3,3
Kořenová tětiva	$b_{0SOP} [m]$	0,22
Koncová hloubka	$b_{kSOP} [m]$	0,13
Výška	$h_{SOP} [m]$	0,39
Mohutnost	$A_{SOP} [-]$	0,042
Štíhlost	$\lambda_{SOP} [-]$	4,5
Zúžení	$\eta_{SOP} [-]$	0,6
Profil	–	NACA 0008



Obrázek 4-7: Render ocasních ploch

4.4.5 PODVOZEK

Podvozek letounu je pevný tříbodový předového typu s říditelným předovým kolem. Jeho říditelnost byla podmíněna pravidly. Podvozek je konstrukčně jednoduchý, jeho hlavní části tvoří 2 duralové trubky. Kola hlavního podvozku jsou gumová o průměru 100 *mm* a kolo předového podvozku je pěnové o průměru 70 *mm*. Všechna kola jsou pro minimalizaci třecího odporu uložena na valivých ložiscích. Předové kolo je usazeno ve vidličce a na 3D tištěném díle, ve kterém je zároveň uložen servomotor pro ovládání. Kompletním návrhem podvozku se zabývá závěrečná práce kolegy, viz literatura [8].



Obrázek 4-8: Render podvozku

5 HMOTOVÝ ROZBOR

Před aerodynamickým návrhem a stanovením zatížení letounu je potřeba znát hmotnost letounu a samotné rozložení hmot. V této kapitole je tedy sestavena hmotová obálka prázdného letounu a dvou hmotových konfigurací letounu s nákladem. V následující tabulce jsou uvedeny základní části letounu, které polohu těžiště a výsledné zatížení ovlivňují.

Při návrhu byla snaha, aby bylo rozložení nákladu (míč a ocelové plechy) situováno do blízkosti těžiště prázdného letounu, aby se různé konfigurace nákladu podstatně neprojevíly na poloze těžiště a neovlivnily tak významně letové vlastnosti letounu. Při stavbě byla ale zjištěna vyšší hmotnost ocasních ploch a těžiště prázdného letounu tak vychází mimo povolené limity. Jsou uvažovány 2 konfigurace nákladu, minimálního a maximálního. Všechny ostatní letové konfigurace leží mezi těmito body a jak je patrné z hmotové obálky, tyto body leží mezi dvěma limitními hodnotami. Těžiště prázdného letounu leží v 39,6% b_{SAT} , a tato konfigurace je proto pro lety zakázána. Pro lety bez nákladu by bylo nutné přepracovat konstrukci ocasních ploch pro snížení hmotnosti nebo instalace závaží do příďové části trupu letounu. Limity hmotové obálky 20 – 30% b_{SAT} byly stanoveny doporučením podle literatury [9].

Při určování kritického zatížení bude výpočet vycházet z krajních bodů hmotové obálky. Je požadováno, aby byla pevnost konstrukce prokázána ve všech okrajových bodech.

Stranová poloha těžiště není významně ovlivněna a lze očekávat, že vychýlení těžiště mimo osu souměrnosti letounu bude ovlivněno pouze výrobními nepřesnostmi. Proto není poloha těžiště v příčném směru řešena.

Výšková poloha těžiště při konfiguracích s nákladem je ve značné vzdálenosti pod aerodynamickým středem letounu. Letoun bude tedy pravděpodobně velmi stabilní (statickou stabilitou se zabýval jiný kolega z týmu). Proto také tato poloha zde není řešena.

Poloha těžiště jednotlivých částí a samotného letounu je stanoveno na základě vztahu:

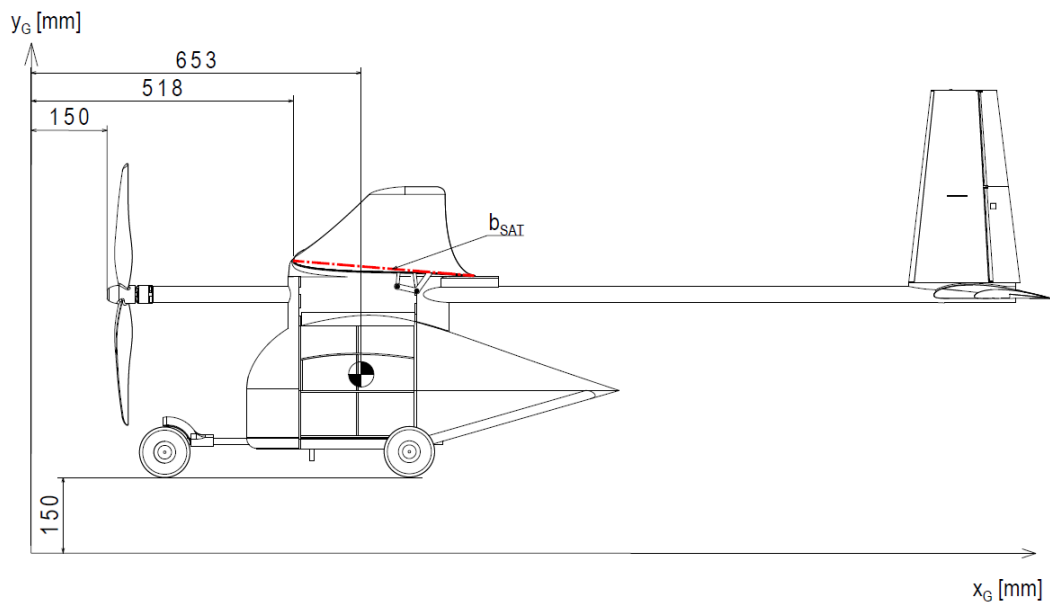
$$x_G = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} [m] \quad (5.1)$$

Kde:

m_i je hmotnost dané části letounu [kg],

x_i je poloha dané části letounu v globálním souřadném systému [m].

Globální souřadný systém je libovolně zvolený a jeho definice je patrná z obrázku níže (Obrázek 5-1).



Obrázek 5-1: Letoun v globálním souřadném systému

Tabulka 5-1: Pevné hmoty

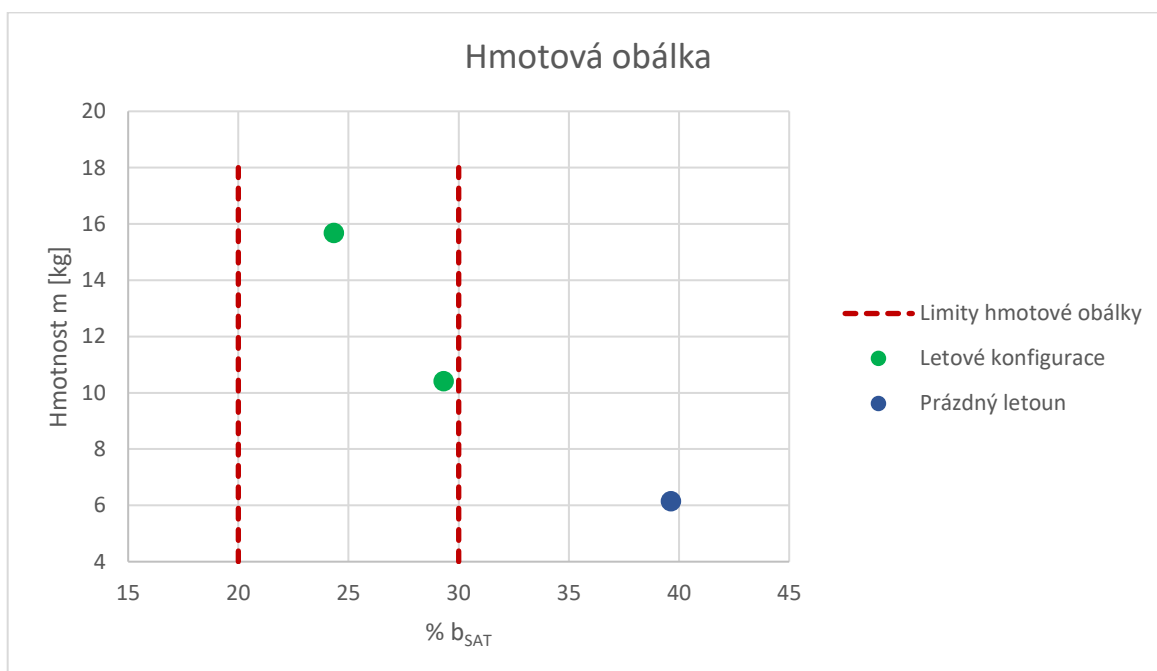
	PEVNÉ HMOTY	počet	m/ks [kg]	m [kg]	x _G [mm]	m·x _G [kg·mm]
MECHANICKÉ ČÁSTI	Trup	1	0,45	0,45	1094,2	492,4
	Křídlo	1	1,8	1,8	585,5	1053,9
	Křídélko	2	0,08	0,16	788,5	126,2
	Klapka	2	0,07	0,14	795,2	111,3
	VOP	1	0,25	0,25	1865,6	466,4
	SOP	1	0,13	0,13	1800,8	234,1
	Nákladová gondola	1	1,1	1,1	620,9	683
	Winglet	2	0,05	0,1	628,1	62,8
	Příďový podvozek	1	0,045	0,045	264,2	11,9
	Hlavní podvozek	2	0,065	0,13	748,2	97,3
	Vrtule	1	0,085	0,085	180,3	15,3
	ELEKTRONIKA	Elektromotor	1	0,575	0,575	205,6
Hlavní akumulátor		1	0,585	0,585	480,7	281,2
Přijímačový akumulátor		1	0,086	0,086	480,7	41,3
Přijímač		1	0,024	0,024	458,6	11
Regulátor		1	0,068	0,068	223,4	15,2
Servomotor ovládní křídélka		2	0,04	0,08	715,8	57,3
Vnitřní servomotory ovládní klapek		2	0,05	0,1	679,1	67,9
Vnější servomotory ovládní klapek		2	0,05	0,1	679,1	67,9
Servomotor směrového kormidla		1	0,04	0,04	1832,9	73,3
Servomotor výškového kormidla		2	0,04	0,08	1920,5	153,6
Omezovač výkonu		1	0,02	0,02	377,9	7,6
	Prázdna hmotnost			6,15		

Tabulka 5-2: Proměnné hmoty

PROMĚNNÉ HMOTY	m [kg]	x_G [mm]	$m \cdot x_G$ [kg·mm]
Míč	0,43	600,3	258,1
Hlavní plech	3,84	600,3	2305,2
Všechny plechy	9,1	600,3	5462,7

Tabulka 5-3: Letové konfigurace

KONFIGURACE		m [kg]	Poloha těžiště v globálním s.s.	Poloha těžiště v % b_{SAT}
Prázdný letoun	Bez nákladu (neletová)	6,15	691,1	39,63
Minimální hmotnost / ZC	Míč + hlavní plech	10,42	653,9	29,32
Maximální hmotnost / PC	Míč + všechny plechy	15,68	635,9	24,34



Obrázek 5-2: Hmotová obálka letounu

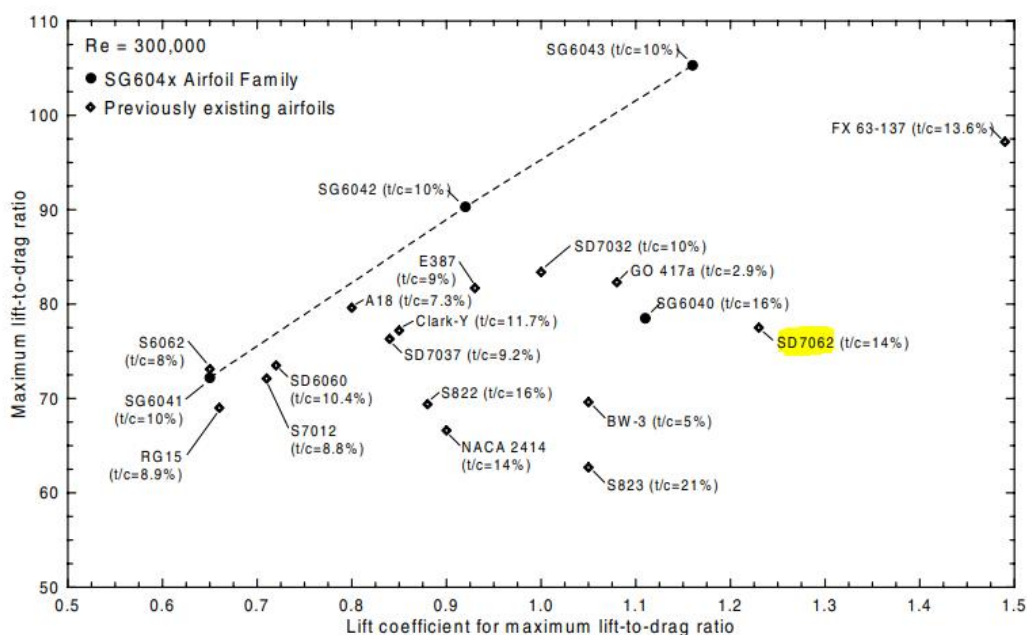
6 AERODYNAMICKÝ NÁVRH KŘÍDLA

V této práci je řešen aerodynamický návrh křídla, na základě kterého je možné stanovit zatížení nosné plochy. Zatížení je potřebné pro následný konstrukční návrh. Podrobný aerodynamický návrh celého letounu byl vypracován ostatními kolegy z týmu. Dále je zde řešen aerodynamický návrh Fowlerovy klapky.

6.1 PROFIL

Při výběru profilu bylo bráno v úvahu několik faktorů. Vzhledem k tomu, že bonifikací soutěže nebyl zohledněn průběh letu (délka, čas, letové vlastnosti), bylo dbáno především na vysoký součinitel vztlaku při vzletovém režimu. Jedná se tedy o režim s nízkými Reynoldsovými čísly ($Re = 50\,000 - 600\,000$ [10]), a proto bylo vybíráno z profilů pro nízká Reynoldsova čísla. Dále byl požadavek na vhodnou tloušťku profilu pro stavbu ze dřeva s dostatečně robustní odtokovou částí profilu.

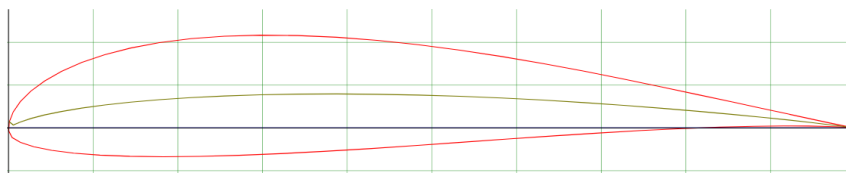
Pro analýzu profilů byl použit program XFLR5. Analyzováno bylo 126 profilů pro nízká Reynoldsova čísla z databáze tunelově měřených leteckých profilů Univerzity Illinois [10],[11]. Podrobněji se výběrem profilu zabýval kolega z týmu. Pro nastínění problematiky výběru profilu pro dané požadavky je uveden graf porovnání vybraných profilů (Obrázek 6-1). Jako nejvhodnější varianta byl vybrán profil SD7062. Výsledky byly porovnávány s daty z tunelových měření. Přesnost řešení v programu XFLR v porovnání s tunelovými měřeními byla pro tento profil dostačující.



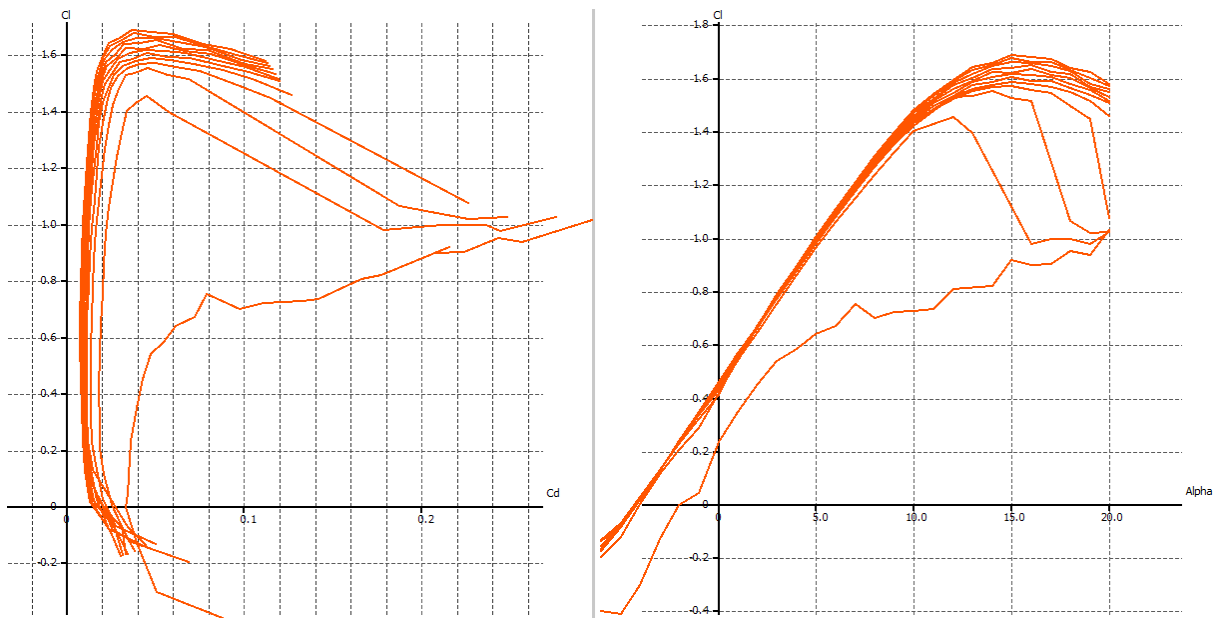
Obrázek 6-1: Maximální poměr c_l/c_d versus odpovídající c_l vybraných profilů [10]

Tabulka 6-1: Základní údaje profilu SD7062 [12]

Poměrná tloušťka	13,98 %
Prohnutí střední křivky	3,97
Součinitel klopivého momentu vztahený ke čtvrtinovému bodu	-0,1

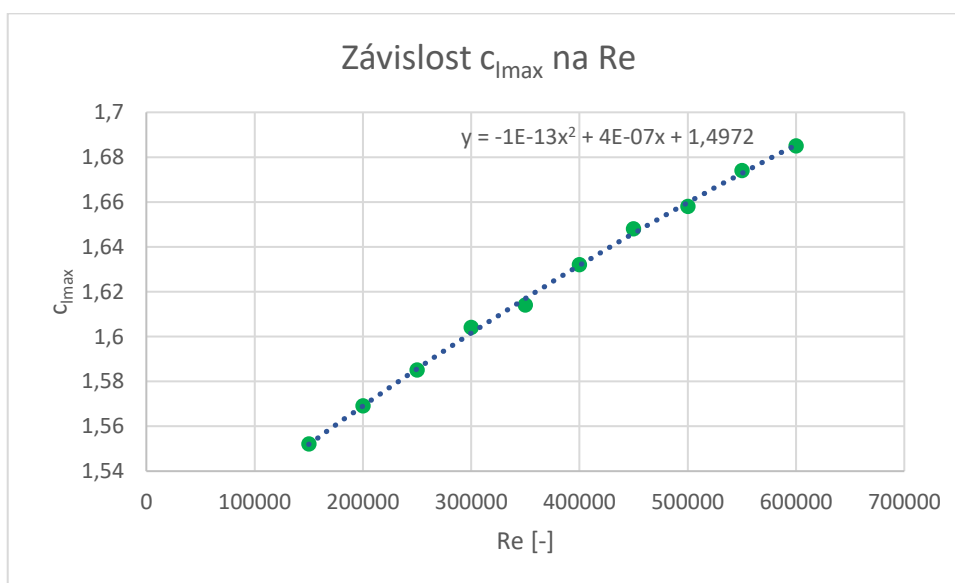


Obrázek 6-2: Profil SD7062 [12]



Obrázek 6-3: Vztlakové čáry a poláry profilu SD7062 pro Reynoldsova čísla $(50-600) \cdot 10^3$

Ze vztlakových čar profilu byla sestrojena závislost maximálního součinitele vztlaku profilu c_{lmax} na Reynoldsově čísle (Obrázek 6-4). Tato křivka závislosti je proložena polynomickou křivkou 2. stupně, jejíž předpis je následně použit pro výpočet Reynoldsových čísel na střední aerodynamické tětivě b_{SAT} .



Obrázek 6-4: Graf závislosti c_{lmax} na Reynoldsově čísle

Pro určení Reynoldsova čísla profilu je nejprve nutné určit pádovou rychlost letounu se zasunutými klapkami v_{S1} , pro kterou platí:

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmaxw} \cdot S_w}} \text{ [ms}^{-1}\text{]} \quad (6.1)$$

Zde je již použita přesnější hodnota hmotnosti, odhadnutá hodnota součinitele vztlaku a plocha letounu jsou použity z kapitoly 4.4.2.

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot 15,7 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,41 \cdot 0,81}} = 14,79 \text{ ms}^{-1}$$

Reynoldsovo číslo pro tuto rychlost je potom:

$$Re = \frac{v_{S1} \cdot b_{SAT}}{\nu} \text{ [-]} \quad (6.2)$$

$$Re = \frac{14,79 \cdot 0,361}{1,461 \cdot 10^{-5}} = 365\,448$$

Po dosazení do rovnice z grafu (Obrázek 6-4) je maximální profilový součinitel:

$$c_{lmax} = -10^{-13} \cdot 365\,448^2 + 4 \cdot 10^{-7} \cdot 365\,448 + 1,4972 = 1,63$$

Pro další účely je ze vztlakové čáry odečtena hodnota jejího stoupání a hodnota nulového vztlaku:

$$c_{l\alpha} = 6,17 \text{ rad}^{-1}$$

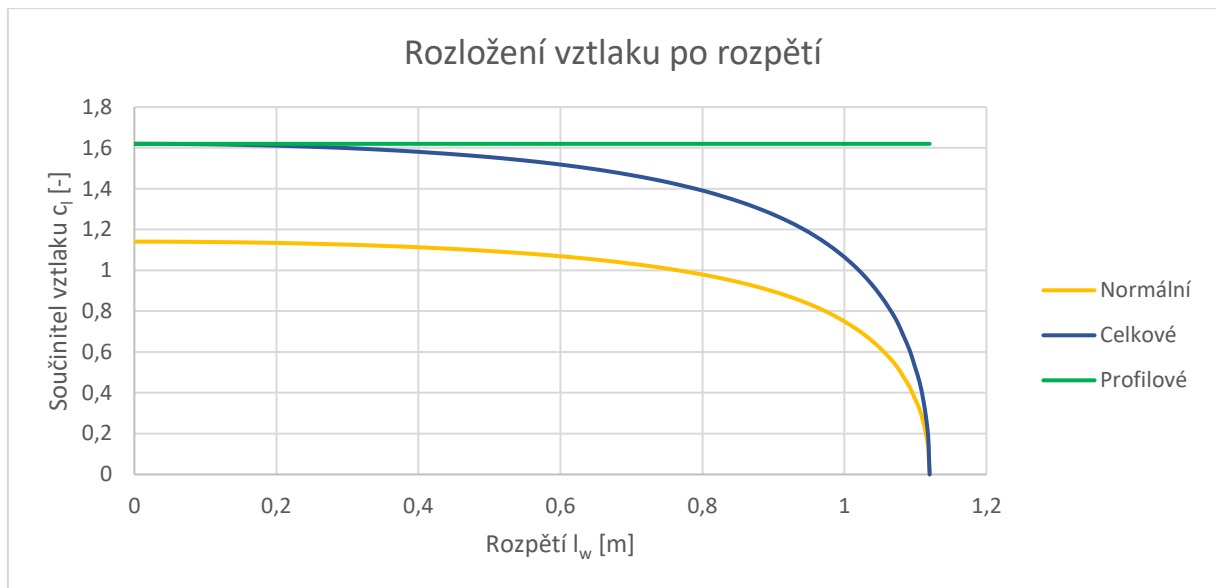
$$\alpha_0 = -4,2^\circ = -0,0733 \text{ rad}$$

6.2 KŘÍDLO

V kapitole 4.4.2 byla stanovena plocha křídla z podmínek minimální rychlosti při hrubě odhadnutém součiniteli vztlaku křídla c_{Lmax} . Pro potřeby stanovení zatížení křídla je však nutné provést zpřesnění hodnot součinitele vztlaku a také zjistit průběh rozložení vztlaku po rozpětí. Pro tuto analýzu byla použita Glauertova metoda a pro řešení byl použit výpočetní program Glauert III.

Tabulka 6-2: Vstupní hodnoty programu Glauert III pro křídlo

Hloubka profilu	b [m]	0,361
Součinitel vztlaku profilu	c_{lmax} [-]	1,63
Stoupání vztlakové čáry profilu	$c_{l\alpha}$ [rad ⁻¹]	6,17
Úhel nulového vztlaku	α_0 [°]	-4,2
Polorozpětí	$\frac{l_w}{2}$ [m]	1,12



Obrázek 6-5: Graf rozložení vztlaku po rozpětí

Programem Glauert III je zároveň zjištěna hodnota součinitele vztlaku křídla bez klapek $c_{Lmaxw} = 1,42$. V původních předpokladech byl uvažován tento součinitel o hodnotě 1,41, odchylka je minimální a není potřeba provádět další iterace volby plochy křídla a jiných parametrů. Jedná se o obdélníkové křídlo a k odtrhávání proto dochází v ose symetrie. Není tedy nutné křídlo geometricky ani aerodynamicky kroutit.

6.2.1 VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA

Znalost vztlakové čáry křídla je nutná pro sestavení poryvové obálky, a tedy i pro stanovení zatížení letounu. Úhel nulového vztlaku křídla je totožný s profilem ($\alpha_{0w} = \alpha_0 = -4,2^\circ$). Stoupání vztlakové čáry je dáno vztahem (6.3).

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_w}{2 + \left(\frac{\lambda_w^2 \cdot \beta^2}{k^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan \chi}{\beta^2} \right) + 4 \right)^{\frac{1}{2}}} [\text{rad}^{-1}] \quad (6.3)$$

Kde:

β zohledňuje vliv Machova čísla [-], v tomto případě $\beta \approx 1$,

χ úhel šípu [°], v tomto případě $\chi = 0^\circ$,

λ_w štíhlost křídla [-],

k parametr zohledňující stoupání vztlakové čáry profilu [-], viz rovnice (6.4).

$$k = \frac{c_{l\alpha}}{2 \cdot \pi} [-] \quad (6.4)$$

Po dosazení profilových hodnot:

$$k = \frac{6,17}{2 \cdot \pi} = 0,982$$

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 6,2}{2 + \left(\frac{6,2^2 \cdot 1^2}{0,982^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan 0^\circ}{1^2} \right) + 4 \right)^{\frac{1}{2}}} = 4,55 \text{ rad}^{-1}$$

Součinitel vztlaku při úhlu náběhu 0° :

$$c_{L0w} = -\alpha_{0w} \cdot c_{L\alpha w} [-] \quad (6.5)$$

$$c_{L0w} = -0,733 \cdot 4,55 = -0,33$$

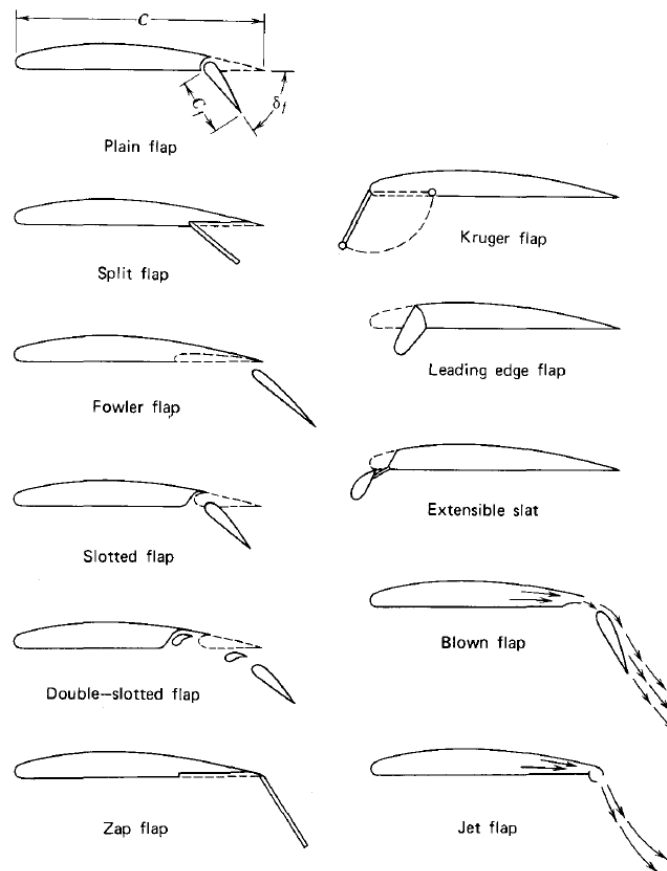
Dále je určen kritický úhel náběhu α_{KR} , zde se předpokládá, že se maximálního kritického úhlu dosahuje při hodnotách o $2 - 3^\circ$ vyšších, než je průsečík vztlakové čáry s hranicí maximálního součinitele vztlaku křídla.

$$\alpha_{KR} = \frac{c_{Lmaxw}}{c_{L\alpha w}} + \alpha_0 + (0,0349 \div 0,0524) [rad] \quad (6.6)$$

$$\alpha_{KR} = \frac{1,42}{4,55} + (-0,0733) + 0,0436 = 0,283 \text{ rad} = 16,19^\circ$$

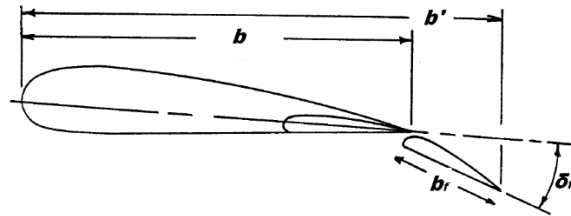
6.2.2 VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA S KLAPKOU

Vzhledem k povaze letových misí bylo rozhodnuto použít účinnou vztlakovou mechanizaci. Původní návrh počítal s použitím slotů na náběžné hraně, s Fowlerovou klapkou a flaperony na odtokové hraně. Z časových důvodů a z důvodu rizik při aerodynamickém návrhu byla zvolena varianta bez slotů. V obrázku níže jsou různé typy vztlakových mechanizací, ale některé nejsou pro případ soutěžního modelu pochopitelně použitelné, jako například ofukování mezní vrstvy. V této práci je také navržen mechanismus Fowlerovy klapky a zde je vypočítán přírůstek vztlaku podle literatury [13].



Obrázek 6-6: Typy vztlakových mechanizací [13]

Z důvodu vysoké účinnosti byla vybrána Fowlerova klapka. Mimo zakřivení střední křivky také totiž zvětšuje vztakovou plochu křídla. Zvýšení součinitele vztlaku může být až o 100 %. Obecná geometrie Fowlerovy klapky je popsána na následujícím obrázku (Obrázek 6-7) [14]. Předpokládá se úhel maximálního vysunutí klapky $\delta_f = 40^\circ$.



Obrázek 6-7: Popis geometrie Fowlerovy klapky [13]

Nejprve je určen přírůstek součinitele vztlaku profilu s Fowlerovou klapkou. Tento přírůstek je dán vztahem [13]:

$$\Delta c_l = c_{l\alpha} \cdot \alpha_\delta \cdot \frac{b'}{b_{SAT}} \cdot \delta_f \quad (6.7)$$

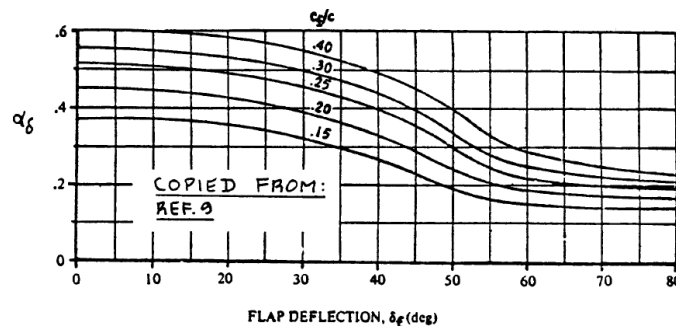
Kde:

α_δ je parametr účinnosti klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-8)

b' hloubka profilu s vysunutou klapkou, odečteno z CAD modelu.

$$b' = 0,416 \text{ m}$$

$$\frac{b_f}{b_{SAT}} = \frac{0,109}{0,361} = 0,302 \quad (6.8)$$



Obrázek 6-8: Účinnost jednošterbinové klapky v závislosti na úhlu klapky [13]

Po dosazení do rovnice (6.7):

$$\Delta c_l = 6,17 \cdot 0,45 \cdot \frac{0,416}{0,361} \cdot 0,698 = 2,23$$

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku je dán vztahem [14]:

$$\Delta c_{lmax} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot (\Delta c_{lmax})_{base} \quad (6.9)$$

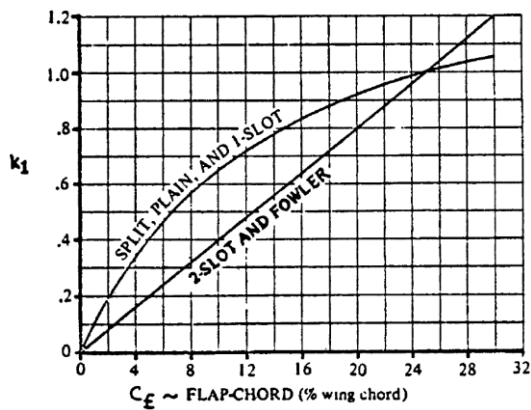
Kde:

k_1 vliv poměrné hloubky klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-9),

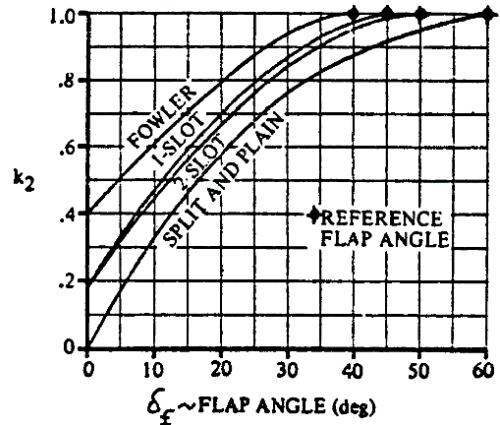
k_2 vliv výchylky a typu klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-10),

k_3 vliv trajektorie vysouvání klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-11),

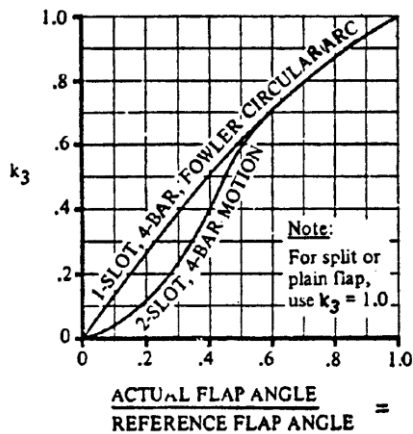
$(\Delta c_{lmax})_{base}$ základní přírůstek maximálního součinitele vztlaku [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-12).



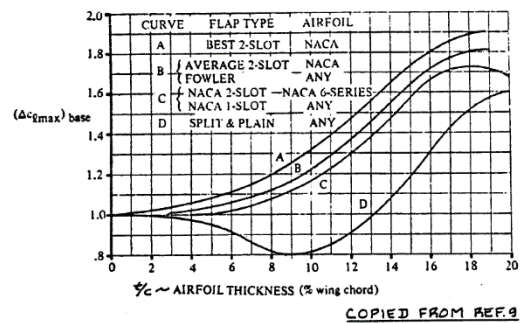
Obrázek 6-9: Vliv poměrné délky klapky [13]



Obrázek 6-10: Vliv vychylky a typu klapky [13]



Obrázek 6-11: Vliv trajektorie klapky [13]



Obrázek 6-12: Základní přírůstek maximálního vztlačku [13]

Tabulka 6-3: Odečtené faktory pro klapku

k_1 [-]	1,2
k_2 [-]	1
k_3 [-]	1
$(\Delta c_{lmax})_{base}$ [-]	1,55

Po dosazení do rovnice (6.9):

$$\Delta c_{lmax} = 1,2 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 1,55 = 1,86$$

Stoupání vztlačkové čáry profilu s vysunutou klapkou je dáno vztahem:

$$(c_{l\alpha})_{\delta} = \frac{b'}{b_{SAT}} \cdot c_{l\alpha} \text{ [rad}^{-1}\text{]} \quad (6.10)$$

$$(c_{l\alpha})_{\delta} = \frac{0,416}{0,361} \cdot 4,55 = 5,233 \text{ rad}^{-1}$$

Nyní při znalosti profilových změn lze určit parametry vztakové čáry celého křídla s klapkou. Stoupání vztakové čáry je stejné jako stoupání vztakové čáry profilu.

$$(c_{l\alpha})_{\delta} = (c_{L\alpha w})_{\delta} = 5,233 \text{ rad}^{-1} \quad (6.11)$$

Přírůstek vztlaku křídla s klapkou Δc_{Lw} je dán vztahem:

$$\Delta c_{Lf} = K_b \cdot \Delta c_l \cdot \left(\frac{c_{L\alpha w}}{(c_{l\alpha})_{\delta}} \right) \cdot \frac{(\alpha_{\delta})_{cL}}{(\alpha_{\delta})_{cl}} \quad (6.12)$$

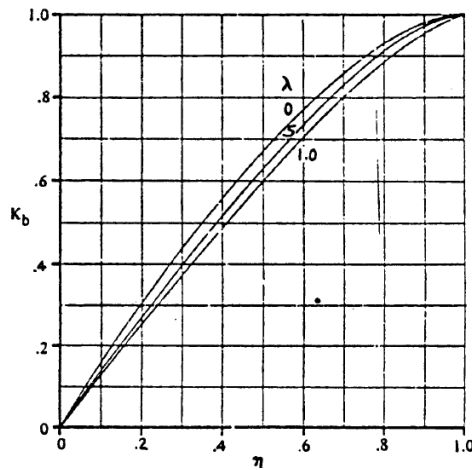
Kde:

K_b vliv polohy klapky [-], viz rovnice (6.13),

$\frac{(\alpha_{\delta})_{cL}}{(\alpha_{\delta})_{cl}}$ vliv štíhlosti a poměru hloubky klapky na účinnost klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-14).

Potřebné bezrozměrné polohy klapky $\eta_i = 0,05$ a $\eta_0 = 0,60$ byly odečteny z CAD modelu.

$$K_b = k_{b2} - k_{b1} \quad (6.13)$$



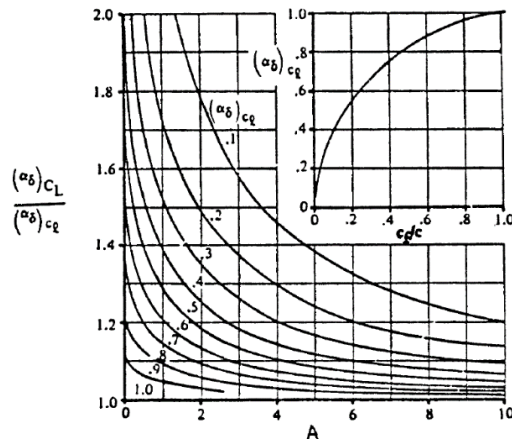
Obrázek 6-13: Vliv polohy klapky [13]

$$k_{b1} = 0,07$$

$$k_{b2} = 0,73$$

Po dosazení do rovnice (6.13):

$$K_b = 0,73 - 0,07 = 0,66$$



Obrázek 6-14: Vliv štíhlosti a poměru hloubky klapky na účinnost klapky [13]

$$(\alpha_\delta)_{cl} = 0,67$$

$$\frac{(\alpha_\delta)_{cL}}{(\alpha_\delta)_{cl}} = 1,04$$

Po dosazení do rovnice (6.12):

$$\Delta c_{Lf} = 0,66 \cdot 2,23 \cdot \left(\frac{4,55}{5,233}\right) \cdot 1,04 = 1,33$$

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla Δc_{Lmaxw} je dán vztahem:

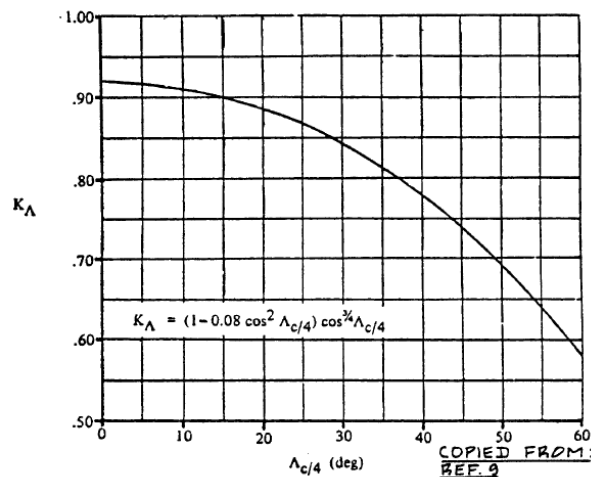
$$\Delta c_{Lmaxw} = \Delta c_{lmax} \cdot \frac{S_{wf}}{S} \cdot k_\Lambda [-] \quad (6.14)$$

Kde:

S_{wf} plocha křídla s klapkou [m^2], odečteno z CAD modelu:

$$S_{wf} = 0,44 \text{ m}^2$$

k_Λ vliv půdorysu [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-15).



Obrázek 6-15: Vliv půdorysu na maximální součinitel vztlaku křídla [13]

$$\Lambda = 0^\circ \rightarrow k_\Lambda = 0,92$$

Po dosazení do rovnice (6.14):

$$\Delta c_{Lmaxw} = 1,86 \cdot \frac{0,44}{0,81} \cdot 0,92 = 0,93$$

Maximální součinitel vztlaku křídla s klapkou je potom:

$$c_{Lmaxf} = c_{Lmax} + \Delta c_{Lmaxw} \quad (6.15)$$

$$c_{Lmaxf} = 1,42 + 0,93 = 2,35$$

Vlivem posunutí vztlakové čáry se zmenší úhel nulového vztlaku:

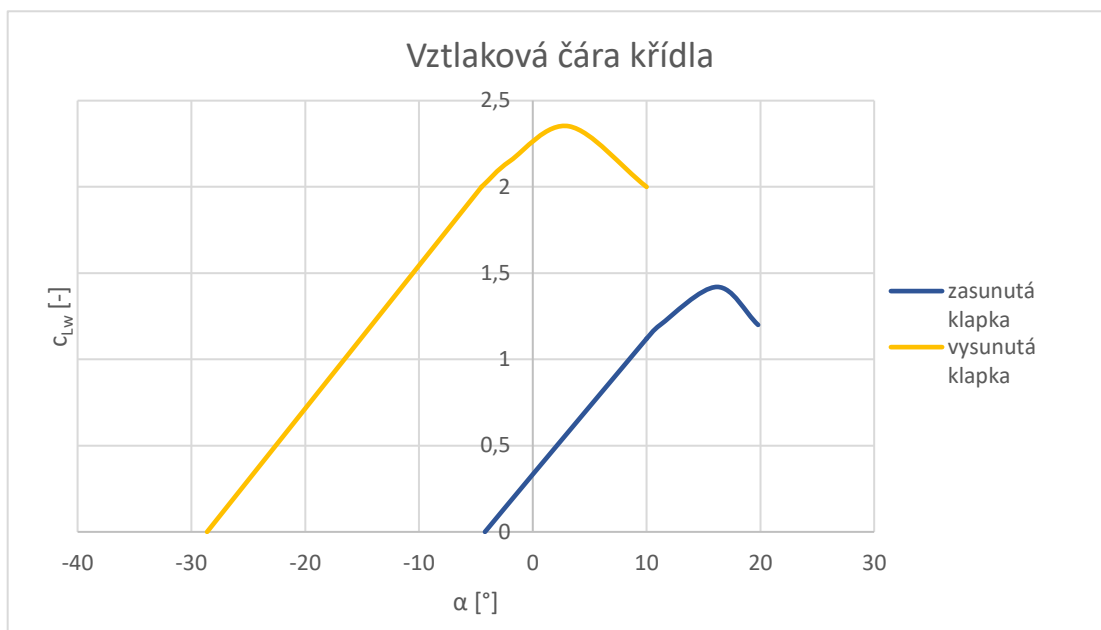
$$\Delta \alpha_0 = -\frac{\Delta c_l}{(c_{l\alpha})_\delta} [\text{rad}] \quad (6.16)$$

$$\Delta \alpha_0 = -\frac{2,23}{5,233} = -0,426 \text{ rad} = -24,4^\circ$$

Úhel nulového vztlaku potom je:

$$\alpha_{0\delta} = \alpha_0 + \Delta\alpha_0 [^\circ] \quad (6.17)$$

$$\alpha_{0\delta} = -4,2 - 24,4 = -28,6^\circ$$



Obrázek 6-16: Vztlakové čáry křídla

6.2.3 FLAPERON

Pro soutěžní model je nutné maximalizovat vztlak a je proto využito také křídélko. Toto řešení se nazývá flaperon a je v podstatě kombinací křídélka a jednoduché klapky. Při vzletovém režimu je nastaveno křídélko na kladnou výchylku (dolů), zvětšuje zakřivení profilu a tím se zvyšuje generovaný vztlak v oblasti křídélka. Výchylka je ovšem omezena tak, aby byla zajištěna říditelnost letounu [15].

6.3 KŘIDÉLKO

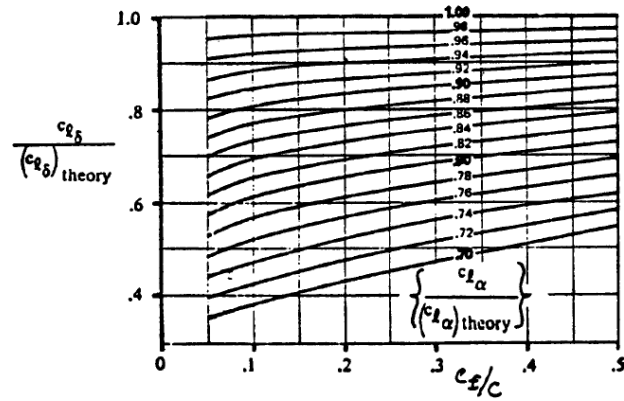
Křídélko je řešeno jako jednoduchá klapka a je tak řešeno i aerodynamicky. Výchylky křídélka jsou $\pm 30^\circ$ a relativní hloubka křídélka je $\frac{b_a}{b} = 0,3$. Názorně je řešena aerodynamika pro výchylku křídélka 30° . Výsledky pro ostatní řešené výchylky -30° a $\pm 10^\circ$ jsou uvedeny na konci kapitoly.

Nejprve je určen přírůstek vztlaku profilu vlivem křídélka. Tento přírůstek je dán vztahem (6.18).

$$\Delta c_l = \delta_a \cdot \frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{th}} \cdot (c_{l\delta})_{th} \cdot k' [-] \quad (6.18)$$

Kde:

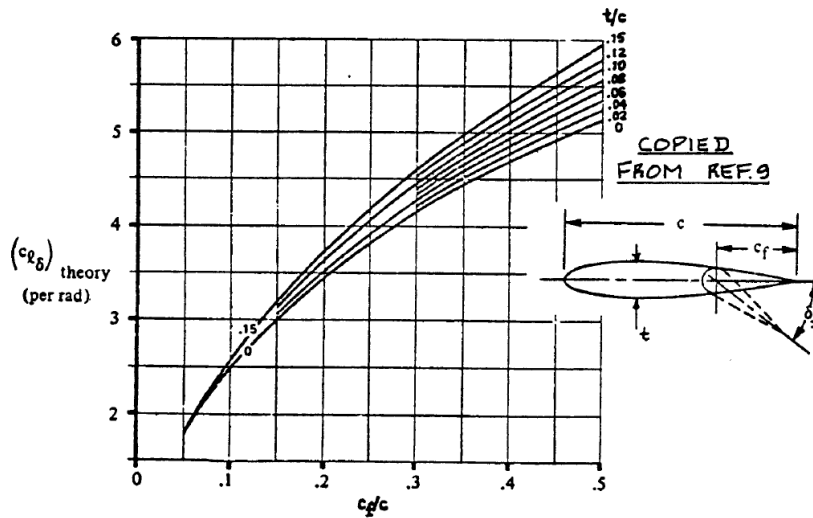
- δ_a výchylka křídélka [rad],
- $\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{th}}$ korekční součinitel pro jednoduchou klapku [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-17),
- $(c_{l\delta})_{th}$ vztlaková účinnost klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-18),
- k' korekční součinitel nelineárních vlastností jednoduché klapky [-], odečteno z grafu (Obrázek 6-19).



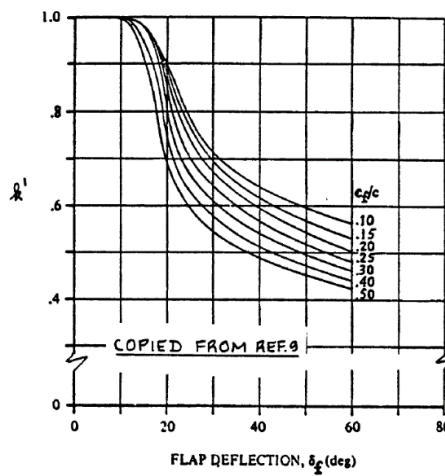
Obrázek 6-17: Korekční součinitel pro jednoduchou klapku [13]

Pro odečtení z grafu (Obrázek 6-17) je nutná znalost hodnoty:

$$\frac{c_{l\alpha}}{(c_{l\alpha})_{th}} = \frac{6,17}{2\pi} = 0,982 \quad (6.19)$$



Obrázek 6-18: Vztlaková účinnost jednoduché klapky [13]



Obrázek 6-19: Korekční součinitel pro nelineární chování vztlakových charakteristik jednoduché klapky [13]

Tabulka 6-4: Hodnoty odečtených faktorů

$\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{th}} [-]$	0,98
$(c_{l\delta})_{th} [-]$	4,59
$k' (30^\circ)[-]$	0,618
$k' (10^\circ)[-]$	1

Křídélko je řešeno pro polohy $\pm 10^\circ$ a $\pm 30^\circ$, jelikož při zatížení křídla jsou řešeny právě tyto hodnoty.

Po dosazení do rovnice (6.18) je přírůstek vzlaku profilu vlivem křídélka:

$$\Delta c_l = 0,523 \cdot 0,98 \cdot 4,59 \cdot 0,618 = 1,456$$

Vlivem posunutí vztakové čáry se zmenší úhel nulového vzlaku:

$$\Delta \alpha_0 = -\frac{\Delta c_l}{c_{l\alpha}} [rad] \quad (6.20)$$

$$\Delta \alpha_0 = -\frac{1,456}{6,17} = -0,236 \text{ rad} = -13,52^\circ$$

Úhel nulového vzlaku potom je:

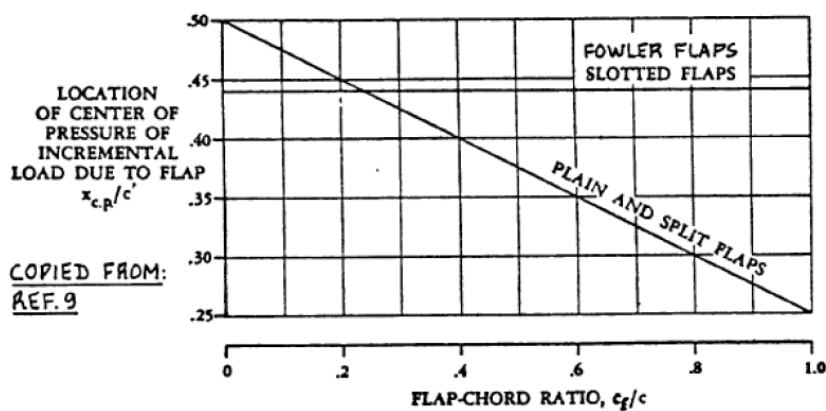
$$\alpha_{0\delta} = \alpha_0 + \Delta \alpha_0 [^\circ] \quad (6.21)$$

$$\alpha_{0\delta} = -4,2 - 13,52 = -17,72^\circ$$

Vlivem výchylky křídélka dojde ke změně součinitele klopivého momentu při nulovém c_l a tím ke změně silového působení na křídlo. Proto je také nutné stanovit změnu c_{m0} .

Nejprve je z grafu (Obrázek 6-20) odečtena poloha působení tlakového přírůstku vlivem křídélka $\frac{x_{cp}}{b'}$:

$$\frac{x_{cp}}{b'} = 0,44$$



Obrázek 6-20: Poloha středu tlakového přírůstku vlivem křídélka [13]

Pro přírůstek součinitele klopivého momentu platí:

$$\Delta c_{m0} = \Delta c_l \cdot \left(\frac{x_{ref}}{b} - \frac{x_{cp}}{c'} \cdot \frac{b'}{b} \right) [-] \quad (6.22)$$

Kde:

$$\frac{x_{ref}}{b}$$

bezrozměrná poloha aerodynamického středu profilu [-],

$$\frac{b'}{b}$$

poměr hloubky profilu po a před vysunutím klapky [-], křídélko a jednoduchá klapka nemění výrazně svou hloubku, proto je uvažováno

$$\frac{b'}{b} = 1.$$

Pro přední centráž:

$$\Delta c_{m0} = 1,456 \cdot (0,25 - 0,44 \cdot 1) = -0,287$$

Výsledný součinitel klopivého momentu je potom:

$$c_{m0\delta} = c_{m0} + \Delta c_m [-] \quad (6.23)$$

$$c_{m0\delta} = -0,1 + (-0,287) = -0,387$$

Tabulka 6-5: Změny vlastností profilu vlivem křídélka a klapky

		Křídélko				Klapka
δ [°]		30	10	-10	-30	40
Δc_l [-]		1,456	0,746	-0,746	-1,456	2,230
$\Delta \alpha_0$ [rad]		-0,236	-0,121	0,121	0,236	-0,426
$\Delta \alpha_0$ [°]		-13,52	-6,93	6,93	13,52	-24,42
$\alpha_{0\delta}$ [°]		-17,72	-11,13	2,73	9,32	-28,62
PC	Δc_{m0} [-]	-0,277	-0,142	0,142	0,277	-0,424
	$c_{m0\delta}$ [-]	-0,377	-0,242	0,042	0,177	-0,524
ZC	Δc_{m0} [-]	-0,277	-0,142	0,142	0,277	-0,424
	$c_{m0\delta}$ [-]	-0,377	-0,242	0,042	0,177	-0,524

V posledním sloupci jsou uvedeny hodnoty pro Fowlerovu klapku. Zjednodušeně byly hodnoty Δc_{m0} a $c_{m0\delta}$ vypočítány stejným postupem, jako tomu bylo pro křídélko.

6.4 POLÁRA KŘÍDLA

Dalším vstupem pro výpočet zatížení jsou odporové charakteristiky křídla, je proto nutné sestavit poláru křídla. Odpor křídla lze rozdělit na profilový a indukovaný dle rovnice (6.24).

$$c_{Dw} = c_d + c_{Di} \quad (6.24)$$

Hodnoty v tabulce (mimo c_{Lmax}) byly odečteny z profilové poláry v programu XFLR5.

Tabulka 6-6: Parametry profilové poláry

Návrhový součinitel vztlaku profilu	c_{li}	0,6
Minimální hodnota součinitele odporu profilu	c_{dmin}	0,008
Maximální součinitel vztlaku křídla	c_{Lmaxw}	1,42
Rozdíl mezi minimálním odporem a odporem při c_{Lmax}	$\Delta_l c_d$	0,037

Výpočet Oswaldova faktoru:

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot \lambda^{0,68}) - 0,64 \quad [-] \quad (6.25)$$

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot 6,2^{0,68}) - 0,64 = 0,863$$

Půdorysný tvar křídla mimo trupovou část byl odečten z CAD modelu:

$$S_{net} = 0,79 \text{ m}^2$$

Pro profilový součinitel odporu platí (názorný výpočet pro $c_L = 1,42$):

$$c_d = c_{dmin} \cdot \frac{S_{net}}{S} + 0,75 \cdot (\Delta_l c_d) \cdot \left(\frac{c_L - c_{li}}{c_{Lmaxw} - c_{li}} \right)^2 \quad [-] \quad (6.26)$$

$$c_d = 0,008 \cdot \frac{0,79}{0,81} + 0,75 \cdot 0,037 \cdot \left(\frac{1,42 - 0,6}{1,42 - 0,6} \right)^2 = 0,0356$$

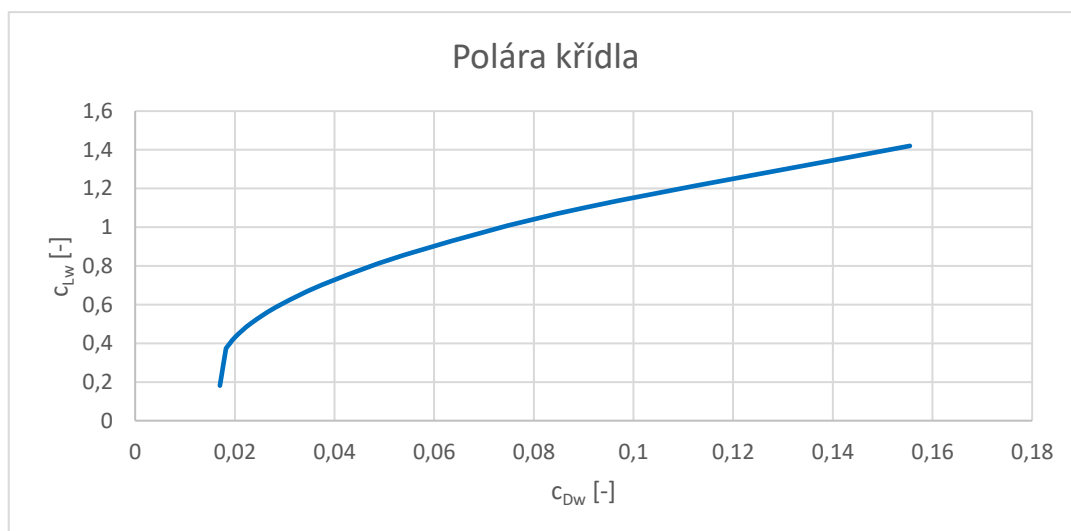
Pro součinitel indukovaného odporu platí (názorný výpočet pro $c_L = 1,42$):

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} \quad [-] \quad (6.27)$$

$$c_{Di} = \frac{1,42^2}{\pi \cdot 6,2 \cdot 0,863} = 0,120$$

Odpor křídla (dosazení do rovnice (6.24)):

$$c_{Dw} = 0,0356 + 0,12 = 0,155$$



Obrázek 6-21: Polára křídla

7 ZATÍŽENÍ

Při stanovení zatížení letounu je vycházeno ze stavebního předpisu CS-VLA [16]. Dále se uvažuje, že na letoun působí pouze aerodynamické síly vznikající z relativního pohybu v prostředí. Neuvažují se případy vyvozené reakcemi při styku se zemí, jako jsou vzlet, přistání nebo manipulace na zemi. Také jsou zanedbány síly, které působí vlivem propulzoru, tedy zrychlené obtékání křídla proudem od vrtule.

Požadavky na zatížení a pevnost konstrukce jsou prokázány pro 2 letové konfigurace stanovené v kapitole 5. Tyto konfigurace jsou maximální hmotnost/přední centráž (PC) a minimální hmotnost/zadní centráž (ZC). Tyto konfigurace jsou pro návrh kritické a je pro ně tedy stanovena zvlášť letová obálka provozních násobků a následně průběhy zatížení.

7.1 OBRATOVÁ OBÁLKA

Obratová obálka je určena podle předpisu CS-VLA, kdy jsou maximální násobky definovány dle následující tabulky.

Tabulka 7-1: Letové obratové násobky

Maximální kladný násobek	n_{max} [-]	+3,8
Maximální záporný násobek	n_{min} [-]	-1,5
Maximální násobek s vysunutou klapkou	n_f [-]	+2,0

Rychlosti definující obálku násobků:

- Pádová rychlost (viz rovnice (6.1)):

$$v_{S1} = 14,79 \text{ ms}^{-1} \quad (7.1)$$

- Návrhová rychlost obratu (+):

$$v_A = v_{S1} \cdot \sqrt{n_{max}} \text{ [ms}^{-1}\text{]} \quad (7.2)$$

$$v_A = 14,79 \cdot \sqrt{3,8} = 28,83 \text{ ms}^{-1}$$

- Pádová rychlost letu při záporném násobku:

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{max} \cdot g}{\rho \cdot c_{Lmin} \cdot S_w}} \text{ [ms}^{-1}\text{]} \quad (7.3)$$

Minimální záporný součinitel vztlaku je odhadnut: $c_{Lmin} = -0,8$.

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot 15,7 \cdot 9,81}{1,225 \cdot |-0,8| \cdot 0,81}} = 19,70 \text{ ms}^{-1}$$

- Návrhová rychlost obratu (-):

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{|n_{min}|} \text{ [ms}^{-1}\text{]} \quad (7.4)$$

$$v_G = 19,7 \cdot \sqrt{1,5} = 24,13 \text{ ms}^{-1}$$

- Návrhová cestovní rychlost:

$$v_C = 2,4 \sqrt{\frac{m_{max} \cdot g}{S_w}} [ms^{-1}] \quad (7.5)$$

$$v_C = 2,4 \sqrt{\frac{15,7 \cdot 9,81}{0,81}} = 33,10 \text{ ms}^{-1}$$

Vztah (7.5) je převzat z CS-VLA, ale při návrhu pohonného systému v kapitole 10 bylo zjištěno, že s navrženým motorem a vrtulí bude dosaženo maximální rychlosti asi 30 ms^{-1} (při otáčkách vrtule 6000 otmin^{-1}). Tato rychlost je tedy nižší než vypočítaná, a proto je tato stanovena jako cestovní.

$$v_C = 30 \text{ ms}^{-1}$$

- Návrhová rychlost letu s vysunutými klapkami:

$$v_{S0} = 1,8 \cdot v_{S1} \quad (7.6)$$

$$v_{S0} = 1,8 \cdot 14,71 = 20,25 \text{ ms}^{-1}$$

- Návrhová rychlost střemhlavého letu:

$$v_D = 1,25 \cdot v_C \quad (7.7)$$

$$v_D = 1,25 \cdot 30 = 37,5 \text{ ms}^{-1}$$

Rychlost střemhlavého letu je uvažována dle předpisu a vychází z cestovní rychlosti, nicméně se nepředpokládají takové manévry, kdy by docházelo ke střemhlavému letu. Tato rychlost je přesto v obálce uvažována. Pevnostní výpočty jsou takto na bezpečné straně.

- Maximální rychlost s vysunutými klapkami:

$$v_F = 1,4 \cdot v_{S1} \quad (7.8)$$

$$v_F = 1,4 \cdot 14,79 = 20,71 \text{ ms}^{-1}$$

Křídélkové případy jsou oproti stavebnímu předpisu zjednodušeny a byla použita formulace z předpisu UL-2 [17], kdy při rychlosti v_A je uvažována maximální výchylka křídélek a násobek 2,66. Při rychlosti v_D je uvažována 1/3 maximální výchylky křídélek a násobek 2,66.

7.2 PORYVOVÁ OBÁLKA

Vztah pro výpočet provozních násobků od poryvu (rovnice (7.9)) byl opět převzat ze stavebního předpisu CS-VLA. Hodnoty velkého a malého poryvu ($15,24$ a $7,62 \text{ ms}^{-1}$) jsou ale o třetinu redukovány z důvodu praktické nedosažitelné velikosti těchto poryvů při letu navrženého modelu [16].

Tabulka 7-2: Upravené hodnoty rychlostí poryvů

Velký poryv	$9,14 \text{ ms}^{-1}$
Malý poryv	$4,57 \text{ ms}^{-1}$

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot k_g \cdot \rho \cdot v \cdot c_{L\alpha w} \cdot U_{de}}{m \cdot \frac{g}{S_w}} [-] \quad (7.9)$$

Kde:

- ρ hustota vzduchu u hladiny moře [kgm^{-3}],
 $c_{L\alpha w}$ stoupání vztlakové čáry křídla [rad^{-1}],
 m hmotnost letounu [kg],
 k_g je zmírňující součinitel [-], viz rovnice (7.10),
 v je rychlost letu [ms^{-1}],
 U_{de} je velikost poryvu [ms^{-1}].

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} [-] \quad (7.10)$$

- μ je relativní hmotnostní poměr letounu [-], viz rovnice (7.12).

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{m}{S_w}}{\rho \cdot b_{SAT} \cdot c_{L\alpha}} [-] \quad (7.11)$$

Výpočet názorně proveden pro malý kladný poryv:

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{15,7}{0,81}}{1,225 \cdot 1,36 \cdot 4,55} = 19,29$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot 19,29}{5,3 + 19,29} = 0,69$$

$$n = 1 + \frac{0,5 \cdot 0,69 \cdot 1,225 \cdot 37,5 \cdot 4,55 \cdot 4,57}{15,7 \cdot \frac{9,81}{0,81}} = 2,73$$

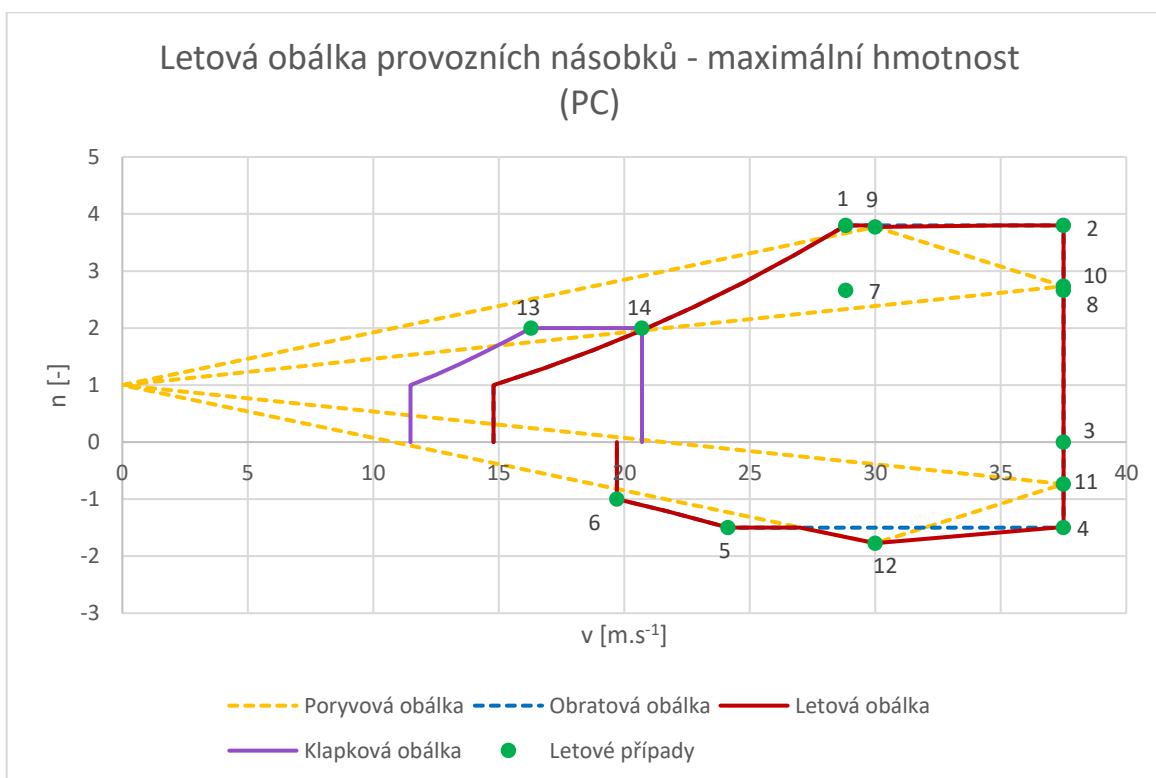
Tabulka 7-3: Hodnoty relativního hmotnostního poměru a zmírňujícího součinitele

	$\mu_g [-]$	$k_g [-]$
m_{PC}	19,29	0,69
m_{ZC}	12,82	0,62

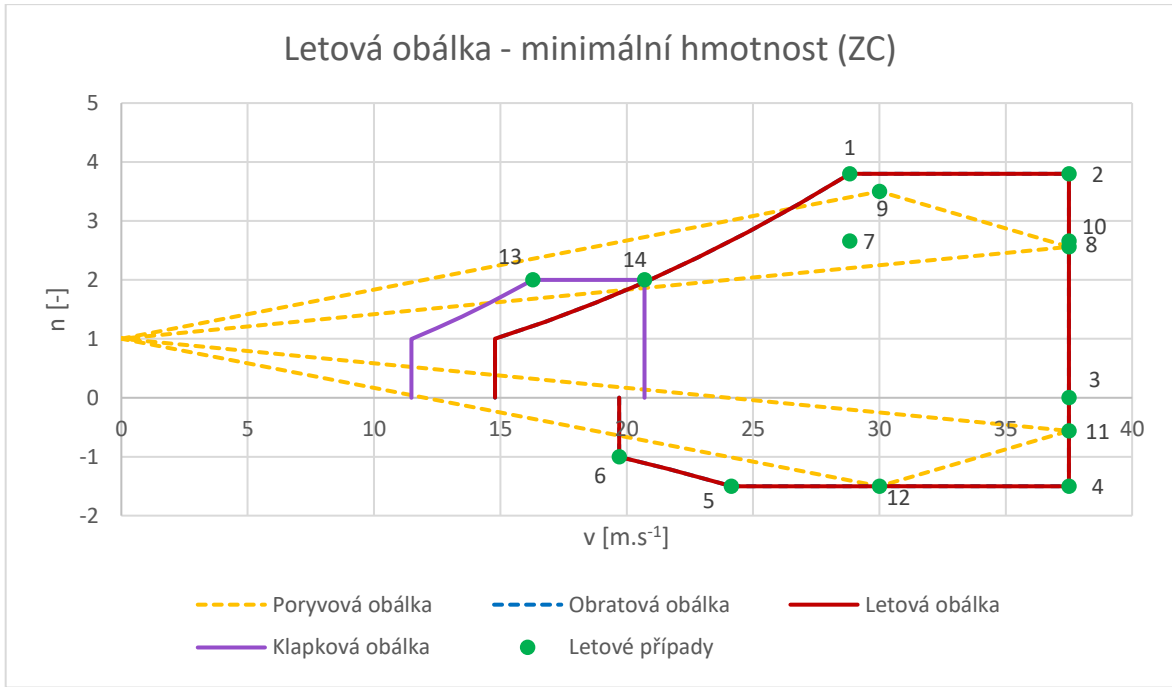
Výsledky výpočtů obratových a poryvových obálek pro obě letové konfigurace jsou uvedeny v následující tabulce (Tabulka 7-4) a v grafech (Obrázek 7-1 a Obrázek 7-2).

Tabulka 7-4: Body letové obálky provozních násobků

Letový případ		Rychlost [ms^{-1}]		Násobek [-]	
				(konfigurace PC)	(konfigurace ZC)
1		v_A	28,83	3,8	
2		v_D	37,5	3,8	
3		v_D	37,5	0	
4		v_D	37,5	-1,5	
5		v_G	24,13	-1,5	
6		v_{SG}	19,70	-1	
7	Křídélko $\pm 30^\circ$	v_A	28,83	2,66	
8	Křídélko $\pm 10^\circ$	v_D	37,5	2,66	
9		v_C	30,0	3,77	3,50
10		v_D	37,5	2,73	2,56
11		v_D	37,5	-0,73	-0,56
12		v_C	30,0	-1,77	-1,50
13	Klapky $+40^\circ$	v_{AF}	16,28	2	
14	Klapky $+40^\circ$	v_F	20,71	2	



Obrázek 7-1: Letová obálka provozních násobků (PC)



Obrázek 7-2: Letová obálka provozních násobků (ZC)

7.3 AERODYNAMICKÉ PODKLADY PRO VÝPOČET ZATÍŽENÍ

V této kapitole jsou převzaty výsledky z aerodynamického návrhu křídla a jsou upraveny pro účely stanovení zatížení.

7.3.1 VYVAŽOVACÍ SÍLY NA VOP

Od celkového vztlaku letounu je potřeba odečíst vztlak působící na VOP. Výsledný vztlak L_w je potom síla, která působí na křídlo.

Nejprve je určeno rameno vůči aerodynamickému středu křídla s trupem. Tento aerodynamický střed byl určen v rámci práce týmového kolegy $x_{acw} = 0,23 \cdot b_{SAT}$. Výpočet je názorně proveden pro maximální hmotnost a letový případ č. 1. Výsledky pro všechny případy jsou uvedeny v podkapitole 7.3.4.

$$l'_{VOP} = l_{VOP} + (0,25 - x_{acwf}) \cdot b_{SAT} [m] \quad (7.12)$$

$$l'_{VOP} = 1,22 + (0,25 - 0,23) \cdot 0,361 = 1,227 \text{ m}$$

Pro výpočet vyvažovací síly na VOP platí:

$$L_{VOP} = \frac{1}{l'_{VOP}} \cdot [M_{ywf} + m \cdot n \cdot g \cdot (x_T - x_{acwf}) \cdot b_{SAT}] [N] \quad (7.13)$$

Kde:

x_T bezrozměrná poloha těžiště [-],

x_{acwf} poloha neutrálního bodu letounu bez VOP, převzato od kolegy:

$$x_{acwf} = 0,23$$

M_{ywf} klopivý moment letounu bez VOP (rovnice (7.14)).

$$M_{ywf} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_A^2 \cdot S_w \cdot c_{m0wf} \cdot b_{SAT} [Nm] \quad (7.14)$$

Kde:

c_{m0wf} součinitel klopného momentu křídla s trupem při $c_L = 0$ [-], převzato od týmového kolegy:

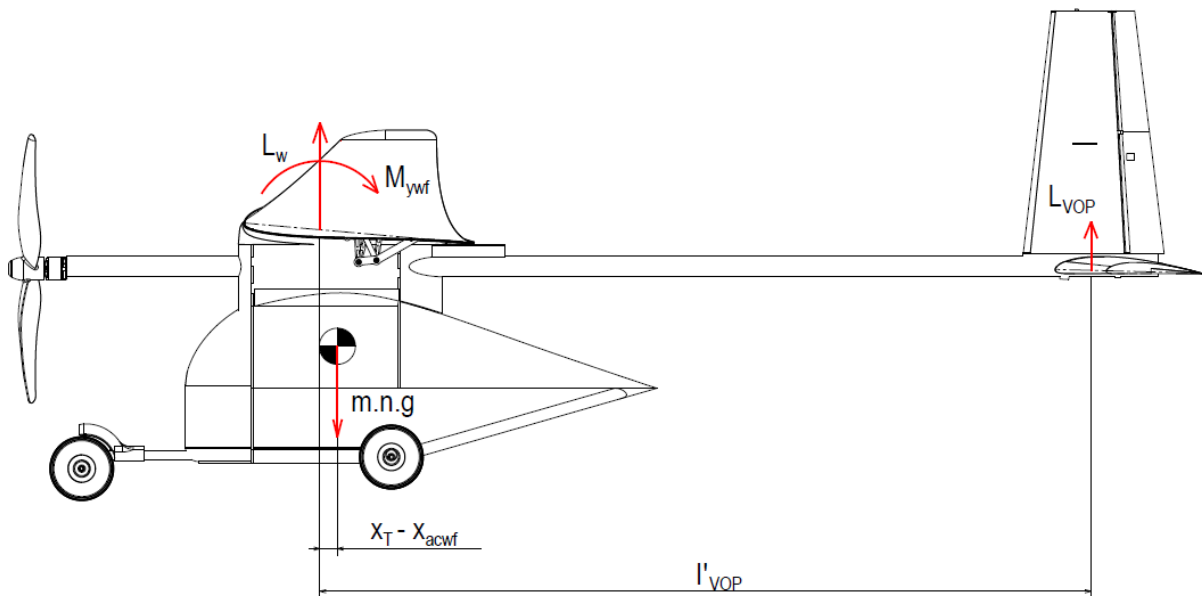
$$c_{m0wf} = -0,09$$

Po dosazení:

$$M_{ywf} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 28,8^2 \cdot 0,81 \cdot (-0,09) \cdot 0,361 = -13,37 \text{ Nm}$$

Po dosazení do rovnice (7.13):

$$L_{VOP} = \frac{1}{1,227} \cdot [-13,37 + 15,7 \cdot 3,8 \cdot 9,81 \cdot (0,24 - 0,23) \cdot 0,361] = -6,86 \text{ N}$$



Obrázek 7-3: Popis vyvažovací síly

7.3.2 VZTLAKOVÁ SÍLA NA KŘÍDLA A ÚHEL NÁBĚHU

Celková vztlaková síla letounu L je dána jako součet síly na křídla a na VOP. Pro výpočet síly na křídla tedy platí rovnice (7.15). Výpočet je názorně proveden pro maximální hmotnost a letový případ č. 1. Výsledky pro všechny případy jsou uvedeny v kapitole 7.3.4.

$$L_w = L - L_{VOP} = m \cdot n \cdot g - L_{VOP} \text{ [N]} \quad (7.15)$$

$$L_w = 15,7 \cdot 3,8 \cdot 9,81 - (-6,86) = 591,4 \text{ N}$$

Součinitel vztlaku křídla:

$$c_{Lw} = \frac{2 \cdot L_w}{S_w \cdot \rho \cdot v_A^2} \text{ [-]} \quad (7.16)$$

$$c_{Lw} = \frac{2 \cdot 591,4}{0,81 \cdot 1,225 \cdot 28,8^2} = 1,437$$

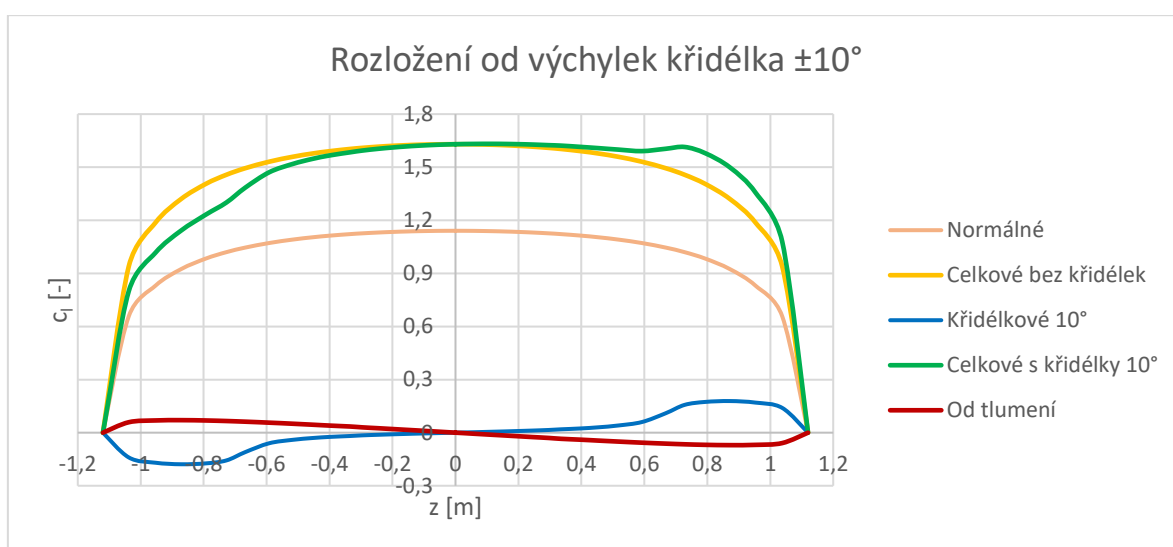
Úhel náběhu křídla v daném režimu:

$$\alpha_w = \frac{c_{Lw}}{c_{L\alpha w}} + \alpha_{0w} [\text{rad}] \quad (7.17)$$

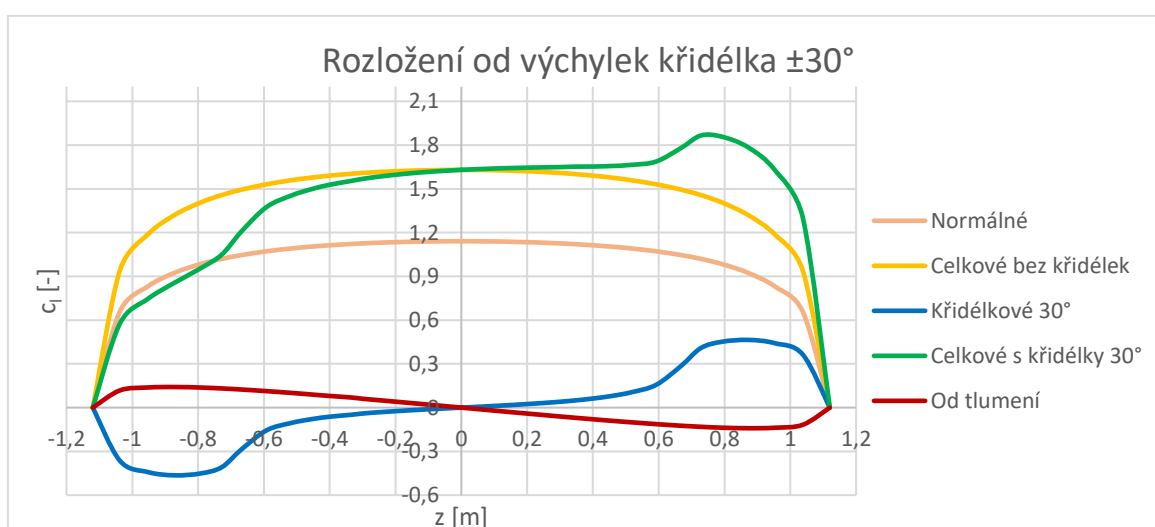
$$\alpha_w = \frac{1,437}{4,55} + (-0,0733) = 0,243 \text{ rad} = 13,9^\circ$$

7.3.3 ROZLOŽENÍ VZTLAKU

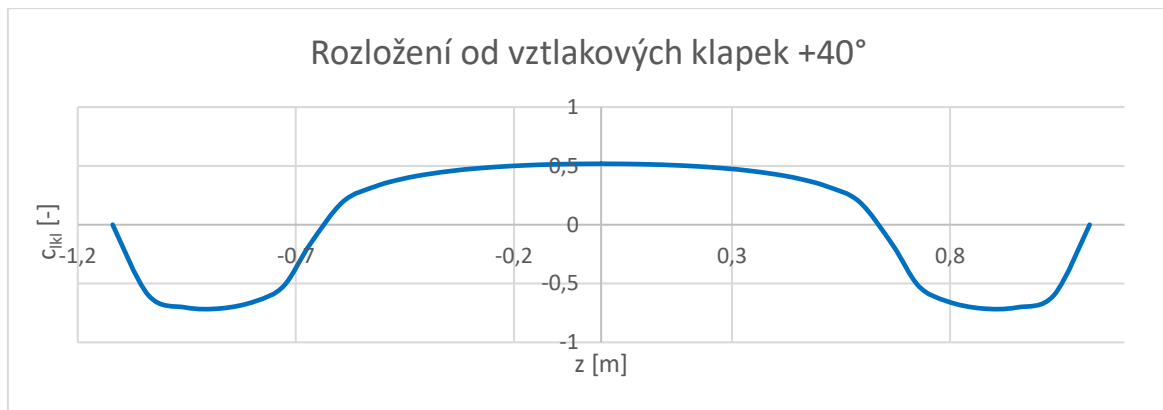
Rozložení vztlaku je řešeno pomocí programu Glauert III. Je řešeno normální rozložení, rozložení od výchylky křidélek, rozložení od tlumení klonění a rozložení od vztlakových klappek. Dále je řešen průběh klopivého momentu po rozpětí. Nulové rozložení je rovno nule po celém rozpětí, protože křídlo není kroucené. Normální rozložení bylo řešeno již v kapitole 6.2, ale pro úplnost je v grafech uvedeno. Vstupem pro řešení rozložení vztlaku od křidélek a klapky jsou výsledky z kapitoly 6.3. Řešení bylo provedeno v 19 řezech odpovídajících pozicím žeber konstrukce křídla (platí pro všechny následující výpočty).



Obrázek 7-4: Rozložení vztlaku od výchylek křídélka $\pm 10^\circ$



Obrázek 7-5: Rozložení vztlaku od výchylek křídélka $\pm 30^\circ$



Obrázek 7-6: Rozložení vztlaku od vztlakových klapek +40°

7.3.4 ODPOR

Pro každý součinitel vztlaku stanovený v 7.3.2 je nyní určen součinitel odporu. Názorný výpočet je proveden pro maximální hmotnost a letový případ č. 1. Pro součinitel odporu platí vztah (7.18), jehož jednotlivé členy byly již popsány v kapitole 6.4.

$$c_d = c_{d_{min}} \cdot \frac{S_{net}}{S} + 0,75 \cdot (\Delta_l c_{dp}) \cdot \left(\frac{c_{Lw} - c_{Li}}{c_{Lmaxw} - c_{Li}} \right)^2 \quad [-] \quad (7.18)$$

$$c_d = 0,008 \cdot \frac{0,79}{0,81} + 0,75 \cdot 0,037 \cdot \left(\frac{1,437 - 0,6}{1,42 - 0,6} \right)^2 = 0,0367$$

V následujících tabulkách (Tabulka 7-5 a Tabulka 7-6) jsou uvedeny výsledky předcházejících výpočtů. Tyto výsledky jsou dále použity pro stanovení zatížení letounu.

Tabulka 7-5: Výsledné hodnoty z aerodynamických podkladů pro konfiguraci maximální hmotnosti/PC

LP	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
v [ms^{-1}]	28,83	37,50	37,50	37,50	24,13	19,70	28,83	37,50	30,00	37,50	37,50	30,00	16,28	20,70
n [-]	3,8	3,8	0	-1,5	-1,5	-1	2,66	2,66	3,77	2,73	-0,73	-1,77	2	2
L_h [N]	-6,86	-14,38	-18,39	-19,97	-9,19	-6,13	-8,06	-15,58	-7,79	-15,51	-19,16	-13,63	-16,01	-27,19
L [N]	584,5	584,5	0,0	-230,7	-230,7	-153,8	409,2	409,2	580,3	420,4	-112,7	-272,6	307,6	307,6
L_w [N]	591,4	598,9	18,4	-210,8	-221,5	-147,7	417,2	424,7	588,1	435,9	-93,6	-259,0	323,6	334,8
c_{Lw} [-]	1,437	0,860	0,026	-0,303	-0,768	-0,768	1,014	0,610	1,319	0,626	-0,134	-0,581	2,465	1,577
α_w [°]	13,90	6,64	-3,87	-8,01	-13,88	-13,88	8,57	3,48	12,42	3,69	-5,89	-11,52	-1,62	-11,35
c_d [-]	0,0367	0,0106	0,0214	0,0414	0,0850	0,0850	0,0149	0,0078	0,0292	0,0078	0,0301	0,0654	0,1514	0,0472

Tabulka 7-6: Výsledné hodnoty z aerodynamických podkladů pro konfiguraci minimální hmotnosti/ZC

LP	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
v [ms^{-1}]	28,83	37,50	37,50	37,50	24,13	19,70	28,83	37,50	30,00	37,50	37,50	30,00	16,28	20,70
n [-]	3,8	3,8	0	-1,5	-1,5	-1	2,66	2,66	3,50	2,56	-0,56	-1,50	2	2
L_h [N]	-2,53	-10,05	-18,39	-21,68	-10,90	-7,27	-5,03	-12,55	-4,09	-12,76	-19,62	-15,06	-7,43	-14,73
L [N]	584,5	584,5	0,0	-230,7	-230,7	-153,8	409,2	409,2	538,4	394,2	-86,6	-230,8	307,6	307,6
L_w [N]	587,0	594,6	18,4	-209,1	-219,8	-146,6	414,2	421,7	542,5	407,0	-66,9	-215,7	315,1	322,4
c_{Lw} [-]	1,426	0,854	0,026	-0,300	-0,762	-0,762	1,006	0,605	1,217	0,584	-0,096	-0,484	2,400	1,518
α_w [°]	13,77	6,56	-3,87	-7,98	-13,80	-13,80	8,48	3,43	11,14	3,16	-5,41	-10,30	-2,34	-11,99
c_d [-]	0,0360	0,0105	0,0214	0,0412	0,0844	0,0844	0,0146	0,0078	0,0235	0,0078	0,0278	0,0563	0,1415	0,0426

7.4 PRŮBĚHY ZATÍŽENÍ

Pro každý letový případ uvedený v tabulkách výše (Tabulka 7-5 a Tabulka 7-6) je nyní proveden výpočet průběhů zatížení. Nejprve je nutné určit působící spojité zatížení a poté průběh samotných zatížení. Tato zatížení jsou následně přepočítána v závislosti na úhlu náběhu z aerodynamické souřadné soustavy do souřadnicové soustavy křídla. Řešení všech průběhů zatížení je obsahem příloh 2 a 3.

7.4.1 SPOJITÉ ZATÍŽENÍ OD HMOTNOSTI KŘÍDLA

Předpokladem je lineární rozložení hmot a toto rozložení je úměrné hloubce křídla.

$$q_m(z) = \frac{n \cdot m_w \cdot g}{S_w} \cdot b(z) \text{ [Nm}^{-1}\text{]} \quad (7.19)$$

Kde:

m_w hmotnost křídla včetně klapky, křídélka, servomotorů a wingletu [kg]:

$$m_w = 2,14 \text{ kg}$$

z souřadnice rozpětí [m].

Jedná se o obdélníkové křídlo, spojité zatížení od hmotnosti křídla bude mít tedy podle vztahu (7.19) obdélníkový tvar.

7.4.2 CELKOVÉ ROZLOŽENÍ VZTLAKU A ODPORU

Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí je dáno součtem všech dílčích součinitelů vztlaku – normální, nulové, klapkové, křídélkové, od tlumení klonění, od trupu a od křídla. Není uvažováno rozložení od trupu.

$$c_l(z) = c_{ln}(z) \cdot c_{Lw} + c_{l0}(z) + c_{lf}(z) + c_{la}(z) + c_{ltl}(z) + c_{ltr}(z) \text{ [-]} \quad (7.20)$$

Kde:

c_{ln} normální rozložení [-],

c_{Lw} součinitel vztlaku křídla [-],

c_{l0} nulové rozložení [-],

c_{lf} rozložení od klapky [-],

c_{la} rozložení od křídélka [-],

c_{ltl} rozložení od tlumení klonění [-],

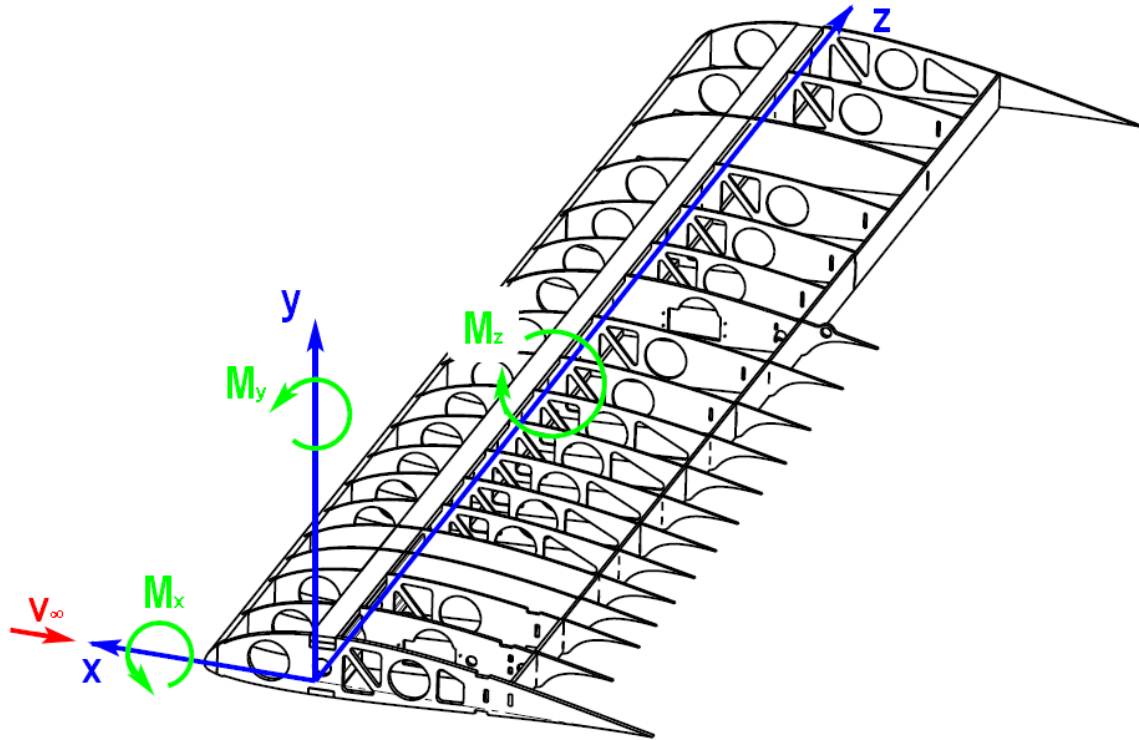
c_{ltr} rozložení od trupu [-].

Rozložení součinitele odporu je dáno vztahem:

$$c_d(z) = c_{Dw} \cdot c_{ln}(z) \text{ [-]} \quad (7.21)$$

7.4.3 SPOJITÉ ZATÍŽENÍ

Spojité zatížení je součtem zatížení od hmotových sil q_m a aerodynamických sil q_{xa} a q_{ya} . Je potřeba uvažovat smysl sil podle daného letového případu.



Obrázek 7-7: Souřadný systém křídla

Složka spojitého zatížení ve směru osy y od aerodynamických sil:

$$q_{ya}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_l(z) \cdot b(z) \text{ [Nm}^{-1}\text{]} \quad (7.22)$$

Složka spojitého zatížení ve směru osy x od aerodynamických sil:

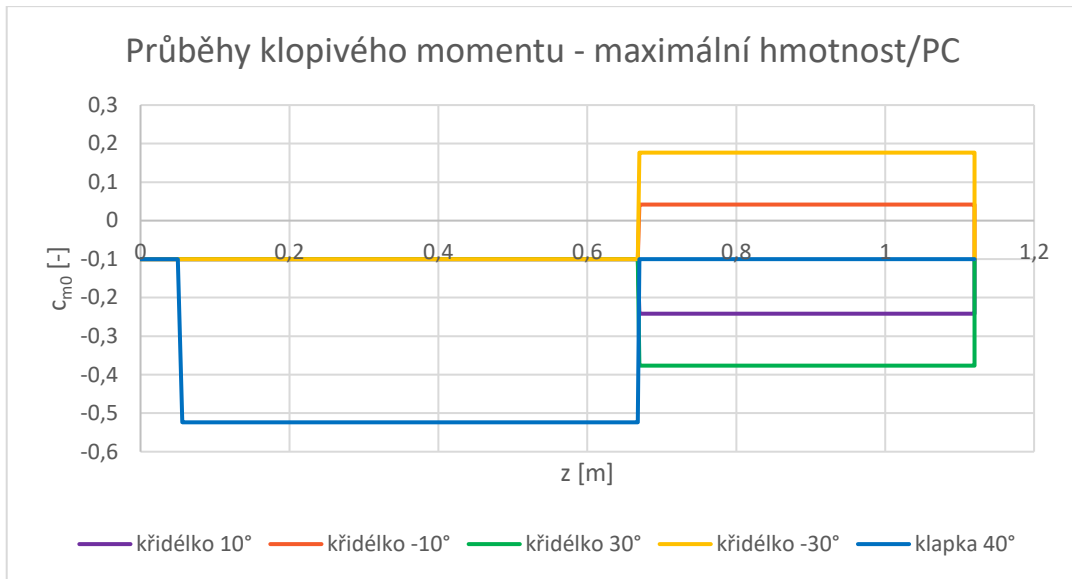
$$q_{xa}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_d(z) \cdot b(z) \text{ [Nm}^{-1}\text{]} \quad (7.23)$$

Složka spojitého zatížení od hmotových sil působících ve směru osy y:

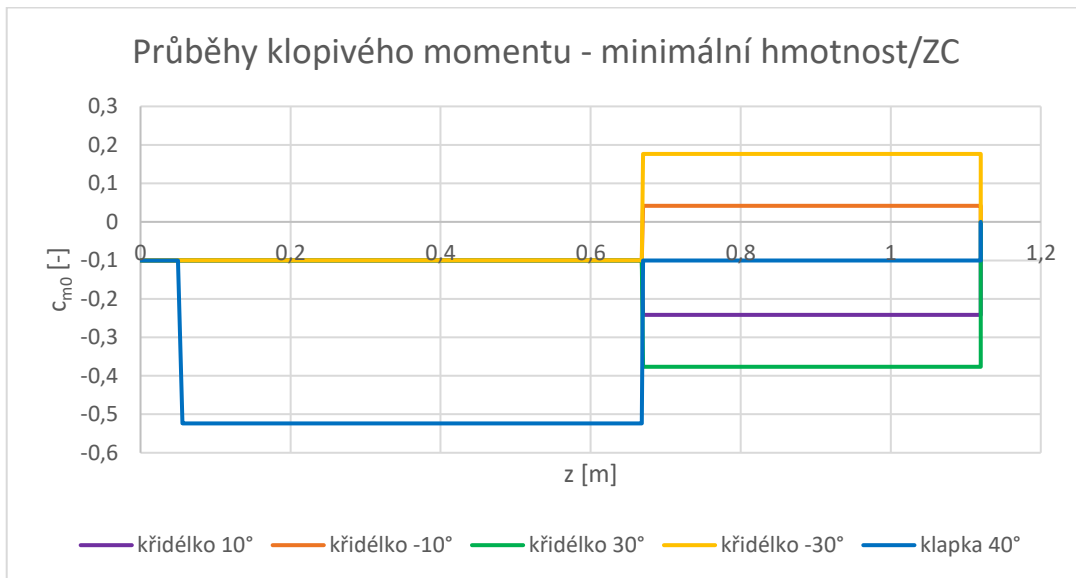
$$q_{ym}(z) = -q_m(z) \quad (7.24)$$

Na základě místních součinitelů kroučícího momentu pro nulový vztlak křídla $c_{m0}(z)$ je určen průběh spojitého zatížení od kroučícího momentu $q_k(z)$. Změny kroučícího momentu, resp. jeho součinitele jsou způsobeny výchytkami křidélek a klapky a tyto změny jsou popsány v kapitole 6.3. Průběhy součinitelů kroučícího momentu jsou uvedeny v následujících grafech. Spojité zatížení od kroučícího momentu je dáno rovnicí (7.25).

$$q_k(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_{m0}(z) \cdot b^2(z) \text{ [Nm} \cdot \text{m}^{-1}\text{]} \quad (7.25)$$



Obrázek 7-8: Průběhy klopivého momentu při profilových změnách – maximální hmotnost



Obrázek 7-9: Průběhy klopivého momentu při profilových změnách - minimální hmotnost

Nejprve jsou určeny průběhy zatížení v aerodynamické souřadné soustavě. Následně jsou tyto průběhy přepočítány do souřadné soustavy křídla. Tato transformace je vhodná z hlediska následných pevnostních výpočtů, kdy je takto definovaný systém pro konstrukční návrh konvenční.

7.4.4 POSOUVAJÍCÍ SÍLY

Posouvající síly jsou řešeny ve 2 aerodynamických osách (x a y). V ose y působí vztahové a hmotové zatížení, v ose x působí odporové zatížení. Posouvající síly jsou dány následujícími výrazy. Integrály jsou řešeny pouze na polorozpětí, předpokládá se stejné rozložení i na druhé polovině křídla. Integrály jsou řešeny pomocí numerické integrace obdélníkovou metodou a výpočty jsou dostupné v přílohách 2 a 3.

$$T_{xa,ya}(z) = \int_0^{l/2} q_{xa,ya}(z) dz [N] \quad (7.26)$$

$$T_{ym}(z) = \int_0^{l/2} q_{ym}(z) dz [N] \quad (7.27)$$

Posouvající síla ve směru osy y je dána součtem:

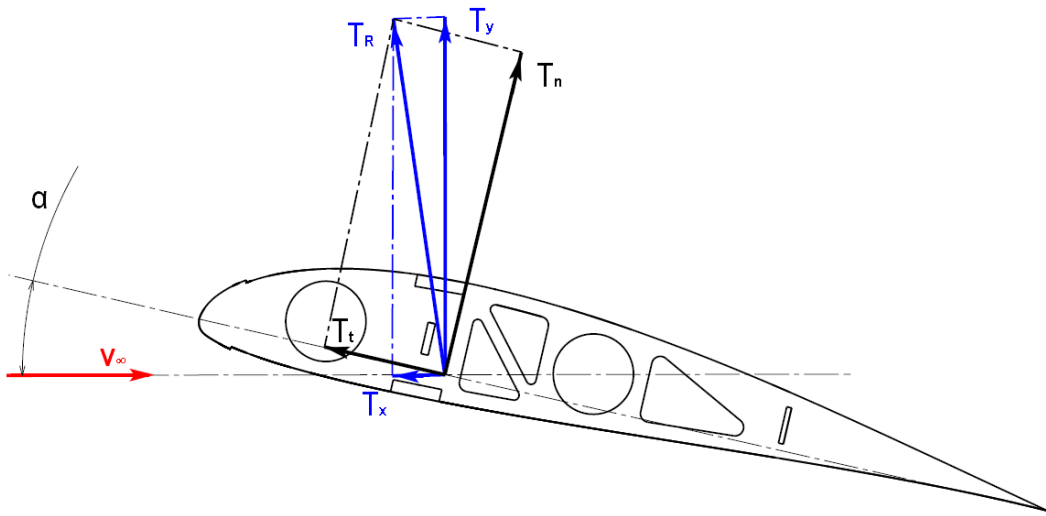
$$T_y(z) = T_{ym}(z) + T_{ya}(z) [N] \quad (7.28)$$

Posouvající síla ve směru osy x je přímo integrál z rovnice (7.26).

$$T_x(z) = T_{xa}(z) [N] \quad (7.29)$$

Výsledná posouvající síla:

$$T_R(z) = \sqrt{T_x^2(z) + T_y^2(z)} [N] \quad (7.30)$$



Obrázek 7-10: Transformace posouvajících sil z aerodynamického s.sys. do s.sys. křídla

Přepočítání do souřadné soustavy křídla:

$$T_n(z) = T_y(z) \cdot \cos \alpha - T_x(z) \cdot \sin \alpha [N] \quad (7.31)$$

$$T_t(z) = T_y(z) \cdot \sin \alpha + T_x(z) \cdot \cos \alpha [N] \quad (7.32)$$

7.4.5 OHYBOVÉ MOMENTY

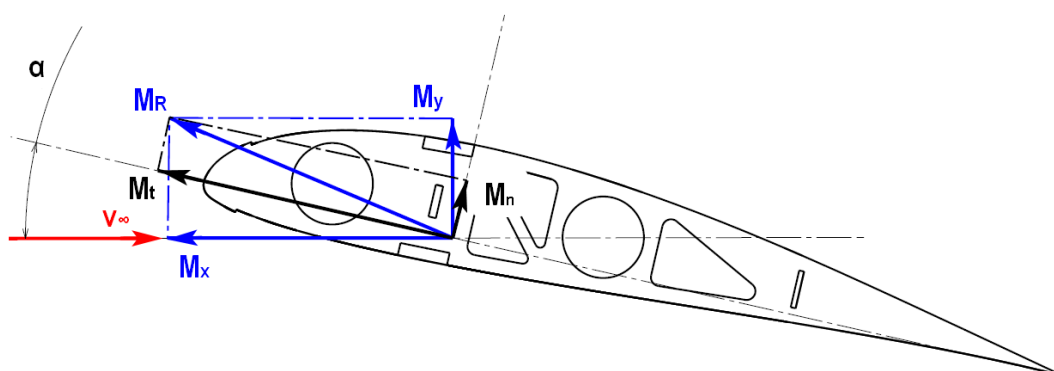
Stejně jako u posouvajících sil jsou momenty nejprve řešeny v aerodynamické souřadné soustavě a následně jsou převedeny do souřadné soustavy křídla. Ohybový moment je podle Schwedlerovy věty integrálem posouvající síly.

$$M_y(z) = - \int_0^{l/2} T_x(z) dz [Nm] \quad (7.33)$$

$$M_x(z) = \int_0^{l/2} T_y(z) dz [Nm] \quad (7.34)$$

Výsledný ohybový moment:

$$M_R(z) = \sqrt{M_x^2(z) + M_y^2(z)} \text{ [Nm]} \quad (7.35)$$



Obrázek 7-11: Transformace momentů z aerodynamického s.sys. do s.sys. křídla

Přepočítání do souřadné soustavy křídla:

$$M_t(z) = M_y(z) \cdot \sin \alpha + M_x(z) \cdot \cos \alpha \text{ [Nm]} \quad (7.36)$$

$$M_n(z) = M_y(z) \cdot \cos \alpha - M_x(z) \cdot \sin \alpha \text{ [Nm]} \quad (7.37)$$

7.4.6 KROUTÍCÍ MOMENT

Kroutící moment je vztažen k ose čtvrtinových bodů v 25% b_{SAT} , hlavní nosník křídla leží v 25,5% b_{SAT} . Tento rozdíl 0,5% je dále uvažován za zanedbatelný. U jednonosníkové konstrukce s torzní dutinou v náběžné části lze podle předpokládat, že osa elastického ohybu (OEO) leží v ose nosníku [18].

Kroutící moment je součtem kroutícího momentu od hmot křídla M_{km} a od aerodynamických sil – od klopivého momentu M_{kcm_0} . Kroutící moment od hmot je způsoben normálou složkou hmotového zatížení q_{ym} , která působí na rameni $(x_{OEO} - x_T)$, viz rovnice (7.40). Moment od aerodynamických sil je vztažen k aerodynamickému středu a je vyjádřen rovnicí (7.39).

$$M_k(z) = M_{kcm_0}(z) + M_{km}(z) \text{ [Nm]} \quad (7.38)$$

Kde:

$$M_{kcm_0} = q \cdot \int_0^{\frac{l}{2}} c_m(z) \cdot b^2(z) dz \quad (7.39)$$

q dynamický tlak [Pa],

$$M_{km}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{ym} \cdot (x_{OEO} - x_T) \cdot \cos \alpha dz \quad (7.40)$$

x_{OEO} bezrozměrná poloha ohybové elastické osy křídla [-],

x_T bezrozměrná poloha působíště hmotových sil [-].

$$x_T = 0,4$$

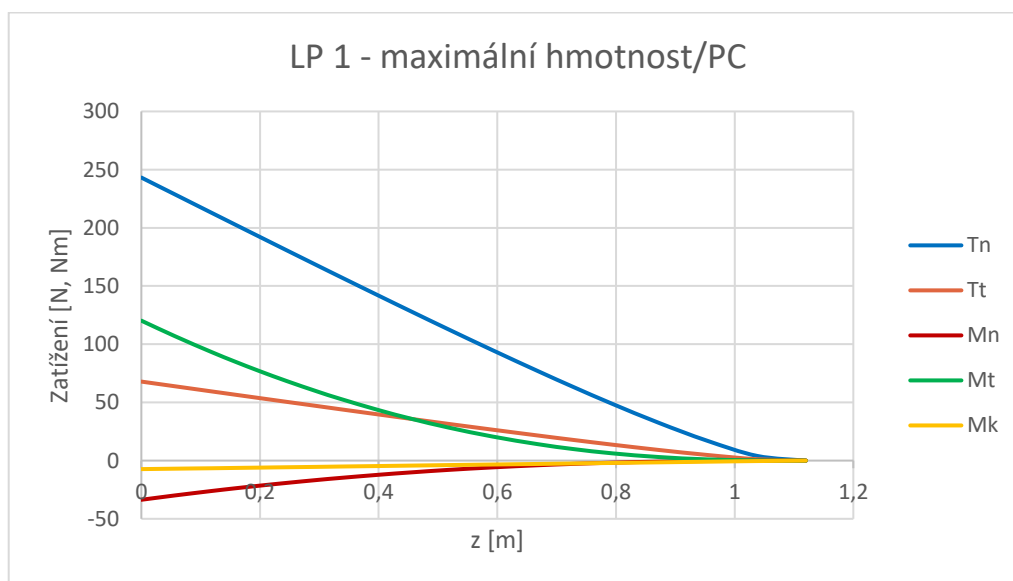
7.5 VÝSLEDKY PRŮBĚHŮ ZATÍŽENÍ

V této kapitole jsou uvedeny výsledky získané v předchozí kapitole 7.4.

7.5.1 PODLE LETOVÝCH PŘÍPADŮ

Nejprve byly stanoveny pro každý letový případ průběhy jednotlivých zatížení, pro každou letovou konfiguraci zvlášť. Pro názornost je uveden graf pouze pro jeden letový případ pro maximální hmotnost. Všechny letové případy jsou uvedeny v přílohách 2 a 3.

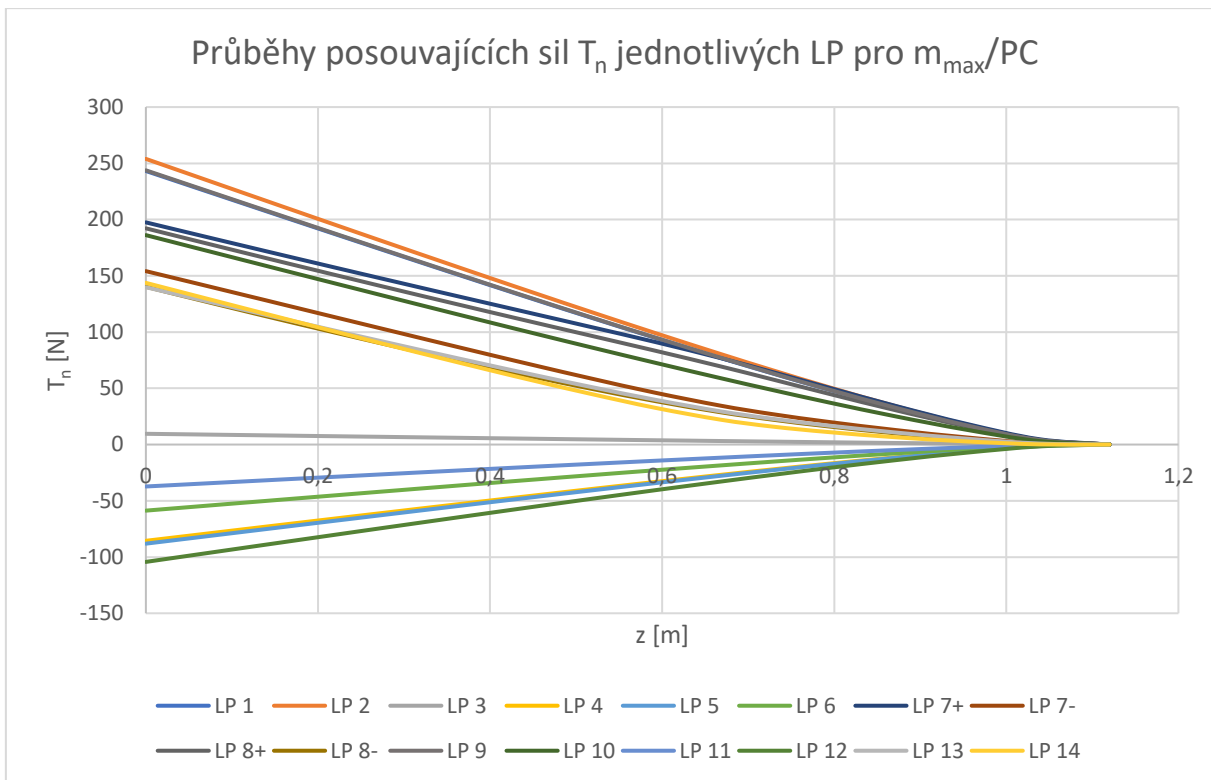
Pro každou letovou konfiguraci bylo řešeno všech 14 letových případů z letových obálek provozních násobků (Obrázek 7-1 a Obrázek 7-2). Případy 7 a 8 jsou křídélkové případy a jsou řešeny obě symetrické polohy křídélka ($\pm 10^\circ$ a $\pm 30^\circ$). Případy 13 a 14 jsou klapkové.



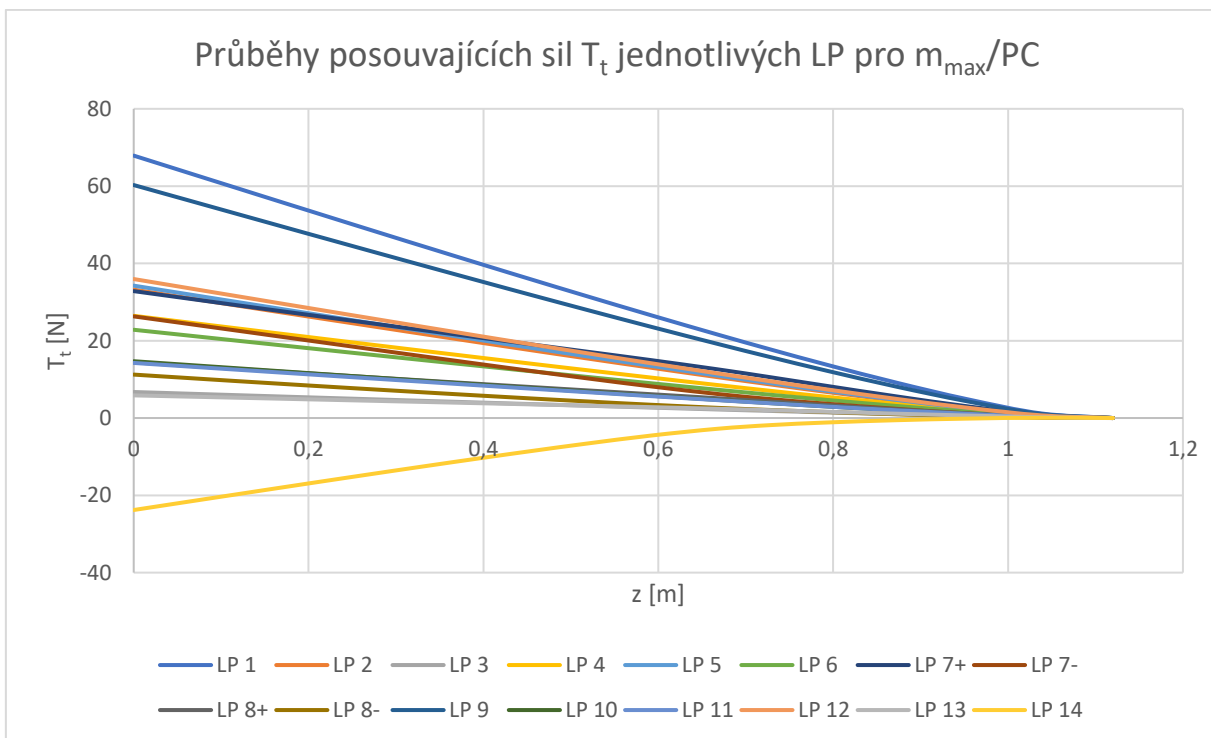
Obrázek 7-12: Průběhy zatížení LP 1 konfigurace maximální hmotnosti/PC

7.5.2 PODLE TYPU ZATÍŽENÍ

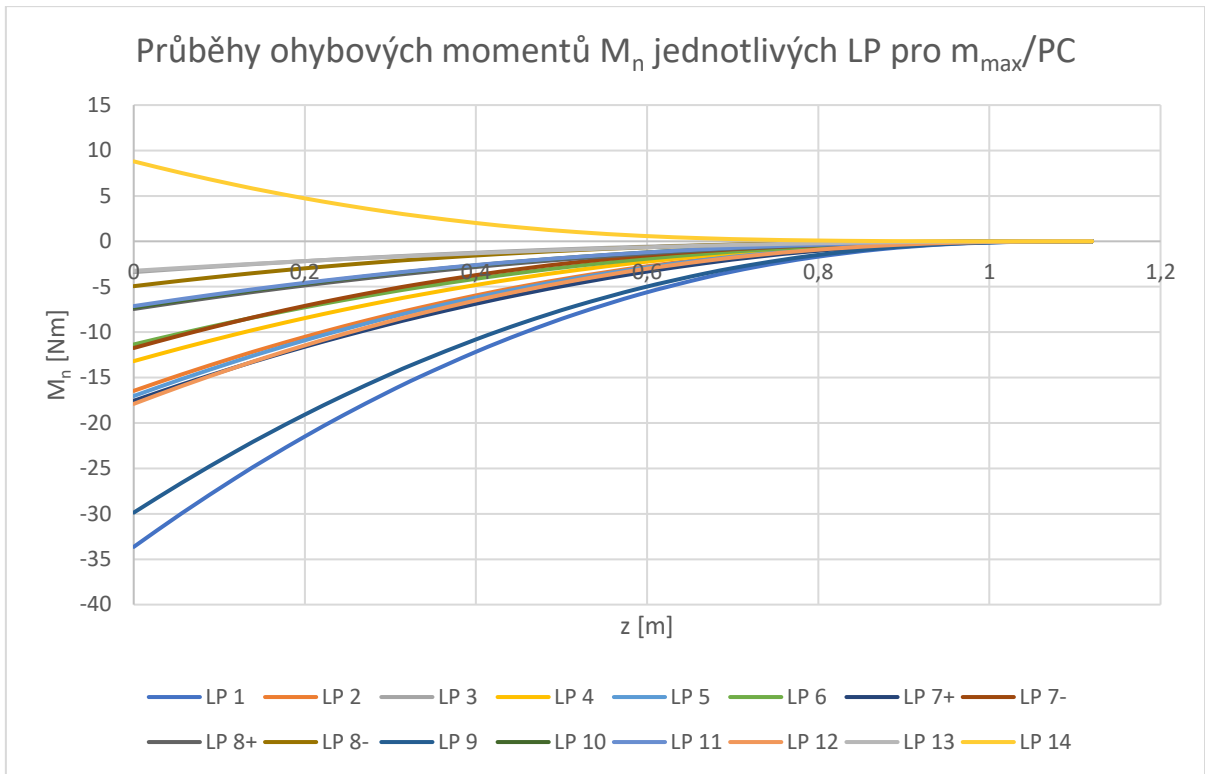
V následujících grafech jsou porovnány průběhy jednotlivých vnitřních zatížení pro každý letový případ. Jsou uvedeny pouze grafy pro hmotovou konfiguraci maximální hmotnosti/PC. Výsledné průběhy pro druhou konfiguraci – minimální hmotnost/ZC jsou obsahem přílohy 3.



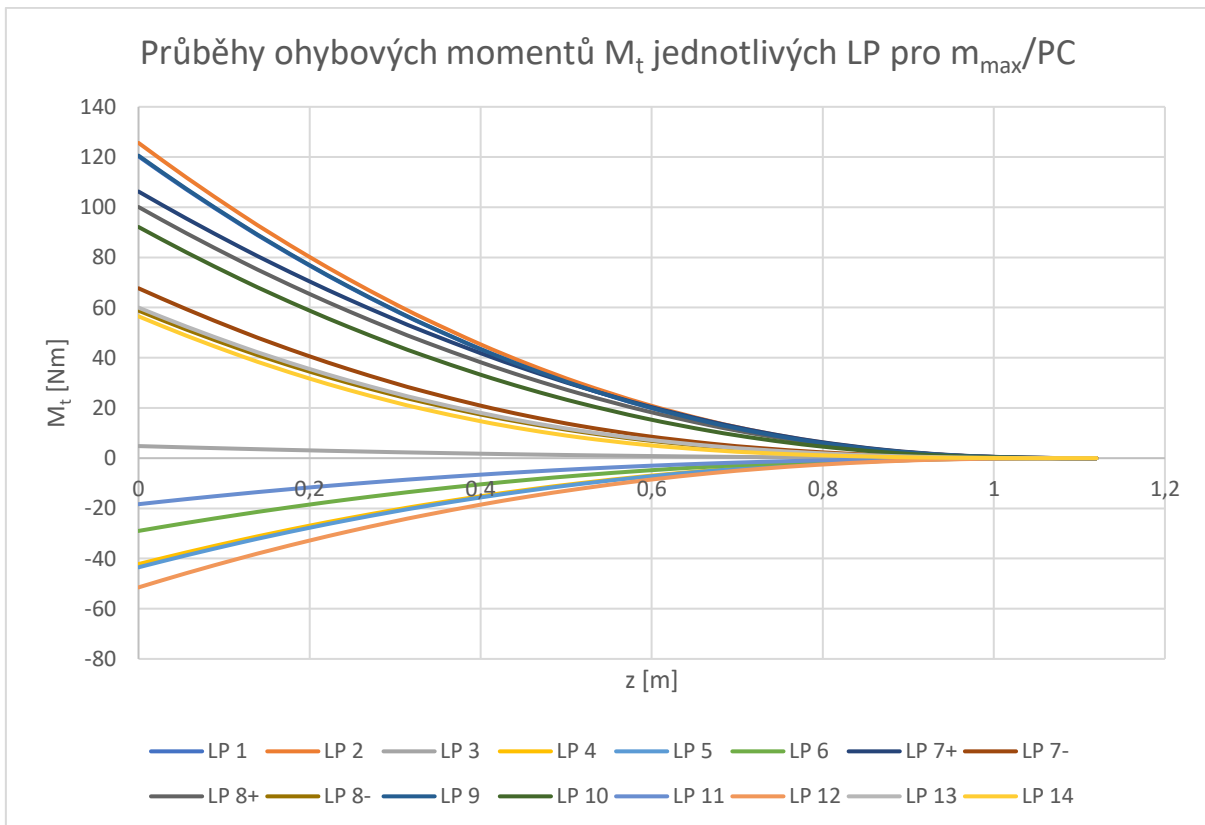
Obrázek 7-13: Průběhy posouvajících sil T_n jednotlivých LP



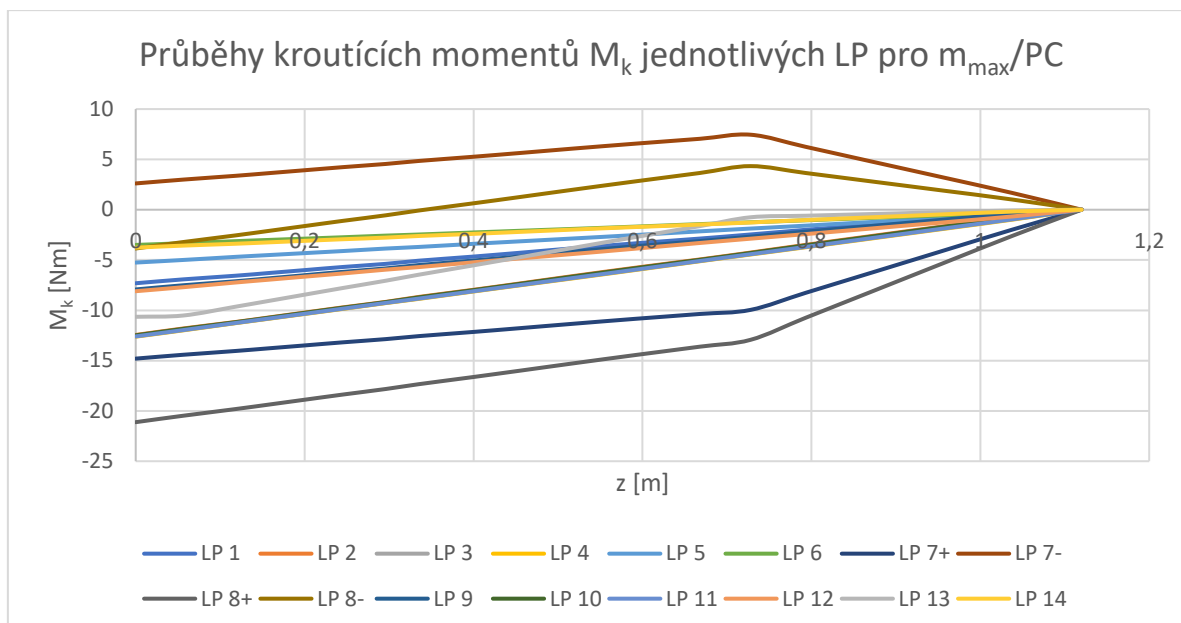
Obrázek 7-14: Průběhy posouvajících sil T_t jednotlivých LP



Obrázek 7-15: Průběhy ohybových momentů M_n jednotlivých LP



Obrázek 7-16: Průběhy ohybových momentů M_t jednotlivých LP



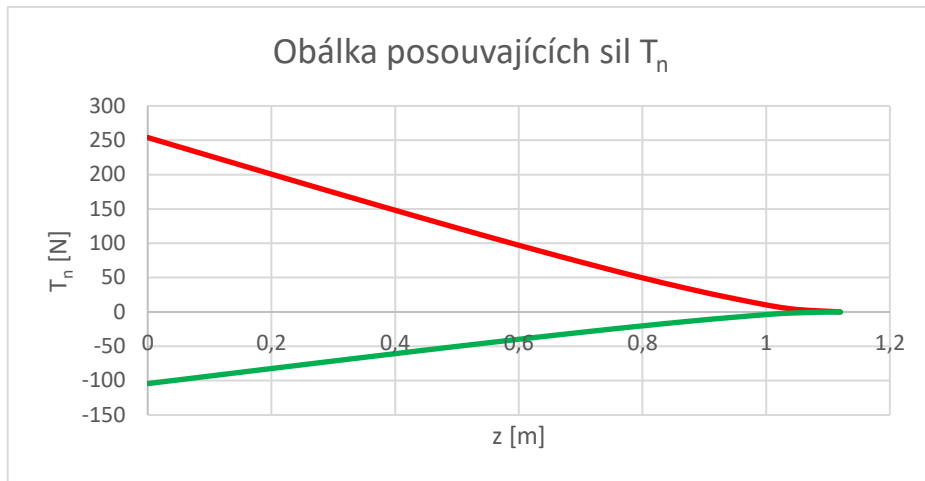
Obrázek 7-17: Průběhy kroutících momentů M_{kac} jednotlivých LP

7.5.3 OBÁLKY ZATÍŽENÍ

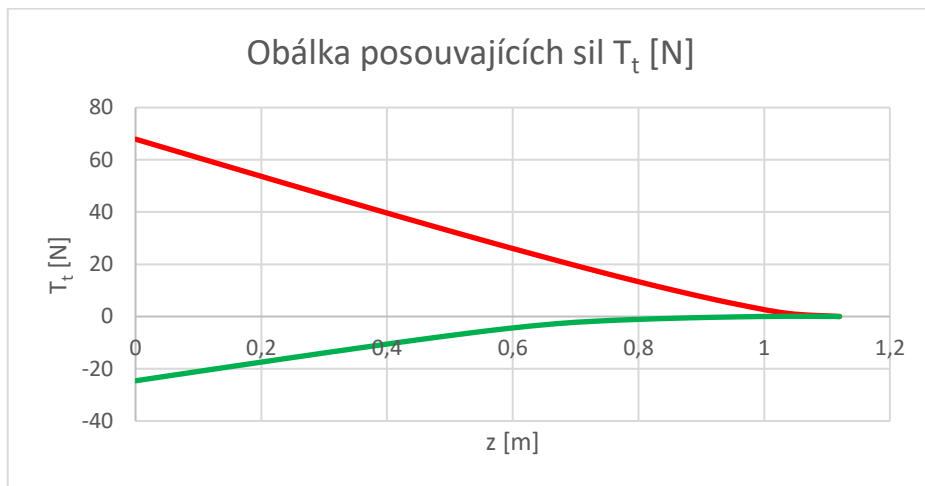
Pro dimenzování je podstatné znát extrémní hodnoty zatížení. Tyto hodnoty jsou shrnuty v tabulce (Tabulka 7-7) a následují grafická znázornění obálek pro všechny typy zatížení. Jedná se o extrémní hodnoty pro obě krajní hmotové konfigurace. Pro tyto hodnoty je křídlo dimenzováno.

Tabulka 7-7: Extrémní hodnoty jednotlivých typů zatížení

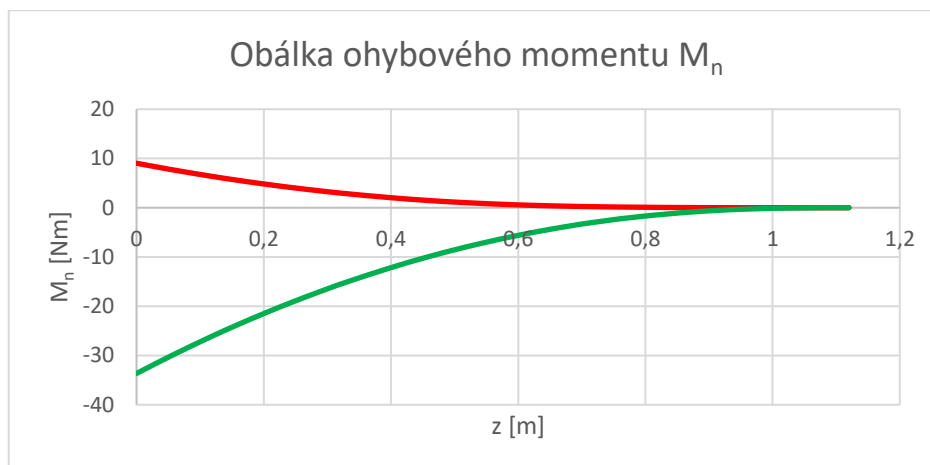
z [m]	T_n [N]		T_t [N]		M_n [Nm]		M_t [Nm]		M_k [Nm]	
	max	min	max	min	max	min	max	min	max	min
0	254,0	-104,3	67,9	-24,6	9,03	-33,64	125,6	-51,5	2,61	-21,12
0,056	239,0	-98,2	63,9	-22,6	7,71	-29,95	111,8	-45,8	2,99	-20,48
0,118	222,5	-91,3	59,5	-20,4	6,37	-26,13	97,5	-39,9	3,37	-19,82
0,157	212,1	-87,1	56,7	-19,0	5,61	-23,86	89,0	-36,5	3,63	-19,38
0,199	200,9	-82,5	53,7	-17,5	4,84	-21,54	80,4	-32,9	3,91	-18,90
0,245	188,7	-77,5	50,5	-15,9	4,07	-19,15	71,4	-29,2	4,23	-18,37
0,296	175,3	-71,9	46,9	-14,1	3,31	-16,66	62,1	-25,4	4,55	-17,82
0,335	165,0	-67,7	44,2	-12,7	2,79	-14,89	55,5	-22,7	4,84	-17,34
0,399	148,3	-60,8	39,7	-10,6	2,04	-12,20	45,5	-18,6	5,26	-16,64
0,455	133,8	-54,9	35,8	-8,7	1,50	-10,09	37,6	-15,3	5,64	-16,00
0,517	118,0	-48,3	31,6	-6,8	1,03	-8,00	29,8	-12,2	6,07	-15,29
0,592	99,1	-40,6	26,6	-4,6	0,61	-5,82	21,6	-8,8	6,57	-14,44
0,668	80,5	-32,9	21,6	-2,8	0,33	-3,99	14,8	-6,0	7,05	-13,61
0,728	66,2	-27,0	17,8	-1,8	0,19	-2,81	10,4	-4,2	7,45	-12,93
0,793	51,2	-20,9	13,8	-1,2	0,10	-1,78	6,68	-2,67	6,25	-10,75
0,872	34,2	-13,8	9,2	-0,6	0,03	-0,88	3,32	-1,30	4,78	-8,12
0,953	18,5	-7,3	4,9	-0,2	0	-0,31	1,19	-0,45	3,26	-5,42
1,038	4,8	-1,6	1,2	0,1	0	-0,05	0,20	-0,07	1,66	-2,60
1,12	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0



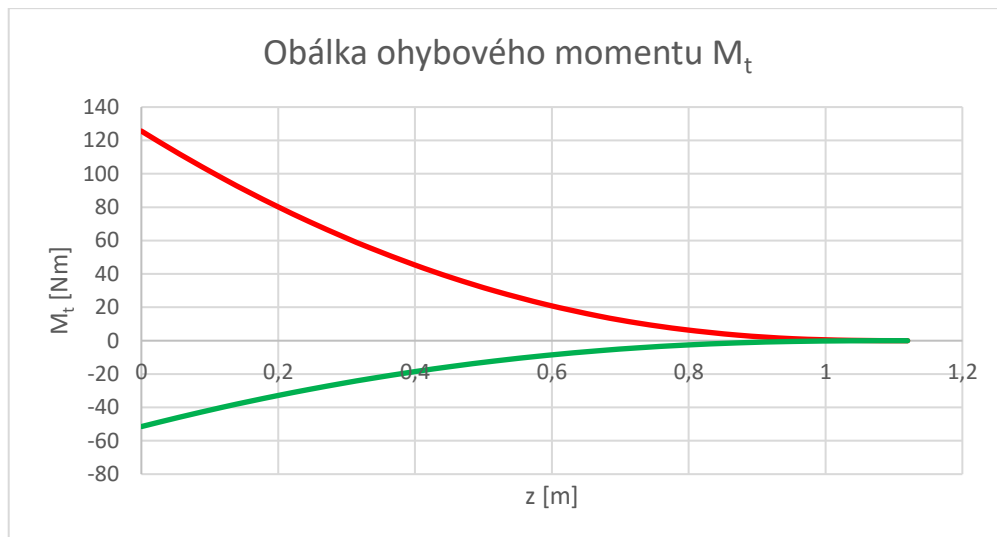
Obrázek 7-18: Obálka maximálních složek posouvající síly T_n



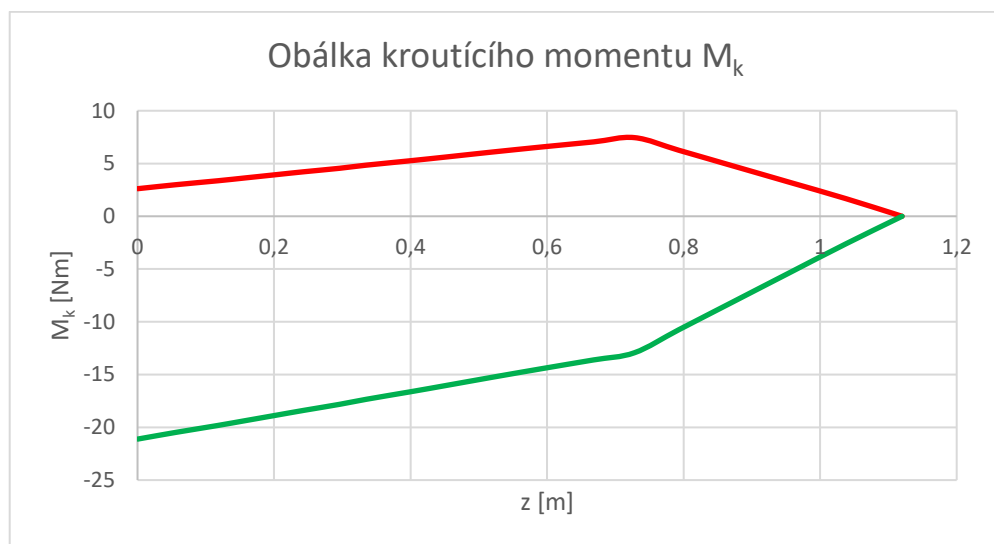
Obrázek 7-19: Obálka maximálních složek posouvající síly T_t



Obrázek 7-20: Obálka maximálních složek ohybového momentu M_n



Obrázek 7-21: Obálka maximálních složek ohybového momentu M_t



Obrázek 7-22: Obálka maximálních složek kroučícího momentu M_k

8 KONSTRUKČNÍ NÁVRH KŘÍDLA

Cílem konstrukčního návrhu je navrhnout vnitřní strukturu křídla s ohledem na působící zatížení a na funkčnost celého letounu. Pro konstrukční návrh jsou klíčové geometrické, aerodynamické a hmotové podklady. Tyto podklady byly vypracovány v předešlých kapitolách nebo v rámci práce týmových kolegů. Z těchto podkladů bylo v předešlé kapitole stanoveno zatížení letounu. Zde je proveden výběr materiálů a konstrukční návrh částí letounu. Dimenzování nosných částí je provedeno zvlášť v kapitole 9.

Při konstrukčním návrhu musí být brána v úvahu snadná rozebíratelnost letounu z důvodu převozu na soutěž. Hlavními celky letounu tak jsou 2 poloviny křídla, trupová trubka, nákladová gondola, vodorovná a svislá ocasní plocha, podvozek a elektronika. Konstrukčním návrhem celků neuvedených v této práci se zabývali ostatní kolegové z týmu.

8.1 MATERIÁLY

V soutěži je zakázáno použití umělých vláknových kompozitů, které byly použity na většině předešlých letadlech Chicken Wings. Bylo proto nutné najít jinou cestu k řešení. Nejvhodnější variantou jsou dřevěné konstrukce, které jsou v modelářství hojně využívány. Jako stavební prvek bylo tedy převážně zvoleno dřevo a jako potah pro plnění aerodynamických účelů modelářská potahová fólie.

Dalšími použitými materiály jsou materiály pro 3D tisk, konkrétně PET-G a PLA, kterými se podrobněji zabývá závěrečná práce kolegy, viz literatura [8]. Dále byly použity duralové trubky podvozku a trupu, polystyrenové aerodynamické kryty nákladové gondoly a polystyrenové winglety. Tyto ostatní materiály ale nejsou předmětem této práce, a proto se jimi podrobněji nezabývá.

8.1.1 VLASTNOSTI DŘEVA

Dřevo patří mezi materiály s anizotropními vlastnostmi. Ve své podstatě se jedná také o kompozity s orientovanými vlákny. Proto je nutné u dřevěných konstrukcích dbát na správnou orientaci vláken, aby mělo vůči nim přenášené zatížení vhodný směr. Každý typ dřeva se také vyznačuje velmi odlišnými vlastnostmi.

Vlastnosti dřeva se také liší podle jeho stáří, vlhkosti nebo způsobu zpracování. Pro stavbu byla snaha používat kvalitní modelářské dřevo, nicméně stále je při určování jeho finálních vlastností velká nejistota. Byla proto provedena rešerše dřevěných materiálů z dostupných zdrojů a v následujících tabulkách jsou uvedeny průměrné hodnoty z těchto zdrojů: [19], [20], [21], [22]. V tabulkách jsou uvedeny převážně hodnoty, které jsou potřebné při dimenzování konstrukce.

Zvláštním typem dřevěných materiálů jsou překližky, které svou skladbou vrstev zajišťují příznivější přenos zatížení ve více směrech.

Tabulka 8-1: Vlastnosti smrkového dřeva

Použití	$\sigma_{pt }$ [MPa]	$\sigma_{p }$ [MPa]	τ_k [MPa]	E [MPa]	G_s [MPa]
Pásnice nosníků, pomocné podélné prvky, podélné prvky křidélek, klapek a ocasních ploch	98	38,5	31,8	11 500	550

Tabulka 8-2: Vlastnosti balsy

Použití	$\sigma_{pt }$ [MPa]	$\sigma_{p }$ [MPa]	τ_k [MPa]	E [MPa]	G_s [MPa]
Potah křídla potah křídélka a ocasních ploch, potah nákladové gondoly, žebra křídla	19,5	12,1	2,1	3000	230

Tabulka 8-3: Vlastnosti březové překližky

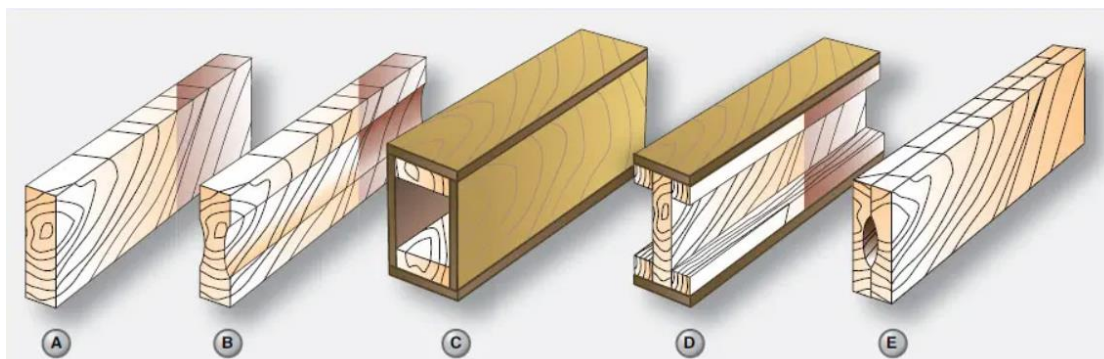
Použití	Tloušťka [mm]	Počet vrstev	σ_{pt} [MPa]	τ_k [MPa]	E [MPa]		G_s [MPa]
			Napříč vláken	Pod úhlem 45°	Podél vláken	Pod úhlem 45°	Pod úhlem 45°
Stojiny nosníků, koncová žebra křídla, a žebra	1	3	45	45	1300	2800	4200
sloužící k uložení klapek	3	3	45	40	1300	2800	4200

8.2 KONSTRUKCE KŘÍDLA

Konstrukce křídla je s ohledem na technologické podmínky zvolena jednonosníková s torzní skříní v náběžné části (tzv. D-box). Křídlo je dělené na dvě části s dělící rovinou v ose symetrie letounu. V zadní části je pomocný nosník pro uložení klapky a křídélka a pro snadnější spojení křídla s trupem a nákladovou gondolou. Pomocný nosník je tvořen v kořenové části stojinou a pásnicí pro možnost uchycení křídla k trupu. Dále je tento nosník tvořen pouze stojinou a nepředpokládá se přenos ohybového momentu.

8.2.1 HLAVNÍ NOSNÍK

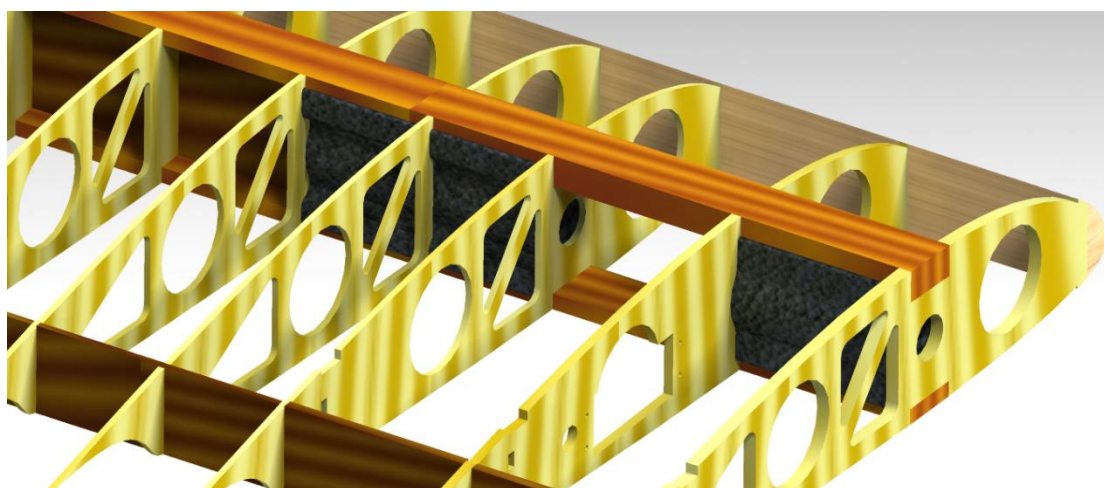
Nosník je hlavním nosným prvkem křídla. Na obrázku níže (Obrázek 8-1) jsou různé typy dřevěných nosníků (A-plný nosník, B-frézovaný nosník, C-skříňový nosník, D-I nosník, E-frézovaný nosník s vnitřní dutinou) [9].



Obrázek 8-1: Typy dřevěných konstrukcí nosníku [23]

V kořenové části křídla, mezi žebry 1-5, byl zvolen skříňový nosník, který umožňuje lepší spojení polovin křídla a zároveň výhodnější spojení s trupem a nákladovou gondolou. Skříňový nosník je tvořen 2 stojinami a mezi žebry 0-1 a 2-4 jsou použity 3D tištěné vložky pro uložení spojovací trubky (Obrázek 8-2). Tento skříňový nosník také napomáhá k přenosu kroutícího momentu v kořenové části křídla. Od žebra č. 5 dále byl použit I-nosník. Na obrázku níže nejsou pro přehlednost zobrazeny stojiny skříňového nosníku.

Pozice nosníku je v místě maximální tloušťky profilu, která je pro profil SD7062 ve 25,5 % b_{SAT} .

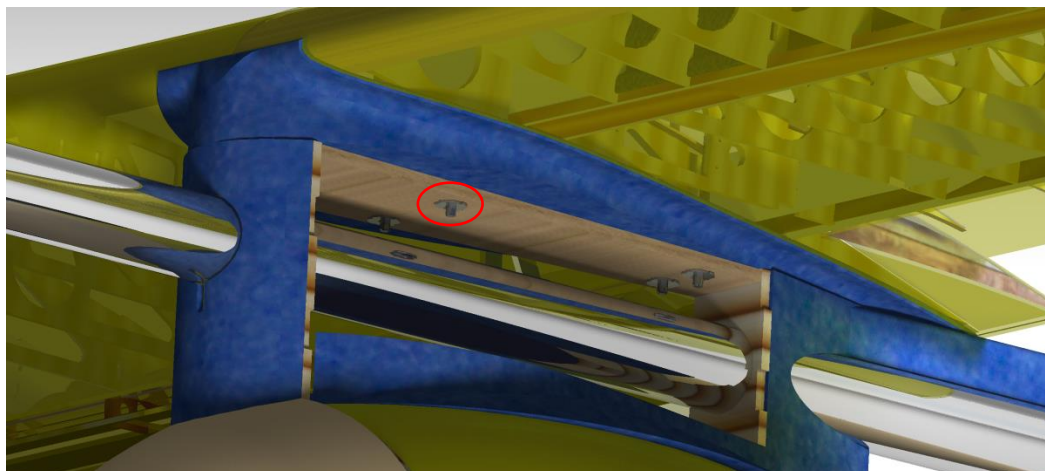


Obrázek 8-2: Detail 3D tištěných vložek v kořeni křídla

Pásnice nosníku jsou tvořeny smrkovými nosníky (pojmem nosník je v modelářské praxi mimo celý nosník myšlen také dřevěný hranol, který tvoří např. právě pásnice nosníku) o šířce 20 mm a tloušťce 1 – 7 mm v závislosti na působícím zatížení. Stojiny nosníku jsou překližkové o tloušťce 1 – 3 mm.

Spojení obou polovin křídla je provedeno pomocí duralové trubky o průměru 14 mm. Tato trubka nepřenáší ohybový moment, slouží pouze pro sesazení polovin křídla. Tlaková napětí v pásnicích v ose symetrie je přenášeno vzájemně pásnicemi. Tahové napětí zachycuje dvojice

šroubů, které prochází nosníkem do krčku nákladové gondoly. Zde jsou šrouby šroubovány do zarážecích matic v podlážce pod 3D tištěným dílem (Obrázek 8-3). Podlážka je pevnou částí nákladové gondoly, skrze kterou je také prostrčena trupová duralová trubka.

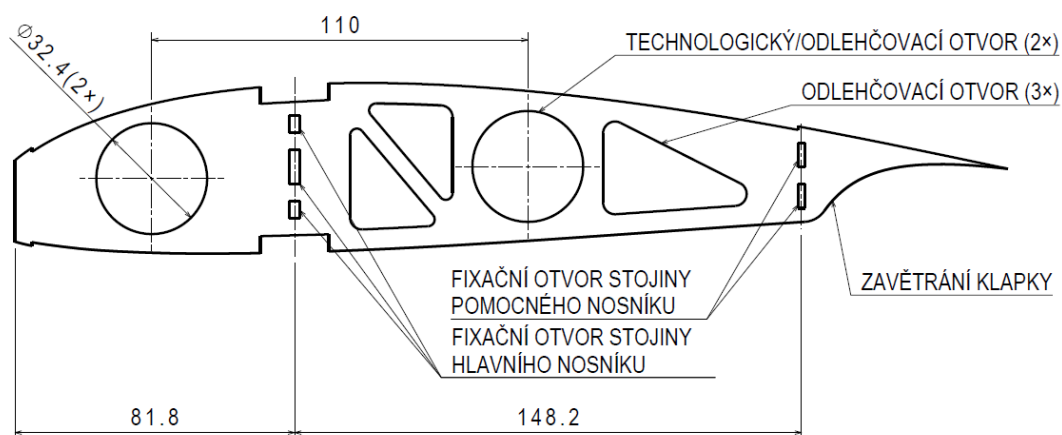


Obrázek 8-3: Uchycení křídla k nákladové gondole

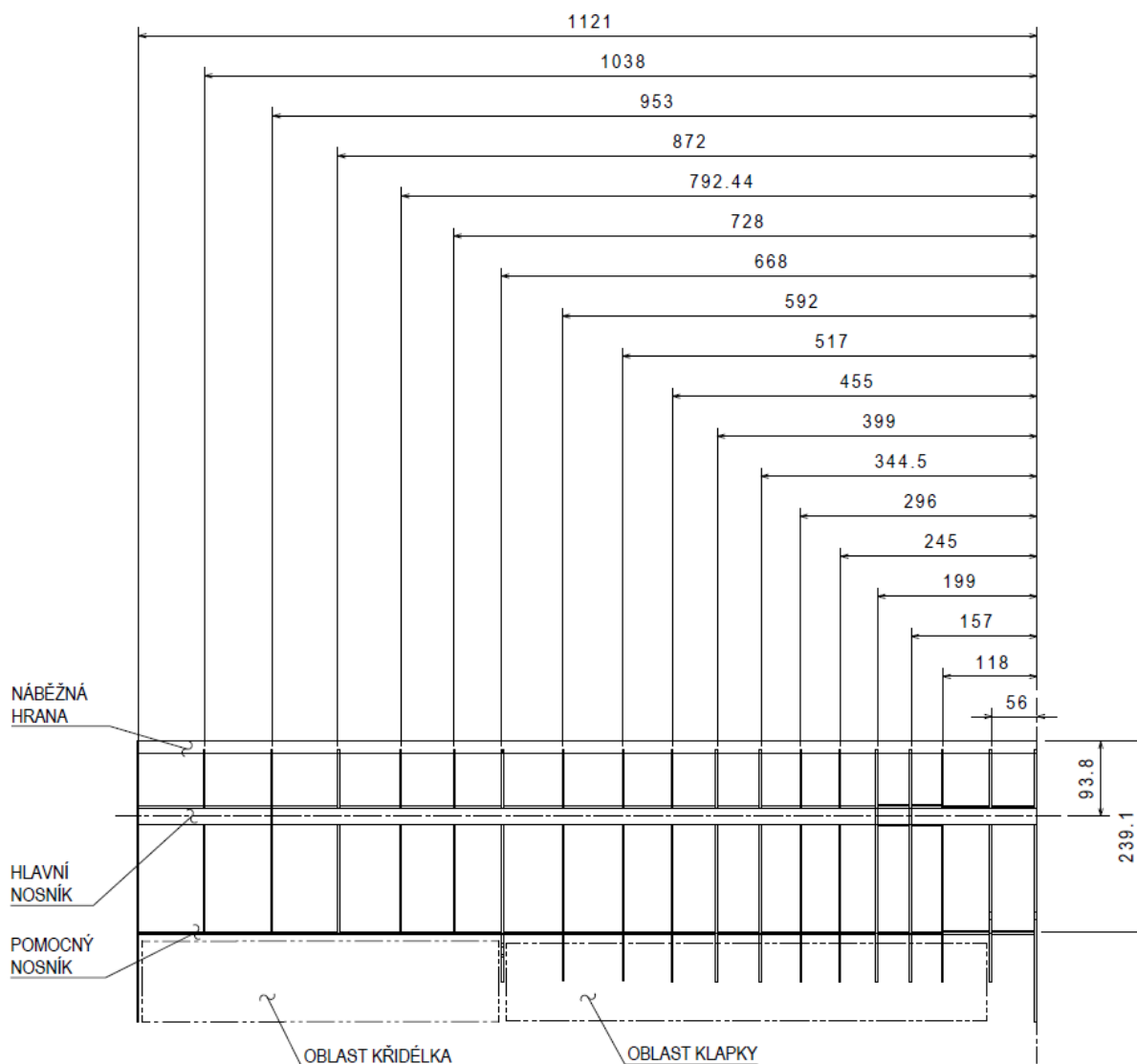
8.2.2 ŽEBRA

Žebra obecně slouží k zajištění tuhosti obrysu příčného průřezu. Křídlo je vyztuženo balsovými a překližkovými žebry. Překližková žebra jsou použita v místech uložení klapek, v blízkosti pantů křidélek a v kořenové části křídla. Všechna ostatní žebra jsou balsová a slouží pouze pro stabilizaci potahu v části torzní dutiny i v zadní části, kde je na ně nažehlována fólie. Žebra jsou navržena s odlehčovacími otvory a s 2 kruhovými technologickými otvory, které usnadňují výrobu (více v kapitole 11). Na obrázku níže je klapkové žebro se základním popisem a rozměry (Obrázek 8-4).

Rozmístění žeber je důležité při vyšetřování dimenzování křídla. Poloha žeber je patrná z obrázku (Obrázek 8-5). V prostorech mezi žebry jsou řešeny všechny pevnostní výpočty a podle tohoto schématu bylo rovněž vyšetřováno také zatížení křídla.



Obrázek 8-4: Klapkové žebro



Obrázek 8-5: Konstrukce křídla - rozmístění žeber

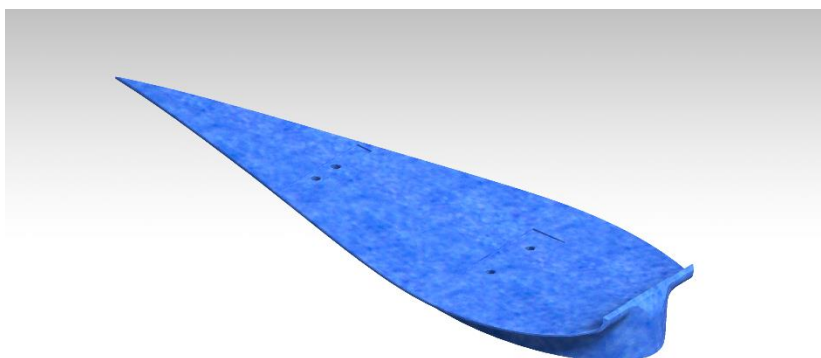
8.2.3 POTAH

Potah křídla je v náběžné kořenové části nosný a je tvořen překližkovou deskou na spodní i dolní straně křídla. Tato deska je dělená v přední části, kde je frézovaná balsová náběžná hrana. V partiích s menšími zatíženími dále od kořene je překližka nahrazena balsovým potahem. V oblasti za hlavním nosníkem je potah nenosný a je tvořen nažehlovací modelářskou fólií. Pro lepší nažehlení fólie jsou na žebrech nalepeny 10 mm široké pruhy balsy. Fólií je rovněž potažen nosný potah pro kvalitnější povrch.

8.2.4 ULOŽENÍ KŘÍDLA

Křídlo je uloženo pomocí velkého 3D tištěného dílu. Tento díl má otvory pro šrouby, kterými je uchyceno křídlo k centroplánu, resp. k nákladové gondole (viz podkapitola 8.2.1). Uložení má negativní tvar spodní strany křídla, to tedy přesně lícuje s tvarem tištěnce. 3D tištěnec má přechodové oblouky pro minimalizaci interferenčního odporu a půdorysný tvar je symetrický profil NACA 0024. Uložení je provedeno tak, že má vůči základní rovině letounu (rovině trupové trubky) úhel nastavení 5°. Tím je zajištěno, že při rozjezdu bude křídlo blíže úhlu maximálního vztlaku a k jeho dosažení

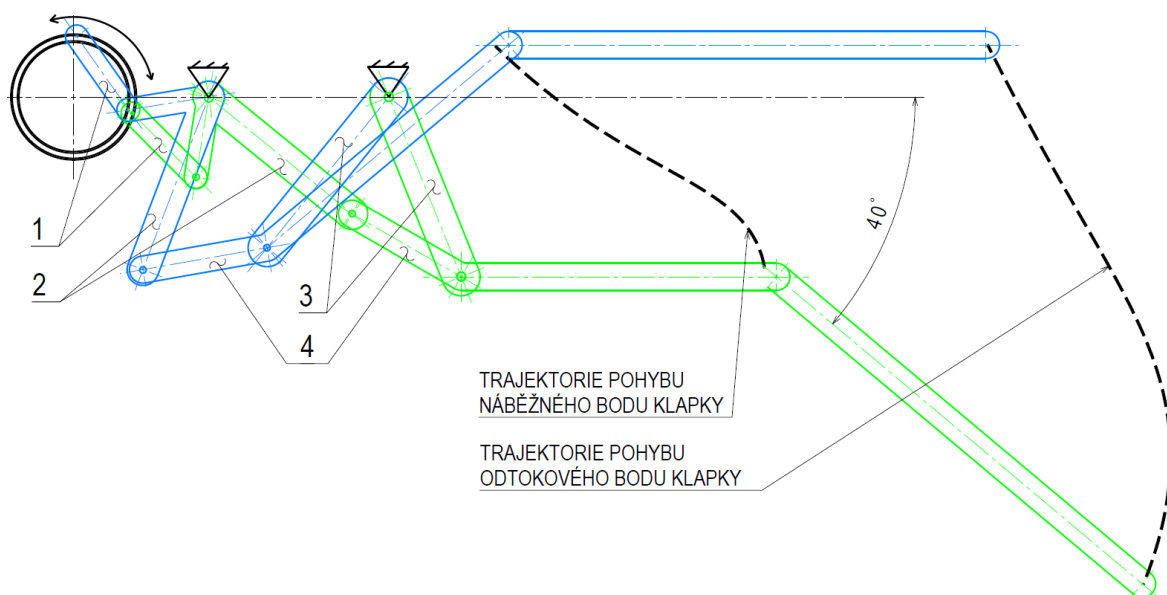
dojde dříve po přitažení kormidla VOP. Na následujícím obrázku je render 3D uložení a v kapitole 9 jsou obrázky podrobněji popisující samotné uchycení křídla.



Obrázek 8-6: Render 3D uložení křídla

8.3 FOWLEROVA KLAPKA

Na soutěžním modelu byl navržen a vyroben kloubový mechanismus, u kterého bohužel docházelo k častému dosahování singulární polohy. V tomto stavu často použité servomotory překračovaly maximální zátěž a velmi se přehřívaly. Proto je zde uveden přepracovaný mechanismus. Na obrázku (Obrázek 8-7) je uvedeno kinematické schéma mechanismu s vykreslením trajektorie pohybu klapky. Konstrukční provedení mechanismu je na druhém obrázku (Obrázek 8-8).



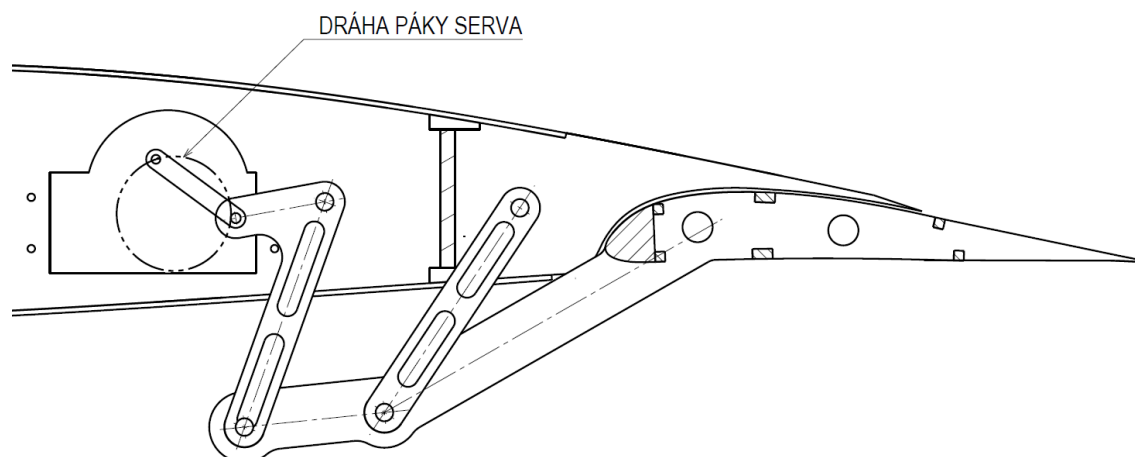
Obrázek 8-7: Kinematické schéma mechanismu klapky v krajních polohách

V zadní části křídla je pomocný nosník, který komplikuje zástavbu mechanismu. Z tohoto důvodu jsou dvě kotvící páky provedeny s výrazným přesahem pod profil křídla. Mechanismus je poháněn servomotory uloženými v žebrech křídla v obdélníkovém otvoru.

Páky mechanismu jsou 3D tištěné. Původní páky mechanismu měly tloušťku 3 mm a mechanismus byl velmi nestabilní. Proto jsou nové páky zesíleny na 6 mm. Původní páky byly

uloženy na valivých ložiscích, což ale působilo komplikovanou montáž. Proto je nový mechanismus spojen pouze šrouby M3, v otvorech pák je 0,3 mm vůle pro možnost snadného otáčení.

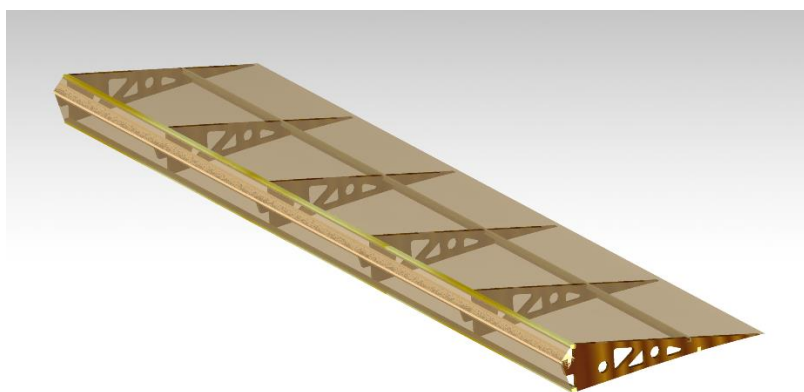
I přes značné úpravy mechanismu je mechanismus v tomto měřítku poměrně komplikovaný a pro příští použití klapky na soutěžním letounu by bylo vhodné použít spíše kolejnicový systém uložení, který bezpečně zajistí požadovanou polohu klapky ve vysunuté fázi.



Obrázek 8-8: Konstruktivní řešení pákového mechanismu klapky

8.4 KŘIDÉLKO

Křídélko je vyjma podélníků vyrobeno z balsy, podélné prvky jsou ze smrkových nosníků. V náběžné části jsou do křídélka vlepány 3 panty pro uchycení do stojiny pomocného nosníku křídla. V pomocném nosníku jsou otvory a druhé konce pantů jsou tam rovněž vlepány. Kompletně balsový potah zajišťuje výbornou pevnost a stabilitu konstrukce křídélka.



Obrázek 8-9: Render křídélka

8.5 OCASNÍ PLOCHY

Ocasní plochy byly řešeny podobně jako křídélko, tedy s balsovým potahem a žebry. Náběžná hrana vodorovné i svislé plochy byla frézována rovněž z balsy. Jako hlavní nosný prvek byly použity smrkové nosníky. Kormidla byla vyrobena konstrukčně s nenosným fóliovým potahem, výškové i směrové kormidlo bylo jednodílné a stejně jako u křídélka, do náběžných částí byly vlepány panty pro uložení do zadní stojiny stabilizátoru. Provedení ocasních ploch bylo znázorněno v kapitole konceptu (Obrázek 4-7).

9 DIMENZOVÁNÍ KŘÍDLA

V této kapitole budou provedeny základní pevnostní výpočty nosníku a potahu křídla. Vstupem jsou hodnoty zatížení z kapitoly 7 a geometrie z předchozí kapitoly 8. Základním a běžně používaným předpokladem při dimenzování konstrukce je rozdělení přenosu zatížení jednotlivými částmi konstrukce. Reálně dochází k přenosu daného působícího zatížení v rámci více prvků konstrukce, ale vzhledem k jednoduchosti použité konstrukce lze tento fakt zanedbat.

Předpoklady jsou:

- Ohybový moment přenášen pásnicemi nosníku,
- Posouvající síla přenášena stojinou nosníku,
- Kroutící moment přenášen torzní skříní.

Pro zjednodušení jsou v této kapitole zavedena značení následovně:

- Posouvající síla: $T_n = T$
- Ohybový moment: $M_t = M_o$
- Kroutící moment: M_k

Ostatní zatížení nejsou při dimenzování uvažována. Jedná se o tečnou složku posouvající síly T_t a o normálovou složku ohybového momentu M_n . Předpokládá se, že normálová složka ohybového momentu bude přenesena pásnicemi hlavního nosníku, náběžnou hranou a stojinou pomocného nosníku, mezi kterými je pro tento přenos dostatečné rameno. Zatížení prvků od tohoto momentu bude zanedbatelné. Tečná složka posouvající síly T_t bude přenesena potahem.

Křídlo je dimenzováno na početní zatížení a podle předpisu CS-VLA je koeficient bezpečnosti $f = 1,5$, který platí pro všechny následující výpočty. V závěru každého pevnostního výpočtu je vypočítána jistota, což je poměr konečného přípustného napětí vůči napjatosti v konstrukci při příslušném zatížení. Tato jistota musí být vždy větší než 1.

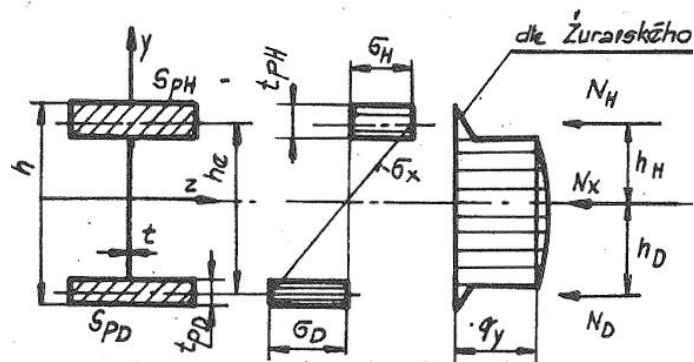
9.1 ZATÍŽENÍ OHYBOVÝM MOMENTEM – NÁVRH PÁSNIC NOSNÍKU

Jak již bylo řečeno, na přenosu ohybového momentu se podílí pouze pásnice nosníku, ze kterých je následně zatížení přeneseno do „krku“ gondoly přes šrouby (Obrázek 9-5). Tento přenos do gondoly je popsán v kapitole 9.3. V následujících výpočtech této kapitoly tedy není uvažována stojina ani potah. Pásnice jsou od sebe v konstrukci v příčném řezu odchýleny o $1,6^\circ$. Tento úhel je ale zanedbán a jsou uvažovány rovnoběžné pásnice dle obrázku (Obrázek 9-1).

9.1.1 GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY NOSNÍKU

Pásnice jsou tvořeny smrkovými nosníky o rozměrech $1 \times 20 \text{ mm}$, $2,5 \times 20 \text{ mm}$ a $3 \times 20 \text{ mm}$. Jejich skladbou a splením je dosaženo požadované tloušťky výsledné pásnice. Tloušťka pásnic je tedy proměnná se zmenšujícími se tloušťkami směrem k volnému konci křídla. Horní pásnice je navržena s větší tloušťkou kvůli vyšším kladným násobkům a jejímu většímu namáhání na vzpěr.

Je proveden názorný výpočet pro první segment mezi žebry 0 – 1, ve kterém dosahují všechny hodnoty zatížení kritických hodnot. Na následujícím obrázku je znázorněno značení geometrických charakteristik nosníku. Také je z obrázku patrné rozložení přenášeného zatížení, tedy osové zatížení od ohybového momentu je přenášeno pásnicemi, naopak smyková síla od posouvající síly T je s největším podílem přenesena stojinou.



Obrázek 9-1: Geometrie nosníku a průběhy namáhání [24]

Indexy H a D v následujících vztazích značí horní a dolní pásnici.

Rozměry odečtené z CAD modelu:

Výška nosníku (bez potahu):	$h = 48,8 \text{ mm}$
Efektivní výška:	$h_e = 42,9 \text{ mm}$
Výška dolní pásnice:	$t_{pD} = 4 \text{ mm}$
Výška horní pásnice:	$t_{pH} = 7 \text{ mm}$
Šířka pásnic:	$b_p = 20 \text{ mm}$

Plocha pásnic:

$$S_{pD,H} = b_p \cdot t_{pD,H} [\text{mm}^2] \quad (9.1)$$

Po dosazení:

$$S_{pD} = 20 \cdot 4 = 80 \text{ mm}^2$$

$$S_{pH} = 20 \cdot 7 = 140 \text{ mm}^2$$

Poloha neutrální osy nosníku:

$$h_{pH} = h_e \cdot \frac{S_{pD}}{S_{pH} + S_{pD}} [\text{mm}] \quad (9.2)$$

$$h_{pH} = 42,9 \cdot \frac{80}{140 + 80} = 15,6 \text{ mm}$$

Vzdálenost těžiště dolní pásnice od neutrální osy:

$$h_{pD} = h_e - h_{pH} [\text{mm}] \quad (9.3)$$

$$h_{pD} = 42,9 - 15,6 = 27,3 \text{ mm}$$

Kvadratický modul průřezu k neutrální ose pásnic nosníku:

$$J_x = S_{pH} \cdot h_{pH}^2 + S_{pD} \cdot h_{pD}^2 [\text{mm}^4] \quad (9.4)$$

$$J_x = 140 \cdot 15,6^2 + 80 \cdot 27,3^2 = 93\,694 \text{ mm}^4$$

V následující tabulce jsou také uvedeny hodnoty y_{pH} a y_{pD} a jedná se o vzdálenosti krajních vláken od neutrální osy nosníku. Tyto hodnoty jsou dále využity při stanovení ohybového napětí σ_o .

Tabulka 9-1: Geometrické charakteristiky pásnic nosníku

Segment mezi žebry	h_e [mm]	t_{pH} [mm]	t_{pD} [mm]	b_{pH} [mm]	b_{pD} [mm]	S_{pH} [mm ²]	S_{pD} [mm ²]	h_{pH} [mm]	h_{pD} [mm]	J_x [mm ⁴]	y_{pH} [mm]	y_{pD} [mm]
0-1	42,9	7	4	20	20	140	80	15,60	27,30	93694	19,10	29,30
1-2	42,9	7	4	20	20	140	80	15,60	27,30	93694	19,10	29,30
2-3	42,9	7	4	20	20	140	80	15,60	27,30	93694	19,10	29,30
3-4	42,9	7	4	20	20	140	80	15,60	27,30	93694	19,10	29,30
4-5	44,9	4	3	20	20	80	60	19,24	25,66	69120	21,24	27,16
5-6	44,9	4	3	20	20	80	60	19,24	25,66	69120	21,24	27,16
6-7	44,9	4	3	20	20	80	60	19,24	25,66	69120	21,24	27,16
7-8	44,9	4	3	20	20	80	60	19,24	25,66	69120	21,24	27,16
8-9	44,9	4	3	20	20	80	60	19,24	25,66	69120	21,24	27,16
9-10	44,9	4	3	20	20	80	60	19,24	25,66	69120	21,24	27,16
10-11	44,7	4	3,5	20	20	80	70	20,86	23,84	74595	22,86	25,59
11-12	44,7	4	3,5	20	20	80	70	20,86	23,84	74595	22,86	25,59
12-13	45,7	3	2,5	20	20	60	50	20,77	24,93	56959	22,27	26,18
13-14	45,7	3	2,5	20	20	60	50	20,77	24,93	56959	22,27	26,18
14-15	45,7	3	2,5	20	20	60	50	20,77	24,93	56959	22,27	26,18
15-16	45,9	3	2	20	20	60	40	18,36	27,54	50563	19,86	28,54
16-17	45,9	3	2	20	20	60	40	18,36	27,54	50563	19,86	28,54
17-18	46,4	3	1	20	20	60	20	11,60	34,80	32294	13,10	35,30

9.1.2 MAXIMÁLNÍ NAPĚTÍ V PÁSNICÍCH

Maximální napětí je dáno vztahem pro výpočet ohybového napětí:

$$\sigma_o = \frac{M_o \cdot f}{J_x} \cdot y_{pD,H} \text{ [MPa]} \quad (9.5)$$

Kde:

M_o působící ohybový moment [Nmm],

f součinitel bezpečnosti [-],

J_x kvadratický moment průřezu [mm⁴],

$y_{pD,H}$ vzdálenost krajního vlákna nosného průřezu od neutrální osy [mm].

Po dosazení:

$$\sigma_{oD} = \frac{125,6 \cdot 1,5}{79\,109} \cdot 30,2 = 71,94 \text{ MPa}$$

Jedná se o napětí, které je v dolní pásnici nosníku. Horní pásnice je tlakově namáhána a rozdíl je pouze ve vzdálenosti krajního vlákna pásnice od neutrální osy y_p .

$$\sigma_{oH} = \frac{125,6 \cdot 1,5}{79\,109} \cdot 13,2 = 31,44 \text{ MPa}$$

Z tabulky (Tabulka 8-1) jsou použity hodnoty pro tahovou a tlakovou pevnost ve směru vláken pro smrkové dřevo a jsou vypočítány jistoty podle vztahu (9.6).

$$j_{D,H} = \frac{\sigma_{pt,p}}{\sigma_{oD,H}} [-] \quad (9.6)$$

Po dosažení:

$$j_D = \frac{98}{71,94} = 1,29$$

$$j_H = \frac{38,5}{31,44} = 1,36$$

Jak je patrné z tabulky (Tabulka 9-2), výpočty byly provedeny pro každou pásnici a také pro případy minimálních (záporných) hodnot ohybového momentu. Označení tah/tlak označuje, jak je daná pásnice v konkrétním případě zatěžována pro následné výpočty stability. Z hodnot jistot je zřejmé, že ve většině případů dochází ke kritickému namáhání při hodnotách maximálního kladného ohybového momentu M_o .

Tabulka 9-2: Ohybová napětí a hodnoty jistot pásnic

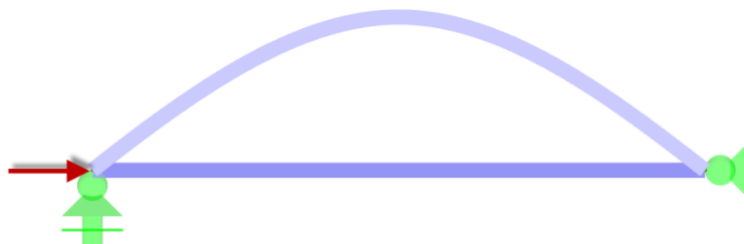
Segment mezi žebry	M_o [Nm]				M_o [Nm]			
	max		min		max		min	
	tlak	tah	tah	tlak	tlak	tah	tah	tlak
	σ_{oH} [MPa]	σ_{oD} [MPa]	σ_{oH} [MPa]	σ_{oD} [MPa]	j_H [-]	j_D [-]	j_H [-]	j_D [-]
0-1	38,42	58,93	15,75	24,15	1,002	1,663	6,224	1,594
1-2	34,19	52,46	14,01	21,50	1,126	1,868	6,994	1,791
2-3	29,82	45,75	12,22	18,74	1,291	2,142	8,022	2,054
3-4	27,23	41,77	11,15	17,11	1,414	2,346	8,788	2,250
4-5	37,05	47,37	15,17	19,40	1,039	2,069	6,459	1,985
5-6	32,92	42,09	13,48	17,23	1,169	2,328	7,272	2,235
6-7	28,64	36,62	11,72	14,98	1,344	2,676	8,362	2,570
7-8	25,58	32,71	10,47	13,38	1,505	2,996	9,364	2,878
8-9	20,96	26,80	8,57	10,96	1,837	3,657	11,44	3,514
9-10	17,32	22,14	7,08	9,05	2,223	4,426	13,85	4,256
10-11	13,68	15,32	5,59	6,25	2,814	6,398	17,55	6,157
11-12	9,94	11,13	4,05	4,54	3,873	8,806	24,18	8,486
12-13	8,68	10,20	3,53	4,15	4,434	9,604	27,73	9,270
13-14	6,11	7,18	2,48	2,91	6,299	13,64	39,52	13,21
14-15	3,92	4,60	1,57	1,84	9,833	21,30	62,56	20,91
15-16	1,96	2,81	0,77	1,10	19,67	34,84	127,9	34,97
16-17	0,70	1,00	0,26	0,38	55,12	97,63	372,5	101,8
17-18	0,12	0,32	0,04	0,11	323,9	306,0	2 382	347,3

Jistoty ve všech segmentech jsou větší než 1, konstrukce pásnic vyhovuje pevnostním požadavkům.

9.1.3 STABILITA PÁSNIC

Při tlakovém namáhání tenkých prutů může docházet ke ztrátě stability. Jedná se o jev, kdy při dosažení tzv. kritické síly F_{kr} , resp. kritického napětí σ_{kr} nejsou schopny vnitřní síly v prutu

vyrovnat vnější účinky a dojde ke zborcení konstrukce. Podle typu konstrukce pásnic a jejich spojení s žebry je uvažován tzv. 2. případ vzpěru, viz Obrázek 9-2 [25].



Obrázek 9-2: Znáznornění 2. případu vzpěru [26]

Stejně jako v předchozí kapitole je zde názorně proveden výpočet pro úsek mezi žebry 0 – 1 a je počítána pouze horní, pro vzpěr kritičtější, pásnice. Vzpěrná délka je vždy dána vzdáleností mezi žebry. Výsledky obou pásnic a všech segmentů jsou uvedeny v tabulce (Tabulka 9-3).

Zásadním parametrem určujícím chování prutu při vzpěru je štíhlost prutu λ , tato štíhlost je dána vztahem:

$$\lambda = \frac{l_v}{i} [-] \quad (9.7)$$

Kde:

l_v vzpěrná délka prutu [mm],
 i kvadratický poloměr průřezu [mm], viz rovnice (9.8).

$$i = \sqrt{\frac{J_{min}}{S_p}} [mm] \quad (9.8)$$

Kde:

J_{min} minimální kvadratický moment průřezu [mm⁴], viz rovnice (9.9),
 S_p průřez pásnice [mm²].

Pro výpočet minimálního kvadratického momentu obdélníkového průřezu platí:

$$J_{min} = \frac{1}{12} \cdot b_p \cdot t_p^3 [mm^4] \quad (9.9)$$

Po dosazení hodnot do rovnic (9.7), (9.8) a (9.9):

$$J_{min} = \frac{1}{12} \cdot 20 \cdot 7^3 = 572 \text{ mm}^4$$

$$i = \sqrt{\frac{572}{140}} = 2,02 \text{ mm}$$

$$\lambda = \frac{56}{2,02} = 27,7$$

Tyto štíhlosti λ se porovnají s mezní hodnotou štíhlosti λ_m následovně [25]:

- Pokud $\lambda < 34$, pak se jedná o tlakovou pevnost,
- Pokud $34 \leq \lambda \leq \lambda_m$, pak se jedná o oblast nepružného vzpěru dle Tetmajera,
- Pokud $\lambda > \lambda_m$, jedná se oblast pružného vzpěru dle Eulera.

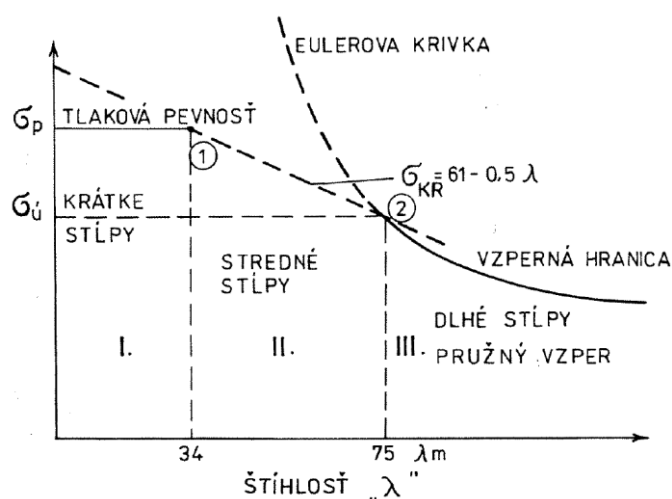
Graficky jsou oblasti typu vzpěru znázorněny v následujícím grafu (Obrázek 9-3).

Pro výpočet mezní štíhlosti smrkového dřeva λ_m platí následující vztah [25]:

$$\lambda_m = \sqrt{\frac{2 \cdot \pi^2 \cdot E}{\sigma_p}} \quad [-] \quad (9.10)$$

Po dosazení hodnot z tabulky (Tabulka 8-1):

$$\lambda_m = \sqrt{\frac{2 \cdot \pi^2 \cdot 11\,500}{38,5}} = 76,8$$



Obrázek 9-3: Diagram vzpěrných napětí smrkového dřeva [25]

V diagramu vzpěrných napětí (Obrázek 9-3) je uvedena hodnota $\lambda_m = 75$, autor literatury [25] pro výpočet použil odlišné hodnoty vlastností smrkového dřeva. Zde byly použity hodnoty zjištěné při statistice z tabulky (Tabulka 8-1).

Hodnota štíhlosti horní pásnice v prvním segmentu křídla je $\lambda = 27,7$. Hodnota je v oblasti I, kde se jedná o prostý tlak, není proto nutné stanovovat kritické napětí. Toto ale neplatí pro všechny segmenty, kdy může výpočet pokračovat následujícím způsobem. Všechny výpočty jsou uvedeny v excelové příloze 4 a výsledky jsou uvedeny v tabulce (Tabulka 9-3).

Pro výpočet kritického napětí podle Eulera platí [25]:

$$\sigma_{kr} = \frac{\pi \cdot E \cdot i^2}{l_v^2} \quad [MPa] \quad (9.11)$$

Pro výpočet kritického napětí podle Tetmajera platí (pro smrkové dřevo) [25]:

$$\sigma_{kr} = 61 - 0,5 \cdot \lambda \quad [MPa] \quad (9.12)$$

Jistota je počítána podle vztahu (9.13), přičemž do výpočtu je za σ_o vždy dosazena hodnota napětí v krajním tlaceném vláknu. Průměrné napětí v pásnici bude nižší a výpočet je tedy na straně bezpečnosti.

$$j = \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_o} [-] \quad (9.13)$$

V tabulce (Tabulka 9-3) jsou uvedeny světle modré hodnoty a jedná se o hodnoty neaplikované výpočetní teorie, tedy hodnoty neplatné. Poslední 2 sloupce jsou minimální hodnoty uvedených jistot.

Jistoty ve všech segmentech jsou větší než 1, konstrukce pásnic vyhovuje pevnostním a stabilitním požadavkům.

Tabulka 9-3: Výsledky výpočtů stability pásnic

Segment mezi žebry	lv [mm]	J _{minH} [mm ⁴]	J _{minD} [mm ⁴]	i _{minH} [mm]	i _{minD} [mm]	λ _H [-]	λ _D [-]	F _{krH} [N]	F _{krD} [N]	σ _{krH} [MPa]	σ _{krD} [MPa]	σ _{krH} [MPa] Tet.	σ _{krD} [MPa] Tet.	j _H [-] Tet.	j _D [-] Tet.	σ _{krH} [MPa] Euler	σ _{krD} [MPa] Euler	j _H [-] Euler	j _D [-] Euler	j _{Htlak} [-]	j _{Dtlak} [-]	j _H [-]	j _D [-]
0-1	56	572	107	2,021	1,155	27,71	48,50	3861	20690	48,26	147,79	47,14	36,75	1,227	1,521	47,04	15,36	1,225	0,636	1,002	1,594	1,002	1,521
1-2	62	572	107	2,021	1,155	30,68	53,69	3150	16879	39,37	120,57	45,66	34,15	1,335	1,589	38,38	12,53	1,122	0,583	1,126	1,791	1,126	1,589
2-3	39	572	107	2,021	1,155	19,30	33,77	7960	42659	99,50	304,71	51,35	44,11	1,722	2,354	96,99	31,67	3,253	1,690	1,291	2,054	1,291	2,054
3-4	42	572	107	2,021	1,155	20,78	36,37	6863	36783	85,79	262,73	50,61	42,81	1,859	2,503	83,63	27,31	3,071	1,596	1,414	2,250	1,414	2,503
4-5	46	107	45	1,155	0,866	39,84	53,12	2414	5722	40,23	71,52	41,08	34,44	1,109	1,776	22,77	12,81	0,614	0,660	1,039	1,985	1,109	1,776
5-6	51	107	45	1,155	0,866	44,17	58,89	1964	4655	32,73	58,18	38,92	31,56	1,182	1,832	18,52	10,42	0,563	0,605	1,169	2,235	1,182	1,832
6-7	39	107	45	1,155	0,866	33,77	45,03	3358	7960	55,97	99,50	44,11	38,48	1,540	2,568	31,67	17,81	1,106	1,189	1,344	2,570	1,344	2,568
7-8	64	107	45	1,155	0,866	55,43	73,90	1247	2956	20,78	36,95	33,29	24,05	1,301	1,798	11,76	6,62	0,460	0,494	1,505	2,878	1,301	1,798
8-9	56	107	45	1,155	0,866	48,50	64,66	1629	3861	27,14	48,26	36,75	28,67	1,753	2,617	15,36	8,64	0,733	0,789	1,837	3,514	1,753	2,617
9-10	62	107	45	1,155	0,866	53,69	71,59	1329	3150	22,14	39,37	34,15	25,20	1,972	2,786	12,53	7,05	0,723	0,779	2,223	4,256	1,972	2,786
10-11	75	107	71	1,155	1,010	64,95	74,23	1442	2152	20,60	26,90	28,52	23,88	2,085	3,820	8,56	6,56	0,626	1,049	2,814	6,157	2,085	3,820
11-12	76	107	71	1,155	1,010	65,82	75,22	1404	2096	20,06	26,20	28,09	23,39	2,826	5,155	8,34	6,39	0,839	1,407	3,873	8,486	2,826	5,155
12-13	60	45	26	0,866	0,722	69,28	83,14	821	1419	16,42	23,65	26,36	19,43	3,036	4,678	7,53	5,23	0,867	1,259	4,434	9,270	3,036	4,678
13-14	65	45	26	0,866	0,722	75,06	90,07	700	1209	13,99	20,15	23,47	15,97	3,840	5,479	6,41	4,45	1,049	1,528	6,299	13,213	3,840	5,479
14-15	79	45	26	0,866	0,722	91,22	109,47	474	818	9,47	13,64	15,39	6,27	3,930	3,404	4,34	3,02	1,109	1,638	9,833	20,914	1,109	1,638
15-16	81	45	13	0,866	0,577	93,53	140,30	231	778	5,77	12,97	14,23	-9,15	7,273	8,310	4,13	1,84	2,110	1,667	19,672	34,971	2,110	1,667
16-17	85	45	13	0,866	0,577	98,15	147,22	209	707	5,24	11,78	11,93	12,61	17	33	3,75	1,67	5,369	4,409	55	102	5,369	4,409
17-18	82	45	1,7	0,866	0,289	94,69	284,06	28	760	1,41	12,66	13,66	81,03	115	-731	4,03	0,45	33,909	4,039	324	347	33,909	4,039

9.2 ZATÍŽENÍ POSOUVAJÍCÍ SILOU A KROUTÍCÍM MOMENTEM

Zatížení posouvající silou a kroučícím momentem je řešeno společně, jelikož oba tyto typy zatížení generují ve stojině nosníku a v potahu (pouze M_k) smykové toky. Všechny následující výpočty jsou provedeny pro první segment křídla. Výpočty ostatních segmentů jsou v příloze 4.

9.2.1 SMYKOVÝ TOK OD POSOUVAJÍCÍ SÍLY

Posouvající sílu přenáší především stojina nosníku a je uvažováno, že posouvající sílu nepřenáší potah ani pásnice nosníku. Pro smykový tok ve stojině hlavního nosníku způsobený posouvající silou platí:

$$q_T = \frac{T \cdot f}{h_s} [Nmm^{-1}] \quad (9.14)$$

Kde:

h_s výška stojiny [mm], odečteno z CAD modelu.

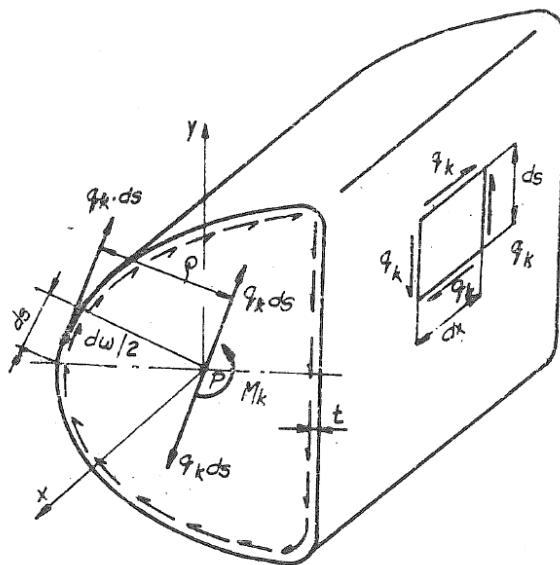
Po dosazení hodnot v prvním segmentu křídla:

$$q_T = \frac{254 \cdot 1,5}{37,4} = 10,19 Nmm^{-1}$$

Výsledky smykových toků od posouvající síly pro všechny segmenty křídla jsou uvedeny v tabulce (Tabulka 9-4).

9.2.2 SMYKOVÝ TOK OD KROUTÍCÍHO MOMENTU

Kroučící moment je přenášen torzní skříní v náběžné části křídla a stojinou nosníku. Návrh vychází z teorie volného kroucení uzavřené tenkostěnné konstrukce, kdy lze při relativně malé tloušťce stěny vzhledem k rozměrům příčného průřezu předpokládat průběh smykového napětí po tloušťce stěny konstantní. Výsledkem je momentová rovnováha vnitřních sil, tedy smykového toku q_k a vnějšího zatížení M_k . Tato rovnováha je patrná z rovnice (9.15). Kroučící moment je roven integrálu smykového toku po obvodě uzavřené dutiny. Podrobněji je odvození smykového toku uvedeno v literatuře [24].



Obrázek 9-4: Znárodnění reakčního smykového toku při krotu [24]

$$M_k = \oint q_k d\omega \quad [Nmm] \quad (9.15)$$

Jelikož smykový tok je konstantní, lze výraz (9.15) upravit následujícím způsobem:

$$M_k = q_k \oint d\omega = q_k \cdot 2 \cdot U_s \quad [Nmm] \quad (9.16)$$

Kde:

U_s plocha příčného průřezu torzní dutiny [mm^2].

Křídlo je obdélníkové a všechny dutiny mají stejnou plochu průřezu (odečteno z CAD modelu):

$$U_s = 3242 \text{ mm}^2$$

Po vyjádření smykového toku se výraz nazývá Bredtův vztah, zde již uveden se součinitelem bezpečnosti:

$$q_k = \frac{M_k \cdot f}{2 \cdot U_s} \quad [Nmm^{-1}] \quad (9.17)$$

Po dosazení hodnot z prvního segmentu křídla:

$$q_k = \frac{2,609 \cdot 1000 \cdot 1,5}{2 \cdot 3242} = 0,604 \text{ Nmm}^{-1}$$

Výsledky všech smykových toků od kroutícího momentu pro všechny segmenty křídla jsou uvedeny v tabulce (Tabulka 9-4).

9.2.3 VÝSLEDNÉ SMYKOVÉ TOKY

Výsledkem sečtení smykového toku způsobeného posouvající silou a kroutícím momentem je smykový tok, který působí ve stojině hlavního nosníku (9.18). Dominantním je smykový tok způsobený posouvající silou. Tato maximální posouvající síla nastává ale při letovém případě č. 2. Výpočet je proto na bezpečné straně.

$$q_s = q_T + q_k \quad [Nm^{-1}] \quad (9.18)$$

Po dosazení hodnot v prvním segmentu křídla:

$$q_s = 10,19 + 0,604 = 10,79 \text{ Nmm}^{-1}$$

Potah přenáší pouze smykový tok od kroutícího momentu a je mu tedy přímo roven:

$$q_{pot} = q_k \quad [Nm^{-1}] \quad (9.19)$$

Tabulka 9-4: Výsledné hodnoty smykových toků

Segment mezi žebry	h_s [mm]	t_{pot} [mm]	t_s [mm]	smykový tok od M_k		smykový tok od T		smykový tok ve stojině		smykový tok v potahu	
				q_k [Nmm ⁻¹]	q_k [Nmm ⁻¹]	q_T [Nmm ⁻¹]	q_T [Nmm ⁻¹]	q_s [Nmm ⁻¹]	q_s [Nmm ⁻¹]	q_{pot} [Nmm ⁻¹]	q_{pot} [Nmm ⁻¹]
0-1	37,4	0,8	2	0,604	-4,885	10,185	-4,184	10,79	-9,069	0,604	-4,885
1-2	37,4	0,8	2	0,692	-4,738	9,585	-3,937	10,28	-8,675	0,692	-4,738
2-3	37,4	0,8	2	0,779	-4,585	8,922	-3,664	9,701	-8,248	0,779	-4,585
3-4	37,4	0,8	2	0,840	-4,483	8,505	-3,492	9,345	-7,975	0,840	-4,483
4-5	41,4	0,8	2	0,906	-4,372	7,279	-2,988	8,185	-7,360	0,906	-4,372
5-6	41,4	0,8	1	0,978	-4,251	6,838	-2,806	7,815	-7,057	0,978	-4,251
6-7	41,4	0,8	1	1,052	-4,123	6,350	-2,605	7,402	-6,728	1,052	-4,123
7-8	41,4	0,8	1	1,121	-4,013	5,979	-2,453	7,099	-6,465	1,121	-4,013
8-9	41,4	0,8	1	1,216	-3,849	5,373	-2,203	6,589	-6,053	1,216	-3,849
9-10	41,4	0,8	1	1,304	-3,702	4,849	-1,988	6,153	-5,689	1,304	-3,702
10-11	41,0	0,8	1	1,404	-3,536	4,321	-1,770	5,725	-5,306	1,404	-3,536
11-12	41,0	0,8	1	1,519	-3,341	3,631	-1,486	5,150	-4,827	1,519	-3,341
12-13	43,0	0,8	1	1,630	-3,149	2,810	-1,149	4,440	-4,298	1,630	-3,149
13-14	43,0	1,5	1	1,724	-2,992	2,310	-0,944	4,034	-3,935	1,724	-2,992
14-15	43,0	1,5	1	1,447	-2,487	1,787	-0,729	3,234	-3,216	1,447	-2,487
15-16	43,4	1,5	1	1,105	-1,879	1,182	-0,477	2,287	-2,356	1,105	-1,879
16-17	43,4	1,5	1	0,755	-1,254	0,641	-0,251	1,395	-1,505	0,755	-1,254
17-18	44,4	1,5	1	0,385	-0,602	0,161	-0,056	0,546	-0,657	0,385	-0,602

9.2.4 SMYKOVÉ NAPĚTÍ VE STOJINĚ

Smykové napětí je dáno poměrem smykového toku a tloušťkou stojiny, resp. potahu. Mezi žebry 1 – 5 je nosník skříňový. Výpočet je proveden jako u nosníku s 1 stojinou, ale je uvažována dvojnásobná tloušťka. Tento způsob výpočtu je na straně bezpečnosti.

Z výsledných smykových toků uvedených v tabulce je proveden výpočet pro maximální hodnotu z absolutních hodnot v dané části.

Smykové napětí ve stojině je dáno vztahem:

$$\tau_s = \frac{q_s}{t_s} [Nmm^{-1}] \quad (9.20)$$

Po dosazení hodnot v prvním segmentu křídla:

$$\tau_s = \frac{10,79}{2} = 5,39 \text{ MPa}$$

Jistota je dána vztahem:

$$j_s = \frac{\tau_k}{\tau_s} [-] \quad (9.21)$$

Po dosazení hodnot:

$$j_s = \frac{45}{5,39} = 8,3$$

Výsledky všech smykových napětí a jistot jsou uvedeny níže v tabulce (Tabulka 9-5).

9.2.5 SMYKOVÉ NAPĚTÍ V POTAHU

Stejně jako v předchozí podkapitole je i zde vždy pro výpočet uvažována maximální hodnota z absolutních hodnot smykového toku v potahu. Potah je mezi žebry 0 – 13 tvořen březovou překližkou o tloušťce 0,8 mm. Dále, z důvodu nižších smykových toků, mezi žebry 13 – 18 je tvořen balsou o tloušťce 1,5 mm. Vlastnosti materiálů byly uvedeny v tabulkách (Tabulka 8-2 a Tabulka 8-3). Výsledky všech smykových napětí a jistot v potahu jsou uvedeny v následující tabulce (Tabulka 9-5).

Smykové napětí v potahu je dáno vztahem:

$$\tau_{pot} = \frac{q_{pot}}{t_{pot}} [MPa] \quad (9.22)$$

Po dosazení hodnot v prvním segmentu křídla:

$$\tau_{pot} = \frac{4,88}{0,8} = 6,11 MPa$$

Jistota je dána vztahem:

$$j_{pot} = \frac{\tau_k}{\tau_{pot}} [-] \quad (9.23)$$

Po dosazení hodnot:

$$j_{pot} = \frac{45}{6,11} = 7,4$$

Tabulka 9-5: Výsledné hodnoty napětí a jistot v potahu a stojině

Segment mezi žebry	τ_s [Mpa]	τ_{pot} [Mpa]	j_s [-]	j_{pot} [-]
0-1	5,39	6,11	8,34	7,37
1-2	5,14	5,92	8,76	7,60
2-3	4,85	5,73	9,28	7,85
3-4	4,67	5,60	9,63	8,03
4-5	4,09	5,47	11,0	8,23
5-6	7,82	5,31	5,76	8,47
6-7	7,40	5,15	6,08	8,73
7-8	7,10	5,02	6,34	8,97
8-9	6,59	4,81	6,83	9,35
9-10	6,15	4,63	7,31	9,73
10-11	5,72	4,42	7,86	10,2
11-12	5,15	4,18	8,74	10,8
12-13	4,44	3,94	10,1	11,4
13-14	4,03	1,99	11,2	1,05
14-15	3,23	1,66	13,9	1,27
15-16	2,36	1,25	19,1	1,68
16-17	1,51	0,84	29,9	2,51
17-18	0,66	0,40	68,5	5,24

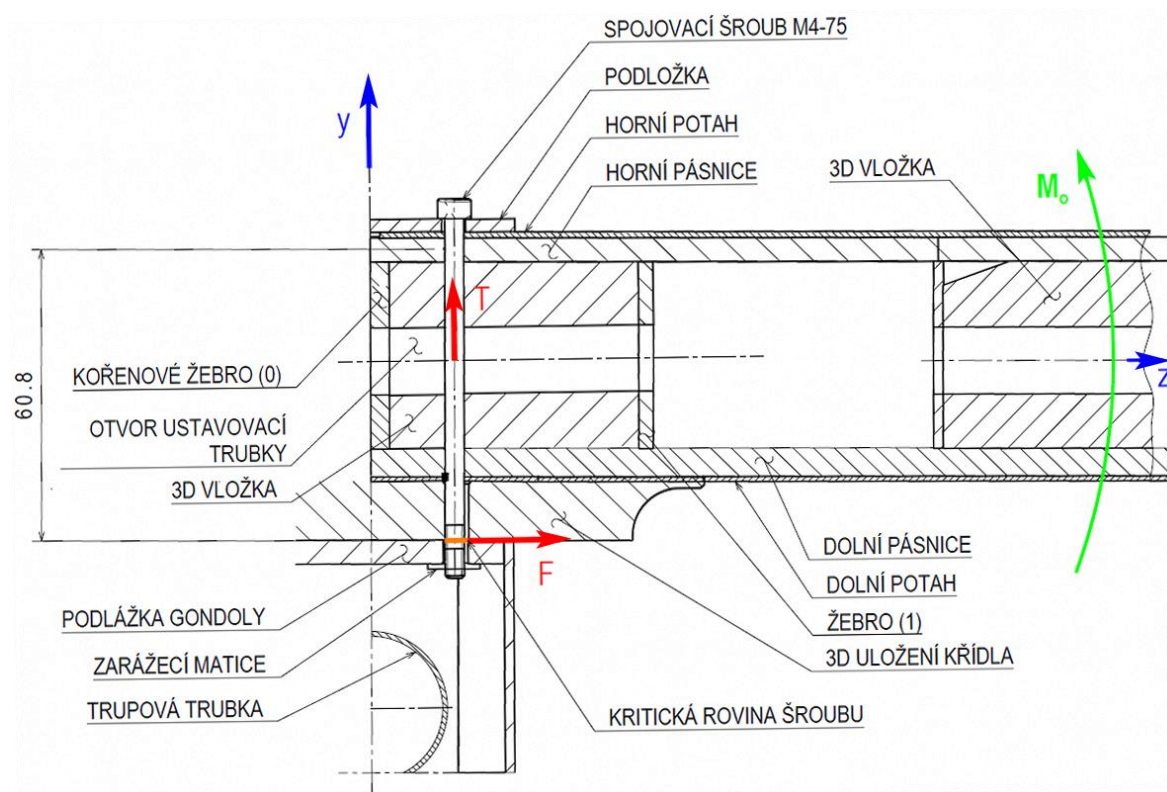
Jistoty ve všech segmentech jsou větší než 1, konstrukce stojiny hlavního nosníku a potahu vyhovuje pevnostním požadavkům.

9.3 DIMENZOVÁNÍ ULOŽENÍ

Křídlo je uloženo pomocí 4 šroubů (2 šrouby na jednu polovinu). Zatížení je převážně přenášeno šroubem hlavního nosníku. Zadní šroub je pouze pojistný a zachycuje část kroutícího momentu.

9.3.1 PŘENOS OHYBOVÉHO MOMENTU A POSOUVAJÍCÍ SÍLY - PEVNOSTNÍ KONTROLA ŠROUBU

Šroub je namáhán působením ohybového momentu a posouvající síly. Zjednodušeně je uvažováno namáhání dle následujícího obrázku.



Obrázek 9-5: Řez uložení křídla - čelní pohled

Minimální průřez šroubu je:

$$S_{\text{s}} = \frac{\pi \cdot d_1}{4} [\text{mm}^2] \quad (9.24)$$

Kde:

d_1 malý průměr závitu [mm], z tabulek [27].

$$S_{\text{s}} = \frac{\pi \cdot 3,5}{4} = 9,62 \text{ mm}^2$$

Maximální početní zatížení (posouvající síla) je:

$$T_p = T \cdot f [\text{N}] \quad (9.25)$$

Po dosažení:

$$T_p = 254 \cdot 1,5 = 381 \text{ N}$$

Tahové napětí od posouvající síly:

$$\sigma_t = \frac{T_p}{S_{\xi}} [MPa] \quad (9.26)$$

Po dosazení:

$$\sigma_t = \frac{381}{9,62} = 39,6 \text{ MPa}$$

Výpočet střížné síly F vychází ze znalosti ohybového momentu v místě šroubu a pro početní zatížení platí:

$$F = \frac{M_o \cdot f}{h_k} [N] \quad (9.27)$$

Kde:

h_k vzdálenost střednice horní pásnice od kritického řezu šroubu [m], viz Obrázek 9-5,

M_o ohybový moment v místě šroubu [Nm].

Po dosazení:

$$F = \frac{125,6 \cdot 1,5}{60,8 \cdot 10^{-3}} = 3099 \text{ N}$$

Pro smykové napětí v kritické rovině šroubu platí:

$$\tau_s = \frac{F}{S_{\xi}} \quad (9.28)$$

Po dosazení:

$$\tau_s = \frac{3099}{9,62} = 322,1 \text{ MPa}$$

Pro výpočet redukovaného napětí při kombinovaném namáhání je uvažována teorie von Mises a pro jeho výpočet platí rovnice:

$$\sigma_{red} = \sqrt{\sigma_t^2 + (\alpha \cdot \tau_s)^2} [MPa] \quad (9.29)$$

Kde:

σ_t tahové napětí od posouvající síly T [MPa],

τ_s smykové napětí od normálové síly F v pásnici [MPa],

α koeficient pro von Mises teorii [-]:

$$\alpha = \sqrt{3}$$

Po dosazení:

$$\sigma_{red} = \sqrt{39,6^2 + 3 \cdot 322,1^2} = 559,3 \text{ MPa}$$

Jsou použity šrouby s válcovou hlavou s vnitřním šestihranem (DIN 912) pevnostní třídy 8.8. Pro tuto třídu je mez pevnosti $\sigma_{pt} = 800 \text{ MPa}$ [28].

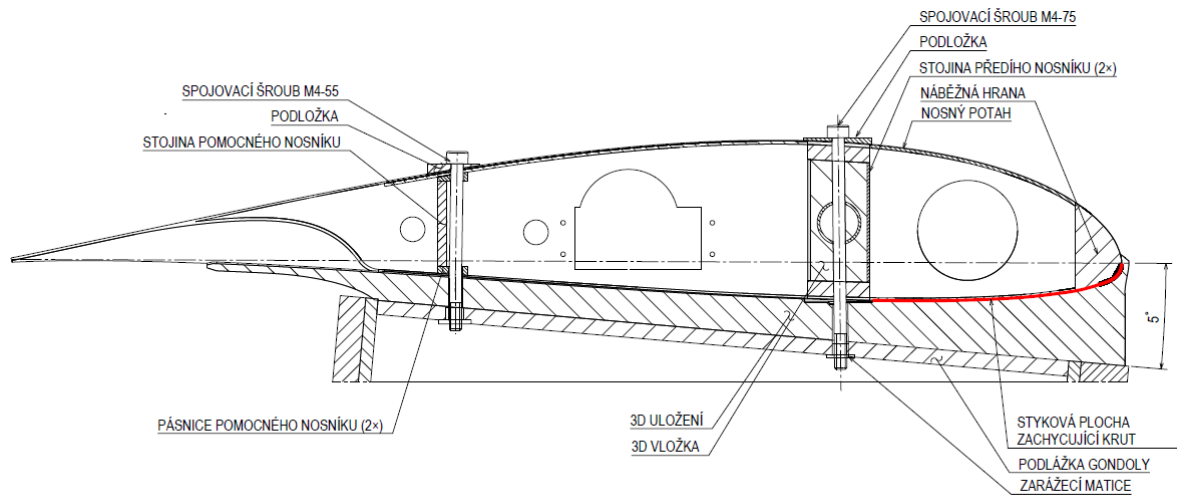
Jistota:

$$j = \frac{\sigma_{pt}}{\sigma_{red}} [-] \quad (9.30)$$
$$j = \frac{800}{559,3} = 1,33$$

Jistota je větší než 1, konstrukce uložení vyhovuje.

9.3.2 PŘENOS KROUTÍCÍHO MOMENTU

Krouticí moment je zachycen samotným 3D uložením. To má negativní tvar spodní části profilu. Křídlo je zajištěno v místě pomocného nosníku šroubem M4. Tento šroub bude zatížen podstatně menšími silami, než je šroub předního nosníku. Lze tedy předpokládat splnění pevnostních kritérií. Jak už bylo řečeno, úhel nastavení křídla vůči rovině trupové trubky je 5° (Obrázek 9-6).



Obrázek 9-6: Řez uložení křídla - boční pohled

10 POHONNÁ SOUSTAVA

Pohon letounu je pravidly předepsán elektrický, přičemž musí být použita konkrétní elektronická součástka snižující výkon na 1000 W (limiter). Tento omezovač redukuje výkon vstupující do regulátoru (ESC). Výkon přenášený přímo na vrtuli je dále redukován o účinnost elektromotoru a tato účinnost se pohybuje v rozmezí 80–95 %.

Omezení pravidly je na jednu vrtuli a musí být dodržen převodový poměr motoru a vrtule 1: 1. Klíčovou fází letu je vzlet letounu. Proto je kladen důraz na vysoký statický tah T_S a tah při nízkých rychlostech.

10.1 ELEKTRICKÁ SOUSTAVA

V této kapitole je řešena elektrická stránka pohonné soustavy, řešení dalších elektrických systémů (především řízení) není předmětem této práce. Tato soustava sestává z elektromotoru, akumulátoru, regulátoru a kabeláže. Mimo těchto funkčně nutných částí musí být zapojena bezpečnostní pojistka a omezovač výkonu.

10.1.1 OMEZOVAČ VÝKONU

Omezovač výkonu neboli limiter musí být od výrobce Neumotors.com (dáno pravidly). Vstupní napětí je maximálně 22,2 V, napájení z 6 článkového akumulátoru a maximální trvalý proud může být 100 A. Omezovač pracuje na principu snižování proudu. Jeho instalace musí být provedena tak, aby byl omezovač snadno kontrolovatelný komisaři. Je tedy umístěn přímo na trupové trubce v příďové části za motorovou instalací.



Obrázek 10-1: Omezovač výkonu [29]

10.1.2 AKUMULÁTOR

Jak už bylo řečeno, akumulátor musí být 6 článkový a jeho napětí může být maximálně 22,2 V. Akumulátor musí poskytovat energii na dostatečně dlouhý let, přičemž je doporučeno, aby hodnota kapacity neklesla pod 85%. Trvání soutěžního letu se předpokládá maximálně 2 minuty. Je zvolen lithium-polymerový akumulátor GENS ACE LiPo-6S s kapacitou 3700 mAh, s vybíjecím proudem 60 A a maximálním vybíjecím proudem až 120 A [30]. Maximální vybíjecí proud bude ovšem redukován limitem na hodnotu takovou, aby nebylo překročeno 1000 W na vstupu do regulátoru. Pro výpočet výdrže potom platí vztah ((10.1)).

$$t_f = C \cdot 0,85 \cdot \frac{60}{I} \text{ [min]} \quad (10.1)$$

Kde:

C kapacita akumulátoru [Ah],

I maximální odebíraný proud [A], v tomto případě je uvažován maximální trvalý 60 A.

$$t = 3,7 \cdot 0,85 \cdot \frac{60}{60} = 3,15 \text{ min}$$

Navržený pohon je tedy schopen bezpečně absolvovat soutěžní let při maximálním trvalém výkonu. Při tomto trvalém výkonu, který by akumulátor byl schopen dodat by byl překročen limit 1 kW. Proto bude reálná výdrž vyšší.

10.1.3 MOTOR

Pro zjištění vhodnosti motoru byl použit online dostupný program eCalc, který zároveň řeší tahové charakteristiky vrtule. Proto je zde řešena i vrtule a v podkapitole 10.2 jsou tato získaná data pouze ověřena. Motor byl vybírán z portfolia výrobce motorů AXI Model Motors. Z programu eCalc byly získány pracovní charakteristiky jednotlivých motorů při dané zátěži v různých kombinacích s vrtulí. Vrtule byly voleny tak, aby výkon odebíraný vrtulí nepřesahoval výkon dodávaný motorem po započítání jeho účinnosti podle rovnice (10.2).

$$P = \eta_m \cdot P_0 \quad (10.2)$$

Pro případ motoru 5325/20:

$$P = 0,94 \cdot 1\,000 = 940 \text{ W}$$

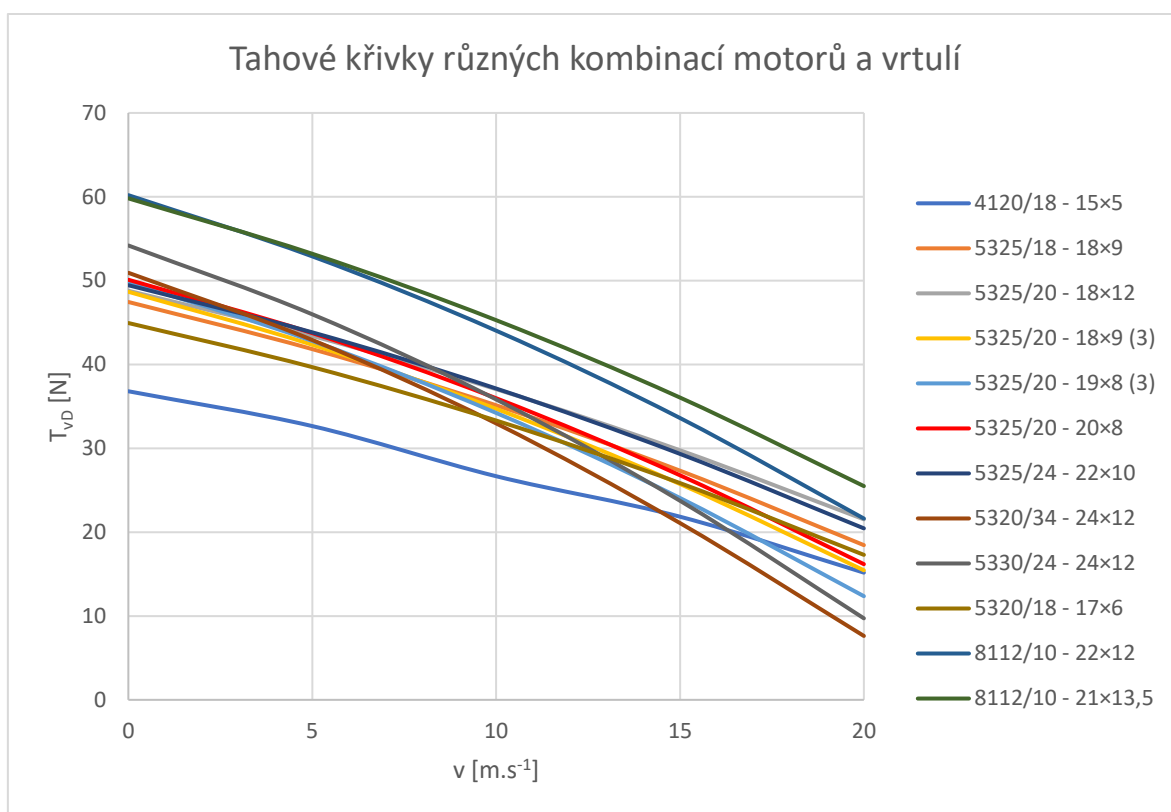
Dále byly opět pomocí programu eCalc zpracovány tahové křivky. Byly vybírány vrtule APC (více v kapitole 10.2). Značení vrtulí je $D_{prop} \times S_{prop}$, kde D_{prop} je průměr vrtule v palcích a S_{prop} je její stoupání v palcích. Teoretické hodnoty získané v této části byly ověřeny pouze v bodě nulové rychlosti, tedy na základě měření statického tahu vybraného motoru (kapitola 10.2.1).

Jsou analyzovány pouze vhodné kombinace motorů a vrtulí, které poskytovaly dostatečný tah při výkonu od motoru P .

Tabulka 10-1: Vstupní a výstupní data programu eCalc

Motor	4120/18	5325/18	5325/20				5325/24	5320/34	5330/24	5320/18	8112/10	
Hmotnost motoru [g]	315	595	595				595	515	672	530	530	
Maximální výkon [W]	1500	1440	2430				2850	1850	2220	1900	2800	
Otáčky na volt [ot.V ⁻¹]	515	308	280				232	206	197	370	215	
Vrtule*	15x5	18x9	18x12	18x9 (3)	19x8 (3)	20x8	22x10	24x12	24x12	17x6	22x12	21x13,5
v [m.s ⁻¹]	T _{vd} [N]											
0	36,8	47,45	48,79	48,67	49,8	50,1	49,45	50,93	54,19	44,94	60,19	59,81
5	32,65	41,83	43,4	42,35	42,8	43,74	43,83	42,92	45,98	39,68	52,89	53,2
10	26,67	35,13	37,05	34,71	34,22	35,97	37,13	32,97	35,83	33,31	44,03	45,28
15	21,84	27,33	29,76	25,74	24,07	26,78	29,33	21,08	23,74	25,85	33,61	36,05
20	15,17	18,45	21,53	15,45	12,36	16,18	20,45	7,62	9,72	17,29	21,62	25,49

*Hodnota v závorce je počet listů. Bez uvedené hodnoty je počet listů 2.

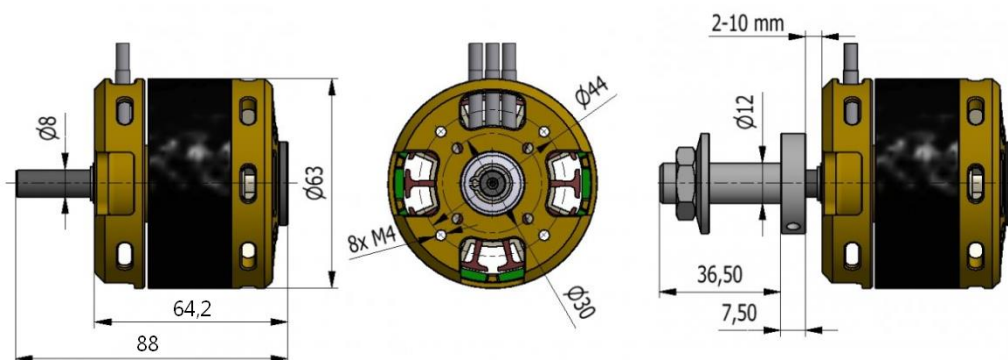


Obrázek 10-2: Tahové křivky různých kombinací motorů a vrtulí

Z výběru byl vyřazen analyzovaný motor 8112/10 kvůli velikosti (průměr 87 mm). Vysoký statický tah poskytují kombinace motoru 5330/24 s vrtulí 24×12, motor 5320/34 s vrtulí 24×12 nebo motor 5325/20 s vrtulí 19×8 (3). U těchto kombinací ale dochází při rychlostech blízkých pádové rychlosti (kritický režim) k prudšímu poklesu tahu. Bylo proto rozhodnuto o použití motoru 5325/20 s vrtulí 20×8, kde statický tah je $T_S = 50,1 \text{ N}$ a nedochází k tak velkému poklesu tahu s rychlostí.

Tabulka 10-2: Technické parametry motoru AXI 5325/20

Otáčky na 1V [otV^{-1}]	280
Účinnost [%]	94
Proud při maximální účinnosti [A]	15 – 65
Proud naprázdno [A]	1,9
Maximální zatížitelnost [$A \cdot min^{-1}$]	79
Vnitřní odpor [$m\Omega$]	21
Hmotnost [kg]	595
Maximální výkon [W]	2 430



Obrázek 10-3: Rozměry motoru AXI 5325/20 [mm] [31]

10.2 VRTULE

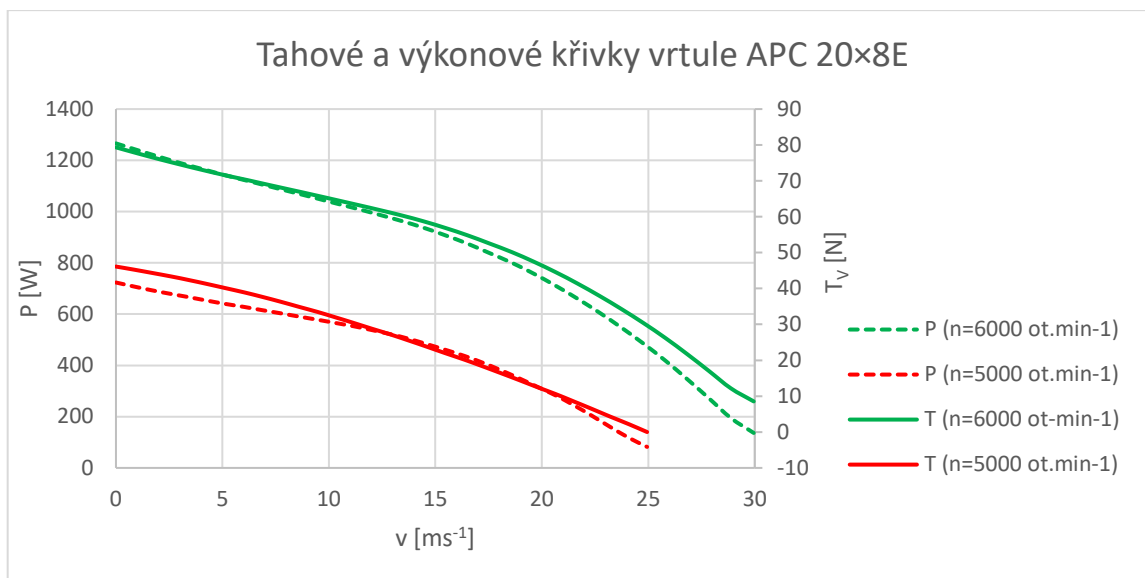
Volba vrtule je částečně již řešena při volbě motoru pomocí programu eCalc a zde jsou vypočítány vlastnosti vrtulového pohonu a jsou porovnány určité vrtule. Je voleno z řad vrtulí APC E (Electric). Z dostupných dat z literatury [32], které vychází z vírové teorie, jsou sestaveny tahové a výkonové křivky. Data jsou uspořádána podle otáček vrtule s krokem po $1\,000\text{ otmin}^{-1}$. Z hodnoty otáček motoru na 1 V K_v lze s jistotou nepřesností určit maximální dosažitelné otáčky motoru, resp. vrtule (rovnice (10.3)). Nepřesnost může být dána buď odlišným počtem vinutí cívek elektromotoru oproti hodnotám uvedených výrobcem nebo nižším/vyšším napájecím napětím z akumulátoru. Dále ke snížení otáček dochází vlivem zatížení vrtule, tedy s rostoucím průměrem a/i stoupáním klesají maximální dosažitelné otáčky. Tyto faktory ostatně potvrzuje provedené měření pohonu (Obrázek 10-6).

$$n_R = K_v \cdot U [\text{otmin}^{-1}] \quad (10.3)$$

Po dosazení hodnot pro zvolený motor a akumulátor:

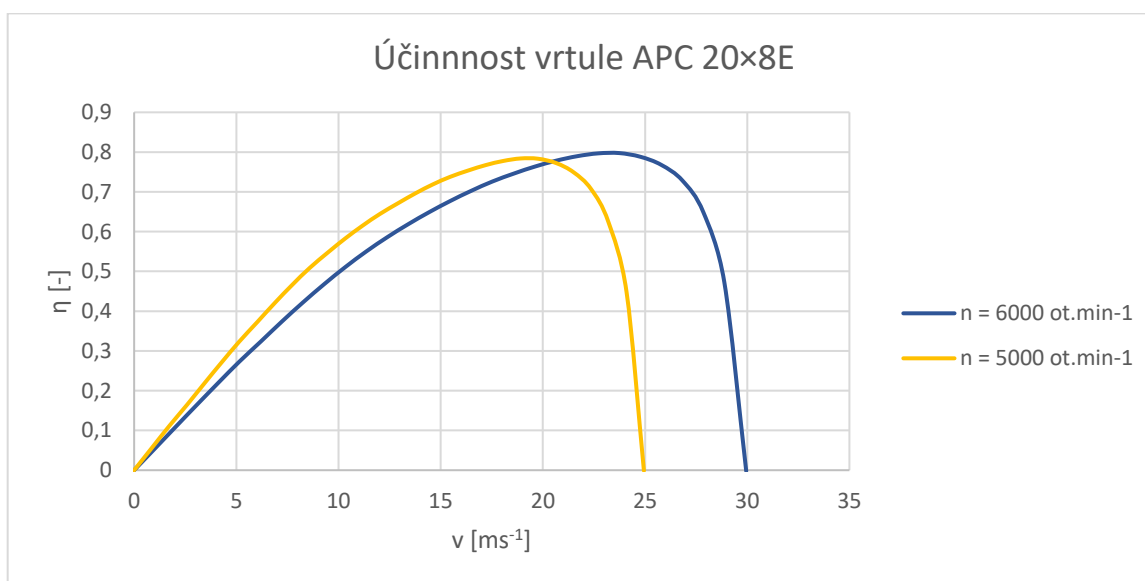
$$n_R = 280 \cdot 22,2 = 6\,216\text{ otmin}^{-1}$$

Lze tedy předpokládat, že pracovní otáčky při plném výkonu budou mezi hodnotami $5\,000 - 6\,000\text{ otmin}^{-1}$. Data byla proto vynesena do grafu pro tyto otáčky. Z grafu je však patrné, že při otáčkách $6\,000\text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$ bude při rychlostech $10 - 12\text{ ms}^{-1}$ překročena hranice $1\,000\text{ W}$. Statický tah bude tedy blíže hodnotě při otáčkách $5\,000\text{ otmin}^{-1}$.



Obrázek 10-4: Graf tahových a výkonových křivek

Dále je vykreslena účinnost vrtulového pohonu. Pro otáčky $5\,000\text{ ot}\cdot\text{min}^{-1}$ se maximální účinnost pohybuje v oblasti rychlostí $18 - 20\text{ ms}^{-1}$, tyto rychlosti jsou výhodně v blízkosti pádové rychlosti letounu.

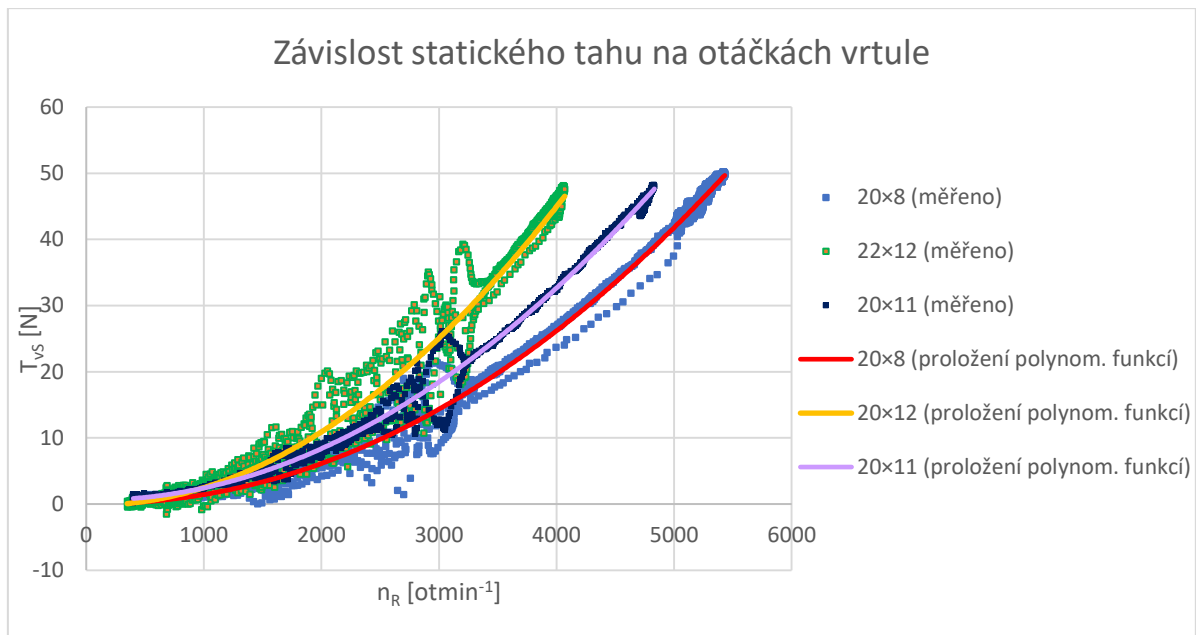


Obrázek 10-5: Graf účinnosti vrtule

10.2.1 MĚŘENÍ STATICKÉHO TAHU

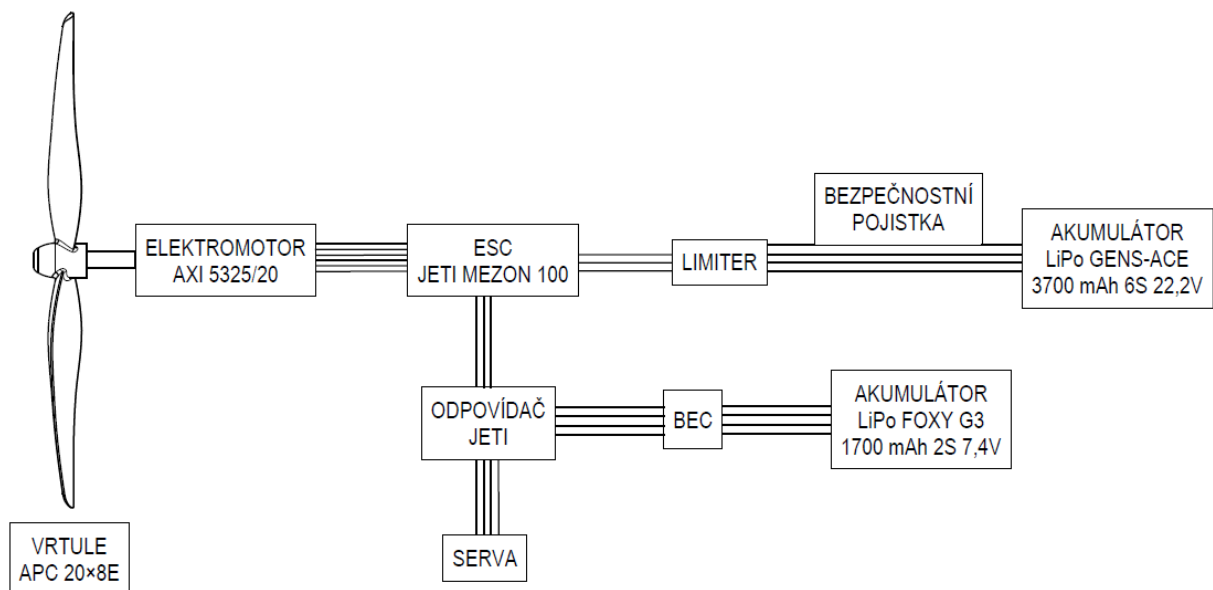
Zpětně bylo provedeno experimentální měření statického tahu různých vrtulí s vybraným motorem 5325/20. V grafu (Obrázek 10-6) jsou data ze 3 analyzovaných vrtulí, které poskytovaly nejvyšší statické tahy. Z grafu je patrné, že zvolená vrtule APC 20x8 poskytuje z řešených variant nejvyšší statický tah. Tento statický tah dosahuje hodnoty $T_S \approx 50\text{ N}$, což je hodnota blízká hodnotě z eCalcu ($50,1\text{ N}$).

Pozn.: Měření proběhlo na VUT v Brně, autor data pouze převzal.



Obrázek 10-6: Graf závislosti statického tahu na otáčkách vrtule

Na následujícím obrázku je elektrické schéma výsledné pohonné soustavy letounu.



Obrázek 10-7: Schéma zapojení elektrické soustavy

11 STAVBA

Stavba letounu byla provedena v dílně Chicken Wings CTU na Karlově náměstí. Pro výrobu složitých dřevěných dílů, jako jsou žebra nebo konstrukce gondoly, bylo využito řezání laserem. Polystyrenové aerodynamické kryty gondoly byly frézovány. Dále bylo využito 3D tisku pro výrobu uložení křídla, koncových oblouků ocasních ploch, vložek nosníku v křídle a uložení podvozku. Drobné osy podvozku byly soustruženy. Potah křídla byl v náběžné části proveden jako nosný a celé křídlo bylo potaženo nenosnou nažehlovací fólií.

Pro spojování jednotlivých dřevěných částí byly použity různé typy vhodných lepidel – disperzní lepidlo, epoxidová lepidla, kyanoakryláty (vteřinová lepidla). V následující podkapitole je nastíněna stavba křídla letounu.

11.1 POSTUP VÝROBY KŘÍDLA

Všechny dřevěné díly byly nejprve vyřezány laserem. Následovalo broušení a čištění stykových ploch, aby nebyl lepený spoj negativně ovlivněn uhlíkem uvolněným při řezání. V žebrech byly 2 velké kruhové technologické otvory a sestavení bylo provedeno tak, že žebra byla navlékána na 2 masivní trubky, nedocházelo tedy k nežádoucímu kroucení a ohýbání křídla. Trubky byly ustaveny v 3D tištěných technologických přípravcích (Obrázek 11-1). Mezi žebra byly vlepeny dělené hlavní a pomocné stojiny, jejichž vertikální polohu zajišťovaly obdélníkové otvory v žebrech.



Obrázek 11-1: Ustavení žeber a stojin na trubkách



Obrázek 11-2: Lepení 3D tištěných vložek

Dále byla přilepena balsová náběžná hrana, která má v zadní části vyfrézované drážky pro žebra, tyto drážky více stabilizují polohu žeber v náběžné části. Dalším krokem bylo vlepení 3D tištěných vložek nosníku (Obrázek 11-2).

Po technologické přestávce potřebné pro vytvrzení použitého epoxidového a disperzního lepidla následovalo přilepení připravených pásnic nosníku. Zde bylo potřeba dbát důkladného prolepení mezi stojinou a pásnicemi. Po vytvrzení bylo potřeba zabrousit přebytečné lepidlo a především lepidlo, které bylo vytlačeno pásnicí mimo obrys žeber.



Obrázek 11-3: Křídlo s přilepenými pásnicemi



Obrázek 11-4: Lepení nosného potahu

Následovalo lepení nosného potahu, kde bylo opět nutné dbát na kvalitní prolepení mezi pásnicí nosníku a potahem a náběžnou hranou (Obrázek 11-4).

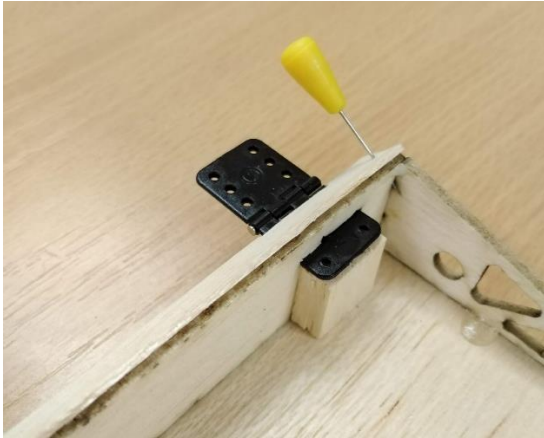
Před „uzavřením“ křídla potahovou fólií musela být provedena instalace servomotorů a jejich elektroinstalace (Obrázek 11-5). Také bylo nutné provést instalaci klapkového mechanismu a vlepění křídélkových pantů (Obrázek 11-7).



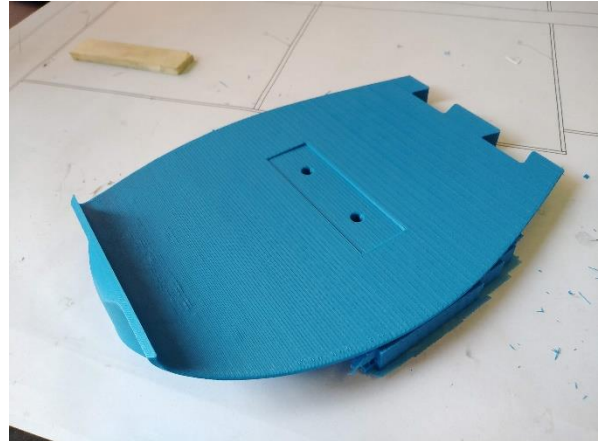
Obrázek 11-5: Uchycení klapkového servomotoru



Obrázek 11-6: Sestavení křídélka

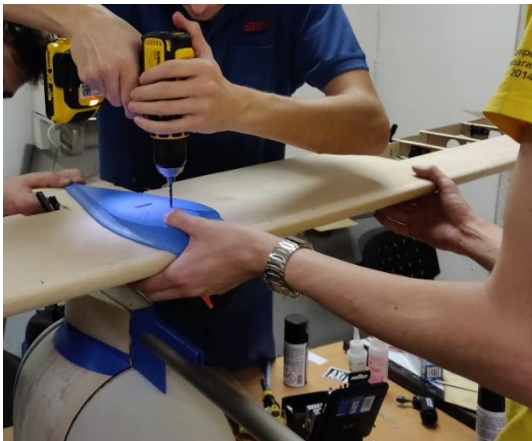


Obrázek 11-7: Vlepení pantu křídélka



Obrázek 11-8: Část 3D tištěného uložení křídla

Dalším krokem bylo svrtání křídla s nákladovou gondolou. Jako šablona bylo využito 3D tištěné uložení křídla (Obrázek 11-9). Uložení muselo být z důvodu velikosti sestaveno z 2 kusů (Obrázek 11-8).



Obrázek 11-9: Sesazení křídla, jeho uložení a nákladové gondoly



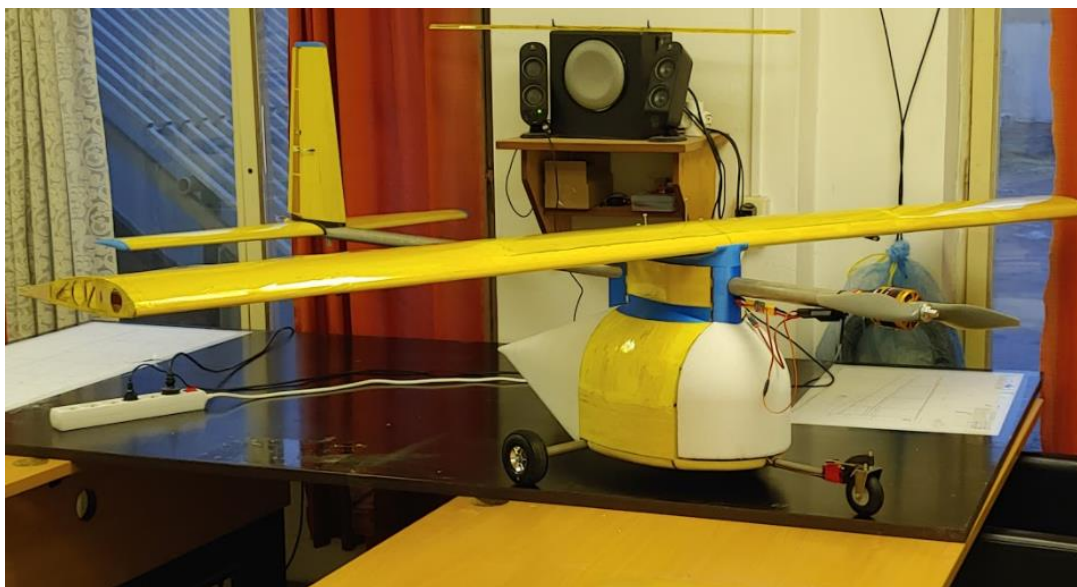
Obrázek 11-10: Kontrola funkčnosti ovládní křídélek a klapek

Po instalaci křídélek, klapek bylo křídlo zkušebně sestaveno s trupem. Byly zapojeny servomotory a byla provedena kontrola funkčnosti jejich (Obrázek 11-10). Po této kontrole mohlo být křídlo „uzavřeno“ potahovací fólií (Obrázek 11-11).



Obrázek 11-11: Potažená část křídla

Po montáži křídla a všech ostatních částí byl letoun připraven k záletu.



Obrázek 11-12: Letoun připravený na zálet

12 ZÁVĚR

Výsledkem diplomové práce je aerodynamicky a konstrukčně navržené křídlo se vztlakovou mechanizací. Byla provedena analýza letových případů, podle kterých bylo určeno zatížení nosné plochy. Na základě těchto podkladů byly dimenzovány a pevnostně zkontrolovány základní pevnostní části konstrukce křídla. V závěrečné části práce byl navržen pohonný systém sestávající především z elektromotoru a vrtule.

Během vypracování diplomové práce bylo dbáno na dodržení pravidel soutěže. Dalším omezením byl stanoven předpis CS-VLA, avšak některé předpoklady byly upraveny pro potřeby soutěžního modelu. Do budoucna by bylo vhodné provést měření dosahovaných násobků letounu při typických soutěžních letech. Neznalost dosahovaných násobků totiž může znamenat (a nejspíš znamená) zbytečné předdimenzování konstrukce.

Cílem celého projektu byla účast na soutěži SAE Aerodesign 2020 na Floridě. Této soutěže se tým zúčastnil a dosáhl 23. místa ze 30 zúčastněných týmů. Hlavní cíl byl tedy splněn. Výsledek byl ale do značné míry negativně ovlivněn časovou náročností projektu a nemálo překážkami, kterým musel tým čelit. Ke slibnějšímu výsledku nepřispěla ani havárie při záletu za nepříznivých povětrnostních podmínek 2 dny před odletem na soutěž, kdy byl letoun značně poškozen. Při záletu docházelo k silným poryvům větru a říditelnost letounu tak byla velmi omezena. Navzdory poškození se podařilo letoun úspěšně opravit a soutěže se zúčastnit.

Dalším problémem při záletu a později také na soutěži, bylo pulzování otáček motoru. Později na soutěži bylo zjištěno, že k tomuto jevu pravděpodobně dochází v důsledku elektromagnetického působení pohonné jednotky na duralovou trupovou trubku a ovlivňování funkce celého pohonného systému. V důsledku této interference také docházelo k rušení signálu pro řízení servomotorů ocasních kormidel. Páky servomotorů při vyšším dodávaném výkonu kmitaly. S tímto problémem se tým potýkal hlavně přímo na soutěži. V důsledku řešení tohoto problému bylo možné uskutečnit pouze dva soutěžní lety. Při návrzích dalších soutěžních letounů by tedy bylo vhodné zavčas důkladně otestovat pohonný systém nainstalovaný na letadle, aby bylo možné vyvarovat se např. zmíněnému pulzování otáček nebo rušení řídicích signálů servomotorů.

Uvedené technické problémy byly podrobněji zpracovány v rámci týmové dokumentace pro poučení budoucích generací týmu.



Obrázek 12-1: Navržený letoun při soutěžním letu

SEZNAM TABULEK

<i>Tabulka 3-1: Ganttův diagram</i>	13
<i>Tabulka 4-1: Vliv geometrie křídla a klapky</i>	17
<i>Tabulka 4-2: Geometrické charakteristiky VOP</i>	19
<i>Tabulka 4-3: Geometrické charakteristiky SOP</i>	19
<i>Tabulka 5-1: Pevné hmoty</i>	22
<i>Tabulka 5-2: Proměnné hmoty</i>	23
<i>Tabulka 5-3: Letové konfigurace</i>	23
<i>Tabulka 6-1: Základní údaje profilu SD7062 [12]</i>	24
<i>Tabulka 6-2: Vstupní hodnoty programu Glauert III pro křídlo</i>	26
<i>Tabulka 6-3: Odečtené faktory pro klapku</i>	30
<i>Tabulka 6-4: Hodnoty odečtených faktorů</i>	35
<i>Tabulka 6-5: Změny vlastností profilu vlivem křídélka a klapky</i>	36
<i>Tabulka 6-6: Parametry profilové poláry</i>	37
<i>Tabulka 7-1: Letové obrátové násobky</i>	38
<i>Tabulka 7-2: Upravené hodnoty rychlostí poryvů</i>	39
<i>Tabulka 7-3: Hodnoty relativního hmotnostního poměru a zmírňujícího součinitele</i>	40
<i>Tabulka 7-4: Body letové obálky provozních násobků</i>	41
<i>Tabulka 7-5: Výsledné hodnoty z aerodynamických podkladů pro konfiguraci maximální hmotnosti/PC</i>	46
<i>Tabulka 7-6: Výsledné hodnoty z aerodynamických podkladů pro konfiguraci minimální hmotnosti/ZC</i>	46
<i>Tabulka 7-7: Extrémní hodnoty jednotlivých typů zatížení</i>	55
<i>Tabulka 8-1: Vlastnosti smrkového dřeva</i>	59
<i>Tabulka 8-2: Vlastnosti balsy</i>	59
<i>Tabulka 8-3: Vlastnosti březové překližky</i>	59
<i>Tabulka 9-1: Geometrické charakteristiky pásnic nosníku</i>	67
<i>Tabulka 9-2: Ohybová napětí a hodnoty jistot pásnic</i>	68
<i>Tabulka 9-3: Výsledky výpočtů stability pásnic</i>	72
<i>Tabulka 9-4: Výsledné hodnoty smykových toků</i>	75
<i>Tabulka 9-5: Výsledné hodnoty napětí a jistot v potahu a stojině</i>	76
<i>Tabulka 10-1: Vstupní a výstupní data programu eCalc</i>	81
<i>Tabulka 10-2: Technické parametry motoru AXI 5325/20</i>	82

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 4-1: Dvouplošník Avia B-534 československé výroby [4].....	14
Obrázek 4-2: Vough V-173 Flying Pancake [6].....	15
Obrázek 4-3: Pilatus PC-6 [7].....	15
Obrázek 4-4: Koncept navrženého letounu	16
Obrázek 4-5: Render nákladového prostoru	17
Obrázek 4-6: Základní geometrie poloviny křídla.....	18
Obrázek 4-7: Render ocasních ploch	20
Obrázek 4-8: Render podvozku	20
Obrázek 5-1: Letoun v globálním souřadném systému.....	22
Obrázek 5-2: Hmotová obálka letounu	23
Obrázek 6-1: Maximální poměr c_l/c_d versus odpovídající c_l vybraných profilů [10]	24
Obrázek 6-2: Profil SD7062 [12].....	25
Obrázek 6-3: Vztlkové čáry a poláry profilu SD7062 pro Reynoldsova čísla $(50-600) \cdot 10^3$	25
Obrázek 6-4: Graf závislosti c_{lmax} na Reynoldsově čísle	25
Obrázek 6-5: Graf rozložení vzlaku po rozpětí	27
Obrázek 6-6: Typy vztlkových mechanizací [13].....	28
Obrázek 6-7: Popis geometrie Fowlerovy klapky [13]	29
Obrázek 6-8: Účinnost jednošterbinové klapky v závislosti na úhlu klapky [13].....	29
Obrázek 6-9: Vliv poměrné délky klapky [13].....	30
Obrázek 6-10: Vliv výchylky a typu klapky [13]	30
Obrázek 6-11: Vliv trajektorie klapky [13]	30
Obrázek 6-12: Základní přírůstek maximálního vzlaku [13]	30
Obrázek 6-13: Vliv polohy klapky [13].....	31
Obrázek 6-14: Vliv štíhlosti a poměru hloubky klapky na účinnost klapky [13]	31
Obrázek 6-15: Vliv půdorysu na maximální součinitel vzlaku křídla [13].....	32
Obrázek 6-16: Vztlkové čáry křídla.....	33
Obrázek 6-17: Korekční součinitel pro jednoduchou klapku [13].....	34
Obrázek 6-18: Vztlková účinnost jednoduché klapky [13].....	34
Obrázek 6-19: Korekční součinitel pro nelineární chování vztlkových charakteristik jednoduché klapky [13]	34
Obrázek 6-20: Poloha středu tlakového přírůstku vlivem křídélka [13]	35
Obrázek 6-21: Polára křídla	37
Obrázek 7-1: Letová obálka provozních násobků (PC).....	41
Obrázek 7-2: Letová obálka provozních násobků (ZC).....	42
Obrázek 7-3: Popis vyvažovací síly.....	43
Obrázek 7-4: Rozložení vzlaku od výchylek křídélka $\pm 10^\circ$	44
Obrázek 7-5: Rozložení vzlaku od výchylek křídélka $\pm 30^\circ$	44
Obrázek 7-6: Rozložení vzlaku od vztlkových klapek $+40^\circ$	45
Obrázek 7-7: Souřadný systém křídla	48
Obrázek 7-8: Průběhy klopivého momentu při profilových změnách – maximální hmotnost	49
Obrázek 7-9: Průběhy klopivého momentu při profilových změnách - minimální hmotnost.....	49
Obrázek 7-10: Transformace posouvajících sil z aerodynamického s.sys. do s.sys. křídla.....	50
Obrázek 7-11: Transformace momentů z aerodynamického s.sys. do s.sys. křídla	51
Obrázek 7-12: Průběhy zatížení LP I konfigurace maximální hmotnosti/PC.....	52
Obrázek 7-13: Průběhy posouvajících sil T_n jednotlivých LP.....	53
Obrázek 7-14: Průběhy posouvajících sil T_t jednotlivých LP.....	53
Obrázek 7-15: Průběhy ohybových momentů M_n jednotlivých LP	54
Obrázek 7-16: Průběhy ohybových momentů M_t jednotlivých LP.....	54

Obrázek 7-17: Průběhy kroutících momentů M_{kac} jednotlivých LP.....	55
Obrázek 7-18: Obálka maximálních složek posouvající síly T_n	56
Obrázek 7-19: Obálka maximálních složek posouvající síly T_t	56
Obrázek 7-20: Obálka maximálních složek ohybového momentu M_n	56
Obrázek 7-21: Obálka maximálních složek ohybového momentu M_t	57
Obrázek 7-22: Obálka maximálních složek kroutícího momentu M_k	57
Obrázek 8-1: Typy dřevěných konstrukcí nosníku [23].....	60
Obrázek 8-2: Detail 3D tištěných vložek v kořeni křídla.....	60
Obrázek 8-3: Uchycení křídla k nákladové gondole	61
Obrázek 8-4: Klapkové žebro.....	61
Obrázek 8-5: Konstrukce křídla - rozmístění žeber.....	62
Obrázek 8-6: Render 3D uložení křídla	63
Obrázek 8-7: Kinematické schéma mechanismu klapky v krajních polohách.....	63
Obrázek 8-8: Konstrukční řešení pákového mechanismu klapky	64
Obrázek 8-9: Render křídélka	64
Obrázek 9-1: Geometrie nosníku a průběhy namáhání [24].....	66
Obrázek 9-2: Znárodnění 2. případu vzpěru [26]	69
Obrázek 9-3: Diagram vzpěrných napětí smrkového dřeva [25]	70
Obrázek 9-4: Znárodnění reakčního smykového toku při krutu [24]	73
Obrázek 9-5: Řez uložení křídla - čelní pohled	77
Obrázek 9-6: Řez uložení křídla - boční pohled.....	79
Obrázek 10-1: Omezovač výkonu [29].....	80
Obrázek 10-2: Tahové křivky různých kombinací motorů a vrtulí	82
Obrázek 10-3: Rozměry motoru AXI 5325/20 [mm] [31]	83
Obrázek 10-4: Graf tahových a výkonových křivek.....	84
Obrázek 10-5: Graf účinnosti vrtule	84
Obrázek 10-6: Graf závislosti statického tahu na otáčkách vrtule.....	85
Obrázek 10-7: Schéma zapojení elektrické soustavy.....	85
Obrázek 11-1: Ustavení žeber a stojin na trubkách	86
Obrázek 11-2: Lepení 3D tištěných vložek.....	86
Obrázek 11-3: Křídlo s přilepenými pásnicemi.....	87
Obrázek 11-4: Lepení nosného potahu.....	87
Obrázek 11-5: Uchycení klapkového servomotoru.....	87
Obrázek 11-6: Sestavení křídélka.....	87
Obrázek 11-7: Vlepení pantu křídélka.....	88
Obrázek 11-8: Část 3D tištěného uložení křídla	88
Obrázek 11-9: Sesazení křídla, jeho uložení a nákladové gondoly	88
Obrázek 11-10: Kontrola funkčnosti ovládní křídélek a klappek.....	88
Obrázek 11-11: Potažená část křídla	88
Obrázek 11-12: Letoun připravený na zálet.....	89
Obrázek 12-1: Navržený letoun při soutěžním letu	90

SEZNAM PŘÍLOH

- Příloha 1 Třípohledový výkres letounu
- Příloha 2 Letové případy m_{max}/PC
- Příloha 3 Letové případy m_{min}/ZC
- Příloha 4 Pevnostní výpočty

SEZNAM POUŽITÉHO SOFTWARE

- CATIA V5
- eCalc
- Glauert III
- XFLR5

LITERATURA

- [1] SAE Aerodesign East. *SAE Aerodesign East Rules* [online]. Florida Air Museum: International, 2020 [cit. 15.9.2020]. Dostupné z: <https://www.sae.org/attend/student-events/sae-aero-design-east>
- [2] KUBLÁK, Filip a Tomáš FABIÁN. *Design Report Chickenwings – CTU*. Praha, 2020.
- [3] *Biplanes vs. Monoplanes: 6 Factors Compared – Airplane Academy*. Airplane Academy – Aviation Tips, Tricks, and FAQs [online]. AirplaneAcademy.com 2020. [cit. 30.12.2020]. Dostupné z: <https://airplaneacademy.com/biplanes-vs-monoplanes-6-factors-compared/>
- [4] *Letadla na plátně.cz.*, Avia B-534. [online]. 2020. [cit. 11.12.2020]. Dostupné z: <https://www.letadlanaplatne.cz/filmova-letadla/vojenska-letadla/stihaci-letadla/avia-b-534/>
- [5] *Naval History Magazine*, [online]. June Volume 33, Number 3. The Pancake that Didn't Fly, 2019. [cit. 11.12.2020]. Dostupné z: <https://www.usni.org/magazines/naval-history-magazine/2019/june/pancake-didnt-fly>
- [6] *Vought V-173 "Flying Pancake"*. [online]. National Air and Space Museum, Smithsonian Institution, 1998. [cit. 11.12.2020]. Dostupné z: https://airandspace.si.edu/collection-objects/vought-v-173-flying-pancake/nasm_A19610120000
- [7] *Thranda Design Releases Pilatus PC-6 Turbo Porter for X-Plane – FSElite*. [online]. FSElite – The Best Flight Sim News, Reviews and More, 2015. [cit. 11.12.2020]. Dostupné z: <https://fselite.net/news/thranda-design-releases-pilatus-pc-6-turbo-porter-for-x-plane/>
- [8] SZEKELY Jakub. *Nákladový prostor letounu soutěžní kategorie SAE – Regular Class*. Praha, 2020. Bakalářská práce. ČVUT.
- [9] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-01-01671-4.
- [10] LYON, C.A., BROEREN, A.P., GIGUERE, P., GOPALARATHNAM, A., a SELIG, M.S., *Summary of Low-Speed Airfoil Data, Vol. 3*, Virginia Beach, VA: SolarTech Publications, 1998, ISBN 0-9646747-3-4.
- [11] UIUC Airfoil Data Site. *UIUC Applied Aerodynamics Group* [online]. 2020. [cit. 12.11.2020]. Dostupné z: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- [12] *SD7062 (14%) (sd7062-il)*. Airfoil Tools [online]. 2020. [cit. 11.12.2020]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7062-il>
- [13] ROSKAM, Jan. *Airplane design: Part VI: Preliminary calculation of aerodynamics thrust and power characteristic*, The University of Kansas, 1987.
- [14] *Principles of Flight*. Nordan, Sandefjord, Norway. 2018, ISBN 978-82-8107-140-7. Edition 7.2
- [15] *Flaperons*, SKYbrary Aviation Safety. [online]. 2020. [cit. 26.12.2020]. Dostupné z: <https://www.skybrary.aero/index.php/Flaperons>

- [16] EASA – European Union Aviation Safety Agency. CS-VLA / Amendment 1. [online]. 2020. [cit. 27.12.2020]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-vla-amendment-1>
- [17] *Požadavky letové způsobilosti SLZ, UL-2 Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. Vydání 1. [online] Letecká amatérská asociace ČR, 2019. [cit. 27.12.2020]. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/Stranky/Predpisy/default.aspx>
- [18] ŠPUNDA, Jaromír. *Pevnost leteckých konstrukcí: Nosná soustava křídla letounu*. 2. dopl. vyd. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého. 1955.
- [19] SEKANINA, František. *Letecká příručka díl 1., Aerodynamika a stavba draku*. Praha: Organizační společnost československá, 1938.
- [20] *Mechanické vlastnosti dřeva domácích dřevin*. Dřevostavby a bydlení. [online]. Nezávislý portál Dřevostavitel, 2020. [cit. 2.12.2020]. Dostupné z: <https://www.drevostavitel.cz/clanek/mechanicke-vlastnosti-dreva-domacich-drevin>
- [21] STANĚK, Miloslav. *Stavba lehkých letadel, dřevěné konstrukce*. Knižnice letecké amatérské asociace ČSFR, 1992.
- [22] O'NEILL, Kevin. *Feasibility Study Of Lightweight High-strength Hollow Core Balsa-frp Composite Beams Under Flexure*. Electronic Theses and Dissertations, 2004-2019. 4370. [online]. 2010. [cit. 31.12.2020] Dostupné z: <https://stars.library.ucf.edu/etd/4370>
- [23] *Wings (Part One)*. Flight Mechanic – Aircraft Mechanic School Study Supplement for Future Aviation Maintenance Technicians [online]. 2020 [cit. 25.12.2020]. Dostupné z: <https://www.flight-mechanic.com/wings-part-one/>
- [24] PÍŠTĚK, A., GRÉGR, O., KAHÁNEK, V., BÖHM, R. *Pevnost a životnost letadel I*, 1. vyd., VUT v Brně. Brno, 1988.
- [25] POŽGAJ, A. a kolektiv, *Štruktúra a vlastnosti dreva*, 2. vyd. Bratislava, 1997. ISBN 80-07-00960-4.
- [26] *Vyhodnocení lokálních a globálních vlastních tvarů v modulu RSBUCK pro stanovení délky náhradního prutu*. Dlubal Software. [online]. 2020. [cit. 1.1.2021]. Dostupné z: <https://www.dlubal.com/cs/podpora-a-skoleni/podpora/knowledge-base/001347>
- [27] LEINVEBER, Jan a VÁVRA, Pavel, 2006. *Strojnické tabulky: pomocná učebnice pro školy technického zaměření*. 3. dopl. Vyd. Úvaly: Albra. ISBN 80-7361-033-7.
- [28] *Mechanical Properties for DIN 912 Socket Cap Screws*. Fuller Fasteners. [online]. 2020. [cit. 25.12.2020]. Dostupné z: <https://fullerfasteners.com/tech/mechanical-properties/>
- [29] SAE Aero Design - NeuMotors. Brushless Motor Engineering and Manufacturing - NeuMotors [online]. 2020. [cit. 17.12.2020] Dostupné z: <https://neumotors.com/sae-aero-design/>

- [30] *GENS ACE LiPo - 6S 3700mAh 22,2V 6S1P (60C)*. Modely, makety - Pecka Modelář. [online]. 2020 [cit. 24.12.2020]. Dostupné z: https://www.peckamodel.cz/b-60c-3700-6s1p-gens-ace-lipo-6s-3700mah-22-2v-60c?fbclid=IwAR1E11cbAwUsdyC28Di6lSpthIE6tE6-QI_q4lTJnnBUQImByJ6eYASqXHY
- [31] AXI MODEL MOTORS s. r. o., *AXI 5325/20 GOLD LINE V2*. [online]. 2015 [cit. 24.12.2020]. Dostupné z: <https://www.modelmotors.cz/cs/product/detail/263/>
- [32] *Performance Data, APC Propellers*. Quality Propellers that are Competition Proven. [online]. APC Propellers, 2020. [cit. 24.12.2020]. Dostupné z: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>