

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**Výběr optimální konfigurace hlavní vztlakové plochy
soutěžního RC modelu**

**The Optimal Configuration Identification of the Wing Assembly of a
Competitive RC Aircraft Model**

Bakalářská práce

Bachelor's thesis

Autor

Author

Vedoucí práce

Supervisor

Daniel Píro

Ing. Petr Prokop, MBA

2021

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Píro** Jméno: **Daniel** Osobní číslo: **482390**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**
Studijní program: **Teoretický základ strojího inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Výběr optimální konfigurace hlavní vztlakové plochy soutěžního RC modelu

Název bakalářské práce anglicky:

The Optimal Configuration Identification of the Wing Assembly of a Competitive RC Aircraft Model

Pokyny pro vypracování:

1. Rešerše soutěžních modelů minulých ročníků studentských soutěží se zaměřením na vztah koncept a parametry letounu k typu nosných ploch
2. Strategie volby nákladu s ohledem na pravidla soutěže a očekávaný bodový zisk
3. Stanovení základních technických parametrů soutěžního modelu
 - 3.1. Volba konceptu letounu v souladu s pravidly soutěže
 - 3.2. Aerodynamické parametry nosné plochy
 - 3.3. Kontrola namáhání hlavního nosníku nosné plochy na ohyb
 - 3.4. Volba konečné kombinace parametrů pohonné jednotky
 - 3.5. Základní výpočet podélné stability soutěžního modelu
 - 3.6. Vyhovnění transportním a rozměrovým podmínkám dle pravidel
4. Studie soutěžního modelu – konstrukční část

Seznam doporučené literatury:

dle doporučení vedoucího práce

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Petr Prokop, MBA, ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **29.04.2021**

Termín odevzdání bakalářské práce: **30.07.2021**

Platnost zadání bakalářské práce:

Ing. Petr Prokop, MBA
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Michal Schmirler, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

29.04.2021

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Anotační list

Název práce:	Výběr optimální konfigurace hlavní vztlakové plochy soutěžního RC modelu.
Title of thesis:	The Optimal Configuration Identification of the Wing Assembly of a Competitive RC Aircraft Model
Jméno autora:	Daniel Píro
Rok:	2021
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství
Druh práce:	Bakalářská
Vedoucí práce:	Ing. Petr Prokop, MBA
Klíčová slova:	Hlavní vztlaková plocha, ACC 2021, aerodynamický návrh, XFLR5, koncepční návrh, Stabilita
Keywords:	Wing, ACC 2021, aerodynamic design, XFLR5, conceptual design, stability
Abstrakt:	Cílem práce je stanovení technických a aerodynamických parametrů rádiem řízeného modelu pro soutěž ACC 2021 se zaměřením na hlavní vztlakovou plochu. Navržený soutěžní model je koncipován s ohledem na očekávaná bodový zisk.
Abstract:	The aim of the work is to determine the technical and aerodynamic parameters of the radio-controlled model for the ACC 2021 competition with a focus on the main wing. The proposed competition model is designed with regard to the expected points gain.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího práce a s že jsem uvedl v příloženém seznamu veškeré použité informační zdroje.

V Praze, dne 28.7.2021

.....

Daniel Píro

Poděkování

Chtěl bych tímto poděkovat vedoucímu práce Ing. Petru Prokopovi, MBA za příjemný přístup, odborné rady a hlavně za čas, který mi věnoval poslední tři semestry během školních projektů a vedení bakalářské práce. Rád bych dále poděkoval Ing. Jakobovi Suchému, na kterého jsem se mohl vždy obrátit s dotazem ohledně programu XFLR5. Mé díky také patří členům studentského týmu Chicken Wing za poskytnuté konzultace. Na závěr bych rád poděkoval kolegovi Danovi Hořejšímu za spolupráci a ostatním přátelům za podporu.

Obsah

Úvod	10
1 Rešerše hlavních vztlakových ploch	11
1.1 Umístění křídla v podélném směru	11
1.2 Vliv výšky umístění křídla vůči trupu	14
1.3 Porovnání polár různých variant umístění křídla	16
1.4 Půdorysná charakteristika křídla.....	16
1.5 Vliv vzepětí	20
2 Analytická část	21
2.1 Požadavky a omezení soutěže	21
2.2 Rozbor koncepčního uspořádání.....	24
2.2.1 Definování ohraničujícího prostoru	24
2.2.2 Uspořádání letadla	24
2.2.3 Navržení půdorysného tvaru křídla.....	25
2.2.4 Podvozek	27
2.2.5 Ocasní plochy	27
2.3 Tahová křivka pohonné jednotky.....	27
2.4 Hmotový rozbor	28
2.5 Uložení letadla v transportní boxu	31
2.6 Aerodynamický návrh.....	33
2.6.1 Výběr profilu křídla.....	35
2.6.2 Aerodynamické parametry nosné plochy	35
2.6.2.1 Rozměr centroplánu.....	35
2.6.2.2 Vliv centroplánu na součinitel vztlaku křídla	36
2.6.2.3 Vliv centroplánu na součinitel odporu křídla	37
2.6.2.4 Skutečná polára křídla.....	39
2.6.3 Navržení rozměru křídélek	41
2.7 Volba optimální hmotnosti nákladu.....	42
2.7.1 Vzlet.....	43
2.7.2 Stoupání.....	44

2.7.3	Dolet	46
2.7.4	Bodové ohodnocení	46
2.8	Ověření pevnostních vlastností křídla	50
2.9	Podélná stabilita.....	53
3	Konstrukční část	55
3.1	Křídlo	55
3.2	Křídélka.....	56
3.3	Centroplán	57
3.4	Aerodynamické kryty	60
3.5	Nosič	61
Závěr	62
Seznam zdrojů	64
Seznam obrázků	66
Seznam grafů	66
Seznam tabulek.....	66
Seznam příloh	66

Úvod

Obsahem této práce je aerodynamický návrh letounu pro účely soutěže Air Cargo Challenge 2021 se zaměřením na hlavní vztlakovou plochu.

V první části popíšu charakteristiky uspořádání letadla a vliv tvaru a umístění křídla na jeho aerodynamické vlastnosti.

V druhé části na základě poznatků stanovým finální podobu uspořádání letadla včetně výběru typu podvozku. Také definuji aerodynamické parametry hlavní nosné plochy. Ověřím zda navržený letoun vyhovuje transportním podmínkám soutěže.

Na základě vytvořeného hodnotícího modelu určím optimální hmotnost nákladu s ohledem na pravidla soutěže a očekávaný bodový zisk. Provedu šetření namáhání hlavního nosníku nosné plochy na ohyb a pomocí programu XFLR5 vytvořím základní studii podélné stability letounu.

Ve třetí části představím konstrukční návrh součástí s popisem výroby a montáže.

1 Rešerše hlavních vztlakových ploch

V první kapitole se zaměřuji jakým způsobem ovlivňuje uspořádání letadla jeho letové vlastnosti, zároveň se zaměřím jak tvar a umístění křídla určuje jeho aerodynamické vlastnosti.

1.1 Umístění křídla v podélném směru

Podélné umístění křídla je určeno základním uspořádáním letadla. V soutěži ACC se od jejího počátku do současnosti objevily pouze čtyři typy uspořádání křídla a VOP. Klasické, tandemové, kachna a dvouplošník. K této skutečnosti je přihlédnuto při návrhu konceptu.

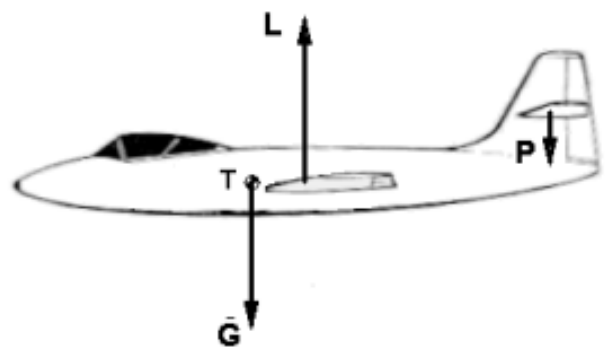
1) Klasické uspořádání

Jedná se o nejběžnější uspořádání letounu. Plocha křídla a VOP mají kladný úhel seřízení. Úhlem seřízení se rozumí úhel, který svírá tětiva profilu křídla s tětivou profilu VOP. Na VOP vzniká síla v opačném směru než vztlaková na křídle. Tato síla vyrovnává klopivý moment od hlavní vztlakové plochy. [15]

Nevýhodou je úbytek celkové vztlakové síly působením VOP proti směru vztlaku hlavní vztlakové plochy. [1]



Obr. 1: ACC 2015, team EUROAVIA Zagreb



Obr. 2: Schéma rozložení sil 1 [15]

2) Tandemové uspořádání

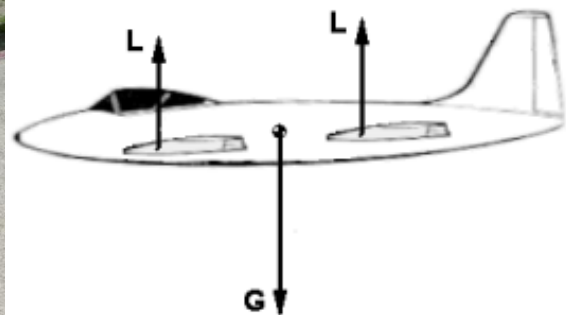
Letadlo má dvě hlavní křídla umístěna za sebou. U armádních prototypů podle Mignetovi koncepce se liší velikost předního a zadního křídla v poměru 5:4-5:3 naopak podle Milesovy koncepce je přední křídlo menší v poměru 1:2-1:3 oproti zadnímu. V roce 2007 team Trenchal`os ze Španělska použil tandemové uspořádání s poměrem zadního a předního křídla 1:1. [15]

Výhodu dvou křídél za sebou je vyšší vztlak, který vzniká díky větší celkové ploše křídla, a také širší rozsah centrází.

Nevýhodu tandemového uspořádání je špatná podélná stabilita a celková ovladatelnost. Podle zdroje se zdá toto uspořádání jako nejméně osvědčené.



Obr. 3: ACC 2007, team Trenchal`os



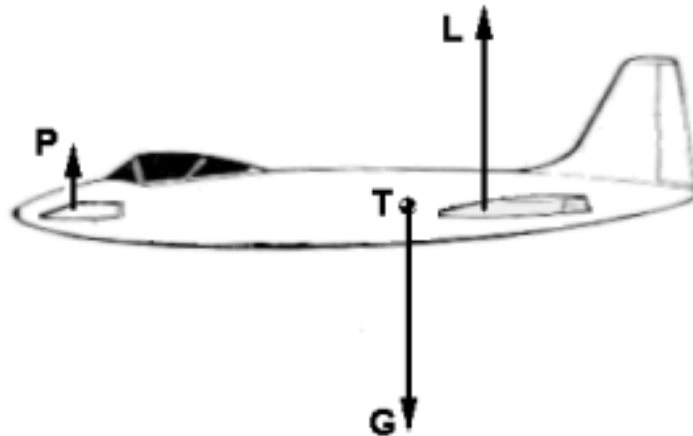
Obr. 4: Schéma rozložení sil 2 [15]

3) Kachní uspořádání

Vodorovné plochy se oproti klasickému uspořádání nacházejí v přední části letounu, před křídlem. Těžiště musí být umístěno mezi VOP a hlavním křídlem. Pro vytvoření rovnováhy musí být síla na vodorovných plochách ve stejném směru jako na hlavním křídle. Tato skutečnost zvyšuje celkovou vztlakovou sílu. [15]

Výhodou je dobrá stabilita a odolnost proti pádům ze ztráty rychlosti. Zvýšení celkového vztlaku vodorovnými plochy.

Nevýhodou je malý rozsah centráže a citlivost na polohu těžiště. Umístění křídla za vodorovné plochy způsobuje zhoršení aerodynamických vlastností křídla.



Obr. 5: Schéma rozložení sil 3 [15]

4) Dvouplošník

Dvouplošníky a víceplošníky byly ikonou 1. sv. války a navazujícího meziválečného období, kde dominovaly svoji obratností. Vynikající obratnost získávají díky menšímu rozpětí, při stejném plošném zatížení, než jednoplošníky. Jejich hmota je blíže soustředěna k těžišti, tím se tvoří významně menší moment setrvačnosti kolem podélné osy. [15]

Výhody jsou skvělá ovladatelnost a vyšší maximální vztlak než jako jednoplošník se stejným rozpětím.

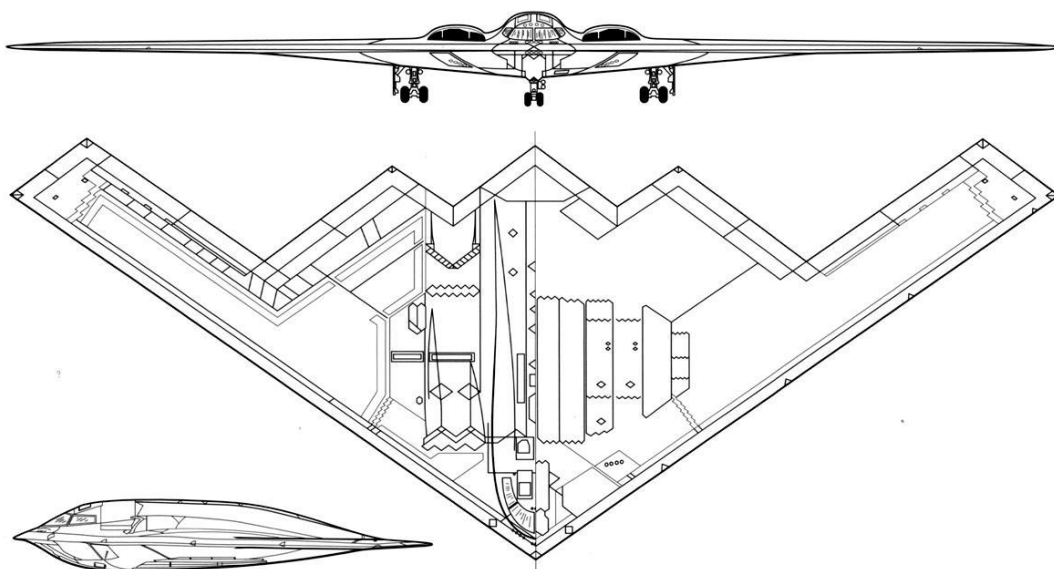
Nevýhoda je vyšší odpor způsobený spojením křídel.



Obr. 6: ACC 2015, team Born TU lift

5) Samokřídlo

Letou zcela postrádá ocasní plochy a trup nebo podstatnou část trupu. Absence těchto částí významně snižuje hmotnost a škodlivý odpor. Nepřítomnost běžných stabilizačních ploch ubírá na podélné stabilitě. Podélné stability se u samokřidel dosahuje plochami podobnými křídélkům. Plochy jsou umístěny na konci křídla a díky šípovitosti se nacházejí daleko za těžištěm, tím získávají potřebnou páku k vyrovnání klopivého momentu od křídla. [15]

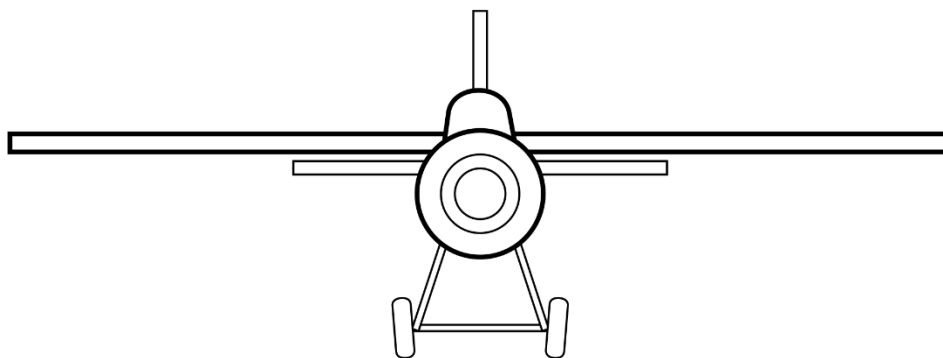


Obr. 7: Northrop Grumman B-2A Spirit [16]

1.2 Vliv výšky umístění křídla vůči trupu

1) Hornokřídle

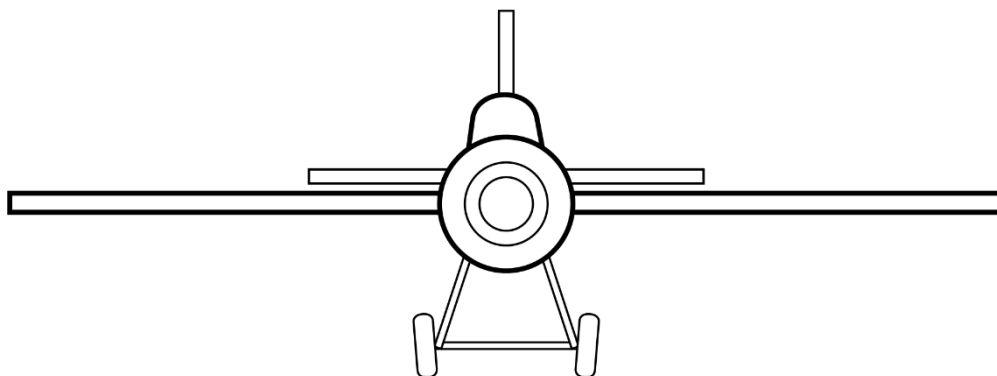
Uspořádání, které se často používá u malých cestovních letadel a velkých nákladních letounů. Výhodou je vznik malého interferenčního odporu mezi křídlem a trupem. Nevýhodou je vznik úplavu, který negativně ovlivňuje SOP. Nutnost jejich zvětšení až o 50%.



Obr. 8: Hornoplošník [17]

2) Středokřídle

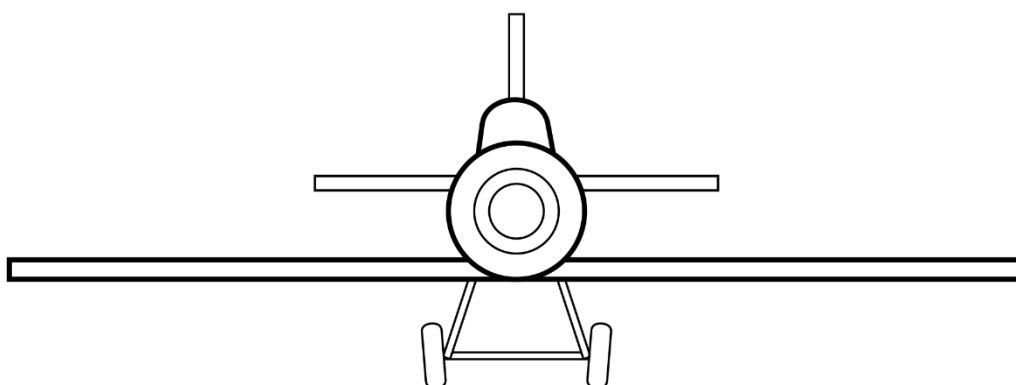
Nejvýhodnější s ohledem na interferenci mezi křídlem a trupem. Ukotvení křídla k trupu narušuje jeho vnitřní prostor a tím omezuje jeho kapacitu.



Obr. 9: Středoplošník [17]

3) Dolnokřídle

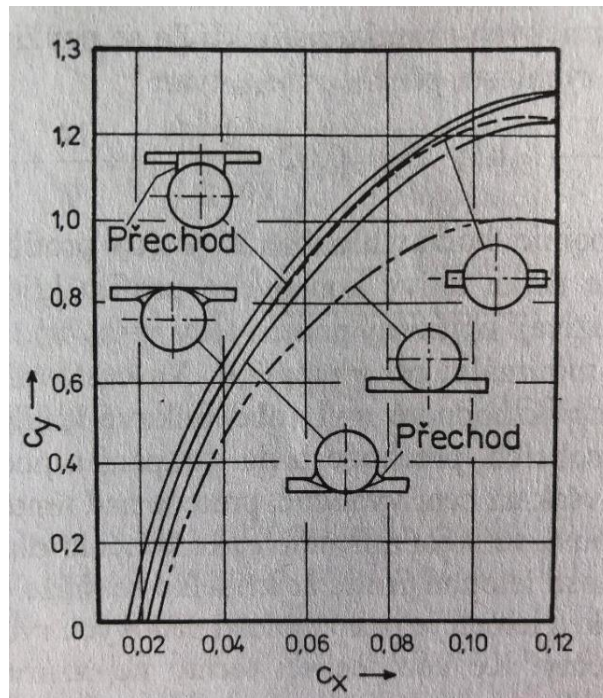
Dolnokřídle letadla jsou v běžném provozu nejvíce rozšířená. Ukotvení křídla pod trup šetří hmotnost a zvyšuje bezpečnost při nouzovém přistání.



Obr. 10: Dolnoplošník [17]

1.3 Porovnání polár různých variant umístění křídla

Poláry hornoplošníků obecně vycházejí lépe než u jiných modifikací. S posunutím křídla směrem dolů se snižuje maximální součinitel vztlak a zároveň se zvyšuje interferenční odpor mezi křídlem a trupem letadla. Problém interferenčního odporu se řeší přidáním přechodových ploch mezi křídlem a trupem.



Obr. 11: Porovnání polár podle horizontálního umístění křídla [18]

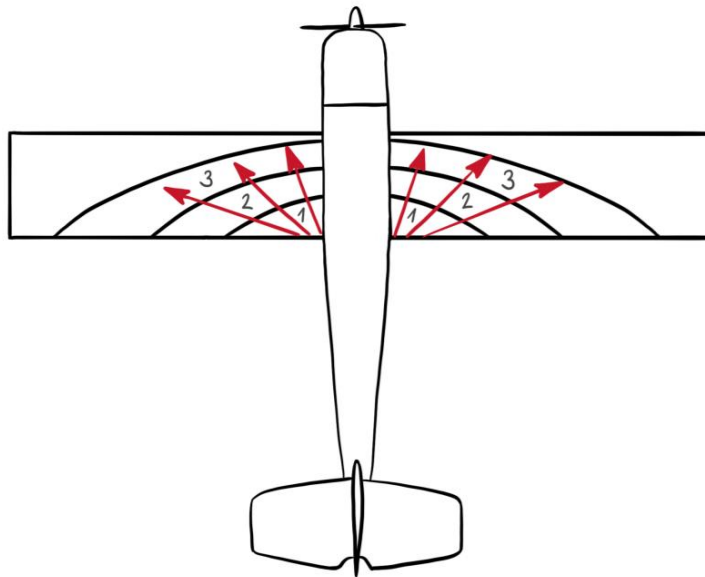
1.4 Půdorysná charakteristika křídla

Půdorysný tvar křídla zásadně ovlivňuje aerodynamické vlastnosti letadla. Různé tvary křídla nám umožňují dosáhnout různých letových rychlostí, určují kdy a kde se odhrne mezní vrstva, ovlivňují stabilitu letadla atd.. Podle půdorysného tvaru křídla můžeme s dobrou pravděpodobností odhadnout k jakému účelu letadlo slouží.

1) Křídlo Přímé

a. Obdélníkové

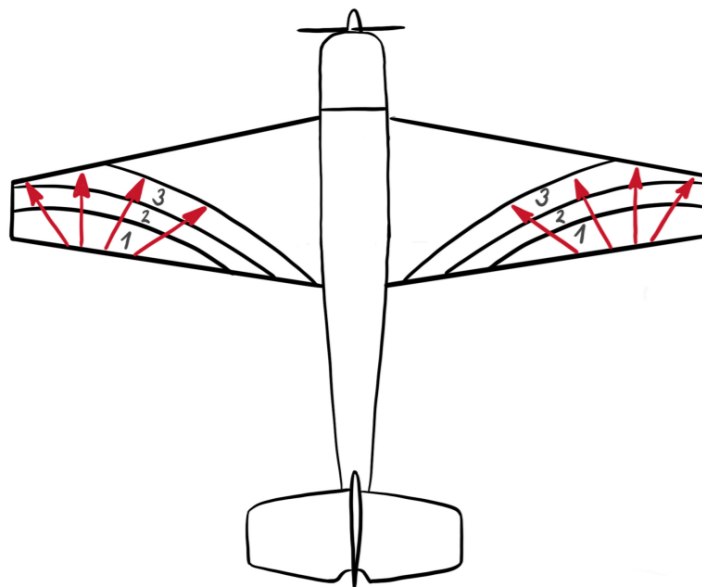
Obdélníkové křídlo je z hlediska technologie nejjednodušší a nejlevnější na výrobu. Krom dobré ekonomiky výroby má obdélníkový tvar i příznivé letové vlastnosti. Odtržení proudu začíná u kořene křídla a pokračuje směrem k jeho konci. Když dojde k odtržení, křídélka jsou stále plnohodnotně obtékány a letadlo je příčně ovladatelné. [19] [15]



Obr. 12: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Obdélníkové křídlo

b. Lichoběžníkové

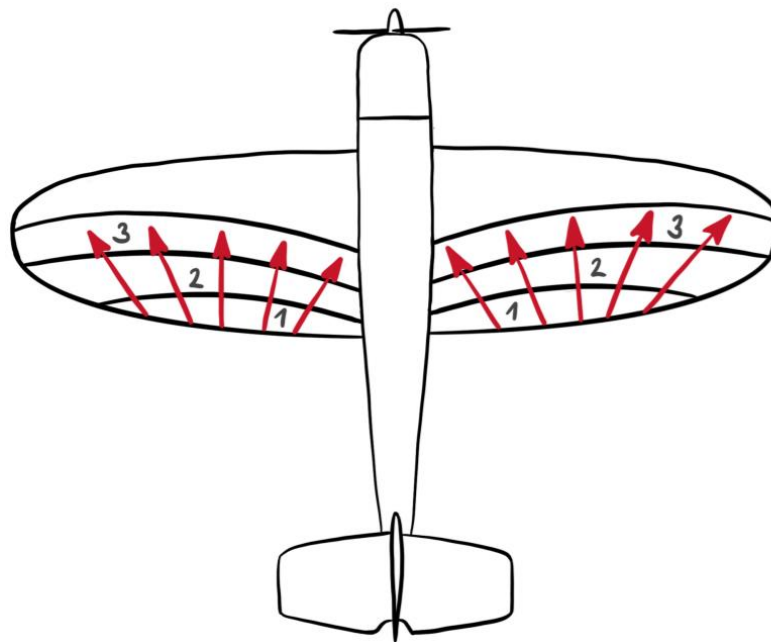
Lichoběžníkové křídlo má zúžení větší než 1. Zúžení na konci křídla má za následek přesunutí aerodynamické síly blíže k trupu. Vzniká menší ohybový moment na nosník při stejné síle. Při zúžení větším než 2 je indukovaný odpor podobný jako u eliptického křídla. Nejvyšší hodnoty součinitele vztlaku se dosahuje při zúžení 2-2,5. Nevýhodou lichoběžníkových křídel je přesunutí odhrnutí proudu směrem ke koci křídla. [19]



Obr. 13: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Lichoběžníkové křídlo

2) Křídlo eliptické

Největší výhodou a zároveň Achillovou patou eliptického křídla je naprosto rovnoměrné rozložení vzlaku po křídle. Výsledkem rovnoměrného rozložení vzlaku je vznik nejmenšího indukovaného odporu s porovnáním s ostatními alternativy. Zároveň tento jev způsobuje odtržení proudu po celém rozpětí křídla a to ve stejný okamžik. Letouny s eliptickým křídlem dosahují nejvyšších výkonu, ale zároveň mají nejhorší pádové vlastnosti. Špatné pádové vlastnosti, drahá a složitá výroba eliptických křídel způsobili, že se s nimi v současnosti téměř nesetkáváme. [19]



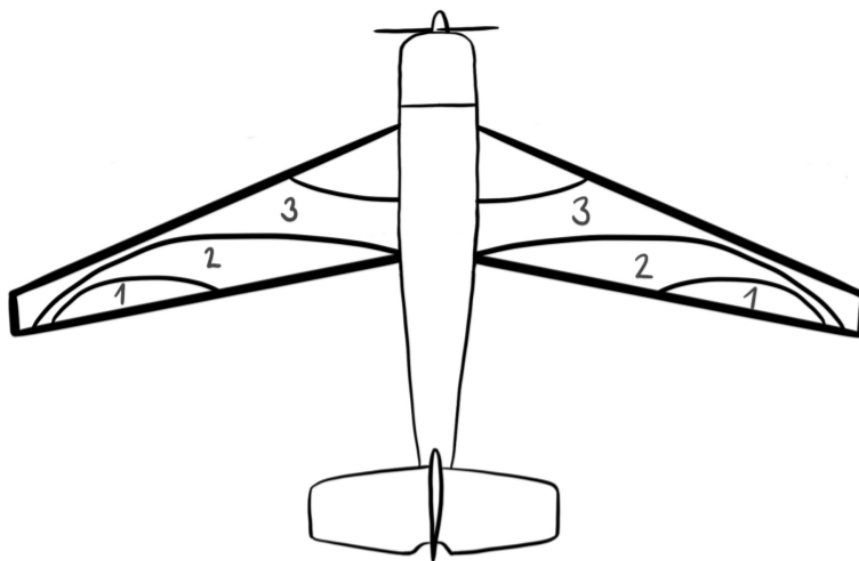
Obr. 14: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Eliptické křídlo

3) Křídlo šípové

Křídlo je označováno za šípové je-li úhel šípu větší než 20° .

a. Kladný šíp

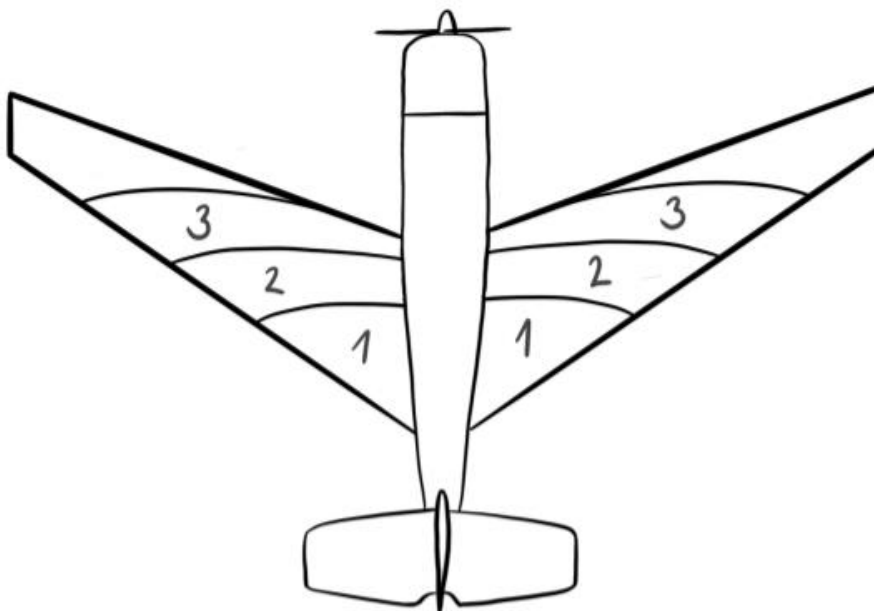
Zvyšuje kritické Machovo číslo a snižuje odpor po jeho dosažení. Oproti ostatním alternativám dosahuje menšího maximálního součinitele vzlaku. Kladně šípové křídlo má vyšší odolnost proti aeroelastickým jevům. Šíp zvyšuje příčnou stabilitu, ale zároveň snižuje podélnou. Odtržení proudu začíná na konci křídla na křídélkách. [19] [20]



Obr. 15: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Kladný šíp

b. Záporný šíp

Také zvyšuje kritické Machovo číslo, ale oproti kladnému šípu má příznivěji rozložený tlak po křídle a proto má lepší pádové vlastnosti. Zároveň záporný šíp je více náchylný na aeroelastickým jevům. Jejich konstrukce musí zvládat větší zatížení. [20]

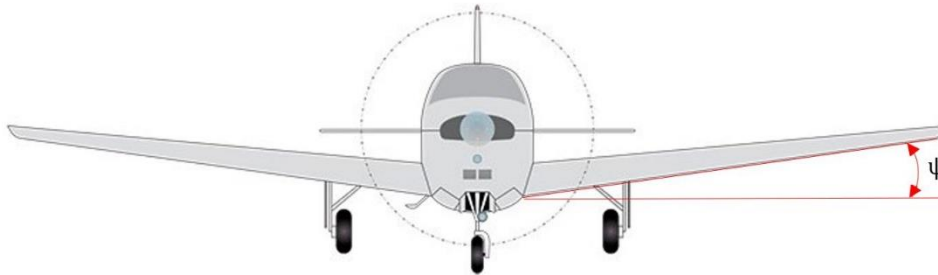


Obr. 16: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Záporný šíp

1.5 Vliv vzepětí

Vzepětí křídla se rozumí úhel pod kterým jsou zvednuté konce křídel nad vodorovnou rovinou, kolmou k rovině symetrie letadla, v níž leží kořen křídla. Vzepětí ovlivňuje příčnou stabilitu letadla. Při výběru úhlu vzepětí musíme dbát na správný poměr mezi příčnou a směrovou stabilitou, ty společně tvoří stranovou stabilitu. Příliš velká nebo příliš malá stranová stabilita má neblahý vliv na kontrolu a let letadla. [21] [15]

Ke zvýšení příčné stability volíme kladné vzepětí. Pokud je stranová stabilita vyšší než je vyžadováno, volí se záporné vzepětí, které příčnou stabilitu snižuje.



Obr. 17: Úhel vzepětí [22] (upraveno)

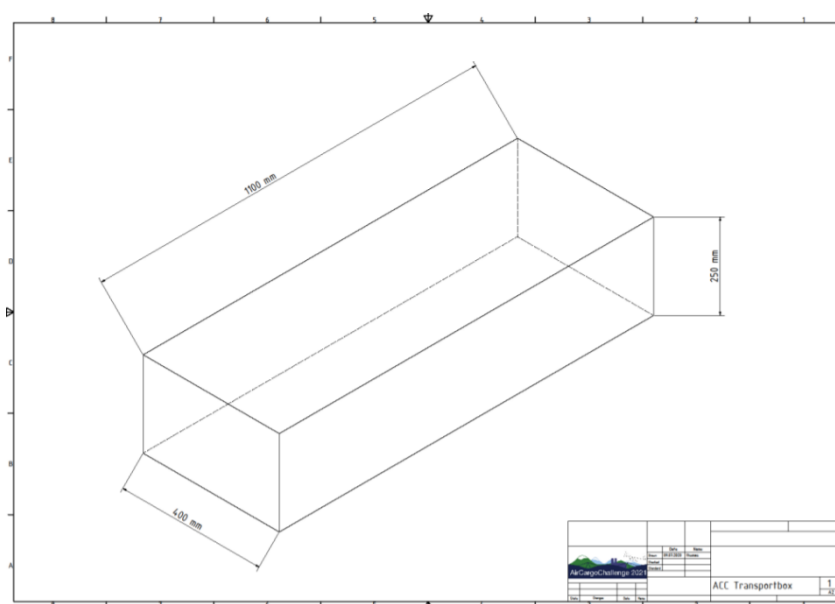
2 Analytická část

V následující kapitole se na začátku věnuji omezením a pravidlům soutěže ACC, které nám zásadně ovlivňují možnosti navržení konceptu letadla a jeho hlavní vztlakové plochy. Na základě pravidel a provedené rešerše vyberu koncept letounu a určím jeho základní technické parametry. Výstupem je přesné definování aerodynamických parametrů hlavní vztlakové plochy, stanovení tahové křivky pohonné jednotky, hmotový rozbor letounu, rozměr nákladového prostoru a uspořádání podvozku.

2.1 Požadavky a omezení soutěže

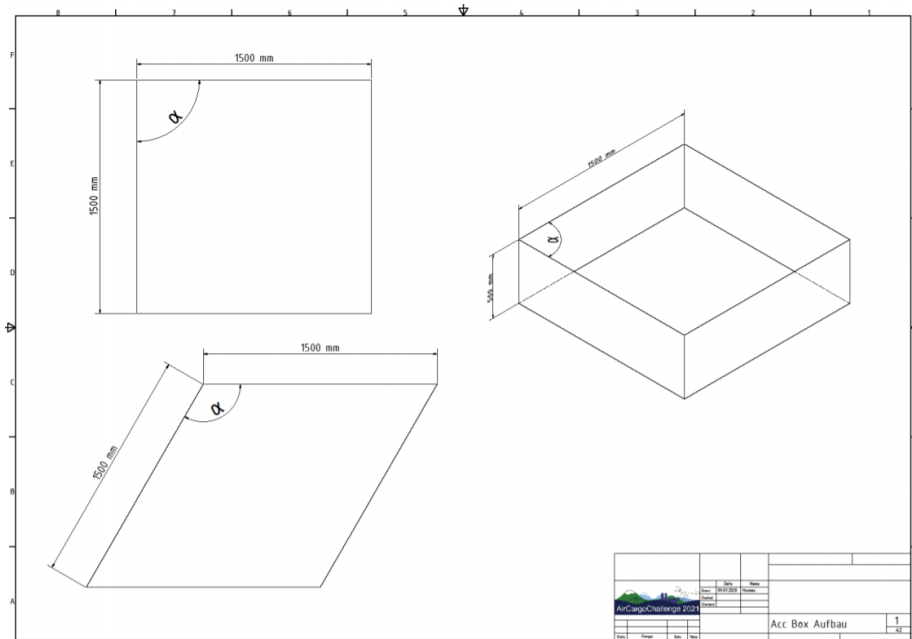
Zadáním soutěže ACC je vytvoření návrhu a následné zkonstruování letadla na přepravu balíků krve. Letadlo nesmí mít rotační křídlo a nesmí být lehčí než vzduch. Tím se myslí například vrtulníky, vzducholodě nebo balóny. Letoun je ovládán na dálku pilotem pomocí rádiového ovládání. Ovládání autopilotem je zakázáno. Všechna energie pro vzlet musí pocházet z akumulátorů určených pro motor. Jediným dovoleným pohonem je předepsaný motor.

Pro převoz letadla je zadaná transportní krabice o rozměrech 1100 x 400 x 250 mm³. Do transportní krabice se musí vejít všechny součásti letadla. Vysílačka se nepočítá jako součást letadla.



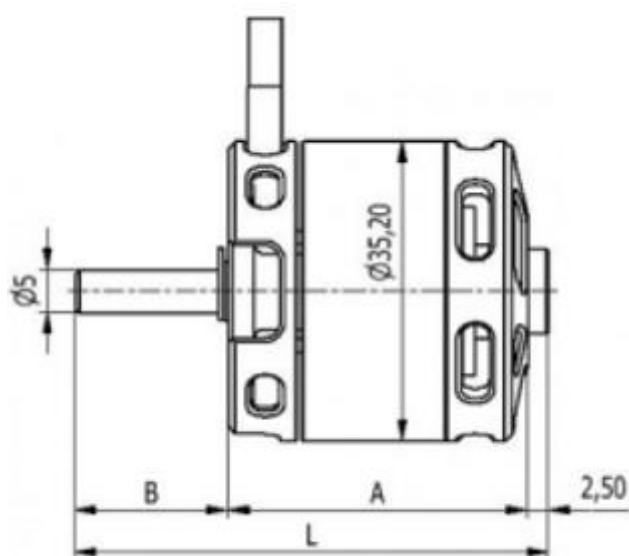
Obr. 18: Schéma transportního boxu [13]

Sestavené letadlo se pak musí vejít do kosočtverce o straně 1,5m Úhel mezi sousedícími strany není pevně daný, je na soutěžících jaký zvolí. Výška letounu připraveného ke vzletu nesmí být více než 0,5m



Obr. 19: Schéma ohraničujícího prostoru pro sestavený letoun [13]

Pravidly je nařízen elektromotor *axi 2826/10 gold line v2* bez možnosti dalších úprav. U prodejce se uvádí následující rozměrová tabulka s výkresem.



Obr. 20: Schéma motoru [11]

AXI-28xx	A (mm)	B (mm)	L (mm)
AXI-2808	29,1	18	49,6
AXI-2814	35,1	18	55,6
AXI-2820	43,4	20	65,9
AXI-2826	49,4	20	71,9

Obr. 21: Rozměrové parametry motoru [11]

Soutěžící si mohou vybrat s dvou variant vrtulí.

- a) APC-E 10x6E Manufacturer code: LP10060E or LPB10060E
- b) Aeronaut CAMcarbon Light 10"x6" Manufacturer code: 7216/22



Obr. 22: Schéma vrtule APC-E 10x6E

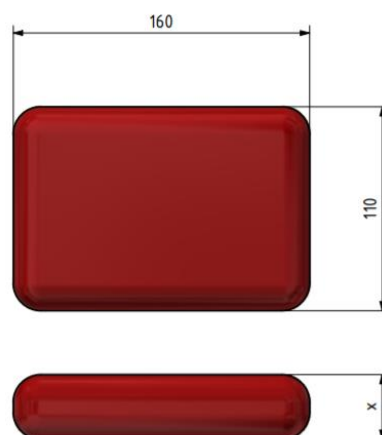
Akumulátor určený k napájení motoru musí být tří článkový o maximálním napětí 12,6 V. Jsou dovoleny Akumulátory typu LiPo, Lilo nebo LiFePo

Balíky krve určené k přepravě jsou připraveny ve třech váhových variantách – 300g, 200g a 100g. Rozměry balíčků jsem odhadl z dostupných fotografií.

300g → $x = 35$ mm

200g → $x = 22$ mm

100g → $x = 15$ mm



Obr. 23: Rozměry balíku krve

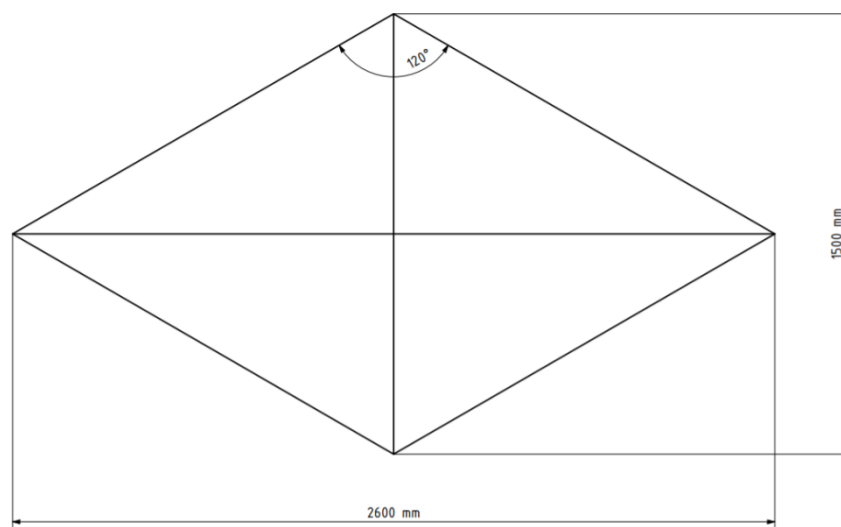
Každý balík má také dva ventily připevněné na kratší stranu, kvůli praktičnosti se zdá lepší používat 300g balíky.

Všechny informace z kapitoly 2.1 pocházejí ze zdroje [13]

2.2 Rozbor koncepčního uspořádání

2.2.1 Definování ohraničujícího prostoru

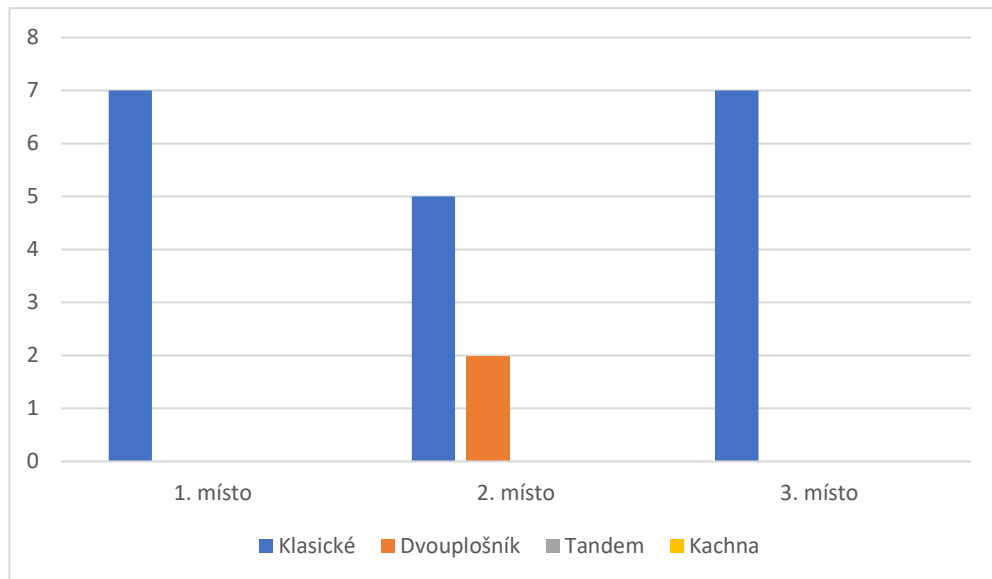
Vrcholový úhel pro zadaný kosočtverec jsem zvolil 120° . Tento úhel tvoří výhodný poměr mezi možným rozpětím a délkou letadla. Dovoluje nám vytvořit křídlo o maximálním teoretickém rozpětí 2600 mm a zároveň nám umožňuje navrhnout letoun o celkové délce 1500 mm. Větší délka letadla nám umožní lepší řešení podélné stability.



Obr. 24: Navržený tvar ohraničující sestavené letadlo

2.2.2 Uspořádání letadla

Pro uspořádání hlavní vztlakové plochy a VOP byla zvolena klasická koncepce. Rozhodnutí vyplývalo především z výsledků jednotlivých konfigurací křídla a VOP v minulých ročníkú soutěže ACC. Klasické uspořádání letadla se ukázalo s velkým náskokem jako nejúspěšnější. Zároveň tato koncepce poskytuje dostatečný rozsah centráže a potřebnou stabilitu a ovladatelnost pro velký rozsah letových režimů. Dalším důležitým faktorem pro zvolení klasické koncepce je přiměřeně snadné rozložení a složení jednotlivých konstrukčních součástí (křídlo, trup, ocasní plochy atd.) a následné uložení v transportní krabici. V neposlední řadě mi bylo také doporučeno zkušenějšími kolegy z týmu Chicken Wings, kde s touto koncepcí mají dobré zkušenosti.



Graf 1: Umístění v soutěži ACC vzhledem k uspořádání křídla a VOP



Obr. 25: Finální koncepční design

2.2.3 Navržení půdorysného tvaru křídla

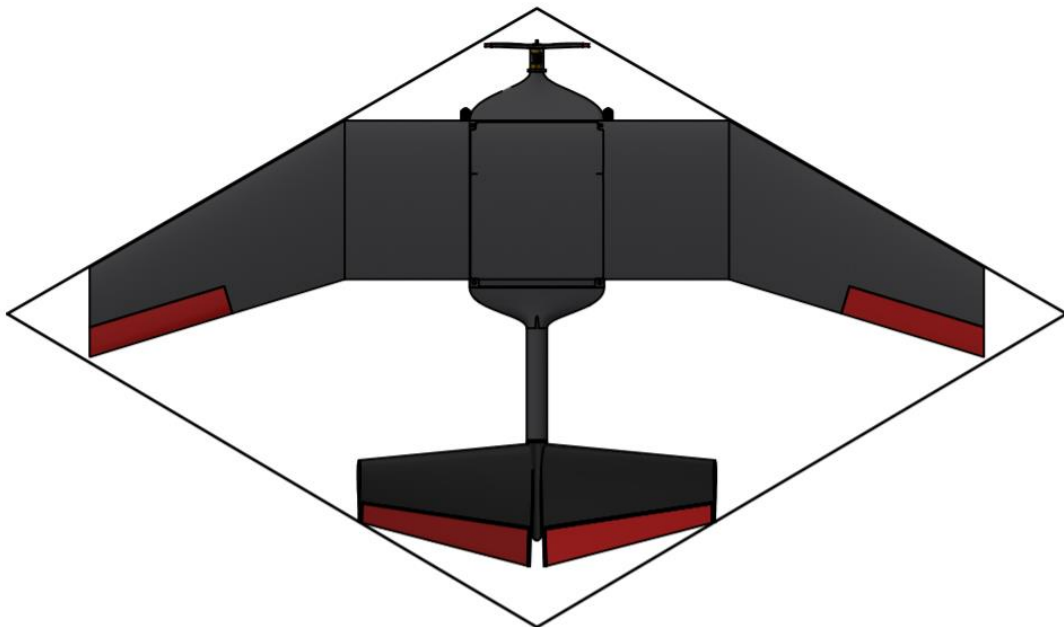
Při optimalizaci půdorysného tvaru křídla jsem si definoval tři základní body, podle kterých jsem se řídil.

- Složitelnost do transportní krabice - Křídlo musí být navrženo tak aby ho bylo možné složit do transportní krabice a zároveň aby ponechalo dostatečný prostor pro ostatní části letadla.
- Dosažení maximálního možného rozpětí a zároveň maximální možné plochy křídla– Větší rozpětí a plocha křídla zajišťuje větší vztlakovou sílu.

- c) Ponechat dostatečný prostor pro VOP – VOP musí mít být dostatečně veliké aby správně zajišťovali podélnou ovladatelnost letadla.

Pro dosažení požadavků byla zvolena kombinace přímého obdélníkového křídla a lomeného lichoběžníkového křídla. Výsledný půdorysný tvar efektivně využívá omezený prostor a přitom ponechává dostatečný prostor pro vodorovné ocasní plochy. Dalším benefitem je zvýšená příčná stabilita, které je dosaženo zalomením křídla.

Pro dodatečné zvýšení příčné stability jsem se rozhodl aplikovat 5° vzepětí na lomenou lichoběžníkovou část křídla.



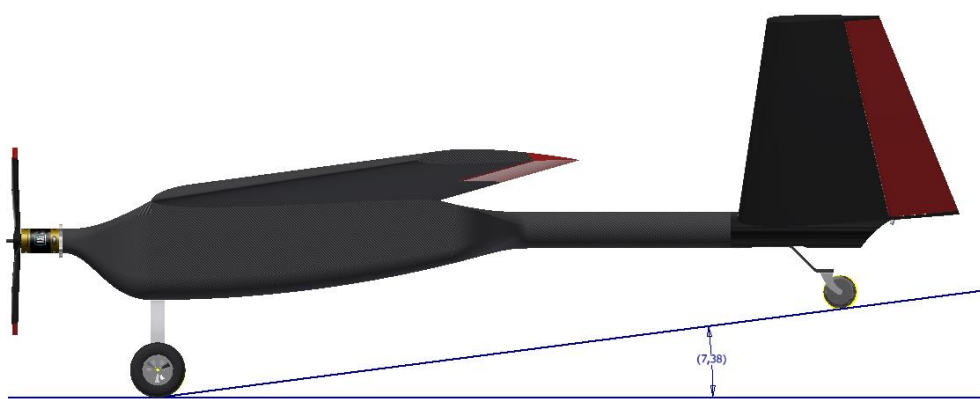
Obr. 26: Půdorysný pohled na letoun

Rozpětí křídla	b	2,19 [m]
Plocha křídla	S	0,75 [m ²]
Střední aer. těživa	MAC	0,35 [m]
Vzepětí	γ	5 [°]
Štíhlost křídla	λ	6,42 [-]
Zúžení křídla	η	1,77 [-]

Tabulka 1: Parametry zvoleného křídla

2.2.4 Podvozek

První možností byl podvozek s ostruhou, který představuje jednoduchou, lehkou variantu s nízkým aerodynamickým odporem. Druhá možnost byl podvozek příďového typu, který disponuje lepší ovladatelností jak na zemi tak ve vzduchu, ale zároveň je jeho konstrukce složitější, těžší a při přistání na nebezpečných površích může docházet k převážení letadla na nos, které může končit nehodou. Konečné rozhodnutí padlo na podvozek s ostruhou (viz Obr. 27) s přihlédnutím na fakt, že se startuje z nebezpečné dráhy. [4]



Obr. 27: Bokorys – schéma podvozku

2.2.5 Ocasní plochy

Výběr konceptu ocasních ploch byl omezen prostorem daným pravidly, ale také zvolením typu podvozku. Jako finální uspořádání ocasních ploch bylo vybráno uspořádání do V. Volbu provedl kolega Hořejší. Jako jedny z výhod uvádí nízkou hmotnost a snížení počtu rozebíratelných spojů.

2.3 Tahová křivka pohonné jednotky

Pravidly soutěže je určen konkrétní motor a vrtule a zároveň je omezeno maximální napětí akumulátoru na 12,6 V. Z dat uvedených výrobcem motoru (kapitola 2.1.) a z dat charakteristiky vrtule lze dopočítat tahovou křivku pohonné jednotky.

Při stanovení maximálních otáček motoru neuvažují pokles napětí během zatížení motoru ani pokles napětí při vybíjení baterie.

Maximální otáčky motoru jsou přímo úměrné napětí akumulátoru, proto platí:

$$n_{max} = kV \times U_b = 920 \times \frac{12,6}{60} = 193,2 \frac{ot}{s} = 11\,592 \frac{ot}{min} \quad (2.1)$$

Na základě zjednodušeného modelu, kdy zanedbávám výše zmíněné vlivy, jsem stanovil provozní otáčky na hodnotu $11\,000 \frac{ot}{min} = 183,3 \frac{ot}{s}$.

Pro provozní otáčky $11\,000 \frac{ot}{min}$ jsem dohledal charakteristické hodnoty pro vrtuli APC-E 10x6E a podle nich vytvořil graf tahové křivky. [2]

Rychlost letu vychází ze vzorce určující poměr předstihu vrtule [23]

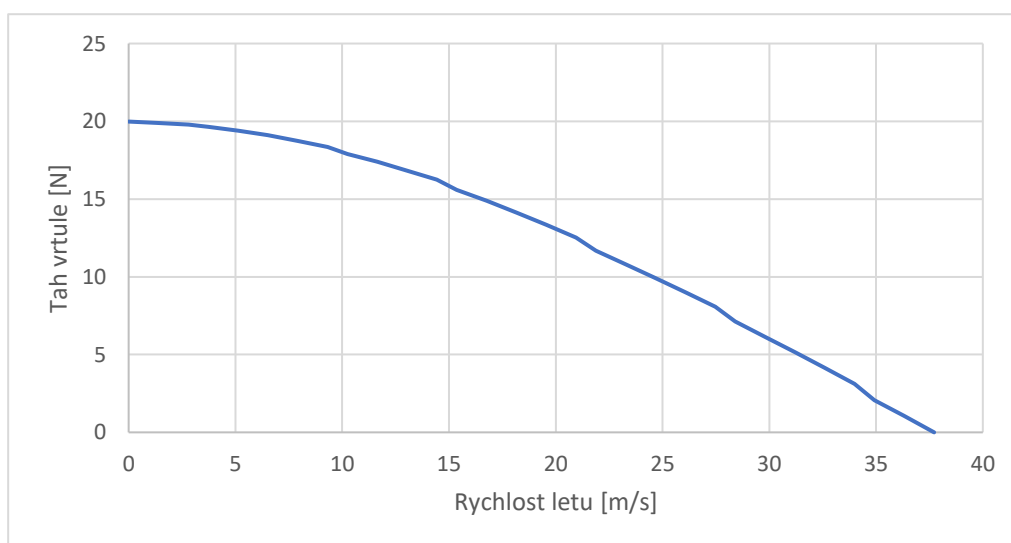
$$J = \frac{v_\infty}{n \times D_p} \rightarrow v_\infty = n \times D_p \times J = 183,3 \times 0,254 \times 0 = 0 \text{ m/s} \quad (2.2)$$

Kde n jsou otáčky vrtule, D_p je průměr vrtule a J je poměr předstihu rychlosti kapaliny volného toku k rychlosti vrtule.

Tah vrtule vychází ze vzorce:

$$F_{TV} = C_T \times \rho \times n^2 \times D_p^4 = 0,177 \times 1,225 \times 183,3^2 \times 0,254^4 = 20 \text{ N} \quad (2.3)$$

Kdy C_T je součinitel tahu, ρ je hustota suchého vzduchu pro teplotu 15°C, n jsou otáčky vrtule a D_p je průměr vrtule. [1]



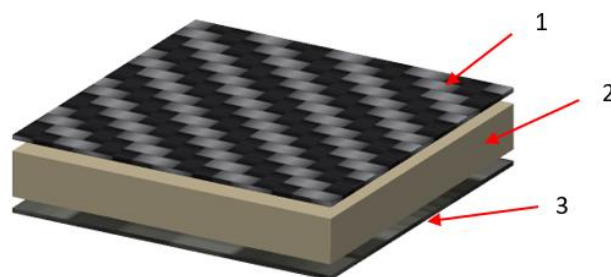
Graf 2: Tahová křivka vrtule APC-E 10x6E

2.4 Hmotový rozbor

Hmotnost většiny elektrických součástí a součástí nařízených pravidly lze určit se spolehlivou přesností z webu od výrobců. Pro díly z homogenních materiálů jako je plast nebo kov, byla hmotnost odečtena z modelu vytvořeném v programu Autodesk Inventor. Jelikož většina dílů je koncipovaná jak kompozitní, bylo zapotřebí vytvořit výpočtový model, který by se nepříliš lišil od reálné hmotnosti vyrobeného dílu. Z důvodu odlehčení byl po radě zkušenějších kolegů zvolena sendvičová struktura.

1. Vnější pevná tkanina
2. Airex – pěnové jádro
3. Vnitřní tkanina nižší hmotnosti

Na hotový díl se nanáší ochranný nátěr Gelcoat.



Obr. 28: Sendvičová struktura kompozitu

Například pro křídlo byla struktura sendviče navržena následovně:

	Vrstva	tl [mm]
1	Gelcoat	0,1
2	Tkanina 1	0,2
3	Airex	1,5
4	Tkanina 2	0,2
	Σ	2

Tabulka 2: Struktura použitého kompozitu na křídlo

Pro výpočet celkové hmotnosti kompozitního dílu je potřeba znát fyzikální vlastnosti jednotlivých složek. Hodnoty uvedené mi byly poskytnuty Ing. P. Prokopem MBA.

Měrná hmotnost VLÁKNO	1800	kg/m ³
Měrná hmotnost EPOXY	1100	kg/m ³
Měrná hmotnost AIREX	60	kg/m ³
Měrná hmotnost GELCOAT	1300	kg/m ³
Plošná hmotnost tkanina 1	80	g/m ²
Plošná hmotnost tkanina 2	40	g/m ²

Tabulka 3: Fyzikální vlastnosti materiálů použitých na výrobu kompozitu

Objemový poměr mezi epoxidem a tkaninou byl stanoven na 60% epoxidu a 40% tkaniny.

Protože z programu Inventor nelze správně určit plocha navržených dílů, byl použit objem. Z tohoto důvodu byla určena měrná hmotnost tkaniny 1 a 2. [3]

Měrná hmotnost tkaniny 1	80	kg/m ³
Měrná hmotnost tkaniny 2	40	kg/m ³

Tabulka 4: Měrné hmotnosti tkaniny z uhlíkových vláken

Výpočet hmotnosti křídla:

Hmotnost jednotlivých složek

$$m_{Gelcoat} = V_{křídla} \times 0,05 \times \rho_{Gelcoat} \quad (2.4)$$

$$m_{Airex} = V_{křídla} \times 0,75 \times \rho_{Airex} \quad (2.5)$$

$$m_{Tkaniny\ 1} = V_{křídla} \times 0,1 \times \rho_{tkanina\ 1} \quad (2.6)$$

$$m_{Tkaniny\ 2} = V_{křídla} \times 0,1 \times \rho_{tkanina\ 2} \quad (2.7)$$

Hmotnost epoxidu

$$m_{Airex-Epoxy} = m_{Airex} \times \frac{\rho_{Epoxy}}{\rho_{Vlákna}} \times \frac{60}{40} \quad (2.8)$$

$$m_{Tkaniny\ 1-Epoxy} = m_{Tkaniny\ 1} \times \frac{\rho_{Epoxy}}{\rho_{Vlákna}} \times \frac{60}{40} \quad (2.9)$$

$$m_{Tkaniny\ 2-Epoxy} = m_{Tkaniny\ 2} \times \frac{\rho_{Epoxy}}{\rho_{Vlákna}} \times \frac{60}{40} \quad (2.10)$$

Výsledná hmotnost křídla:

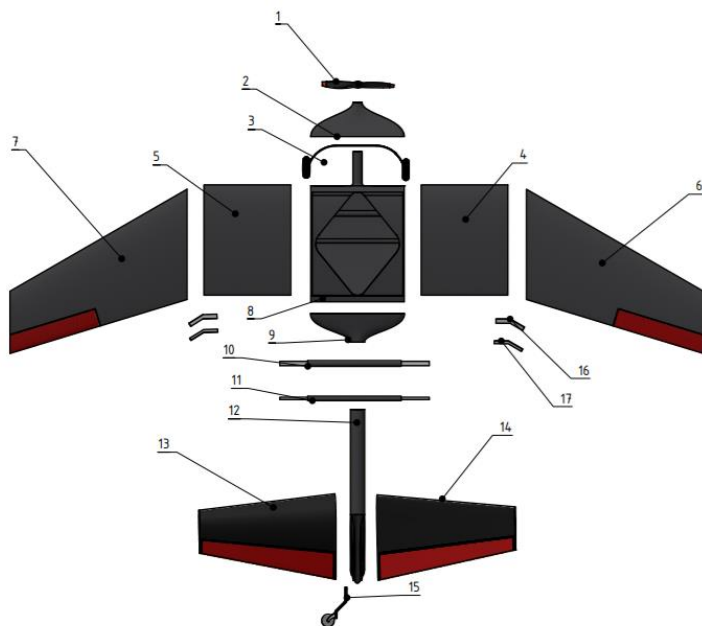
$$m_{křídla} = m_{Gelcoat} + m_{Airex} + m_{Tkaniny\ 1} + m_{Tkaniny\ 2} + m_{Airex-Epoxy} + m_{Tkaniny\ 1-Epoxy} + m_{Tkaniny\ 2-Epoxy} \quad (2.11)$$

n	Název součásti	[ks]	[g]
		Počet	Hmotnost
1	Vrtule	1	20
2	Motor	1	177
3	Akumulátor	1	400
4	Servo	2	30
5	Regulátor	1	41
6	GPS	1	11
7	Příjmač	1	30
8	Přední aero. Kryt	1	30
9	Zadní aero. Kryt	1	25
10	Křídlo	1	600
11	Křídélka	1	38
12	Spojka malá	2	15
13	Spojka velká	2	20
14	Vložka velká	2	20
15	Vložka malá	2	15
16	Vložka motoru	1	10
17	Přední kola	2	100
18	Podvozek	2	50
19	Centoplán	1	130
20	Nosník 20mm	1	150
21	Nosník 16mm	1	100
22	Ocasní část	1	605
Celková hmotnost prázdného letadla		Σ	2867

Tabulka 5: Hmotový rozbor letadla

2.5 Uložení letadla v transportní boxu

Pro ověření splnění podmínky přepravování letounu jsem využil program Autodesk Inventor Professional 2022. Ve snaze zrychlit proces montáže letounu po vybalení jsem rozdělil letadlo do patnácti spojitelných sestav znázorněno na obrázku.



Obr. 29: Rozložení letounu na celky určené k přepravě

1	Vrtule	1
2	Přední aerodynamický kryt	1
3	Podvozek	1
4	Vnitřní pravé křídlo	1
5	Vnitřní levé křídlo	1
6	Vnější pravé křídlo	1
7	Vnější levé křídlo	1
8	Trup	1
9	Zadní aerodynamický kryt	1
10	Nosník 20 mm	1
11	Nosník 16 mm	1
12	Trup- Ocasní plochy	1
13	Levé kormidlo	1
14	Pravé kormidlo	1
15	Ostruha	1
16	Spojka velká	2
17	Spojka malá	2
ODKAZ	NÁZEV	KS

Obr. 30: Kusovník

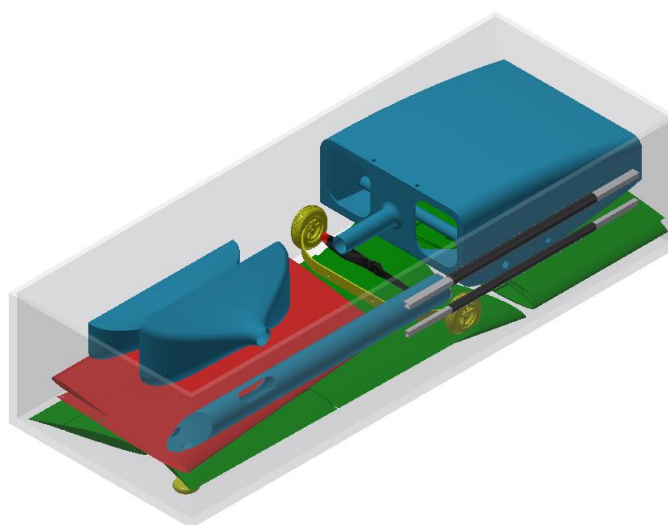
Tyrkysová – části centroplánu

Zelená – části křídla

Červená – části ocasních ploch

Černá – nosníky a vrtule

Žlutá - podvozek



Obr. 31: Uložení letadla v transportním boxu

2.6 Aerodynamický návrh

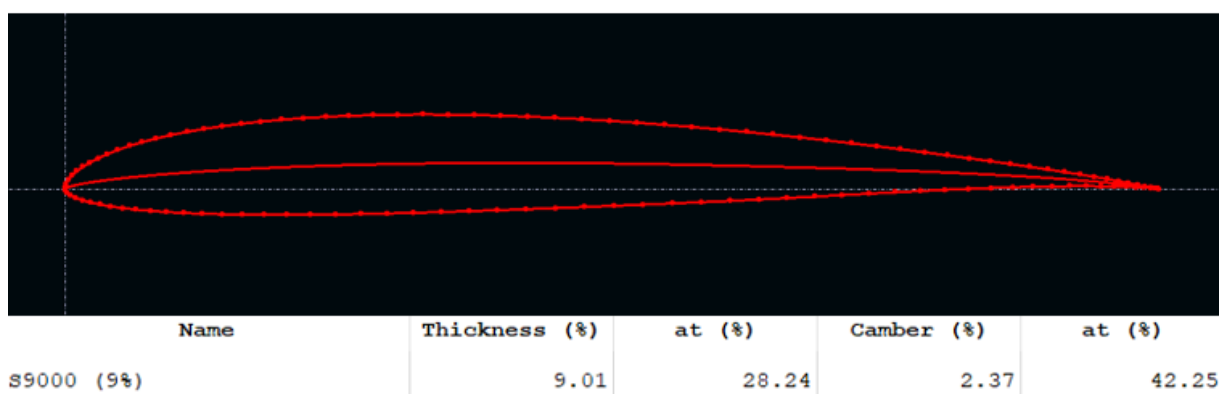
2.6.1 Výběr profilu křídla

V prvním návrhu jsem se s kolegou Hořejším domluvil na uložení nákladu (balíku krve) do křídla. Výhodou této možnosti by bylo celkové odlehčení letadla a výrazné zmenšení jeho aerodynamického odporu. Koncept byl později zavržen zejména kvůli výraznému zhoršení příčné stability a nutností volit profily tloušťce 17% a více. U takto tlustých profilů dochází ke značnému nárůstu součinitele odporu C_d .

Při výběru nejvhodnějšího profilu bylo posouzeno 20 různých profilů pro nízké Reynoldsova čísla s odlišnými parametry jako jsou tloušťka profilu, poloměr náběžné hrany, prohnutí střední křivky a další. Jednotlivé profily byly převzaty ze zdroje ...

Cílem bylo nalézt profil s nejvyšší hodnotou součinitele vztlaku a zároveň s nejmenší hodnotou součinitele odporu. Jako klíč pro nalezení takového profilu jsem použil poměr mezi C_l/C_d . Nejvyšší hodnota C_l/C_d určuje bod na poláře letounu, kde letadlo dosahuje nejvyšší klouzavosti.

Analýzu profilů jsem vyhotovil v programu XFLR5 a jako optimální profil byl vybrán profil s9000. Profil dosáhl nejvyšších hodnot součinitele vztlaku a zároveň poměrně nízkých hodnot součinitele odporu s porovnáním s ostatními zkoumanými profily. Tento profil je na stránkách uvedený jako vhodný pro kluzáky. Profily určené pro kluzáky se vyznačují vysokými hodnoty součinitele vztlaku C_l .



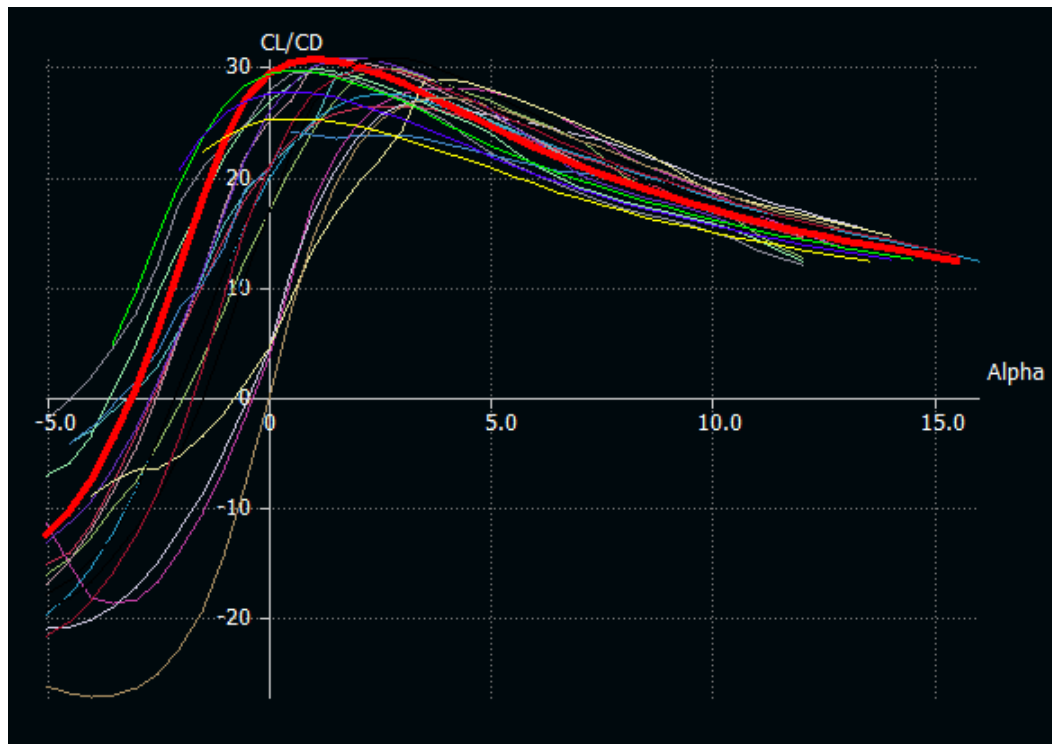
Obr. 32: Profil S900

Profil		S9000
Tloušťka	[%]	9,01
Prohnutí	[%]	2,37
C_{lmax}^*	[-]	0,99394
C_{dmin}^{**}	[-]	0,02125

Tabulka 6: Parametry zvolené profiláže

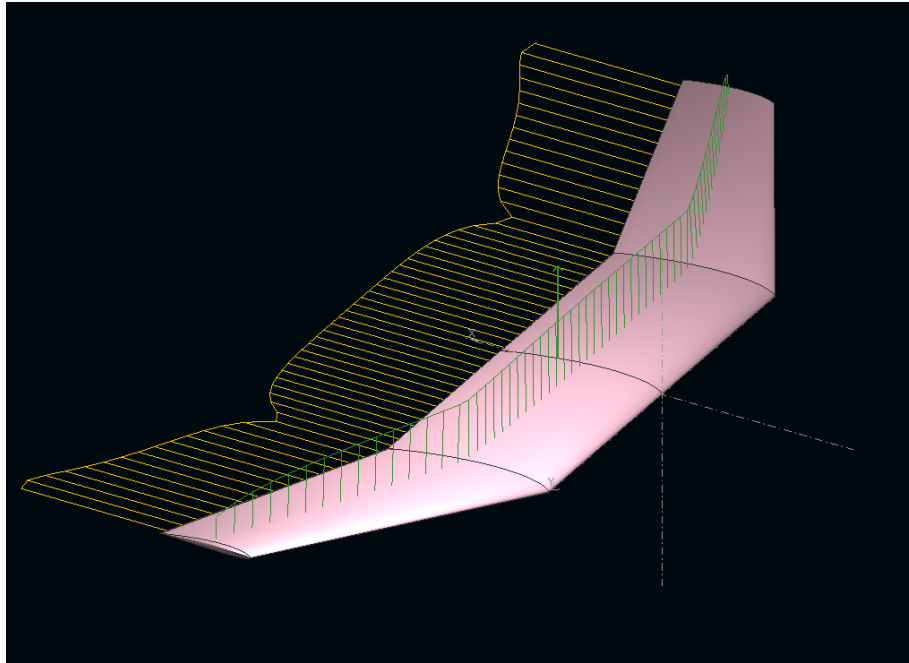
*Hodnoty C_{lmax} platí pro Reynoldsovo číslo v daném řezu pro pádovou rychlost

**Hodnoty C_{dmin} platí pro Reynoldsovo číslo v daném řezu pro maximální rychlost.



Obr. 33: Porovnání křivek CL/CD v závislosti na úhlu náběhu jednotlivých profilů – zvýrazněný profil S9000

Z obr. 33 je patrné, že červeně zvýrazněná křivka profilu S900 dosahuje nejvyšších hodnot klouzavosti ze všech zkoumaných profilů a to při úhlu náběhu $\alpha = 1^\circ$.



Obr. 34: Vizualizace vztlaku a indukovaného odporu z programu XFLR5

2.6.2 Aerodynamické parametry nosné plochy

V předchozí kapitole jsou uvedeny grafy udávající aerodynamické parametry pro mnou navržené křídlo, kdy se neuvažuje vliv trupu a jiných částí letadla. Na výběr profilu zanedbání negativních aerodynamických účinků těchto částí nemá výrazný vliv a tato metodika se ukázala jako dostačující.

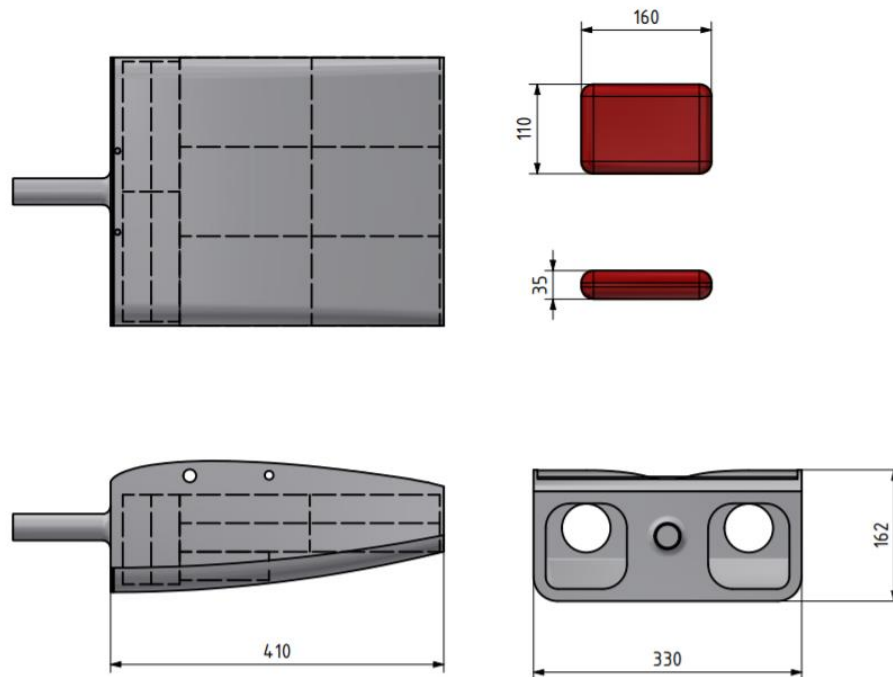
Pro přesnější určení vztlakové síly křídla jsem definoval, že konstrukční část křídla, kde se nachází nákladový prostor, generuje nulový vztlak a podle literatury určil odpovídající součinitel odporu.

2.6.2.1 Rozměr centroplánu

Abych mohl správně určit vliv centroplánu, musím nejdříve přesně definovat jeho rozměry.

Při výběru strategie letu jsem se s kolegou Hořejším domluvil, že trup navrhnu na minimálně šestnáct 300g balíčků krve. I přes rozměrová omezení a specifický typ nákladu bylo usouzeno, že je takové letadlo možné navrhnout a že bude v soutěži konkurence schopné.

Trup byl navržen tak, aby byl minimálně dlouhý jako je hloubka profilu u kořene křídla tj. $c = 390 \text{ mm}$ a zároveň aby tento rozměr bez pádných důvodů nepřekračoval. Větší délka trupu by způsobovala zvýšení odporu. Konečný návrh nákladového prostoru umožňuje pojmout až osmnáct 300g balíčků krve, celková hmotnost takové zátěže pak je 5400g.

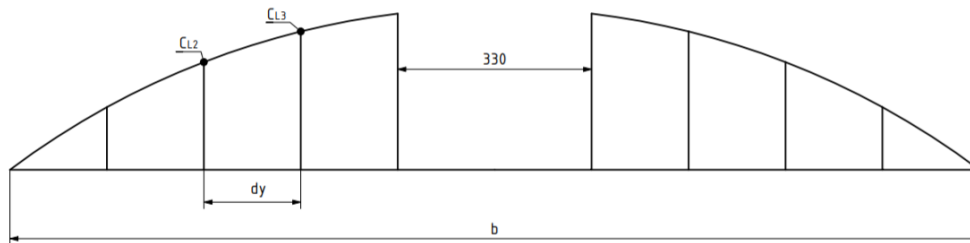


Obr. 35: Schéma uložení nákladu v centroplánu

2.6.2.2 Vliv centroplánu na součinitel vztlaku křídla

Program XFLR5 neumí počítat s vlivem centroplánu. Abych mohl určit jeho vliv na celkový součinitel vztlaku křídla, převzal jsem hodnoty z programu XFLR5 a v programu MS Excel jsem je upravil tak, aby prostor, který centroplán zabírá tj. střední část křídla o délce 330 mm, vykazoval hodnotu součinitele vztlaku $C_L=0$. Následně jsem spočítal celkový součinitel vztlaku podle vzorce:

$$\frac{\sum_{i=1}^{i-1} \frac{C_{L_i} + C_{L_{i+1}}}{2} \times dy}{b} = C_L \quad (2.12)$$



Obr. 36: Průběh vztlaku po křídle s centroplánem

Tento způsob jsem aplikoval pro každý úhel náběhu. Ze zjištěných dat vychází průměrné zhoršení součinitele vztlaku o 25% oproti případu, kdy vliv centroplán zanedbáváme.

2.6.2.3 Vliv centroplánu na součinitel odporu křídla

Součinitel odporu centroplánu jsem určil dle zdroje [5] [6].

Jako první si definujeme rozměry centroplánu. Ty převezmu z předchozí kapitoly.

Šířka $d = 0,33$ m

Délka $l = 0,41$ m

Výška $h = 0,162$ m

Z modelu v programu Autodesk Inventor určím plochu obtékanou proudem vzduchu.

$S_{\text{centroplán}} = 0,39$ m²

Následně určím tvarový faktor FF trupu, který bere v úvahu tlakový odpor komponenty, podle vzorce:

$$FF = 1 + 1,5 \times \left(\frac{d}{l}\right)^{\frac{3}{2}} + 7 \times \left(\frac{d}{l}\right)^3 = 1 + 1,5 \times \left(\frac{0,33}{0,41}\right)^{\frac{3}{2}} + 7 \times \left(\frac{0,33}{0,41}\right)^3 = 5,738 \quad (2.13)$$

Dále zjistím Reynoldsovo číslo. Počítám s rychlostí $v = 25$ m/s jakožto očekávanou cestovní rychlostí.

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{1,225 \times 25 \times 0,41}{1,5 \times 10^{-5}} = 857583 \quad (2.14)$$

Když známe Reynoldsovo číslo, můžeme určit třecí koeficient C_f . Tento koeficient nám popisuje odpor podélného toku podél povrchu centropoplánu. Určit lze dle vzorce:

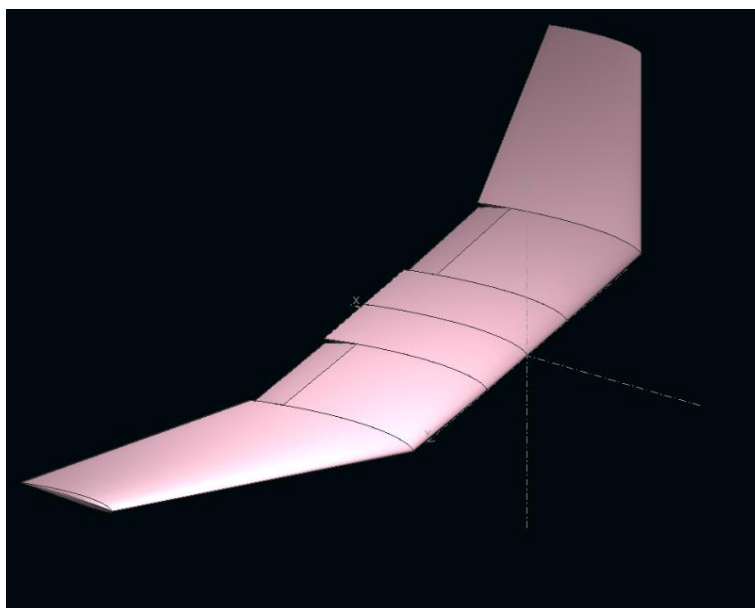
$$C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58}} = 4,6 \times 10^{-3} \quad (2.15)$$

Na závěr vynásobím tvarový faktor FF , třecí koeficient C_f a obtékanou plochu centropoplánu, aby mi vyšel součinitel odporu centropoplánu musím ještě tuto hodnotu podělit referenční plochou křídla:

$$C_{d_{centropoplánu}} = \frac{FF \times C_f \times S}{S_{ref}} = \frac{5,738 \times 4,6 \times 10^{-3} \times 0,39}{0,75} = 0,0137 \quad (2.16)$$

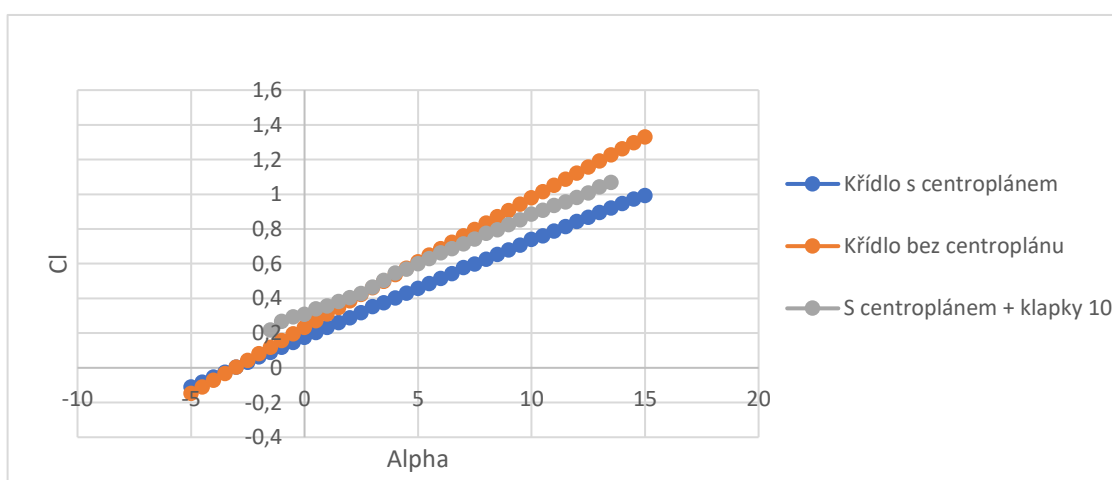
2.6.2.4 Skutečná polára křídla

Po spočítání nových hodnot C_l a C_d pro křídlo s centroplánem se razantně změnila polára křídla. Abych eliminoval snížení vztlaku, vytvořil jsem model křídla s klapkami s výchylkou 10° . Klapky navrhuji pouze pro přímou část křídla s počátkem od kořene křídla (obr. 37). Klapky jsou jednoduchý konstrukční prvek s nízkou hmotností, který zvyšuje vztlak.

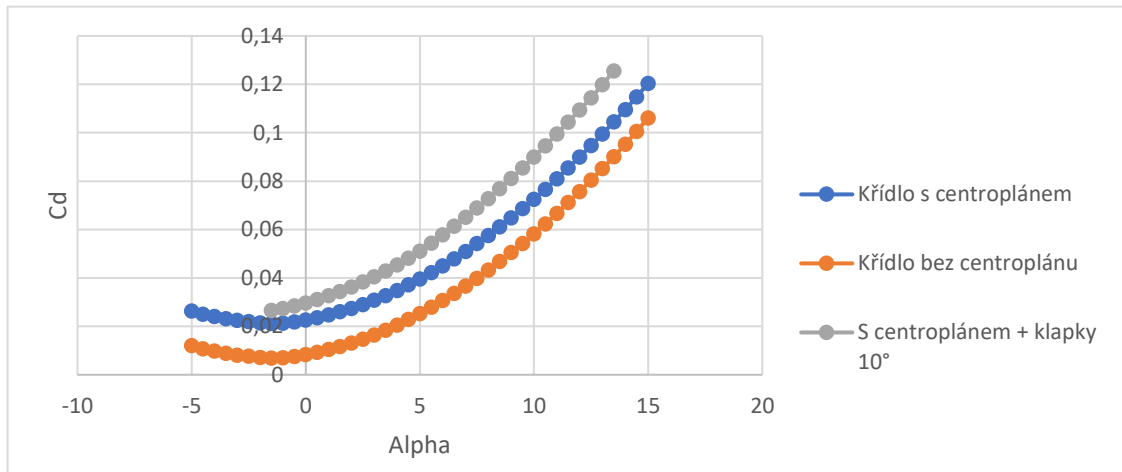


Obr. 37: koncept křídla s klapkami

Z grafu 3 je patrné, že model s klapkami navýšil hodnotu součinitele vztlaku téměř tak aby dorovnal model bez centroplánu. Zároveň z grafu 4 vyčteme značné navýšení součinitele odporu.



Graf 3: Vztaková čára křídla



Graf 4: Odporová čára křídla

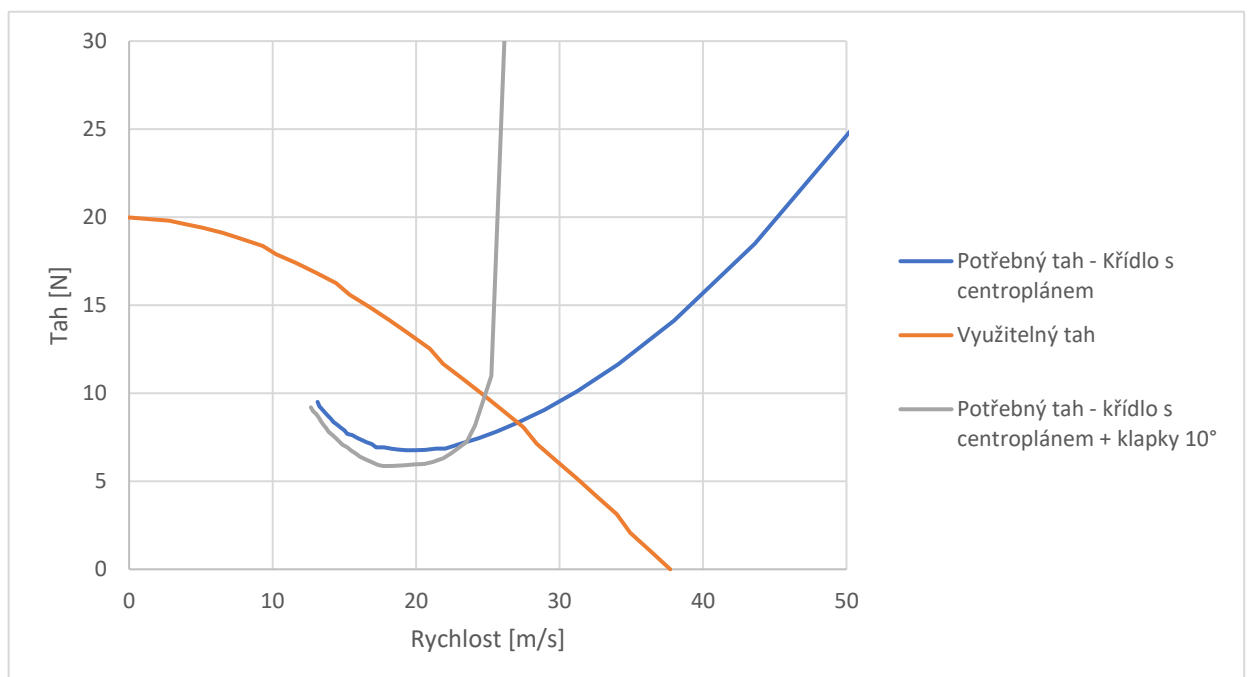
Abych určil, zda klapky budou mít pozitivní vliv na let letadla, vytvořil jsem graf 5, kde porovnávám potřebný tah v závislosti na rychlosti pro jednotlivé konfigurace s tahovou křivkou motoru.

Rychlost jsem určil pro vodorovný let podle vzorce

$$v = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho \times C_l \times S}} \quad (2.17)$$

Potřebný tah se potom rovná odporové síle, která působí v opačném směru

$$T(v) = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times C_d \times v^2 \quad (2.18)$$



Graf 5: Porovnání potřebného tahu

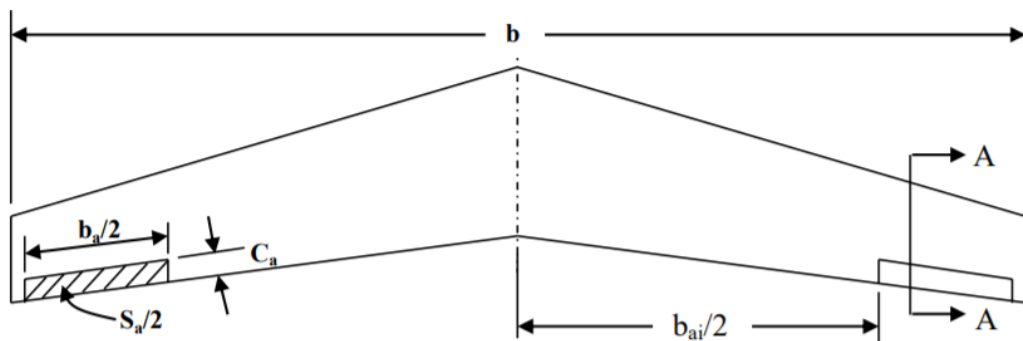
Z grafu 5 vyčteme, že v nižších rychlostech je zapotřebí méně tahu pro koncept s klapkami, to je způsobené zvýšením vztlačové síly. Při rychlostech vyšších než $v = 23 \text{ m/s}$ se trend rychle mění a negativní vliv zvýšeného odporu od klapek začíná být dominantní. Výpočtový model je pro naložené letadlo o hmotnosti $m = 8 \text{ kg}$.

Koncept s klapkami se ukázal jako neoptimální a nefunkční pro aplikaci v soutěži, protože letadlo s klapkami dosáhne menší maximální rychlosti. Po provedené analýze jsem tedy rozhodl, že zůstanu u konceptu bez klapek.

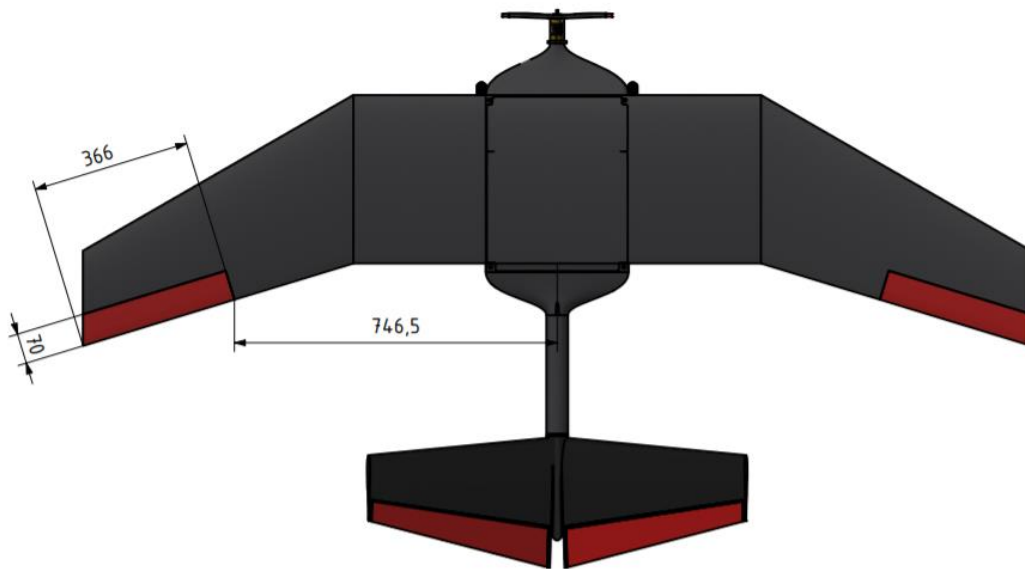
2.6.3 Navržení rozměru křidélek

Návrh rozměrů křidélek jsem stanovil dle běžně vyskytujících se hodnot, které jsou uvedené ve zdroji [7].

Dle zdroje se poměr mezi plochou křidélek a křídla pohybuje v rozmezí $\frac{S_A}{S} = 0,05 - 0,1$, poměr mezi délkou křidéla a rozpětím křídla je okolo $\frac{b_A}{b} = 0,2 - 0,3$, poměr mezi tětvou křidéla a křídla je okolo $\frac{c_A}{c} = 0,15 - 0,25$ a poměr mezi vzdáleností polohy křidéla a rozpětím křídla je $\frac{b_{Ai}}{b} = 0,6 - 0,8$



Obr. 38: Návrh parametrů křidélek [7]



Obr. 39: Rozměry křidélek na soutěžním modelu

$$\frac{C_A}{C} = \frac{0,070}{0,35} = 0,2 \quad (2.19)$$

$$\frac{b_{Ai}}{b} = \frac{2 \times 0,7465}{2,19} = 0,68 \quad (2.20)$$

$$\frac{b_A}{b} = \frac{2 \times 0,366}{2,19} = 0,33 \quad (2.21)$$

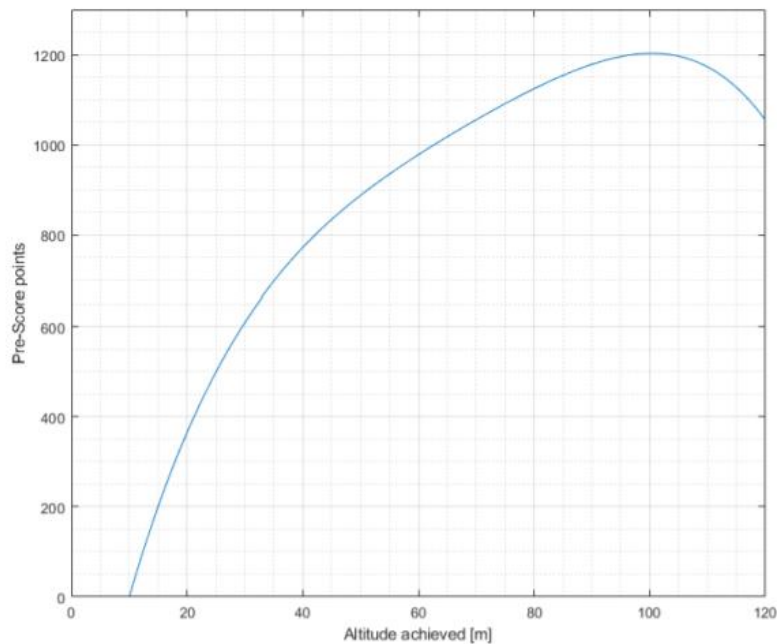
$$\frac{S_A}{S} = \frac{2 \times (0,070 \times 0,366 - \frac{0,070 \times 0,021}{2})}{0,75} = 0,066 \quad (2.22)$$

2.7 Volba optimální hmotnosti nákladu

Abych mohl správně určit nejvýhodnější vzletovou hmotnost letadla je zapotřebí definovat letový profil. Po dohodě s kolegou bylo stanoveno.

1. Vzlet
2. Stoupání
3. Klesání ve spirále
4. Přistání

Dle pravidel lze získat bonusové body v první fázi letu. Je stanoveno, že letoun musí vzlétnou na dráze dlouhé 60 m, ale pokud se podaří vzletět na dráze nižší než 40 m bude přičteno 10% k celkovému hodnocení. Oficiálně začíná fáze stoupání, když letoun přesáhne rychlost 5 km/h. Na fázi stoupání je stanoven limit 60s. Maximální dovolená výška je 120 m avšak optimální z bodového hlediska je výška 100 m. Ta vychází z bodového hodnocení, které organizátoři připravili.



Obr. 40: Před-skóre v závislosti na nastoupené výšce

Ve výpočtovém modelu tedy budu hledat takovou hmotnost letadla, aby byl letoun schopný vzletět na dráze 40 m a aby dosáhl výšky 100 m.

2.7.1 Vzlet

V této části určím závislost rychlosti na délce vzletové dráhy.

Vstupní parametry pro vzlet jsou $C_l = 0,815$, $C_d = 0,0854$ a součinitel valivého odporu jsem určil jako $C_{RR} = 0,1$ na základě doporučení člena týmu Chicken Wings. Hodnoty C_l a C_d platí pro úhel náběhu při stání na vzletové ploše. $S = 0,75 \text{ m}^2$. $C_{lmax} = 0,993$

V první řadě zjistím zrychlení letounu. To zjistím z bilance sil působících na letadlo.

$$T - D - R_R = F_C \quad (2.23)$$

T je tahová síla, D je odporová a R_R je síla tvořená valivým odporem. F_C je pak celková síla.

$$D_{(v)} = 0,5 \times \rho \times v_{\infty}^2 \times C_d \times S \quad (2.24)$$

$$R_{R(v)} = (m \times g - L_{(v)}) \times C_{RR} \quad (2.25)$$

$$L_{(v)} = 0,5 \times \rho \times v_{\infty}^2 \times C_l \times S \quad (2.26)$$

A druhého Newtonova zákona.

$$F_C = m \times a \rightarrow a_{(v)} = \frac{T_{(v)} - D_{(v)} - R_{R(v)}}{m} \quad (2.27)$$

Rychlost v závislosti na dráze pak zjistím pomocí numerické integrace zrychlení.

$$v_{(x)} = \sqrt{2 \times a_{(x)} \times \Delta x + v_{(x-1)}^2} \quad (2.28)$$

Protože rovnice zrychlení je závislá na rychlosti nelze rychlost řešit přímo, nýbrž pomocí iteračního postupu. Úpravou získám tvar.

$$v_{(x)_i} = \sqrt{2 \times a_{(x)_{(i-1)}} \times \Delta x + v_{(x-1)_i}^2} \quad (2.29)$$

Abych mohl určit po jaké vzdálenosti se letadlo odpoutalo od vzletové plochy musím znát minimální rychlost odpoutání.

$$v_{odpoutání} = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{\rho \times S \times 0,9 \times C_{lmax}}} \quad (2.30)$$

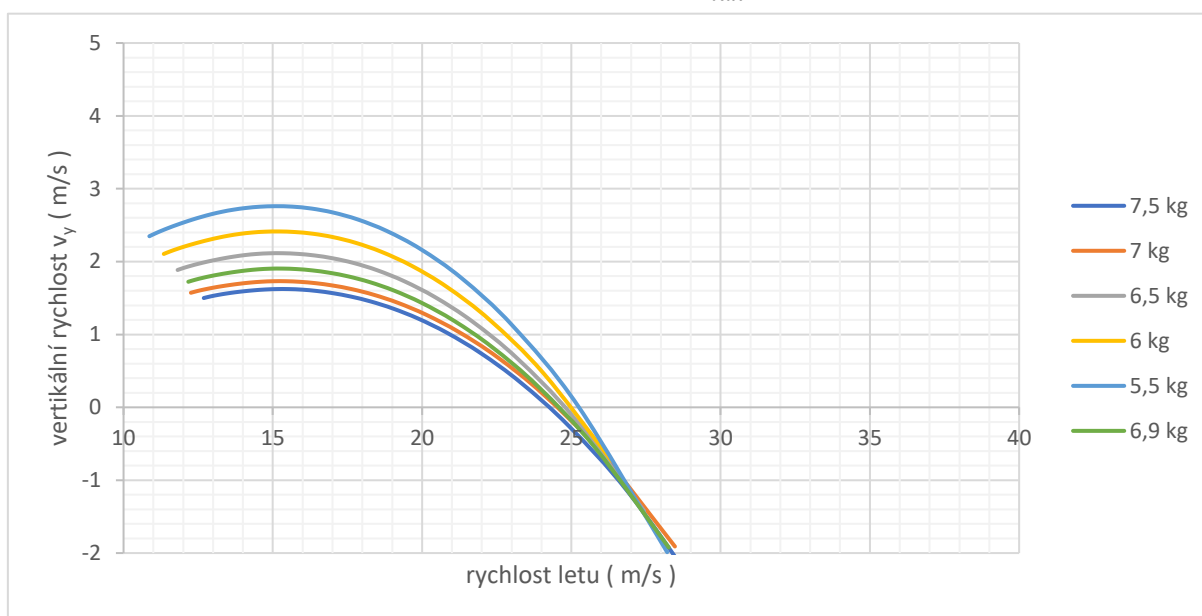
2.7.2 Stoupání

Stoupací rychlost zjistím dle literatury [12]

$$v_y = \frac{v \times (T - D)}{m \times g} \quad (2.31)$$

Maximální letovou hladinu pak dle rovnice (2.32). Na fázi stoupání je stanoven limit 60 s. Ve svém modelu počítám s 50 s, zbylých 10 s je čas přechodu z rychlosti 5 m/s, kdy oficiálně začíná fáze stoupání, na maximální stoupací rychlost.

$$h_{max} = 50 \times v_{y_{max}} \quad (2.32)$$



Graf 6: Fáze 2 – Vliv rychlosti letu na stoupací rychlost

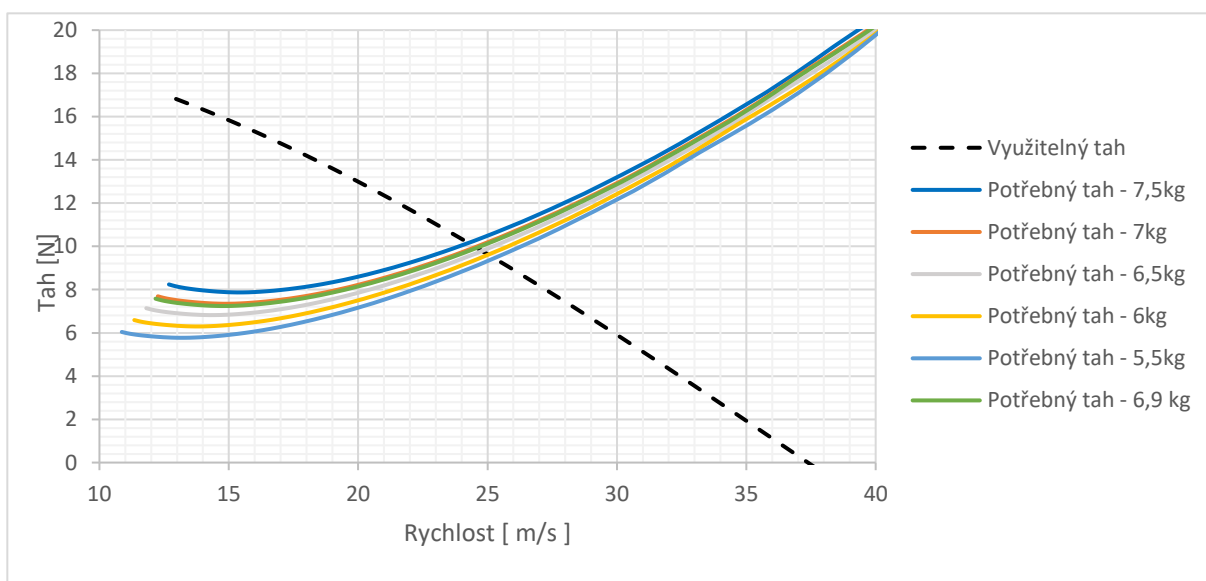
Jelikož mi nejsou známe podmínky na letišti je možné, že tento model nebude splňovat podmínku, kdy letoun musí být během celé letové mise nadohled pilotovi. Lze předpokládat, že nastane situace, kdy se letová trajektorie bude muset změnit. V tu chvíli bych volil stoupání po kruhové trajektorii.

2.7.3 Dolet

Maximální dolet je omezen časovým limitem 120 s. K jeho určení dosadím do rovnice (2.33).

$$d_{max} = 115 \times v_{max} \quad (2.33)$$

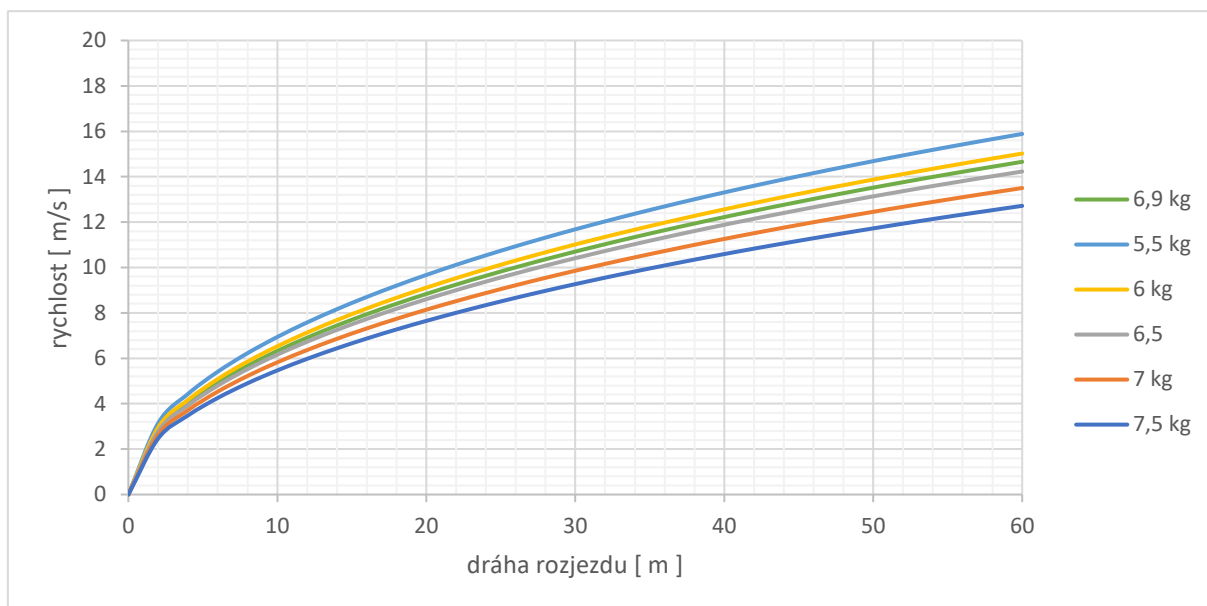
Maximální rychlost v_{max} jsem určil z rovnosti potřebného a využitelného tahu (viz graf 7). Maximální rychlost násobím 115 s, zbylých 5 s dávám jako rezervu na přechod z fáze stoupání a následného nabrání maximální rychlosti.



Graf 7: Tahový diagram

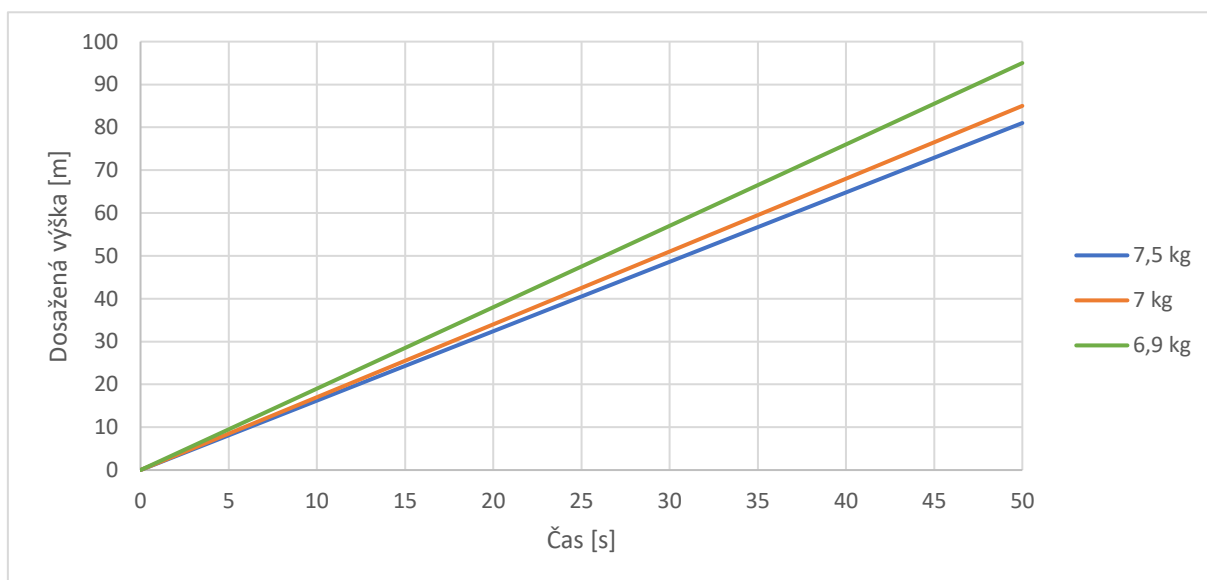
2.7.4 Bodové ohodnocení

Na základě přechozích výpočtů jsem vytvořil grafy porovnávající výsledky letových výkonů možných váhových konfigurací a důležité hodnoty zapsal do tabulky.



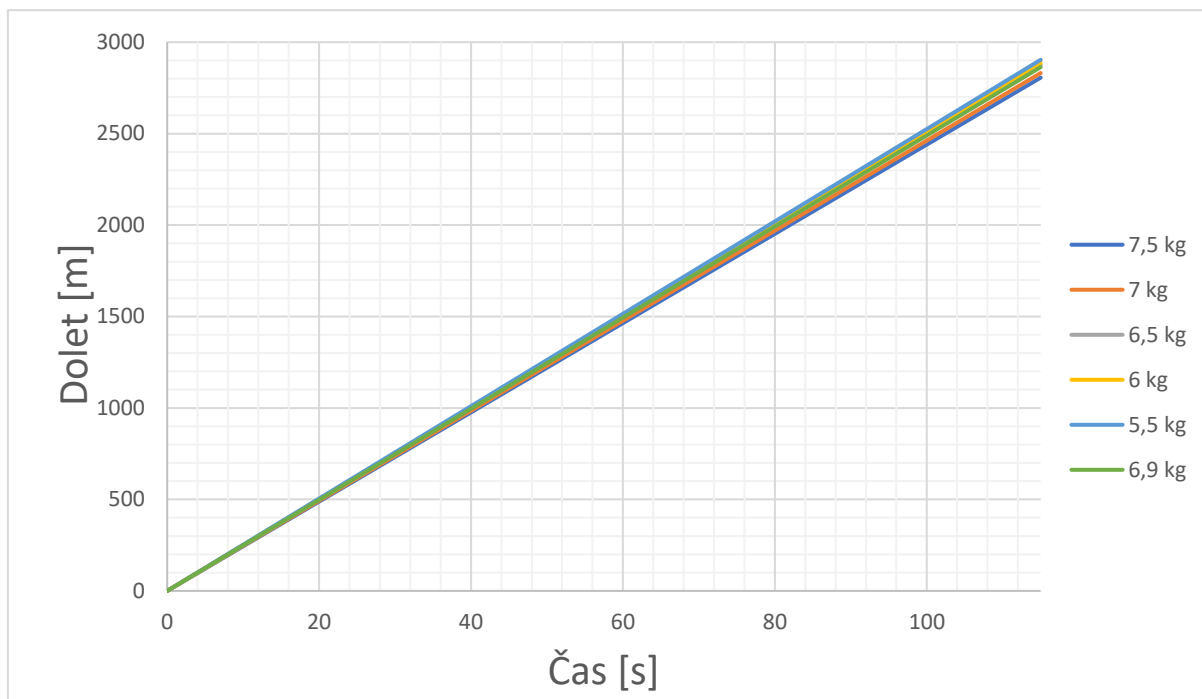
Graf 8: Fáze 1 - Vzlet

Maximální vzletová hmotnost letadla na dráze 60 m je 7,5 kg. Při váze nižší než 6,9 kg je možnost vzlétnout na dráze 40 m.



Graf 9: Fáze 2 - Stoupání

Pro hmotnosti 6,9 kg a vyšší není dosažena optimální výška 100 m, v celkovém hodnocení tedy dojde ke ztrátě bodů.



Graf 10: Fáze 3 – Dolet letadla v závislosti na hmotnosti

Z grafu 10 je patrné, že hmotnost letadla má minimální vliv na maximální doletovou vzdálenost.

Celková hmotnost	[kg]	7,5	7	6,5	6	5,5	6,9
Hmotnost nákladu	[kg]	4,6	4,1	3,6	3,1	2,6	4
Vodp	[m/s]	12,7	12,27	11,82	11,36	10,88	12,18
V60m	[m/s]	12,72	13,5	14,23	15,02	15,88	14,65
V40m	[m/s]	10,59	11,26	11,88	12,56	13,31	12,22
V _y max	[m/s]	1,62	1,7	2,1	2,4	2,8	1,9
h _{max}	[m]	81	85	100	100	100	95
V _{max}	[m/s]	24,28	24,63	25,01	25,12	25,26	24,9
d _{max}	[m]	2806	2831,3	2875	2887,65	2903,75	2863,5

Tabulka 7: Shrnutí letových výkonů

Výpočet scóre se řídí vzorci zadanými pořadatelem. Pro hmotnost nákladu, vystoupanou výšku a zdolanou vzdálenost platí že se porovnávají s nejlepším výsledkem, který byl na soutěži prokázán. Vzorce pro výpočet jsem převzal ze zdroje [13].

Pro převezené závaží platí

$$S_{payload} = \frac{P_{team}}{P_{max}} \times 1000 \quad (2.34)$$

P_{team} = Úspěšně transportována váha

P_{max} = Maximální váha transportována jakýmkoliv týmem

Pro ulétlou vzdálenost platí

$$S_{distance} = \frac{D_{team}}{D_{max}} \times 1000 \quad (2.35)$$

D_{team} = Zdolaná vzdálenost

D_{max} = Maximální zdolaná vzdálenost

Pro vystoupanou výšku platí

$$PS_{altitude} = a \times h_{60s}^4 + b \times h_{60s}^3 + c \times h_{60s}^2 + d \times h_{60s} + e \quad (2.36)$$

$$a = -3,92e^{-5}$$

$$b = 1,08e^{-2}$$

$$c = -1,156$$

$$d = 64,2$$

$$e = -537$$

$$S_{altitude} = \frac{PS_{altitude,team}}{PS_{altitude,max}} \times 1000 \quad (2.37)$$

$PS_{altitude,team}$ = Pre-skóre získané za nastoupanou výšku

$PS_{altitude,max}$ = Maximální pre-skóre libovolného týmu

Hmotnost letadla [kg]	7,5	7	6,5	6	5,5	6,9
Saltitude	939,9961	959,4227	1000	1000	1000	994,086
Sdistance	966,3366	975,0495	990,099	994,4554	1000	986,1386
Spayload	1000	891,3043	782,6087	673,913	565,2174	869,5652
Bonusový koeficient	-	-	1,1	1,1	1,1	1,1
Celkové skóre	2906,333	2825,777	3049,978	2935,205	2821,739	3134,769

Tabulka 8: Bodové hodnocení

Bodové hodnocení připravených váhových konfigurací jasně ukazuje, že nejuhodnější je varianta o celkové hmotnosti 6,9 kg, kdy náklad tvoří kombinace třinácti 300g a jednoho 100g pytlíků krve o celkové váze 4 kg. Tato možnost dosahuje nejlepšího skóre hlavně kvůli bonusu získanému za vzlet na 40 m dráze. Je pravděpodobné, že podmínky nebudou ideální a s touto hodnotou závaží letadlo na 40 m nevzlétne. V tom případě doporučuji zatížení snížit a snažit se bonus získat.



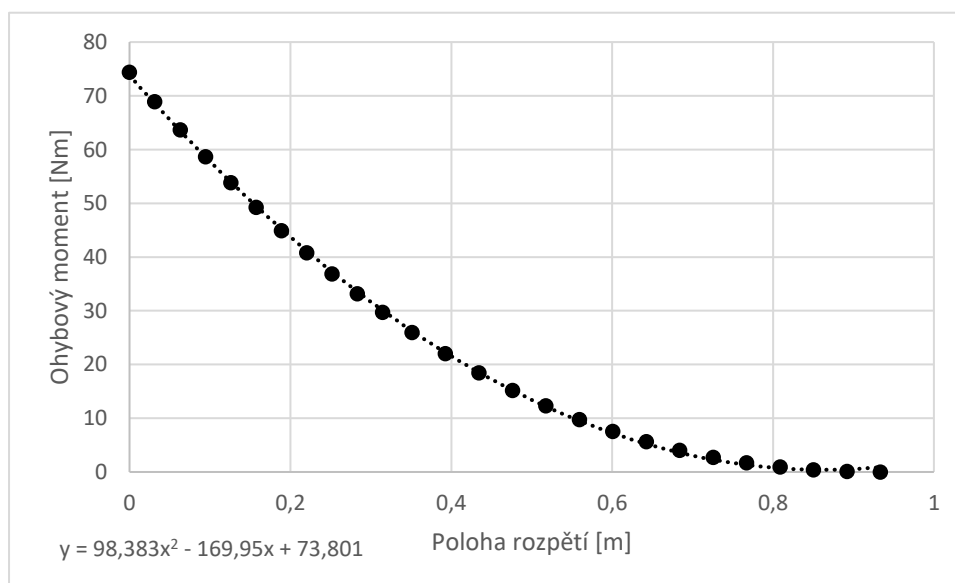
Obr. 41: Letadlo naloženo čtrnácti balíky krve

2.8 Ověření pevnostních vlastností křídla

Křídlo je namáháno vztlakovou silou, odporovou silou a zatížením od vlastní tíhy křídla. Odporovou sílu a zatížení vlastní tíhou zanedbávám, protože jsou tyto složky oproti síle vztlakové zanedbatelné. Vztlaková síla se projevuje jako spojité zatížení, které se ke konci křídel zmenšuje.

Abych zjistil průběh ohybového momentu působícího na křídlo, provedl jsem analýzu modelu křídla v programu XFLR5.

Získaná data jsem převedl do programu MS Excel, kde jsem vytvořil graf a aproximací získal rovnici funkční závislosti průběhu ohybového momentu.



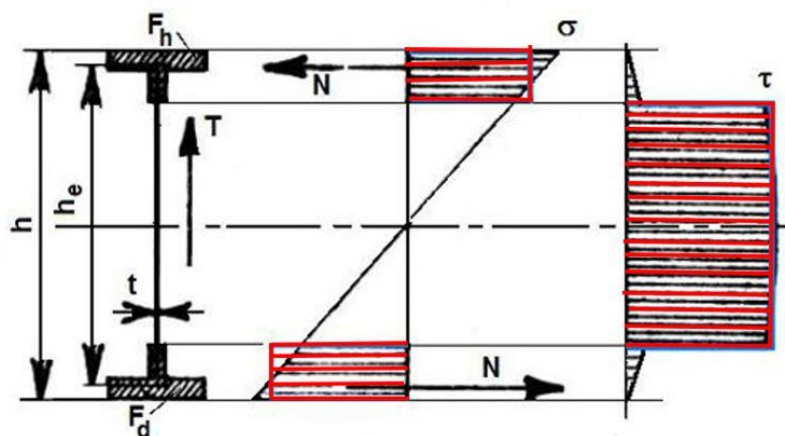
Graf 11: Průběh ohybového momentu

Než se pokročí v řešení dál, je důležité uvědomit si koncepci konstrukce křídla. Křídlo jsem navrhl jako skořepinové z kompozitních materiálu, kde nosný potah tvoří třívrstvý sendvič z uhlíkových vláken a airexu. Pro zvýšení pevnosti jsou do skořepiny implementovány nosníky.



Obr. 42: Příčný řez křídlem

Ve svém výpočtovém modelu budu uvažovat, že osově zatížení, které vyvažuje působící ohybový moment, je zachycováno pásnicemi a posouvající síla stojinou. [15]

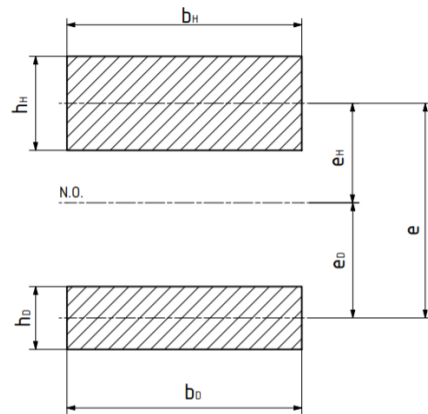


Obr. 43: Rozložení sil v pásnicích a ve stojině (upraveno) [15]

Nutností pro další postup je určení polohy neutrální osy nosníku. Neutrální osou nosníku se rozumí čára, na které se mění smysl vnitřních osových vyvažujících sil.

Poloha neutrální osy nosníku lze určit podle vzorce.

$$e_H = e \times \frac{b_H \times h_H}{b_H \times h_H + b_D \times h_D} \quad (2.38)$$



Obr. 44: Poloha neutrální osy

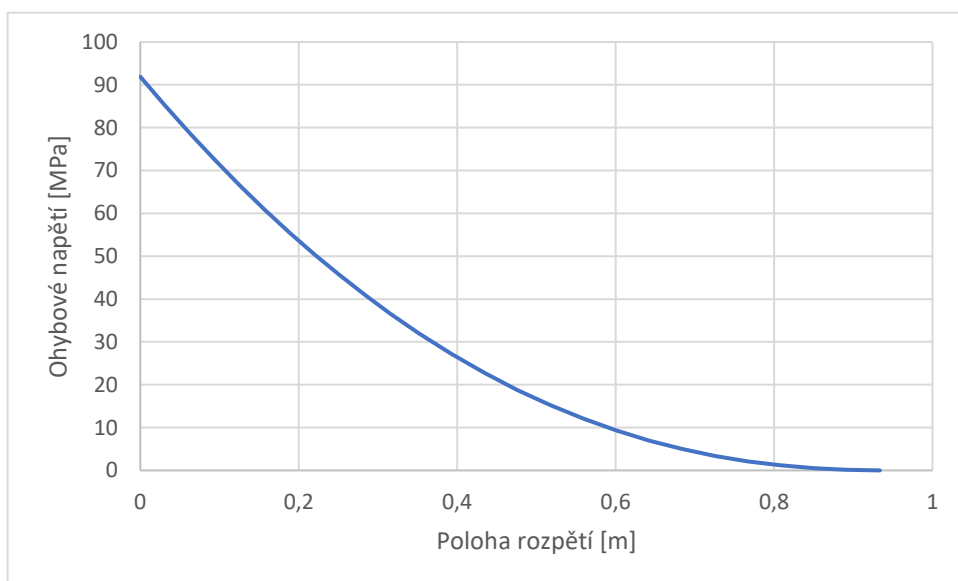
Pro navrhovaný nosník volím pásnice o stejném rozměru, díky tomu se nachází neutrální osa uprostřed výšky nosníku.

Síla působící v pásnici se obecně vypočte ze vzorce.

$$F(x) = \frac{M_0(x)}{e} \quad (2.39)$$

Napětí v pásnici se určí podle vzorce.

$$\sigma_{Omax}(x) = \frac{F(x)}{s} = \frac{F(x)}{b \times h} \quad (2.40)$$



Graf 12: Průběh maximálního ohybového momentu

S výsledkem maximálního napětí v ohybu by se provedla kontrola bezpečnosti podle vzorce (2.41). Jelikož v této fázi návrhu nejsou přesně známy vlastnosti kompozitního materiálu, hlavně tedy mez pevnosti. Provedl jsem kontrolu pro nosník vyhotovený z bílého ořechu [24]. Jako koeficient bezpečnosti volím $k = 1,5$

$$\sigma_{Omax} \leq \sigma_D = \frac{Re}{k} = 93,33 \quad (2.41)$$

V praxi se hodnoty meze pevnosti kompozitních materiálu pro tyto účely ani nezjišťují. Křídla se dimenzují na základě zkušeností a následně se provádí pevnostní zkouška na demonstrátorech.

2.9 Podélná stabilita

K vyšetření podélné stability je nutné znát klopivý moment M_z působící na letadlo. Záporný klopivý moment působí takzvaně na hlavu a kladný na ocas. Klopivý moment letounu se vztahuje vždy k těžišti. Běžně se určí podle vzorce [14]

$$M_z = m_z \times \frac{\rho \times v^2}{2} \times S \times b_A \quad (2.42)$$

Kde m_z je součinitel klopivého momentu a b_A je střední aerodynamická tětíva křídla.

Polohu těžiště letadla jsem pro letový režim 6,9 kg určil v programu Inventor.

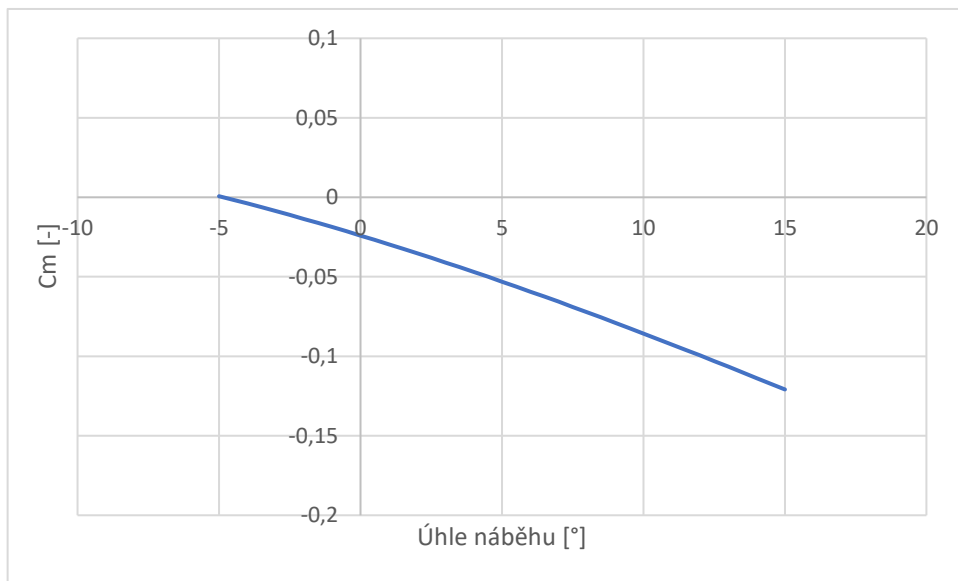
$$x_G = 0,202 \text{ m}$$

Polohu neutrálního bodu jsem určil v programu XFLR5.

$$x_{NB} = 0,226 \text{ m}$$

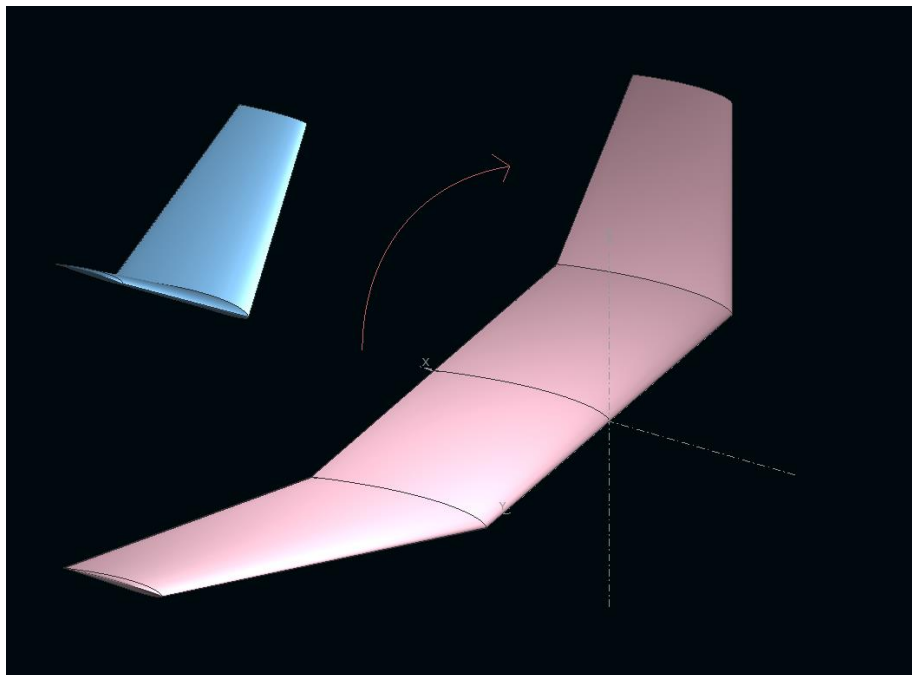
Poloha těžiště a neutrálního bodu je vztáhnuta k náběžné hraně křídla. Už z pouhé polohy těžiště vůči poloze neutrálního bodu mohu odhadnout, že výsledný klopivý moment bude záporný a bude letadlo stabilizovat.

Pro rozbor klopivých momentů slouží momentová křivka, která se znázorňuje v diagramu jako závislost součinitele klopivého momentu a úhlu náběhu. Tuto křivku jsem získal pomocí programu XFLR5.



Graf 13: Momentová křivka letounu

Průběh křivky vykazuje záporné stoupání. V tom případě při zvýšení úhlu náběhu a následném zvýšení součinitele vztlaku dojde ke zvýšení záporného momentu, který letadlo stabilizuje. V opačném případě, kdy se vlivem okolí sníží úhel náběhu vzniká kladný klopivý moment, který vrací letadlo do původního režimu. [14]



Obr. 45: Směr působení záporného klopivého momentu – XFLR5

3 Konstrukční část

Tématem této části je navržení jednotlivých částí soutěžního letounu jako jsou křídlo, centroplán, podvozek a aerodynamické kryty. Ocasní sekci letadla se věnoval kolega Hořejší ve své práci. Obsahem návrhu je uložení jednotlivých dílů do funkčního celku a také postup výroby u karbonových součástí.

3.1 Křídlo

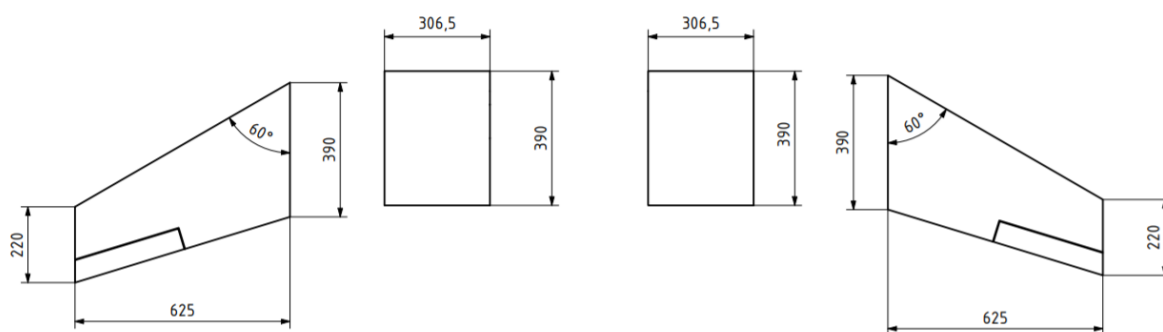
Při výběru materiálu použitého na sestavení křídla proběhla debata, zda použít balsu nebo moderní kompozitní materiály.

Balsa disponuje vhodnými vlastnostmi jako je nízká váha a lehká zpracovatelnost, zároveň je to lety ověřený materiál na výrobu RC modelů a na webech se vyskytuje mnoho návodu jak s balsou zacházet a jak ji použít na konstrukci křídla.

Kompozitní materiály mají oproti balse výhodu ve výrazně větší pevnosti. Další výhodou je široké spektrum tvarových možností, kdy lze tvořit celky bez nutnosti použití příhradové konstrukce. Díky těmto vlastnostem lze vyrobit křídlo s menším obsahem materiálu a tím i s nižší hmotností.

S výše uvedenými argumenty jsem se rozhodl pro návrh křídla skořepinové konstrukce z uhlíkových vláken v sendvičovém provedení, kdy jádro kompozitu tvoří airex. Více k sendvičové struktuře v kapitole 2.4.

Abych dodržel podmínku uložení letadla v transportním boxu je křídlo navrženo jako čtyřdílné, tvoří ho dvě vnitřní obdélníkové a dvě vnější lichoběžníkové části viz obr. 20.



Obr. 46: Rozměry rozloženého křídla

Každý díl by se vyráběl samostatně v dvoudílné formě, kde by se zvlášť vylaminovala horní a spodní polovina křídla. Pro zvýšení pevnosti v ohybu by se navíc vylaminovaly pásnice s polovinou stojiny, tvořeny několika vrstvami uhlíkové tkaniny, na vnitřní část každé z poloviny křídla. Při výrobě by se postupovalo podle metody vakuového prosycování, která zajistí vytlačení přebytečných bublin.

Lichoběžníková část a obdélníková část křídla jsou propojeny přes spojky které jsou šrouby připevněny skrz pásnice. Takto spojené díly jsou spojeny s centroplánem pomocí trubek, které jsou zakončeny vlepenou hliníkovou vložkou viz obrázek Trubky se protáhnou skrz centroplán a následně se složené bloky křídla nasadí na hliníkové vložky a axiálně zajistí šrouby.

3.2 Křídélka

U křidélek se také postupuje podle metody vakuového prosycování. Na rozdíl od křídla se ale uhlíkové vlákna nebudou klást do formy ale rovnou na Airexové jádro, které se připraví na CNC.

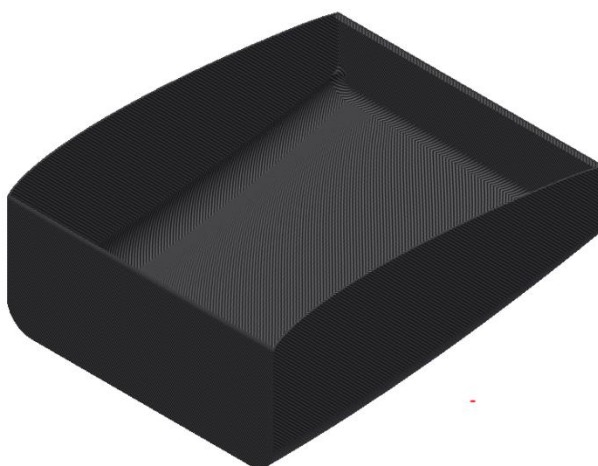
Spojení křidélek s křídlem zajišťují panty zakoupené v modelářském e-shopu [9]. Panty jsou ke křídlu a ke křídélku ukotveny vruty do sádkartonu s hrubým stoupáním.

Pohyb křídélka zajišťuje servomotor *SAVÖX SV-1250MG HiVolt DIGITAL* [10] přes pákový mechanismus.

3.3 Centroplán

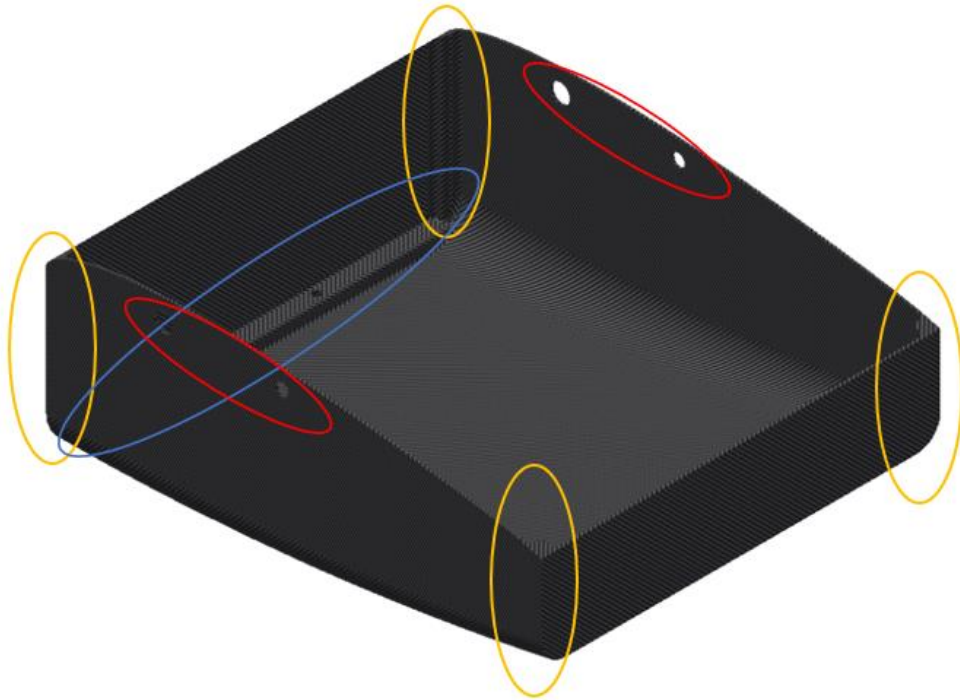
V podkapitole 2.6.2.1. jsem se věnoval základním rozměrům centroplánu a jeho nákladovému prostoru. V této kapitole se věnuji postupu výroby a ukotvení křídla do trupu.

V prvním kroku se v negativní formě vyrobí tělo centroplánu (viz obr. 46), obdobně jako u křídla se využije sendvičová struktura o celkové tloušťce 2mm a metoda vakuového prosycování.



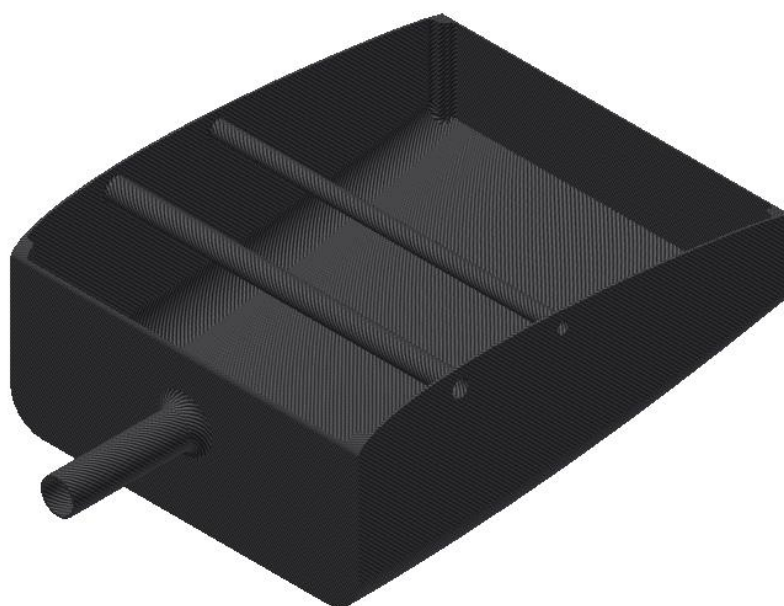
Obr. 47: Centroplánu – fáze výroby 1

Poté se do centropoplánu vylaminují zpevňující prvky (viz obr. 47). Oranžově zvýrazněné výztuže zvyšují celkovou pevnost centropoplánu. Modře zvýrazněná výztuž slouží k uchycení podvozku. Podvozek je uchycen dvěma šrouby M7. Dalším postupem je vyvrtání otvorů pro uchycení křídla o průměru $\varnothing D_1 = 20 \text{ mm}$ a $\varnothing D_2 = 16 \text{ mm}$, zvýrazněno červeně.



Obr. 48: Centropoplán – fáze výroby 2

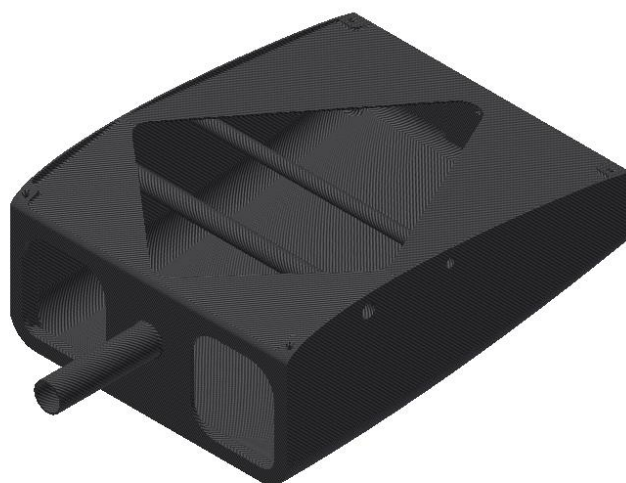
Následně se na centropoplán vylaminují trubky (obr. 48) o vnitřním průměru $\varnothing d_1 = 20 \text{ mm}$ a $\varnothing d_2 = 16 \text{ mm}$ a tloušťce stěny 2 mm, ve kterých bude usazena spojka křídla. Na přední stranu se vylaminuje trubka o vnitřním průměru $\varnothing d = 28 \text{ mm}$ a délce $l = 120 \text{ mm}$ na které bude usazen motor, akumulátor, regulátor a další el. zařízení.



Obr. 49: Centropoplán- fáze výroby 3

V předposledním kroku se vylaminují trojúhelníkové výztuže v horní části centropoplánu. Takto navržený centropoplán by měl vydržet vliv působení vnějších sil. Studie pevnostních vlastností centropoplánu se doporučuje v dalším zkoumání dané problematiky.

Na závěr se vyříznou odlehčovací otvory na přední straně centropoplánu a vyvrtají otvory do rohových výztuží, které slouží k uchycení horního aerodynamického krytu. Horní aerodynamický kryt bude k centropoplánu uchycen čtyřmi šrouby M3 do závitové vložky.

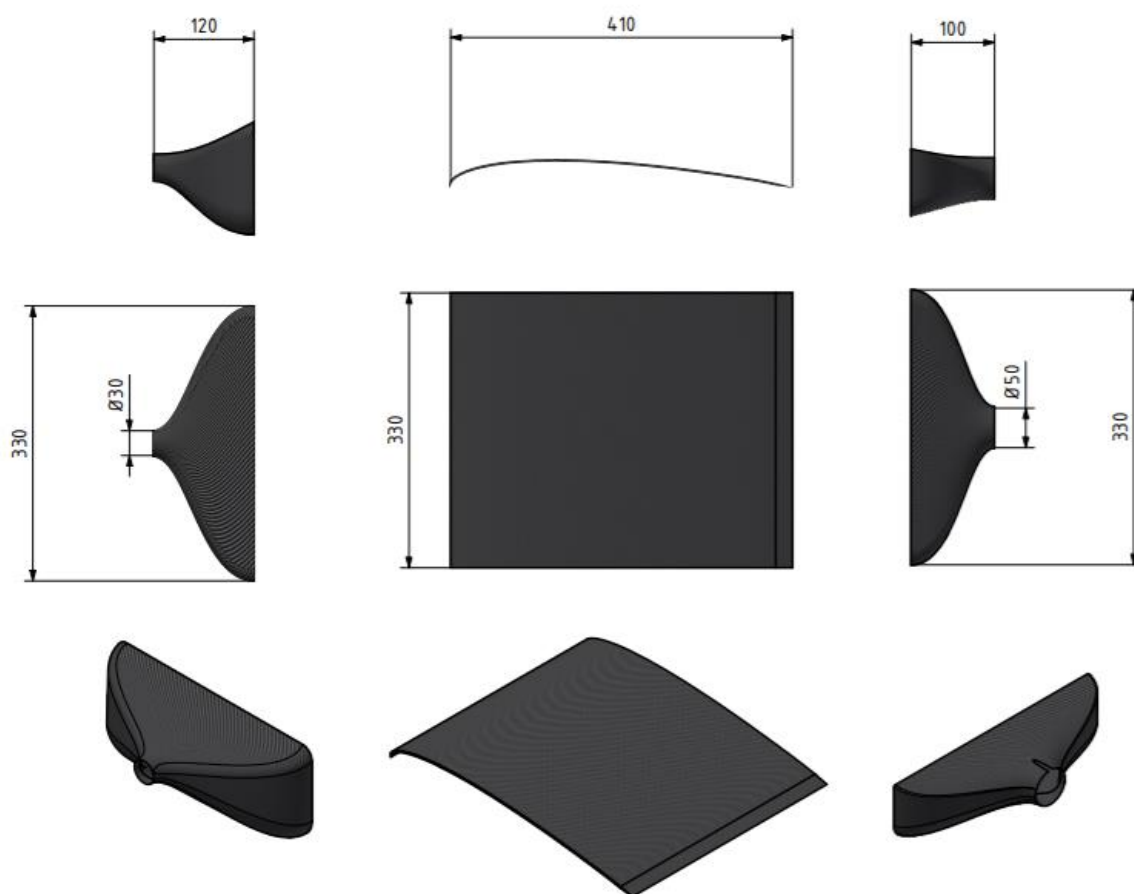


Obr. 50: Finální podoba centropoplánu

3.4 Aerodynamické kryty

Přední, zadní a horní aerodynamický kryt bude zhotoven obdobným způsobem jako křídlo a centroplán. Negativní formy budou po přenesení dat z programu Inventor vyrobeny na CNC.

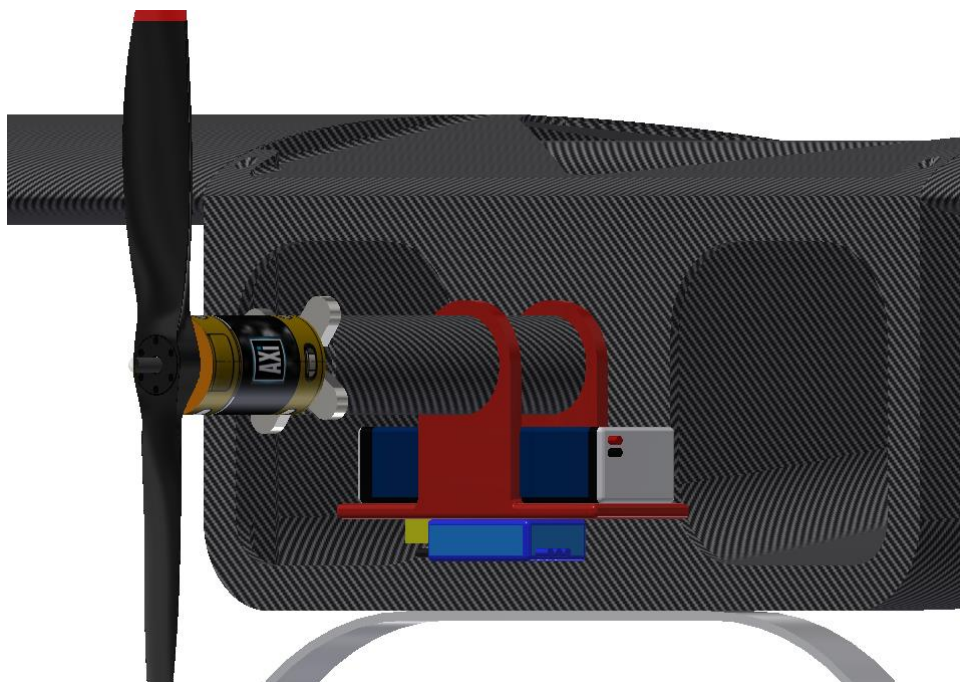
Přední kryt je při složení navlíknut na trubku na přední straně centroplánu. Axiální zajištění poskytuje uchycení motoru. Aby se kryt na trubce neprotácel je zajištěn lepící páskou. Zadní kryt je uchycen stejným způsobem na trup ocasních ploch. Zajištění proti rotaci je provedeno stejným způsobem jako u předního krytu. Uchycení Horního krytu jsem zmiňoval v předchozím podkapitole.



Obr. 51: Přední, horní a zadní aerodynamický kryt

3.5 Nosič

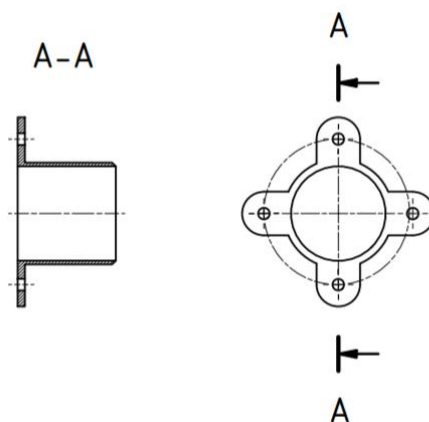
Akumulátor, regulátor, GPS lokátor a přijímač jsou elektrické součástky, které jsou uloženy pod předním aerodynamickým krytem v nosiči. Proti pohybu jsou tyto součásti upevněny suchým zipem. Nosič se navlékne na vystupující trubku centropoplánu a zachytí se k jeho přední straně také pomocí suchého zipu.



Obr. 52: Umístění nosiče el. součástek

3.6 Zajištění motoru

Prodejce [11] dodává motor i s hliníkovou spojku. Přes spojku je motor zajištěn pomocí tří šroubů M3 do hliníkové vložky vlepěné do trubky v centropoplánu.



Obr. 53: Návrh vložky

Závěr

Cílem této práce bylo navržení koncepčního návrhu letounu se zaměřením na hlavní vztlakovou plochu. Návrh měl být navržen tak aby odpovídal pravidlům a omezením soutěže Air Cargo Challenge 2021.

Zadání bakalářské práce jsem splnil v plném rozsahu:

V první kapitole jsem provedl rešerši vlivu polohy a tvaru hlavní vztlakové plochy na její letové výkony se zaměřením na typy uspořádání, které se v soutěži objevovaly. Lepší porozumění této problematiky mi ulehčilo stanovit uspořádání letadla a zvolit optimální tvar a umístění křídla.

V druhé kapitole jsem získané znalosti z rešeršní části propojil s výsledky různých koncepcí z minulých ročníků Air Cargo Challenge. Na základě dominantních výsledku klasického uspořádání a výhod, které toto uspořádání má, jsem vytvořil konečný návrh uspořádání letadla. V návrhu jsem definoval hlavní parametry křídla, centroplánu, druh podvozku a určil jsem prostor pro ocasní plochy, kterým se dále věnoval kolega Hořejší. Pravidly soutěže je specifikován transportní box, ve kterém musí být letadlo převáženo. Tuto podmínku jsem ověřil a na obr. 31 znázornil uložení letadla do boxu. Pro celý letoun jsem provedl hmotový rozbor. Pro zlepšení odhadu váhy kompozitních dílů jsem provedl základní výpočet, kde uvažuji vlastnosti jednotlivých materiálů v kompozitní struktuře. Určil jsem také parametry pohonné jednotky. Pro zadanou vrtuli jsem spočítal tah v závislosti na rychlosti a tyto hodnoty jsem pro názornost vnesl do grafu 2. Následně jsem provedl studii profilů pro nízká Reynoldsova čísla. Na základě analýzy v programu XFLR5 jsem určil optimální profil pro svůj návrh křídla. Pro zpřesnění údajů z programu XFLR5 jsem provedl výpočty, kde uvažuji vliv centroplánu na aerodynamické vlastnosti křídla. Dále jsem určil vliv klapek při nastavení 10° , které se ukázalo jako nevhodné a v dalším postupu s nimi nebylo uvažováno. Pro křídlo jsem navrhl rozměr a mechanizaci křidélek. Při návrhu jsem vycházel z běžně vyskytujících hodnot, proto pro další postup doporučuji ověřit jejich funkčnost. Nakonec jsem v této části stanovil optimální letovou hmotnost pro maximální bodový zisk a ověřil základním výpočtem pevnost křídla v ohybu a podélnou stabilitu letadla.

Ve třetí kapitole se věnuji konstrukčnímu řešení letadla. Předmětem dlouhých diskuzí byl výběr materiálu na zhotovení dílčích částí letadla. Po zvážení výhod a nevýhod byl pro křídla, cetroplán a aerodynamické kryty vybrán kompozit v sendvičovém provedení. Zbylé díly jsou buďto kupované nebo vyrobeny z hliníkových slitin. Ke kompozitním dílům je také navrhnout postup výroby. Tato část také obsahuje postup sestavení části do sebe.

Doporučení pro další postup:

- Ověření pevnosti křídla na ohyb v programu tomu určenému nebo provést pevnostní zkoušku na vyrobeném modelu.
- Ověření aerodynamických parametrů na modelu v tunelovém měření
- Zpřesnění hmotového rozboru
- Výroba součástí a následné sestavení letadla
- Ověření letových vlastností během letových zkoušek

Jedna z motivací pro výběr tohoto tématu k BP pro mě byla firma Zipline, která v dnešní době obdobnými letadly doručuje zdravotnický materiál v Ghaně a jiných afrických státech. Věřím, že by při správně zvolených modifikacích mohl tento letoun sloužit k podobnému účelu.

Seznam zdrojů:

- [1] International Journal of Aviation, Aeronautics and Aerospace [online]. 6. 2019 [cit. 2021-7-21]. Dostupné z:
<https://commons.erau.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1427&context=ijaaa>
- [2] APC Propellerss [online]. USA: APC Propellerss, 2014 [cit. 2021-7-21]. Dostupné z:
https://www.apcprop.com/files/PER3_10x6E.dat?fbclid=IwAR0Ca1UCKz0EB4W146HwcX1VTMPuEM7upwQn5tFWUUQ_BdZ9UMSDpWbko7g
- [3] V. Kovačič, Textilní zkušnictví 2, Liberec: Technická univerzita v Liberci, 2004
- [4] KITPLANES [online]. USA: By Barnaby Wainfan, 2019 [cit. 2021-7-23]. Dostupné z:
<https://www.kitplanes.com/design-process-landing-gear-part-2/>
- [5] It's All RC! [online]. USA: Jonny B., 2014 [cit. 2021-7-24]. Dostupné z:
<https://itsallrc.wordpress.com/2014/02/19/how-to-calculate-drag/>
- [6] Aircraft Design [online]. Hamburg, 2010 [cit. 2021-7-24]. Dostupné z:
https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_13_Drag.pdf. Skripta. HAW Hamburg.
- [7] Aircraft Design: A Systems Engineering Approach [online]. Hardcover: Wiley Publications, 2012 [cit. 2021-7-24]. Dostupné z:
[http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Control_Surface/Chapter%2012.%20Desig%20of%20Control%20Surfaces%20\(Aileron\).pdf](http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Control_Surface/Chapter%2012.%20Desig%20of%20Control%20Surfaces%20(Aileron).pdf)
- [8] Páka malá krátká [online]. [cit. 2021-7-25]. Dostupné z:
https://www.peckamodel.cz/602211-paka-mala-kratka1-3?fbclid=IwAR1eh3d-OD8HvF4-HED1pbB6Jo_JHs-d5Xdlj8_sq1bj5cWNZ1SVjB4NkdU
- [9] Závěs 11x28 mm - 6 ks [online]. [cit. 2021-7-25]. Dostupné z:
<https://www.peckamodel.cz/602500-zaves-maly-6-ks>
- [10] SAVÖX SV-1250MG HiVolt DIGITAL [online]. [cit. 2021-7-25]. Dostupné z:
<https://www.peckamodel.cz/savox-sv-1250mg-digitalni-servo>
- [11] AXI 2826/10 V2 střídavý motor [online]. [cit. 2021-7-25]. Dostupné z:
https://profimodel.cz/cs/motory/15629-axi-2826-10-v2-stridavy-motor-8595247302304.html?gclid=Cj0KCQjwl_SHBhCQARIsAFIFRVV2ppzmRaNwmzzPpLOV_o_X2944ICk6m6Jd8fHsvZXF4BL1Us1s0XgaApRpEALw_wcB

[12] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.

[13] AkaModellMünchen. ACC2021 Regulations [online]. [cit. 2021-7-27]. Dostupné z: [https://akamodellmuenchen.de/wp-](https://akamodellmuenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations_acc_2022_munich_v01_11.pdf)

[content/uploads/2021/03/regulations_acc_2022_munich_v01_11.pdf](https://akamodellmuenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations_acc_2022_munich_v01_11.pdf)

[14] BERAN, Jaroslav. Mechanika letu: pro posluchače obou fakult. 1. vyd. Liberec: Vysoká škola strojní a textilní, 1987.

[15] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. Souřadnicové soustavy používané v letectví. O letadlech [online].

[cit. 2021-7-16]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_0.aspx

[16] Northrop Grumman B-2A Spirit [online]. [cit. 2021-7-27]. Dostupné z:

<https://www.valka.cz/Northrop-Grumman-B-2A-Spirit-t1231>

[17] Wing configuration. Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA):

Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2021-7-27]. Dostupné z:

https://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration#/media/File:Monoplane_shoulder.svg

[18] MIKULA, Jan. Konstrukce a projektování letadel II. V Praze: Česká technika -

nakladatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-01-03338-4. [cit. 2021-7-27].

[19] MERTL, Vlastimil. Konstrukce a projektování letadel II. Brno: Novotný, 2000. ISBN 80-214-1789-7. [cit. 2021-7-27].

[20] Šířková křídla [online]. [cit. 2021-7-27]. Dostupné z:

<https://www.czechairliners.net/index.php/archiv-clanku-1/1116-konstrukcni-reseni-letadel-dill-3.html>

[21] O stabilitě letounu [online]. [cit. 2021-7-27]. Dostupné z:

<http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2010/11/stabilita.php>

[22] Aviation Safety [online]. [cit. 2021-7-27]. Dostupné z:

<https://www.aviationsafetymagazine.com/features/turn-fundamentals/>

[23] Typical propeller performance [online]. [cit. 2021-7-28]. Dostupné z:

<http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>

[24] Bílý ořech [online]. [cit. 2021-7-28]. Dostupné z:

<https://www.kolmanl.info/index.php?show=balsa>

Seznam obrázků:

Obr. 1: ACC 2015, team EUROAVIA Zagreb	10
Obr. 2: Schéma rozložení sil 1 [15]	10
Obr. 3: ACC 2007, team Trenchal'os	11
Obr. 4: Schéma rozložení sil 2 [15]	11
Obr. 5: Schéma rozložení sil 3 [15]	12
Obr. 6: ACC 2015, team Born TU lift	12
Obr. 7: Northrop Grumman B-2A Spirit [16]	13
Obr. 8: Hornoplošník [17]	13
Obr. 9: Středoplošník [17]	14
Obr. 10: Dolnoplošník [17]	14
Obr. 11: Porovnání polár podle horizontálního umístění křídla [18]	15
Obr. 12: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Obdélníkové křídlo	16
Obr. 13: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Lichoběžníkové křídlo	16
Obr. 14: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Eliptické křídlo	17
Obr. 15: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Kladný šíp	18
Obr. 16: Znázornění počátku odtrhávání mezní vrstvy – Záporný šíp	18
Obr. 17: Úhel vzepětí [22] (upraveno)	19
Obr. 18: Schéma transportního boxu [13]	20
Obr. 19: Schéma ohraničujícího prostoru pro sestavený letoun [13]	21
Obr. 20: Schéma motoru [11]	21
Obr. 21: Rozměrové parametry motoru [11]	21
Obr. 22: Schéma vrtule APC-E 10x6E	22
Obr. 23: Rozměry balíku krve	22
Obr. 24: Navržený tvar ohraničující sestavené letadlo	23
Obr. 25: Finální koncepční design	24
Obr. 26: Půdorysný pohled na letoun	25
Obr. 27: Bokorys – schéma podvozku	26
Obr. 28: Sendvičová struktura kompozitu	28
Obr. 29: Rozložení letounu na celky určené k přepravě	31
Obr. 30: Kusovník	31
Obr. 31: Uložení letadla v transportním boxu	31
Obr. 32: Profil S900	32
Obr. 33: Porovnání křivek CL/CD v závislosti na úhlu náběhu jednotlivých profilů –zvýrazněný profil S9000	33
Obr. 34: Vizualizace vztlaku a indukovaného odporu z programu XFLR5	34
Obr. 35: Schéma uložení nákladu v centroplánu	35
Obr. 36: Průběh vztlaku po křídle s centroplánem	36
Obr. 37: koncept křídla s klapkami	38
Obr. 38: Návrh parametrů křídélek [7]	40
Obr. 39: Rozměry křídélek na soutěžním modelu	41
Obr. 40: Před-skóre v závislosti na nastoupené výšce	42
Obr. 41: Letadlo naloženo čtrnácti balíky krve	49
Obr. 42: Příčný řez křídlem	50
Obr. 43: Rozložení sil v pásnicích a ve stojně [15]	50
Obr. 44: Poloha neutrální osy	51
Obr. 45: Směr působení záporného klopivého momentu – XFLR5	53
Obr. 46: Rozměry rozloženého křídla	55
Obr. 47: Centroplánu – fáze výroby 1	56
Obr. 48: Centroplán – fáze výroby 2	57
Obr. 49: Centroplán- fáze výroby 3	58
Obr. 50: Finální podoba centroplánu	58
Obr. 51: Přední, horní a zadní aerodynamický kryt	59
Obr. 52: Umístění nosiče el. součástek	60
Obr. 53: Návrh vložky	60

Seznam grafů:

Graf 1: Umístění v soutěži ACC vzhledem k uspořádání křídla a VOP	24
Graf 2: Tahová křivka vrtule APC-E 10x6E	27
Graf 3: Vztlková čára křídla	38
Graf 4: Odporová čára křídla	39
Graf 5: Porovnání potřebného tahu	39
Graf 6: Fáze 2 – Vliv rychlosti letu na stoupací rychlost	44
Graf 7: Tahový diagram	45
Graf 8: Fáze 1 – Vzlet	46
Graf 9: Fáze 2 – Stoupání	46
Graf 10: Fáze 3 – Dolet letadla v závislosti na hmotnosti	47
Graf 11: Průběh ohybového momentu	49
Graf 12: Průběh maximálního ohybového momentu	51
Graf 13: Momentová křivka letounu	53

Seznam tabulek:

Tabulka 1: Parametry zvoleného křídla	25
Tabulka 2: Struktura použitého kompozitu na křídlo	28
Tabulka 3: Fyzikální vlastnosti materiálů použitých na výrobu kompozitu	28
Tabulka 4: Měrné hmotnosti tkaniny z uhlíkových vláken	29
Tabulka 5: Hmotový rozbor letadla	30
Tabulka 6: Parametry zvolené profiláže	33
Tabulka 7: Shrnutí letových výkonů	47
Tabulka 8: Bodové hodnocení	48

Seznam příloh:

Příloha 1: Vliv trupu na součinitel vzlaku podél křídla	I
Příloha 2: Hodnoty součinitele vzlaku a odporu pro křídlo bez centroplánu a s centroplánem.	II
Příloha 3: Hodnoty součinitele vzlaku a odporu pro křídlo s centroplánem a klapky 10°	III
Příloha 4 Průběh vzletu pro jednotlivé váhové modifikace	IV
Příloha 5 Průběh stoupání pro jednotlivé váhové modifikace	V

Seznam použitých zkratek a symbolů:

Zkratka	Popis	
ACC	Air Cargo Challenge	
VOP	Vodorovná ocasní plocha	
VP	Vodorovná plocha	
SOP	Svislá ocasní plocha	

Symbol	Popis	Jednotka
b	Rozpětí	[m]
S	Plocha křídla	[m ²]
MAC	Střední aerodynamická těživa	[m]
γ	Vzepětí	[°]
λ	Štíhlost křídla	[-]
η	Zúžení křídla	[-]
n_{max}	Maximální otáčky	$\left[\frac{ot}{min}\right]$
J	Rychlostní poměr vrtule	[-]
F_{TV}	Tahová síla	[N]
C_T	Součinitel tahu	[kg]
ρ	Hustota suchého vzduchu pro teplotu 15°C	[kg/m ³]
D_p	Průměr vrtule	[m]
m	Hmotnost	[kg]
$m_{Gelcoat}$	Hmotnost gelcoatu	[kg]
m_{Airex}	Hmotnost Airexu	[kg]
$m_{Tkaniny\ 1}$	Hmotnost tkaniny 1	[kg]
$m_{Tkaniny\ 2}$	Hmotnost tkaniny 2	[kg]
$V_{křídla}$	Objem křídla	[m ³]
$m_{Airex-Epoxy}$	Hmotnost použitého epoxidu na Airex	[kg]
$m_{Tkaniny\ 1-Epoxy}$	Hmotnost použitého epoxidu na tkaninu 1	[kg]
$m_{Tkaniny\ 2-Epoxy}$	Hmotnost použitého epoxidu na tkaninu 2	[kg]
$m_{křídla}$	Hmotnost křídla	[kg]
C_l	Součinitel vztlaku	[-]
C_{lmax}	Maximální součinitel vztlaku	[-]
C_d	Součinitel odporu	[-]
C_{dmin}	Maximální součinitel odporu	[-]
α	Úhel náběhu	[°]
d	Šířka	[m]
l	Délka	[m]
h	Výška	[m]
$S_{centroplánu}$	Obtékaná plocha centroplánu	[m ²]
FF	Tvarový faktor	[-]
Re	Reynoldsovo křídlo	[-]
v	Rychlost	[m/s]
C_f	Třecí koeficient	[-]

$C_{d_{centroplánu}}$	Součinitel odporu centroplánu	[-]
T	Tah	[N]
S_A	Plocha křidélek	[m ²]
b_A	Délka křídélka	[m]
C_A	Tětiva křídélka	[m]
b_{Ai}	Vzdálenost křídélka od kořena křídla	[m]
D	Odporová síla	[N]
R_R	Síla tvořená valivým odporem	[N]
FC	Celková síla	[N]
$v_{odpoutání}$	Rychlost odpoutání	[m/s]
v_y	Stoupací rychlost	[m/s]
$v_{y_{max}}$	Maximální stoupací výška	[m/s]
h_{max}	Maximální výška	[m]
d_{max}	Maximální dolet	[m]
e_H	Vzdálenost N.O. od osy horní pásnice	[m]
b_H	Šířka horní pásnice	[m]
h_H	Výška horní pásnice	[m]
σ_{Omax}	Maximální ohybové napětí	[MPa]
M_z	Klopivý moment	[Nm]
x_G	Poloha těžiště v ose x	[m]
x_{NB}	Poloha neutrálního bodu v ose x	[m]
a	zrychlení	[m/s ²]

Příloha 1

Vliv trupu na součinitel vztlaku podél křídla

y	VLM1 - 15,0°	VLM1 - 12,0°	VLM1 - 10,0°	VLM1 - 7,0°	VLM1 - 3,0°	VLM1 - -2,0°	
-1,0752	0,480281	0,024217	0,411055	0,020703	0,362416	0,018234	
-1,0336	0,683976	0,031241	0,584258	0,026667	0,514197	0,023455	
-0,992	0,817995	0,036091	0,697819	0,030775	0,613431	0,027043	
-0,9504	0,917157	0,039781	0,781755	0,033898	0,686712	0,029777	
-0,9088	0,9954	0,04275	0,847981	0,036411	0,744531	0,031964	
-0,8672	1,059865	0,045229	0,902566	0,038512	0,792203	0,033799	
-0,8256	1,11462	0,047356	0,948952	0,040314	0,83273	0,035373	
-0,784	1,162112	0,049212	0,989203	0,041887	0,867909	0,036749	
-0,7424	1,203857	0,050849	1,024596	0,043275	0,898851	0,037962	
-0,7008	1,240807	0,052299	1,055933	0,044505	0,926252	0,039037	
-0,6592	1,273558	0,053582	1,08372	0,045593	0,950551	0,039999	
-0,6176	1,302476	0,054709	1,10827	0,046552	0,972023	0,040828	
-0,576	1,327788	0,055695	1,129788	0,04739	0,990852	0,041562	
-0,5344	1,349857	0,056642	1,148584	0,048184	1,007307	0,04225	
-0,4928	1,373309	0,050892	1,167971	0,043227	1,023928	0,037864	
-0,45627	1,412766	0,044757	1,198481	0,037971	1,048937	0,033235	
-0,4248	1,431948	0,045355	1,214917	0,038482	1,063452	0,033685	
-0,39333	1,450807	0,045923	1,230978	0,038965	1,07756	0,034109	
-0,36187	1,468025	0,046437	1,245609	0,039401	1,090385	0,034491	
-0,3304	1,483461	0,046895	1,258707	0,03979	1,101851	0,034831	
-0,29893	1,49715	0,047299	1,270311	0,040133	1,112	0,035131	
-0,26747	1,509172	0,047653	1,280494	0,040432	1,1209	0,035392	
-0,236	1,519613	0,047958	1,289332	0,04069	1,12862	0,035618	
-0,20453	1,528556	0,024049	1,296899	0,020405	1,135227	0,017861	
-0,17307	0	0	0	0	0	0	
-0,1416	0	0	0	0	0	0	
-0,11013	0	0	0	0	0	0	
-0,07867	0	0	0	0	0	0	
-0,0472	0	0	0	0	0	0	
-0,01573	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	
0,015733	0	0	0	0	0	0	
0,0472	0	0	0	0	0	0	
0,078667	0	0	0	0	0	0	
0,110133	0	0	0	0	0	0	
0,1416	0	0	0	0	0	0	
0,173067	0	0	0	0	0	0	
0,204533	1,528556	0,024049	1,296899	0,020405	1,135227	0,017861	
0,236	1,519613	0,047958	1,289332	0,04069	1,12862	0,035618	
0,267467	1,509172	0,047653	1,280494	0,040432	1,1209	0,035392	
0,298933	1,49715	0,047299	1,270311	0,040133	1,112	0,035131	
0,3304	1,483461	0,046895	1,258707	0,03979	1,101851	0,034831	
0,361867	1,468025	0,046437	1,245609	0,039401	1,090385	0,034491	
0,393333	1,450807	0,045923	1,230978	0,038965	1,07756	0,034109	
0,4248	1,431948	0,045355	1,214917	0,038482	1,063452	0,033685	
0,456267	1,412766	0,044757	1,198481	0,037971	1,048937	0,033235	
0,4928	1,373309	0,050892	1,167971	0,043227	1,023928	0,037864	
0,5344	1,349857	0,056642	1,148584	0,048184	1,007307	0,04225	
0,576	1,327788	0,055695	1,129788	0,04739	0,990852	0,041562	
0,6176	1,302476	0,054709	1,10827	0,046552	0,972023	0,040828	
0,6592	1,273558	0,053582	1,08372	0,045593	0,950551	0,039999	
0,7008	1,240807	0,052299	1,055933	0,044505	0,926252	0,039037	
0,7424	1,203857	0,050849	1,024596	0,043275	0,898851	0,037962	
0,784	1,162112	0,049212	0,989203	0,041887	0,867909	0,036749	
0,8256	1,11462	0,047356	0,948952	0,040314	0,83273	0,035373	
0,8672	1,059865	0,045229	0,902566	0,038512	0,792203	0,033799	
0,9088	0,9954	0,04275	0,847981	0,036411	0,744531	0,031964	
0,9504	0,917157	0,039781	0,781755	0,033898	0,686712	0,029777	
0,992	0,817995	0,036091	0,697819	0,030775	0,613431	0,027043	
1,0336	0,683976	0,031241	0,584258	0,026667	0,514197	0,023455	
1,0752	0,480281	0,024217	0,411055	0,020703	0,362416	0,018234	
	suma	2,173742	suma	1,848323	suma	1,620464	
	cl	0,993938	cl	0,845141	cl	0,740953	
						suma	1,26508
						cl	0,578455
						suma	0,771954
						cl	0,352974
						suma	0,138118
						cl	0,063154

Příloha 2

Hodnoty součinitele vztlaku a odporu pro křídlo bez centrolánu a s centrolánem.

alpha	CL	CD
-5	-0,1469	0,012094
-4,5	-0,10876	0,010814
-4	-0,07061	0,009843
-3,5	-0,03244	0,008956
-3	0,005744	0,008186
-2,5	0,043928	0,007685
-2	0,082107	0,007148
-1,5	0,120276	0,006953
-1	0,158428	0,007076
-0,5	0,196556	0,007577
0	0,234653	0,00835
0,5	0,272713	0,009315
1	0,310729	0,010458
1,5	0,348694	0,011748
2	0,386603	0,013188
2,5	0,424447	0,014773
3	0,462222	0,016518
3,5	0,499921	0,018452
4	0,537536	0,020578
4,5	0,575062	0,022873
5	0,612491	0,025322
5,5	0,649819	0,027941
6	0,687038	0,030715
6,5	0,724143	0,033637
7	0,761127	0,036702
7,5	0,797983	0,039928
8	0,834707	0,043319
8,5	0,871291	0,046867
9	0,907731	0,05054
9,5	0,944019	0,054349
10	0,980151	0,058291
10,5	1,01612	0,062402
11	1,051921	0,0667
11,5	1,087548	0,07117
12	1,122995	0,075771
12,5	1,158258	0,080487
13	1,193331	0,085287
13,5	1,228208	0,090202
14	1,262884	0,095273
14,5	1,297355	0,100537
15	1,331615	0,106128

alpha	CL	%	CD	Cl/Cd
-5	-0,11017	75	0,026394	-4,17416
-4,5	-0,08157	75	0,025114	-3,24811
-4	-0,05296	75	0,024143	-2,19343
-3,5	-0,02433	75	0,023256	-1,04608
-3	0,004308	75	0,022486	0,191586
-2,5	0,032946	75	0,021985	1,498567
-2	0,063154	76,91656	0,021448	2,944511
-1,5	0,090207	75	0,021253	4,244436
-1	0,118821	75	0,021376	5,558617
-0,5	0,147417	75	0,021877	6,738447
0	0,17599	75	0,02265	7,769967
0,5	0,204535	75	0,023615	8,661222
1	0,233047	75	0,024758	9,412988
1,5	0,261521	75	0,026048	10,03995
2	0,289952	75	0,027488	10,54832
2,5	0,318335	75	0,029073	10,94952
3	0,352974	76,36462	0,030818	11,4535
3,5	0,374941	75	0,032752	11,44787
4	0,403152	75	0,034878	11,55892
4,5	0,431297	75	0,037173	11,60241
5	0,459368	75	0,039622	11,59377
5,5	0,487364	75	0,042241	11,53771
6	0,515279	75	0,045015	11,44682
6,5	0,543107	75	0,047937	11,3296
7	0,578455	75,99974	0,051002	11,3418
7,5	0,598487	75	0,054228	11,0365
8	0,62603	75	0,057619	10,865
8,5	0,653468	75	0,061167	10,68335
9	0,680798	75	0,06484	10,49966
9,5	0,708014	75	0,068649	10,31354
10	0,740953	75,59579	0,072591	10,20723
10,5	0,76209	75	0,076702	9,935725
11	0,788941	75	0,081	9,740009
11,5	0,815661	75	0,08547	9,543243
12	0,845141	75,25776	0,090071	9,383052
12,5	0,868694	75	0,094787	9,16469
13	0,894998	75	0,099587	8,987099
13,5	0,921156	75	0,104502	8,814721
14	0,947163	75	0,109573	8,644128
14,5	0,973016	75	0,114837	8,47302
15	0,993938	74,64154	0,120428	8,253379

Příloha 3

Hodnoty součinitele vztlaku a odporu pro křídlo s centrolánem a klapky 10°

alpha	CL	procenta	CD	Cl/Cd
-1,5	0,219263	182,2999	0,026619	17,79877
-1	0,269328	170	0,027487	20,42372
-0,5	0,294834	150	0,028508	20,75127
0	0,309573	131,928	0,029722	20,07347
0,5	0,340891	125	0,031173	20,20336
1	0,357338	115	0,032753	19,36478
1,5	0,383563	110	0,034434	19,05053
2	0,405933	105	0,036285	18,4641
2,5	0,429088	101,0935	0,038351	17,84077
3	0,466844	101	0,040589	17,75816
3,5	0,50492	101	0,042958	17,61882
4	0,547044	101,7687	0,045488	17,54019
4,5	0,569311	99	0,048182	16,80277
5	0,600241	98	0,051065	16,32643
5,5	0,630324	97	0,054399	15,71921
6	0,662864	96,48146	0,057864	15,21587
6,5	0,687936	95	0,061452	14,58975
7	0,715459	94	0,065119	14,07858
7,5	0,742124	93	0,068923	13,58629
8	0,775986	92,96512	0,072858	13,25159
8,5	0,797231	91,5	0,07694	12,72719
9	0,826035	91	0,081152	12,35618
9,5	0,854337	90,5	0,08549	12,0008
10	0,885858	90,37977	0,089976	11,70593
10,5	0,909427	89,5	0,094665	11,31621
11	0,93621	89	0,099479	10,99109
11,5	0,957042	88	0,104382	10,62412
12	0,982621	87,5	0,109389	10,33369
12,5	1,007684	87	0,114523	10,05442
13	1,043407	87,43649	0,119881	9,882524
13,5	1,068541	87	0,1256	9,600548

Příloha 4

Průběh vzletu pro jednotlivé váhové modifikace

7,5 kg						7 kg						6,5 kg						6 kg						5,5 kg						6,9 kg					
x	t	v	a	x	t	x	t	v	a	x	t	x	t	v	a	x	t	x	t	v	a	x	t	x	t	v	a	x	t						
[m]	(s)	(m/s)	(m/s ²)	[m]	(s)	[m]	(s)	(m/s)	(m/s ²)	[m]	(s)	[m]	(s)	(m/s)	(m/s ²)	[m]	(s)	[m]	(s)	(m/s)	(m/s ²)	[m]	(s)	[m]	(s)	(m/s)	(m/s ²)	[m]	(s)						
0	0,00	0,00	1,52	0	0,00	0,00	0,00	1,73	1,73	0	0,00	0,00	0,00	1,94	1,94	0	0,00	0,00	2,18	2,18	0	0,00	0,00	2,47	2,47	0	0,00	0,00	2,04						
2	1,62	2,47	1,51	2	1,52	2,63	1,71	1,71	1,71	2	1,44	2,78	1,92	1,92	2	1,35	2,95	2,16	2,16	2,16	2	1,27	3,14	2,44	2,44	2	1,40	2,86	2,02						
4	2,29	3,48	1,49	4	2,15	3,71	1,70	1,70	1,70	4	2,03	3,93	1,90	1,90	4	1,92	4,17	2,13	2,13	2,13	4	1,80	4,43	2,41	2,41	4	1,98	4,03	2,00						
6	2,81	4,25	1,48	6	2,64	4,53	1,68	1,68	1,68	6	2,49	4,80	1,88	1,88	6	2,35	5,09	2,11	2,11	2,11	6	2,21	5,41	2,38	2,38	6	2,43	4,92	1,98						
8	3,25	4,90	1,47	8	3,05	5,22	1,66	1,66	1,66	8	2,88	5,52	1,86	1,86	8	2,71	5,86	2,08	2,08	2,08	8	2,55	6,23	2,35	2,35	8	2,81	5,67	1,96						
10	3,63	5,47	1,45	10	3,41	5,82	1,65	1,65	1,65	10	3,22	6,16	1,84	1,84	10	3,04	6,53	2,06	2,06	2,06	10	2,86	6,94	2,32	2,32	10	3,14	6,32	1,94						
12	3,98	5,98	1,44	12	3,74	6,36	1,63	1,63	1,63	12	3,53	6,73	1,82	1,82	12	3,33	7,13	2,04	2,04	2,04	12	3,13	7,58	2,30	2,30	12	3,44	6,91	1,92						
14	4,30	6,44	1,43	14	4,04	6,86	1,62	1,62	1,62	14	3,82	7,25	1,80	1,80	14	3,60	7,68	2,02	2,02	2,02	14	3,38	8,16	2,27	2,27	14	3,72	7,45	1,91						
16	4,60	6,87	1,42	16	4,32	7,31	1,60	1,60	1,60	16	4,08	7,73	1,79	1,79	16	3,85	8,19	2,00	2,00	2,00	16	3,62	8,70	2,24	2,24	16	3,98	7,94	1,89						
18	4,89	7,27	1,41	18	4,59	7,74	1,59	1,59	1,59	18	4,34	8,18	1,77	1,77	18	4,09	8,67	1,98	1,98	1,98	18	3,85	9,20	2,22	2,22	18	4,23	8,40	1,87						
20	5,16	7,65	1,39	20	4,84	8,14	1,57	1,57	1,57	20	4,57	8,60	1,75	1,75	20	4,31	9,11	1,96	1,96	1,96	20	4,06	9,67	2,19	2,19	20	4,46	8,84	1,85						
22	5,41	8,00	1,38	22	5,08	8,52	1,56	1,56	1,56	22	4,80	9,00	1,73	1,73	22	4,53	9,53	1,94	1,94	1,94	22	4,26	10,12	2,17	2,17	22	4,68	9,25	1,84						
24	5,66	8,34	1,37	24	5,31	8,88	1,55	1,55	1,55	24	5,02	9,38	1,72	1,72	24	4,73	9,93	1,92	1,92	1,92	24	4,45	10,54	2,14	2,14	24	4,89	9,64	1,82						
26	5,89	8,66	1,36	26	5,53	9,22	1,53	1,53	1,53	26	5,23	9,74	1,70	1,70	26	4,93	10,31	1,90	1,90	1,90	26	4,64	10,94	2,12	2,12	26	5,09	10,01	1,80						
28	6,12	8,97	1,35	28	5,74	9,55	1,52	1,52	1,52	28	5,43	10,08	1,69	1,69	28	5,12	10,67	1,88	1,88	1,88	28	4,82	11,32	2,10	2,10	28	5,29	10,36	1,79						
30	6,34	9,27	1,34	30	5,95	9,86	1,50	1,50	1,50	30	5,62	10,41	1,67	1,67	30	5,31	11,02	1,86	1,86	1,86	30	4,99	11,68	2,08	2,08	30	5,48	10,70	1,77						
32	6,55	9,55	1,33	32	6,15	10,16	1,49	1,49	1,49	32	5,81	10,73	1,65	1,65	32	5,49	11,35	1,84	1,84	1,84	32	5,16	12,03	2,05	2,05	32	5,66	11,03	1,76						
34	6,76	9,83	1,31	34	6,34	10,45	1,48	1,48	1,48	34	6,00	11,03	1,64	1,64	34	5,66	11,67	1,82	1,82	1,82	34	5,33	12,37	2,03	2,03	34	5,84	11,34	1,74						
36	6,96	10,09	1,30	36	6,53	10,73	1,47	1,47	1,47	36	6,18	11,32	1,62	1,62	36	5,83	11,98	1,80	1,80	1,80	36	5,49	12,69	2,01	2,01	36	6,02	11,64	1,73						
38	7,15	10,35	1,29	38	6,72	11,00	1,45	1,45	1,45	38	6,35	11,61	1,61	1,61	38	5,99	12,27	1,79	1,79	1,79	38	5,64	13,01	1,99	1,99	38	6,19	11,94	1,71						
40	7,34	10,59	1,28	40	6,90	11,26	1,44	1,44	1,44	40	6,52	11,88	1,59	1,59	40	6,15	12,56	1,77	1,77	1,77	40	5,79	13,31	1,97	1,97	40	6,35	12,22	1,70						
42	7,53	10,83	1,27	42	7,07	11,51	1,43	1,43	1,43	42	6,69	12,15	1,58	1,58	42	6,31	12,84	1,75	1,75	1,75	42	5,94	13,60	1,95	1,95	42	6,51	12,50	1,68						
44	7,71	11,06	1,26	44	7,24	11,76	1,42	1,42	1,42	44	6,85	12,40	1,57	1,57	44	6,47	13,11	1,73	1,73	1,73	44	6,09	13,88	1,93	1,93	44	6,67	12,76	1,67						
46	7,89	11,29	1,25	46	7,41	12,00	1,40	1,40	1,40	46	7,01	12,65	1,55	1,55	46	6,62	13,37	1,72	1,72	1,72	46	6,23	14,16	1,91	1,91	46	6,83	13,02	1,66						
48	8,07	11,51	1,24	48	7,58	12,23	1,39	1,39	1,39	48	7,17	12,90	1,54	1,54	48	6,77	13,63	1,70	1,70	1,70	48	6,37	14,43	1,89	1,89	48	6,98	13,27	1,64						
50	8,24	11,72	1,23	50	7,74	12,45	1,38	1,38	1,38	50	7,32	13,13	1,52	1,52	50	6,91	13,87	1,69	1,69	1,69	50	6,51	14,69	1,87	1,87	50	7,13	13,52	1,63						
52	8,41	11,93	1,22	52	7,90	12,67	1,37	1,37	1,37	52	7,47	13,36	1,51	1,51	52	7,05	14,11	1,67	1,67	1,67	52	6,64	14,94	1,85	1,85	52	7,28	13,76	1,61						
54	8,57	12,14	1,21	54	8,06	12,89	1,36	1,36	1,36	54	7,62	13,59	1,50	1,50	54	7,19	14,35	1,65	1,65	1,65	54	6,77	15,18	1,83	1,83	54	7,42	13,99	1,60						
56	8,74	12,33	1,20	56	8,21	13,10	1,35	1,35	1,35	56	7,77	13,81	1,48	1,48	56	7,33	14,58	1,64	1,64	1,64	56	6,91	15,42	1,81	1,81	56	7,56	14,22	1,59						
58	8,90	12,53	1,19	58	8,36	13,30	1,34	1,34	1,34	58	7,91	14,02	1,47	1,47	58	7,47	14,80	1,62	1,62	1,62	58	7,03	15,66	1,79	1,79	58	7,70	14,44	1,58						
60	9,06	12,72	1,19	60	8,51	13,50	1,33	1,33	1,33	60	8,05	14,23	1,46	1,46	60	7,60	15,02	1,61	1,61	1,61	60	7,16	15,88	1,78	1,78	60	7,84	14,66	1,56						

Příloha 5

Průběh stoupání pro jednotlivé váhové modifikace

7,5 kg							7 kg							6,5 kg						
CL	CD L	v	Ftp	Ftv	Rozdíl	w	CL	CD L	v	Ftp	Ftv	Rozdíl	w	CL	CD L	v	Ftp	Ftv	Rozdíl	w
[-]	[-]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/s]	[-]	[-]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/s]	[-]	[-]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/s]
0,04	0,03	65,75	50,52	-19,68	-70,20	-62,74	0,04	0,03	63,53	47,15	-18,66	-65,81	-60,88	0,04	0,03	61,21	43,78	-17,46	-61,25	-58,80
0,08	0,03	46,56	26,79	-7,41	-34,20	-21,64	0,08	0,03	44,98	25,00	-6,16	-31,16	-19,05	0,08	0,03	43,34	23,22	-4,85	-28,06	-19,08
0,12	0,03	38,03	18,95	-0,53	-19,47	-10,07	0,12	0,03	36,74	17,68	0,53	-17,16	-8,57	0,12	0,03	35,40	16,42	1,61	-14,81	-8,22
0,16	0,03	32,94	15,11	3,59	-11,52	-5,16	0,16	0,03	31,83	14,10	4,48	-9,62	-4,16	0,16	0,03	30,67	13,09	5,39	-7,71	-3,71
0,20	0,03	29,47	12,87	6,32	-6,56	-2,63	0,20	0,03	28,47	12,02	7,08	-4,94	-1,91	0,20	0,03	27,43	11,16	7,86	-3,30	-1,42
0,24	0,04	26,90	11,44	8,25	-3,18	-1,16	0,24	0,04	25,99	10,67	8,92	-1,75	-0,62	0,24	0,04	25,05	9,91	9,60	-0,31	-0,12
0,28	0,04	24,91	10,45	9,70	-0,75	-0,25	0,28	0,04	24,06	9,75	10,30	0,54	0,18	0,28	0,04	23,19	9,06	10,90	1,84	0,67
0,32	0,04	23,30	9,75	10,82	1,08	0,34	0,32	0,04	22,51	9,10	11,36	2,26	0,69	0,32	0,04	21,69	8,45	11,91	3,46	1,18
0,36	0,05	21,97	9,24	11,72	2,49	0,74	0,36	0,05	21,22	8,62	12,21	3,59	1,04	0,36	0,05	20,45	8,00	12,71	4,70	1,51
0,40	0,05	20,84	8,85	12,46	3,60	1,02	0,40	0,05	20,14	8,26	12,91	4,64	1,27	0,40	0,05	19,40	7,67	13,36	5,69	1,73
0,44	0,05	19,87	8,56	13,07	4,51	1,22	0,44	0,05	19,20	7,99	13,48	5,49	1,43	0,44	0,05	18,50	7,42	13,90	6,48	1,88
0,48	0,05	19,03	8,35	13,59	5,24	1,36	0,48	0,05	18,38	7,79	13,97	6,18	1,54	0,48	0,05	17,71	7,23	14,36	7,13	1,98
0,52	0,06	18,28	8,19	14,03	5,85	1,45	0,52	0,06	17,66	7,64	14,39	6,75	1,62	0,52	0,06	17,02	7,09	14,76	7,66	2,04
0,56	0,06	17,62	8,07	14,42	6,35	1,52	0,56	0,06	17,02	7,53	14,76	7,22	1,67	0,56	0,06	16,40	6,99	15,10	8,10	2,08
0,60	0,06	17,02	7,98	14,76	6,77	1,57	0,60	0,06	16,44	7,45	15,07	7,62	1,70	0,60	0,06	15,84	6,92	15,40	8,48	2,11
0,64	0,07	16,48	7,92	15,05	7,13	1,60	0,64	0,07	15,92	7,40	15,35	7,96	1,72	0,64	0,07	15,34	6,87	15,66	8,79	2,12
0,68	0,07	15,99	7,89	15,32	7,43	1,61	0,68	0,07	15,45	7,36	15,60	8,24	1,73	0,68	0,07	14,88	6,84	15,89	9,06	2,11
0,72	0,08	15,54	7,87	15,56	7,69	1,62	0,72	0,08	15,01	7,35	15,83	8,48	1,73	0,72	0,08	14,46	6,82	16,10	9,28	2,11
0,76	0,08	15,12	7,87	15,77	7,90	1,62	0,76	0,08	14,61	7,35	16,03	8,68	1,72	0,76	0,08	14,08	6,82	16,29	9,47	2,09
0,80	0,09	14,74	7,89	15,97	8,07	1,62	0,80	0,09	14,24	7,37	16,21	8,85	1,71	0,80	0,09	13,72	6,84	16,46	9,62	2,07
0,84	0,09	14,38	7,92	16,14	8,22	1,61	0,84	0,09	13,90	7,39	16,38	8,98	1,70	0,84	0,09	13,39	6,87	16,62	9,75	2,05
0,88	0,09	14,05	7,96	16,30	8,34	1,59	0,88	0,09	13,58	7,43	16,53	9,10	1,68	0,88	0,09	13,08	6,90	16,76	9,86	2,02
0,92	0,10	13,75	8,00	16,45	8,45	1,58	0,92	0,10	13,28	7,46	16,67	9,21	1,66	0,92	0,10	12,80	6,93	16,89	9,96	2,00
0,96	0,10	13,46	8,04	16,59	8,54	1,56	0,96	0,10	13,00	7,51	16,80	9,29	1,64	0,96	0,10	12,53	6,97	17,01	10,04	1,97
1,00	0,11	13,18	8,10	16,71	8,62	1,54	1,00	0,11	12,74	7,56	16,92	9,36	1,62	1,00	0,11	12,27	7,02	17,12	10,10	1,95
1,04	0,11	12,93	8,16	16,83	8,67	1,52	1,04	0,11	12,49	7,61	17,03	9,41	1,60	1,04	0,11	12,04	7,07	17,22	10,15	1,92
1,08	0,12	12,69	8,24	16,94	8,70	1,50	1,08	0,12	12,26	7,69	17,13	9,44	1,57	1,08	0,12	11,81	7,14	17,32	10,18	1,89

6 kg							5,5 kg							6,9 kg						
CL	CD L	v	Ftp	Ftv	Rozdíl	w	CL	CD L	v	Ftp	Ftv	Rozdíl	w	CL	CD L	v	Ftp	Ftv	Rozdíl	w
[-]	[-]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/s]	[-]	[-]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/s]	[-]	[-]	[m/s]	[N]	[N]	[N]	[m/s]
0,04	0,03	58,81	40,42	-16,08	-56,50	-56,45	0,04	0,03	56,31	37,05	-14,51	-51,55	-53,80	0,04	0,03	63,07	46,48	-18,44	-64,91	-60,48
0,08	0,03	41,64	21,43	-3,47	-24,90	-17,62	0,08	0,03	39,87	19,64	-2,03	-21,67	-16,01	0,08	0,03	44,66	24,64	-5,90	-30,55	-20,15
0,12	0,03	34,02	15,16	2,73	-12,42	-7,18	0,12	0,03	32,57	13,89	3,89	-10,00	-6,04	0,12	0,03	36,48	17,43	0,74	-16,69	-8,99
0,16	0,03	29,46	12,09	6,32	-5,77	-2,89	0,16	0,03	28,21	11,08	7,28	-3,80	-1,99	0,16	0,03	31,60	13,90	4,66	-9,24	-4,31
0,20	0,03	26,36	10,30	8,66	-1,64	-0,74	0,20	0,03	25,24	9,44	9,47	0,03	0,01	0,20	0,03	28,27	11,84	7,24	-4,61	-1,92
0,24	0,04	24,06	9,15	10,30	1,15	0,47	0,24	0,04	23,04	8,39	11,00	2,62	1,12	0,24	0,04	25,80	10,52	9,06	-1,46	-0,56
0,28	0,04	22,28	8,36	11,52	3,16	1,19	0,28	0,04	21,33	7,66	12,14	4,48	1,77	0,28	0,04	23,89	9,61	10,42	0,48	0,28
0,32	0,04	20,84	7,80	12,46	4,66	1,65	0,32	0,04	19,95	7,15	13,02	5,87	2,17	0,32	0,04	22,35	8,97	11,47	2,50	0,83
0,36	0,05	19,65	7,39	13,21	5,82	1,94	0,36	0,05	18,81	6,77	13,72	6,94	2,42	0,36	0,05	21,07	8,50	12,31	3,81	1,19
0,40	0,05	18,64	7,08	13,82	6,74	2,13	0,40	0,05	17,85	6,49	14,28	7,79	2,58	0,40	0,05	19,99	8,14	13,00	4,85	1,43
0,44	0,05	17,78	6,85	14,33	7,48	2,26	0,44	0,05	17,02	6,28	14,76	8,48	2,67	0,44	0,05	19,06	7,88	13,57	5,69	1,60
0,48	0,05	17,02	6,68	14,76	8,08	2,34	0,48	0,05	16,29	6,12	15,15	9,03	2,73	0,48	0,05	18,25	7,68	14,05	6,37	1,72
0,52	0,06	16,35	6,55	15,12	8,57	2,38	0,52	0,06	15,66	6,00	15,50	9,49	2,75	0,52	0,06	17,53	7,53	14,46	6,93	1,80
0,56	0,06	15,76	6,46	15,44	8,99	2,41	0,56	0,06	15,09	5,92	15,79	9,87	2,76	0,56	0,06	16,90	7,42	14,82	7,40	1,85
0,60	0,06	15,22	6,39	15,72	9,33	2,41	0,60	0,06	14,57	5,85	16,05	10,19	2,75	0,60	0,06	16,32	7,35	15,14	7,79	1,88
0,64	0,07	14,74	6,34	15,97	9,63	2,41	0,64	0,07	14,11	5,81	16,28	10,46	2,74	0,64	0,07	15,81	7,29	15,42	8,12	1,90
0,68	0,07	14,30	6,31	16,18	9,87	2,40	0,68	0,07	13,69	5,78	16,48	10,69	2,71	0,68	0,07	15,33	7,26	15,66	8,41	1,90
0,72	0,08	13,90	6,30	16,38	10,08	2,38	0,72	0,08	13,31	5,77	16,66	10,89	2,68	0,72	0,08	14,90	7,24	15,88	8,64	1,90
0,76	0,08	13,53	6,30	16,56	10,26	2,36	0,76	0,08	12,95	5,77	16,82	11,05	2,65	0,76	0,08	14,51	7,24	16,08	8,84	1,89
0,80	0,09	13,18	6,31	16,71	10,40	2,33	0,80	0,09	12,62	5,79	16,97	11,18	2,62	0,80	0,09	14,14	7,26	16,26	9,00	1,88
0,84	0,09	12,87	6,34	16,86	10,52	2,30	0,84	0,09	12,32	5,81	17,10	11,29	2,58	0,84	0,09	13,80	7,29	16,43	9,14	1,86
0,88	0,09	12,57	6,37	16,99	10,62	2,27	0,88	0,09	12,04	5,84	17,22	11,39	2,54	0,88	0,09	13,48	7,32	16,58	9,25	1,84
0,92	0,10	12,29	6,40	17,11	10,71	2,24	0,92	0,10	11,77	5,87	17,34	11,47	2,50	0,92	0,10	13,18	7,36	16,71	9,36	1,82
0,96	0,10	12,04	6,43	17,22	10,79	2,21	0,96	0,10	11,52	5,90	17,44	11,54	2,46	0,96	0,10	12,91	7,40	16,84	9,44	1,80
1,00	0,11	11,79	6,48	17,33	10,85	2,17	1,00	0,11	11,29	5,94	17,53	11,60	2,43	1,00	0,11	12,65	7,45	16,96	9,51	1,78
1,04	0,11	11,56	6,53	17,42	10,90	2,14	1,04	0,11	11,07	5,98	17,62	11,64	2,39	1,04	0,11	12,40	7,51	17,07	9,56	1,75
1,08	0,12	11,35	6,59	17,51	10,92	2,11	1,08	0,12	10,86	6,04	17,70	11,66	2,35	1,08	0,12	12,17	7,58	17,17	9,59	1,72