



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Výběr optimální konfigurace ocasních ploch soutěžního RC modelu**

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

**Bakalářská práce**

Bachelor's thesis

**Autor**

Author

**Daniel Hořejší**

**Vedoucí práce**

Supervisor

**Ing. Petr Prokop, MBA**

**2021**



## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hořejší** Jméno: **Daniel** Osobní číslo: **482392**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Výběr optimální konfigurace ocasních ploch soutěžního RC modelu**

Název bakalářské práce anglicky:

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

Pokyny pro vypracování:

1. Rešerše konceptů ocasních ploch. Rešerše soutěžních modelů minulých ročníků studentských soutěží s ohledem na výběr ocasních ploch a umístění v soutěži.
2. Strategie výběru letové trasy s ohledem na pravidla soutěže a očekávaný bodový zisk
3. Stanovení základních technických parametrů soutěžního modelu
  - 3.1. Volba konceptu ocasních ploch v souladu s pravidly soutěže
  - 3.2. Aerodynamické parametry ocasních ploch
  - 3.3. Kontrola namáhání hlavního nosníku ocasní plochy
  - 3.4. Provozní parametry letounu v jednotlivých fázích soutěžního letu
  - 3.5. Energetická bilance zvoleného zdroje propulzní energie
  - 3.6. Přehled řídicích ploch, přehled řídicí a ovládací palubní technologie
4. Studie ocasních ploch – 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.

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta



# ANOTAČNÍ LIST

Název práce:	Výběr optimální konfigurace ocasních ploch soutěžního RC modelu
Title of thesis:	The Optimal Configuration Identification of the Tail Assembly of a Competitive RC Aircraft Model
Jméno autora:	Daniel Hořejší
Rok:	2021
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství
Druh práce:	Bakalářská
Vedoucí práce:	Ing. Petr Prokop, MBA
Abstrakt:	<p>Tato bakalářská práce se zabývá koncepčním návrhem ocasních ploch soutěžního RC modelu podle pravidel ACC 2021. Nejprve je provedeno seznámení s funkcí a různými koncepty ocasních ploch společně s rešerší volby konceptů ocasních ploch v minulých ročnících soutěže. V praktické části jsou provedeny výpočty a volba letové trasy navrženého letounu. Dále je stanovena obecná podoba letounu a proveden aerodynamický a konstrukční návrh ocasních ploch, stejně jako volba konkrétních komponentů pro zajištění ovládání a pohonu letounu.</p>
Klíčová slova:	ACC 2021, ocasní plochy, XFLR5, aerodynamický návrh, konstrukční návrh, koncepční návrh
Abstract:	<p>This bachelor's thesis deals with conceptual design of the tail surfaces for a competitive RC model airplane in accordance to the rules of ACC 2021. First, function and various concepts of tail configuration are introduced together with a search of tail surface concepts used in previous years of the competition. In the practical part, calculations and selection of the flight path of the designed aircraft are performed. Furthermore, the general layout of the aircraft is determined and the aerodynamic and structural design of the tail surfaces is performed, as well as the selection of specific components to ensure control and propulsion of the aircraft.</p>
Keywords:	ACC 2021, tail surfaces, XFLR 5, aerodynamic design, construction design, conceptual design

# ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího práce a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje.

V Praze dne 10.6.2021



---

Daniel Hořejší

## **PODĚKOVÁNÍ**

Tímto bych rád poděkoval vedoucímu práce Ing. Petru Prokopovi za odborné vedení, cenné rady a čas který mi věnoval. Mé díky patří také Ing. Jakobovi Suchému za pomoc s prací v programu XFLR5. Dále bych rád poděkoval kolegovi panu Danieli Pírovi za bezproblémovou spolupráci v oblastech bakalářské práce, která ji vyžadovala. Nakonec bych chtěl poděkovat své rodině, která mě ve studiu podporovala.

# OBSAH

Úvod.....	9
<b>1. Rešerše konceptů ocasních ploch a jejich soutěžní aplikace.....</b>	<b>10</b>
1.1 Funkce ocasních ploch.....	10
1.2 Konfigurace ocasních ploch.....	11
1.3 Soutěžní modely minulých let.....	15
<b>2. Strategie výběru letové trasy s ohledem na pravidla soutěže a očekávaný bodový zisk.....</b>	<b>18</b>
2.1 Pravidla ovlivňující letovou trasu.....	18
2.2 Výběr letové trasy.....	20
2.3 Očekávaný bodový zisk.....	28
<b>3. Stanovení základních technických parametrů soutěžního modelu.....</b>	<b>30</b>
Pravidla ovlivňující návrh letounu.....	30
Návrh konceptu a základních parametrů.....	31
3.1 Volba konceptu ocasních ploch v souladu s pravidly soutěže.....	32
3.2 Aerodynamické parametry ocasních ploch.....	32
3.5 Kontrola namáhání hlavního nosníku ocasní plochy.....	37
3.6 Provozní parametry letounu v jednotlivých fázích soutěžního letu.....	39
3.7 Energetická bilance zvoleného zdroje propulzní energie.....	41
3.8 Přehled řídicích ploch, přehled řídicí a ovládací palubní technologie.....	42
<b>4. Studie ocasních ploch – konstrukční část.....</b>	<b>45</b>
Závěr.....	48



# Úvod

Obsahem této práce je aerodynamický a konstrukční návrh ocasních ploch pro RC soutěžní letoun navržený na základě pravidel soutěže Air Cargo Challenge 2021.

Air Cargo Challenge je studentská soutěž ve stavbě rádiem ovládaných letadel určených pro převoz zátěže. Soutěž vznikla roku 2003. Od té doby se koná každé dva roky a účastní se jí týmy z celého světa. Soutěže se pravidelně účastní také týmy z České republiky.

V první části práce stručně představím hlavní funkce ocasních ploch. Následně provedu ukázkou možných koncepcí uspořádání ocasních ploch. Rešeršní část zakončím přehledem použití jednotlivých konceptů ocasních ploch v minulých ročnících Air Cargo Challenge.

V druhé části nejprve uvedu kritéria hodnocení soutěžního letu. Poté rozdělím soutěžní let na tři různé fáze a pro tyto fáze provedu výpočty. V závěru této části zvážím bodové ohodnocení.

Ve třetí část se budu zabývat obecným návrhem celkového konceptu letounu. Dále zvolím koncepci ocasních ploch a pro zvolenou koncepci provedu aerodynamický návrh a kontrolu hlavního nosníku. Následně vytvořím přehled provozních parametrů a energetické bilance. Posledním zaměřením v této části bude přehled a volba konkrétních prvků ovládací palubní technologie letounu.

Ve čtvrté části stručně představím postup konstrukčního návrhu a vyobrazím základní pohledy navržených součástí.

Výsledkem práce bude konstrukční návrh ocasní sekce RC soutěžního modelu, tedy zadní řídicí a stabilizační plochy a řešení upevnění ostruhového podvozkového kola. Návrh vychází z aerodynamických a pevnostních výpočtů (v úrovni studie).

Poznatky dosažené touto bakalářskou prací naleznou uplatnění i mimo původní účel. Navržený letoun má z mého pohledu možnost uplatnění nejen v soutěži ACC, ale také například v oblasti létajících prostředků zaměřených především na dopravu nákladů do míst pozemní dopravou těžko dostupných.

# 1. Rešerše konceptů ocasních ploch a jejich soutěžní aplikace

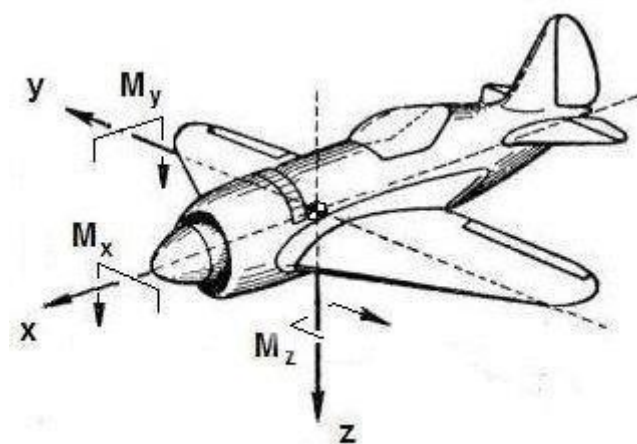
V této kapitole nejprve stručně popíšu roli, kterou ocasní plochy na letadle zastávají, následně se seznámím s vybranými koncepty možného uspořádání ocasních ploch a na konci kapitoly provedu rešerši konceptů ocasních ploch použitých v minulých ročních soutěže Air Cargo Challenge.

## 1.1 Funkce ocasních ploch

Ocasní plochy můžeme dělit na svislé ocasní plochy (dále SOP) a vodorovné ocasní plochy (dále VOP).

Hlavní funkcí ocasních ploch je zajistit vyvážený let, stabilitu a ovladatelnost. [2]

Během ustáleného letu slouží moment generovaný VOP k vyvážení klopivého momentu křídla, který je způsoben rozdílnou polohou těžiště a neutrálního bodu. U vrtulových letadel by svislé ocasní plochy měly kompenzovat reakční moment způsobený rotací vrtule. Při správném návrhu ocasních ploch by během vyváženého letu měl být součet momentů kolem hlavních os letounu rovný nule. [2]



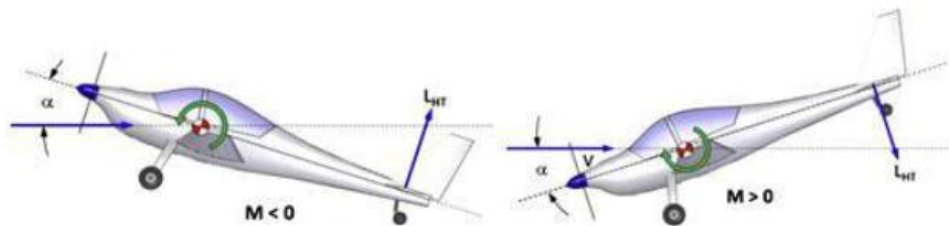
Obr. 1: Souřadnicový systém letadla

Stabilita, neboli schopnost letounu vrátit se po vychýlení do vyváženého stavu, je další důležitou funkcí, kterou ocasní plochy plní. Stabilitu můžeme rozdělit na statickou a dynamickou.

Statická stabilita zaručuje, že pokud se změní úhly nabíhajícího proudu vzduchu letounu, pak vznikne aerodynamický moment, který působí proti směru vychýlení z ustáleného letu.

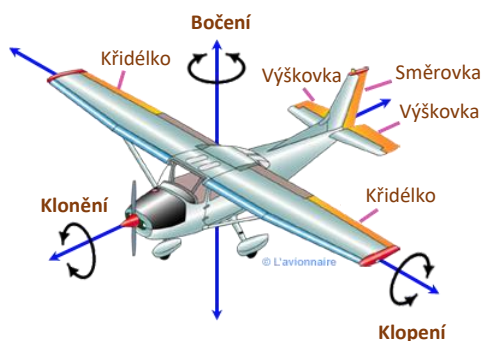
Vodorovné ocasní plochy ovlivňují především podélnou stabilitu (kolem osy  $y$ ). Svislé ocasní plochy ovlivňují směrovou stabilitu (kolem osy  $z$ ). [3]

Dynamická stabilita částečně závisí na statické stabilitě. Po vychýlení z ustáleného stavu se dynamicky stabilní letoun vrátí do rovnovážného stavu tlumeným kmitáním (popřípadě tlumeným asynchronním pohybem). Naopak u dynamicky nestabilního letounu se amplituda oscilace stále zvětšuje. [2]



Obr. 2: Ukázka podélné statické stability

Ovladatelnost musí být zajištěna ve všech fázích letu, ocasní plochy zajišťují bočení (SOP) a klopení (VOP).



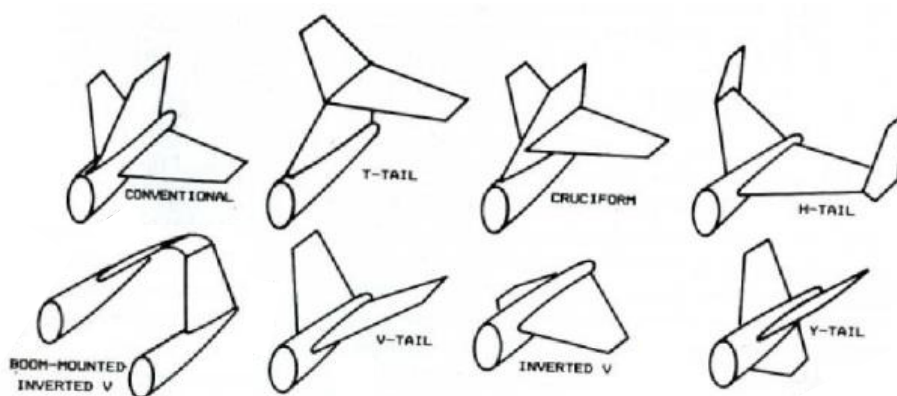
Obr. 3: Základní manévry letadla

Ocasní plochy mohou mít jednu svoji část pevnou (kýl) a druhou, obvykle menší, pohyblivou. Pohyblivá část se nazývá kormidlo. Konkrétně u SOP nazýváme pohyblivou část směrové kormidlo („směrovka“), u VOP ji nazýváme výškové kormidlo („výškovka“). Další možnosti konstrukce jsou tzv. plovoucí ocasní plochy, které se pohybují jako celek. [1]

V praxi se setkáváme s celou řadou možných konfigurací ocasních ploch. V této práci provedu výběr z několika uvažovaných variant.

## 1.2 Konfigurace ocasních ploch

Při hledání ideální konfigurace jsem se rozhodl vybírat z uspořádání ocasních ploch na obrázku 4.

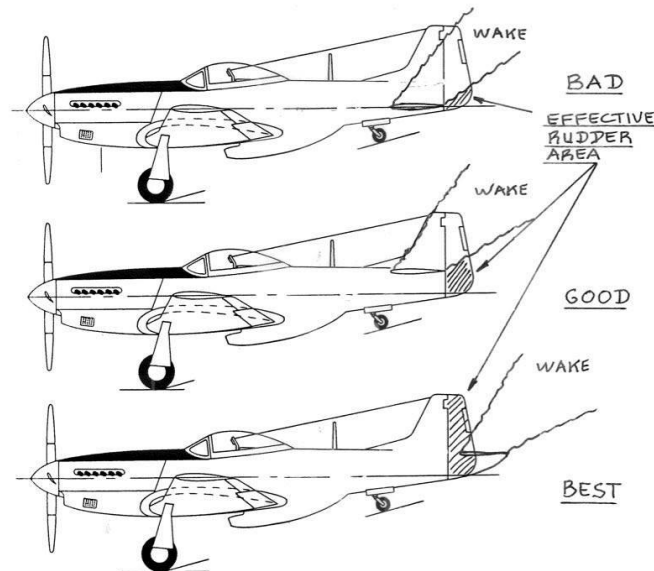


Obr. 4: Uvažované koncepty ocasních ploch

### Klasické uspořádání:

Klasické uspořádání je nejběžnějším uspořádáním ocasních ploch a u většiny návrhů vychází jako jedno z nejlehčích řešení, zároveň je konstrukčně jednoduché a funkční. [4]

Nevýhodou tohoto řešení je nižší efektivita VOP z důvodu ovlivnění úplavem za hlavními nosnými plochami. Dále pak možnost ovlivnění SOP koutovým prouděním na přechodu SOP a VOP, což vede k nárůstu velikosti svislé plochy. [2]



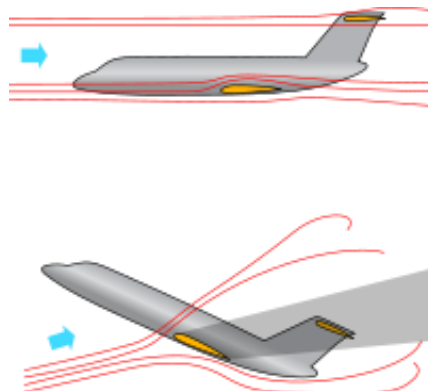
Obr. 5: Ovlivnění SOP

Jak je patrné na obrázku 5, posunutí VOP může s ovlivněním pomoci, ovšem za cenu vzniku další interference.

### Uspořádání do T:

U tohoto konstrukčního řešení jsou VOP umístěny na konci SOP. Jsou tak mimo proud vzduchu ovlivněný hlavními nosnými plochami a poskytují díky tomu vyšší efektivitu, což umožňuje zmenšení jejich rozměrů. Zároveň se zde uplatňuje efekt koncové desky, který umožňuje menší rozměry SOP.

Nevýhodou je složitější konstrukce a z toho plynoucí vyšší hmotnost. Další nevýhodou je zvýšené namáhání svislého kýlu, stejně tak jako větší namáhání trupu. Nezanedbatelnou nevýhodou je také možnost ztráty kontroly při hlubokém přetažení. [4] [5] [7]



Obr. 6: Skvělá účinnost VOP díky umístění mimo úplav (nahore)  
Nebezpečí ztráty kontroly při hlubokém přetažení (dole)

### **Křížové uspořádání:**

Toto uspořádání je kompromisem mezi klasickým uspořádáním a uspořádáním do T. Díky vyšší poloze jsou VOP mimo oblast ovlivněného proudu vzduchu od hlavních nosných ploch. Zároveň tato možnost poskytuje úsporu hmotnosti a nižší nároky na křídlo, než má uspořádání do T. Díky své poloze zároveň nemůžou vodorovné ocasní plochy zastínit svislé ocasní plochy. [4]

Nevýhodou je interferenční odpor a ztráta efektu koncové desky. Další nevýhodou je komplexnější konstrukce.



Obr. 7: Ukázka výhody křížového uspořádání

### **Uspořádání do H (U):**

Uspořádání do H má hlavní výhodu v umístění SOP mimo oblast ovlivněnou trupem. Zároveň rozdělení SOP na dvě umožňuje snížení výšky letounu. Další výhodou je zvýšení účinnosti VOP díky efektu koncové desky.

Nevýhodou je těžší konstrukce, větší interferenční odpor a větší komplexnost ovládání. [4] [7]



Obr. 8: Ikonický letoun A-10 s uspořádáním ocasních ploch do H

Konfigurace do U je obdobná uspořádání do H s tím rozdílem, že je toto uspořádání dvouocasé. [7]

Rád bych také zmínil invertované U, která má oproti uspořádání do U výhodu v umístění VOP mimo ovlivněný proud vzduchu, nevýhodou je absence efektu koncové desky a potřeba zesílení SOP. [7]



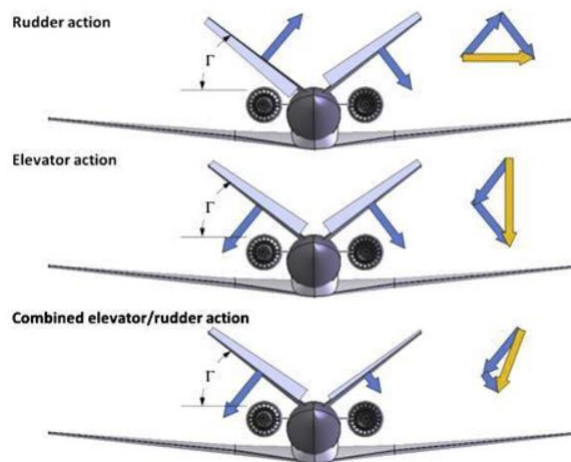
Obr. 9: Letoun s ocasními plochami konfigurace invertované U (vlevo) a U (vpravo)

### Uspořádání do V:

Uspořádání do V by mělo snížit celkové rozměry ocasních ploch. Uspořádání do V plní funkci VOP a SOP svými průměty do daných rovin. Z Pythagorovy věty tedy vyplývá, že by teoreticky měla být celková plocha ocasní sekce menší, což by mohlo mít za následek úsporu hmotnosti. [4] [2]

Podle zdroje [6] však musí mít ocasní plochy do V stejnou plochu, jako plochy konvenční, aby dosáhly stejné efektivity. Přesto mají ocasní plochy do V řadu výhod. Mezi ně patří snížení interferenčního odporu a jednoduchou konstrukci.

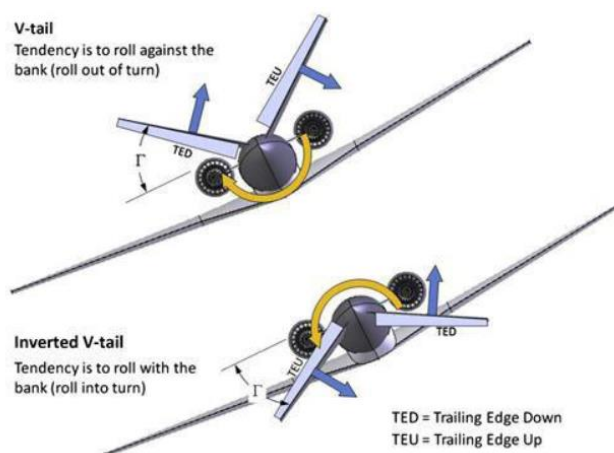
Naopak nevýhodou je přidaná komplexnost ovládání, možnost interakce mezi kormidly a vyšší nároky na pevnost trupu. [6]



Obr. 10: Způsob ovládání letounu pomocí ocasních ploch do V

### Invertované V:

Invertované V má podobné vlastnosti jako klasické uspořádání do V. Oproti klasickému V má ale výhodu ve tvorbě pozitivního momentu při zatáčení. Vizualizace na obrázku 11.



Obr. 11: Vizualizace momentů generovaných při zatáčení

Naopak hlavní nevýhodou oproti klasickému V je náchylnost k poškození z důvodu nízkého umístění ocasních ploch, zároveň toto umístění omezuje manévrovatelnost při vzletu a přistání. [4] [7]

### Dvouocasé uspořádání s invertovaným V (A):

Toto uspořádání má téměř stejné vlastnosti, jako invertované V, výhodu má tato konfigurace v lepším umístění ocasních ploch, které jsou tím pádem méně omezující při vzletu a přistání a zároveň méně náchylné na poškození. [7]

Nevýhodou oproti invertovanému V je větší hmotnost z důvodu dvou trupů a náročnější konstrukce.



Obr. 12: Dron Bayraktar TB2 s uspořádáním do A

### Uspořádání do Y:

Uspořádání do Y je podobné uspořádání do V s tím rozdílem, že má navíc jednu vertikální plochu, což umožňuje větší úhel mezi šikmými plochami tohoto uspořádání. Mezi výhody tohoto řešení patří lepší směrová stabilita a možnost kratších šikmých ploch. Vertikální kýl zároveň zmenšuje škodlivý moment při zatáčení. [4] [7]

Nevýhodou je omezení při vzletu a přistání což omezuje délku vertikálního kýlu. [7]



Obr. 13: Jeden z nejznámějších dronů MQ-9 Reaper s uspořádáním ocasních ploch do Y

## 1.3 Soutěžní modely minulých let

Abych si ověřil praktickou aplikaci vybraných ocasních ploch, sestavil jsem si tabulku letounů, které byly v minulosti v soutěži Air Cargo Challenge úspěšné, a z veřejných zdrojů dohledal informace o konfiguraci jejich ocasních ploch.

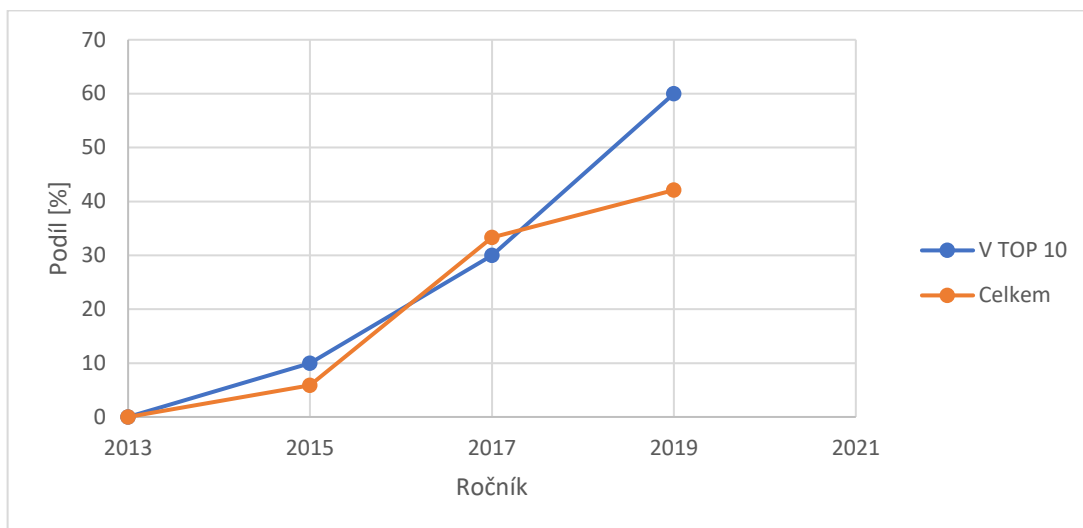
Informace o soutěžních týmech a jejich umístění jsou ze zdroje [8].

V Příloze 1 byla zpracována tabulka pro 10 nejúspěšnějších týmů v každém ročníku a tabulka zbývajících týmů, u kterých se mi podařilo najít konfiguraci ocasních ploch.

Jak je z tabulek patrné, téměř všechny soutěžní letouny používají jednu ze tří variant ocasních ploch. Tyto varianty jsou uspořádání do T, uspořádání do V a klasické uspořádání.

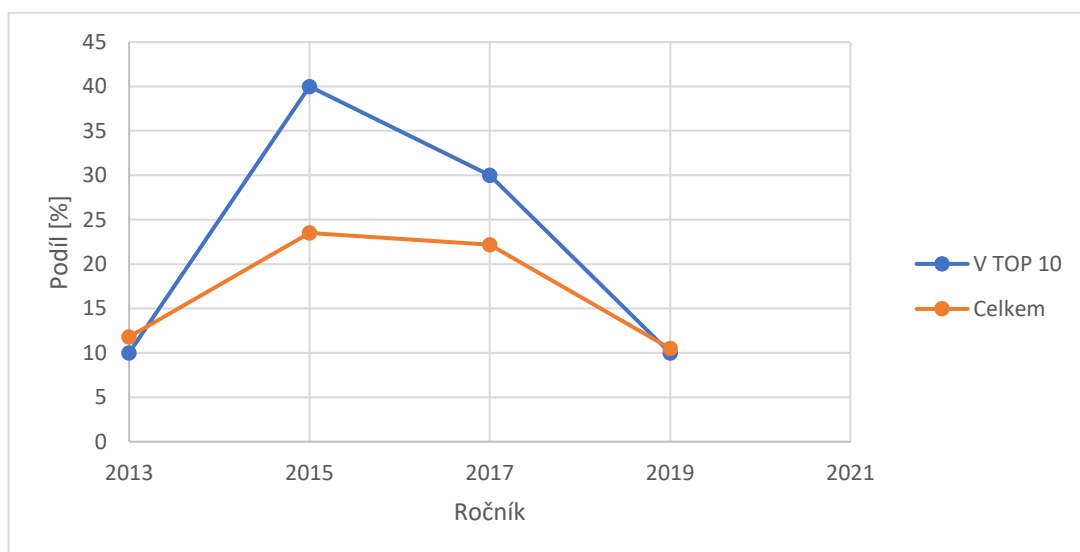
Přesto, že se v soutěži objevují i méně tradiční varianty uspořádání ocasních ploch, nebývají většinou příliš úspěšné. To však nemusí znamenat pouze nevhodnost těchto netradičních řešení, jelikož do úspěchu každého letounu zasahuje řada faktorů.

Získaná data z Přílohy 1 si můžeme vizualizovat v grafech. Následující grafy ukazují procentuální podíl vybraných variant ocasních ploch v celé soutěži (oranžově) a procentuální podíl vybraných variant ocasních ploch v deseti nejlépe umístěných týmech (modře).



Graf 1: Procentuální podíl letadel s ocasními plochami do V

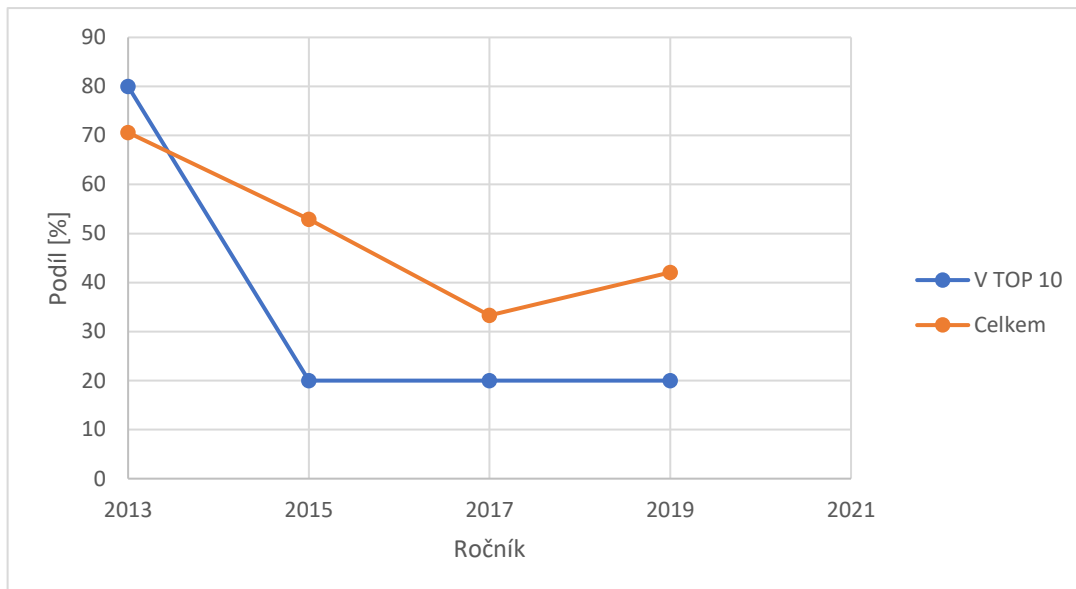
Z grafu můžeme vyčíst, že zastoupení letadel s tímto konstrukčním řešením během let narůstá. V roce 2019 tvořily letouny s ocasními plochami do V většinu v umístění do desátého místa. Rok 2019 byl také rokem, kdy podíl úspěšných letounů značně převýšil celkový podíl ve startovním poli, tato varianta byla tedy v roce 2019 nadprůměrně úspěšná. Během ostatních ročníků zhruba odpovídá podíl týmů v TOP 10 podílu týmů na startovním poli. Letadla s ocasními plochami do V byla tedy v těchto ročnících průměrně úspěšná.



Graf 2: Procentuální podíl letadel s ocasními plochami do T



Graf 2 ukazuje procentuální zastoupení letadel s ocasními plochami do T. V ročnících 2015 a 2017 byly tyto varianty velice oblíbené a nadprůměrně úspěšné. Ve třech ze čtyřech zkoumaných ročníků měl navíc vítěz právě toto konstrukční řešení. Z těch dat vyplývá velký potenciál této varianty. Proto je také zajímavý pokles oblíbenosti tohoto řešení v ročníku 2019.



Graf 3: Procentuální podíl letadel s klasickými ocasními plochami

Je patrné, že procentuální podíl letounů s konvenčními ocasními plochami zaznamenal pokles. Přesto stále tvoří velkou část startovního pole. Z grafu 3 je patrné že letouny s klasickým uspořádáním jsou podprůměrně úspěšné. To ovšem nemusí značit nevhodnost tohoto řešení. Důvodem k tomuto jevu může být například volba klasického uspořádání u méně zkušených týmů a s tím související menší úspěšnost.

V rešerši byly ověřeny konstrukční řešení v minulých ročnících soutěže a krátce zhodnoceny statistiky úspěšnosti a oblíbenosti tří nejběžnějších variant řešení. Statistické výsledky nemusí znamenat jednoznačný závěr ve výběru optimální konstrukce, třeba že nastavují určitý kontext.

Výrazná změna pravidel pro ročník 2021 navíc může znamenat zvýšení atraktivnosti některých řešení.

Tyto změny jsou především změna objemu nákladu a omezení rozměrů sestaveného letounu. Zvláště omezení rozměrů letounu může vést k volbě pro soutěž netradičního řešení ocasních ploch.

Na závěr této části bych chtěl zmínit radu zkušenějších kolegů, kteří navrhovali letoun za studentský tým Chicken Wings, který se Air Cargo Challenge účastní již řadu let. Touto radou je omezení počtu rozebíratelných spojů a důraz na jejich optimální konstrukci, jelikož právě selhání těchto spojů bývá hlavní příčinou neúspěchu v soutěži.

K poznatkům z této kapitoly bude přihlédnuto v kapitole 3.1 *Volba konceptu ocasních ploch v souladu s pravidly soutěže*.

## 2. Strategie výběru letové trasy s ohledem na pravidla soutěže a očekávaný bodový zisk

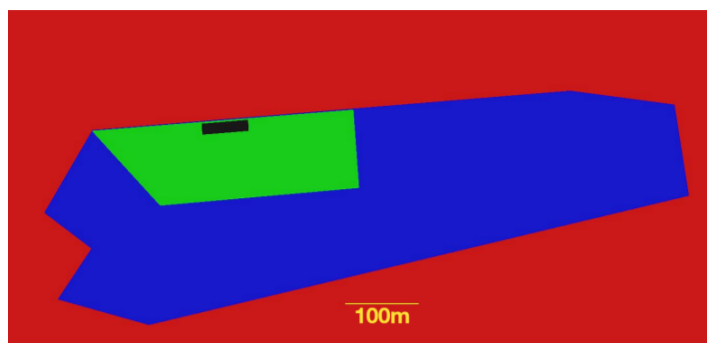
V této kapitole se seznámím s pravidly hodnocení letu. Následně provedu výpočty pro let splňující pravidla a stanovím vhodnou strategii. Na konci této kapitoly provedu porovnání bodového hodnocení pro různé hmotnosti nákladu při letu po vybrané dráze. Výsledkem kapitoly bude doporučení letové strategie a hmotnosti nákladu.

### 2.1 Pravidla ovlivňující letovou trasu

Hodnocení v soutěži se odvíjí od čtyř základních požadavků na letadlo:

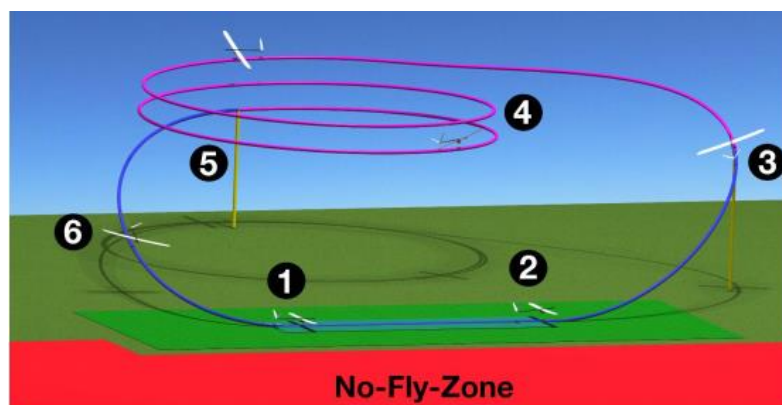
- 1) Přepravit zadaný náklad o největší možné hmotnosti.
- 2) Zvládnout nejdelší možnou letovou trasu v časovém úseku dvou minut.
- 3) Po vzletu dosáhnout co nejrychleji bezpečné výšky.
- 4) Zajistit možnost přepravy letounu v rozloženém stavu.

Výškově je trasa omezena pravidly, kdy minimální výška byla stanovena na 10 m a maximální na 120 m. Letová oblast je vyznačena na obrázku 14 a může být upravena v den konání soutěže. Pro účely této práce jsem vzhledem k viditelnosti omezil letovou oblast na kruh o poloměru 100 m.



Obr. 14: Oblast letu: Červená: bezletová oblast; Zelená: letiště; Modrá: letová oblast; Černá: startovní dráha

Samotný let sestává z etap vyznačených na obrázku 15. Start z nezpevněné dráhy na vymezené vzdálenosti (bod 1). Po dosažení 5 km/h začíná etapa stoupání (bod 2). Tato etapa trvá 60 s, po uplynutí času se zaznamená dosažená výška (bod 3). Okamžitě poté začíná etapa dálkového letu (bod 4), která končí po uplynutí 120 s (bod 5). Přistání (bod 6) není hodnoceno a je v režii pilota.



Obr. 15: Schéma letu

### Hodnocení vzletu:

Letoun musí vzlétnout na dráze dlouhé 60 m. Je zde také možnost zkrácení vzletové dráhy na 40 m, v tom případě se celkový bodový zisk za let násobí koeficientem 1,1. Pokud ovšem letadlo překročí povolenou dráhu, stává se let neplatným.

### Hodnocení stoupání:

Po dosažení rychlosti 5 km/h začne běžet limit 60 sekund během kterých musí letoun dosáhnout plánovanou letovou hladinu. Jelikož je výška letu omezena horní hranicí 120 m, je celkové skóre této etapy vyhodnoceno na základě takzvaného „předskóre“, které se řídí vzorcem (2.1.1).

$$PS_{altitude} = a \cdot h_{60s}^4 + b \cdot h_{60s}^3 + c \cdot h_{60s}^2 + d \cdot h_{60s} + e \quad (2.1.1) [9]$$

Kde jednotlivé konstanty mají hodnotu:

$$a = -3,92 \cdot 10^{-5}$$

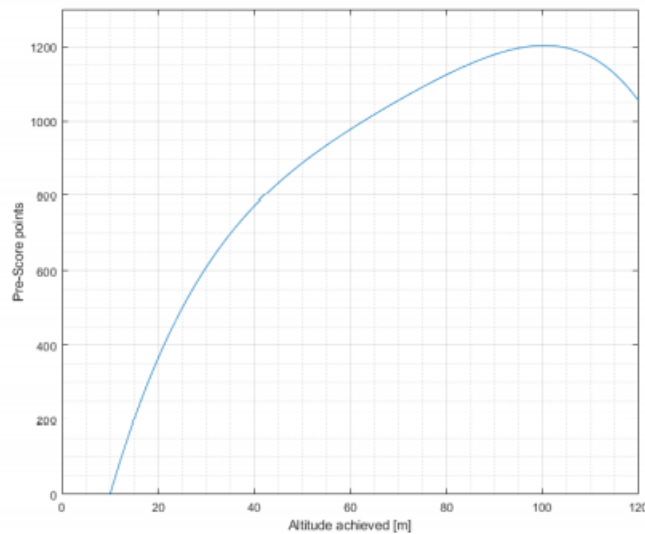
$$b = 1,08 \cdot 10^{-2}$$

$$c = -1,156$$

$$d = 64,2$$

$$e = -537$$

Pro lepší vizualizaci, můžeme rovnici vynést, jako závislost bodového hodnocení na dosažené výšce po 60 s.



Obr. 16: Před skóre v závislosti na dosažené výšce

Po vypočtení před skóre můžeme dosadit do vzorce (2.1.2), pro výpočet finálního skóre za tuto etapu.

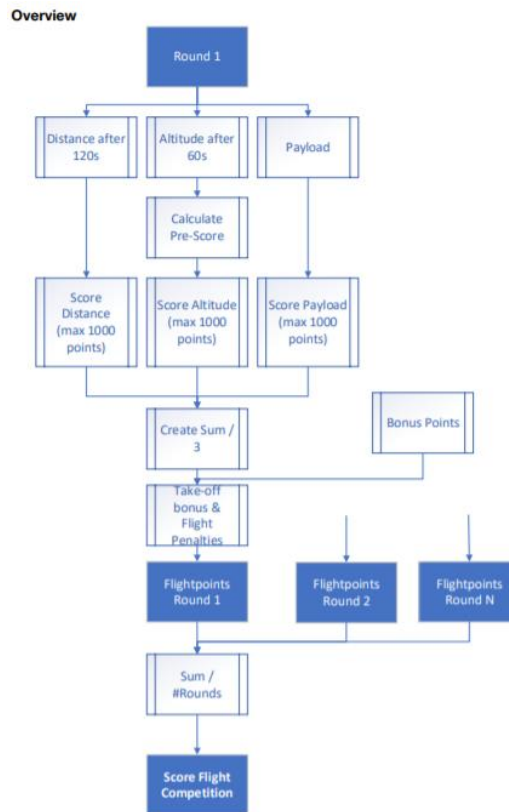
$$S_{altitude} = 1000 \cdot \frac{PS_{altitude,team}}{PS_{altitude,max}} \quad (2.1.2) [9]$$

### Hodnocení dálkového letu:

Během této fáze letu je úkolem uletět během 120 s co možná nejdelší vzdálenost. Body jsou přiděleny v závislosti na nejlépe umístěném týmu podle vzorce (2.1.3).

$$S_{distance} = 1000 \cdot \frac{D_{team}}{D_{max}} \quad (2.1.3) [9]$$

Celkové hodnocení za let je potom vypočteno jako součet skóre z jednotlivých fází letu, popřípadě násobeno koeficientem 1,1 v případě zkrácené startovní dráhy.



Obr. 17: Schéma celkového bodového ohodnocení

Informace v této kapitole vycházejí z pravidel Air Cargo Challenge [9].

## 2.2 Výběr letové trasy

### Fáze vzletu:

Pro analýzu fáze vzletu si nejprve určím síly, které na letoun působí.

Ve směru kolmém na směr vzletu jsou to:

#### Síla vztlaková:

Tuto sílu můžeme vypočítat z obecně známého vzorce (2.2.1).

$$F_{vz} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_L \cdot v^2 \quad (2.2.1)$$

Hustotu vzduchu si pro účely výpočtů zvolím jako konstantu o hodnotě  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ . Tato hodnota odpovídá 15°C a atmosférickému tlaku v nulové výšce nad hladinou moře a je běžně užívanou hodnotou v letectví. (MSA)

Vztlaková plocha  $S = 0,747 \text{ m}^2$  je dána konstrukčním návrhem nosné plochy. Pro účely výpočtu jsem ji stanovil na základě zjednodušeného modelu z programu XFLR 5, u finálního návrhu by se tato plocha mohla lišit a výsledky z této kapitoly by musely být ověřeny aerodynamickými, popřípadě letovými testy.

Součinitel vztlaku získám analýzou vztlakových ploch. Tento součinitel je podle výsledků analýzy pro náš případ závislý na úhlu náběhu. Jelikož byl pro letoun vybrán podvozek s ostruhou, bude se během vzletu úhel náběhu měnit.

Dle literatury [7] ke zvednutí ocasní části může dojít v rychlosti přibližně odpovídající čtvrtině rychlosti vzletové. Do této rychlosti tedy budu počítat se součinitelem vztlaku pro vysoký úhel náběhu, od této rychlosti pak bude zvolený úhel náběhu pro maximálním poměru vztlaku a odporu. Tabulka součinitelů vztlaku a součinitelů odporu pro vybrané rychlosti je v Příloze 2.

Rychlost  $v$  je v rovnici (2.2.1) proměnná.

*Tíhová síla:*

Vzorec (2.2.2) pro tíhovou sílu je obecně známý.

$$F_G = m \cdot g \quad (2.2.2)$$

Hodnotu tíhového zrychlení volím  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ , což je běžná výpočtová hodnota pro naši geografickou polohu.

Hmotnost získám z hmotového rozboru letounu v kapitole 3.2. Finální výpočet byl proveden s hmotnostmi z vytvořeného 3D modelu, tato hmotnost se rovnala  $m = 6,7 \text{ kg}$ .

Výslednicí těchto sil je *síla normálová*:

$$F_N = F_G - F_{vz} \quad (2.2.3)$$

Normálová síla se bude díky složce vztlaku během vzletu měnit. Její hodnota ovlivňuje valivý odpor, který bude působit proti směru rozjezdu.

Ve směru vzletu působí:

*Tahová síla vrtule:*

$$F_T = c_1 \cdot v^3 + c_2 \cdot v^2 + c_3 \cdot v + c_4 \quad (2.2.4)$$

Způsob určení tahové síly pro náš případ je popsán v Příloze 6. V rovnici (2.2.4) je opět rychlost  $v$  proměnná.

Naopak proti směru vzletu působí:

*Valivý odpor:*

Valivý odpor je přímo úměrný normálové síle, která je výslednicí v ose kolmé na směr vzletu.

$$F_v = F_N \cdot c_R \quad (2.2.5)$$

Součinitel valivého odporu volím na základě literatury [7] pro případ vzletu z travnatého povrchu.  $c_R = 0,08$

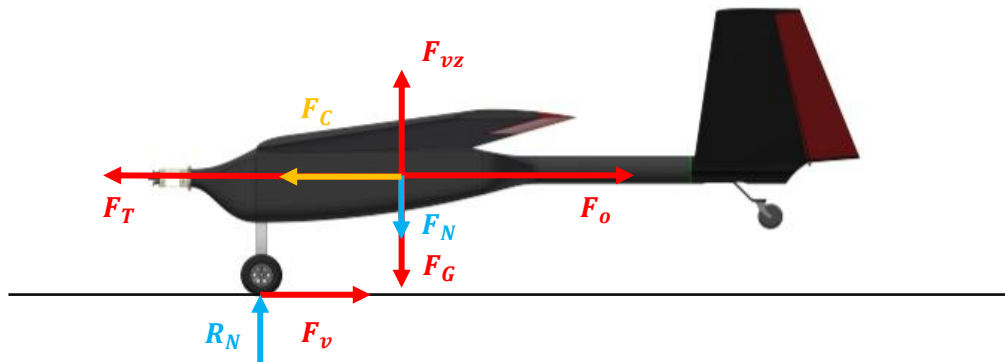
Proti směru vzletu působí také *aerodynamický odpor*:

$$F_o = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_D \cdot v^2 \quad (2.2.6)$$

Hustota vzduchu a plocha křídla jsou opět konstanty. Jejich určení je stejné jako u vztlakové síly. Součinitel odporu je převzat z analýzy vztlakových ploch v XFLR5. Mění se v závislosti na rychlosti a úhlu náběhu. Rychlost je opět proměnná. Jelikož v analýze nefigurují nevztlakové plochy, přičtu k výsledným součinitelům konstantu o pevné hodnotě 0,01.

Jelikož se letoun při startu pohybuje ve výšce menší, než je jeho rozpětí, působí na něj přízemní efekt. Vliv přízemního efektu snižuje indukovaný odpor. Dle zdroje [11] lze od křídla, pohybujícího se ve výšce menší, než je polovina jeho rozpětí, očekávat zlepšení výkonu alespoň o 10%. V kalkulacích vliv přízemního efektu zanedbám. Zanedbání přízemního efektu si vytvářím rezervu ve výsledcích.

Pro lepší vizualizaci všech působících sil vytvořím silový rozbor.



Obr. 18: Grafický rozbor sil

Z těchto sil získáme výslednou sílu. Z této síly a hmotnosti letounu určí pomocí druhého Newtonova zákona okamžité zrychlení.

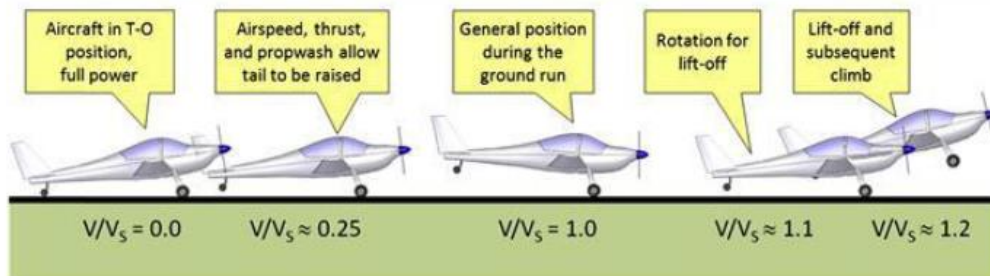
$$F_c = F_T - F_v - F_o \quad (2.2.7)$$

$$a = \frac{F_c}{m} \quad (2.2.8)$$

Průběh vzletu vynesu, jako funkci rychlosti v závislosti na poloze  $v = f(x)$ .

Letoun může vzlétnout po dosažení minimální vzletové rychlosti. Tu určí jako rychlost, kdy se tíhová síla rovná síle vztlačové  $F_G = F_{vz}$ .

Ve skutečnosti však vzlet nastane po dosažení 1,2násobku této rychlosti. [7]



Obr. 19: Vizualizace průběhu vzletu

Jak je patrné z předešlého popisu sil, jsou některé síly závislé na rychlosti. Pro vynesení závislosti  $v = f(x)$  tedy provedu postupný výpočet. Výpočet bude vycházet z rovnice (2.2.9).

$$a = \frac{dv^2}{2dx} \quad (2.2.9)$$

Z této rovnice odvodíme závislost aktuální rychlosti na změně polohy a předešlé rychlosti.

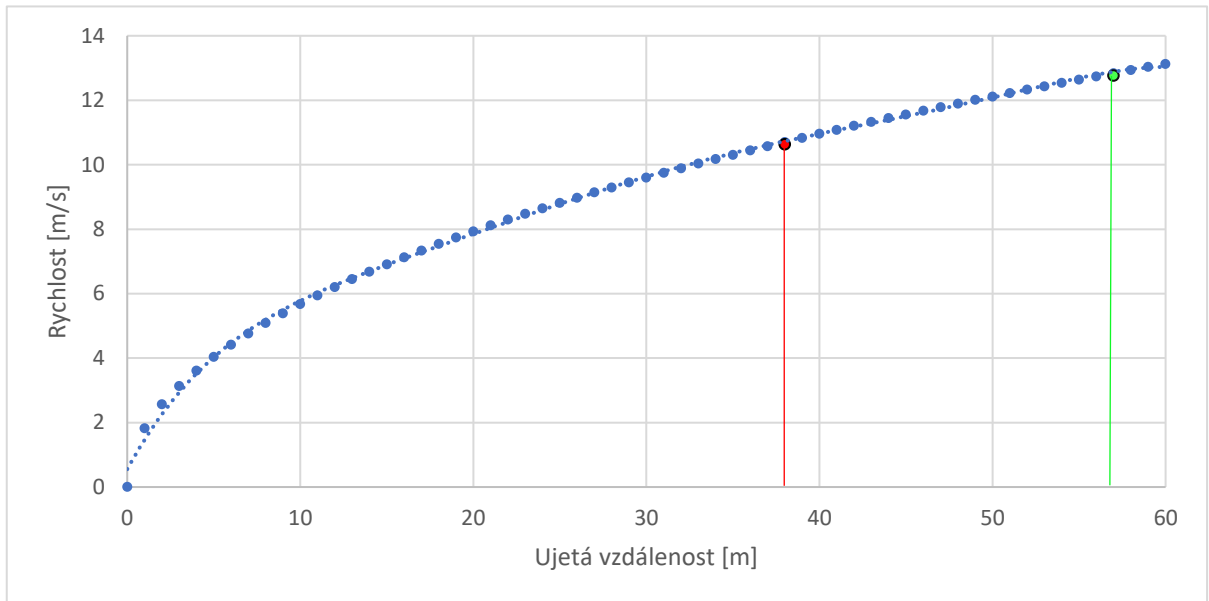
$$2 \cdot a \cdot \int_{x_{n-1}}^{x_n} dx = \int_{v_{n-1}}^{v_n} dv^2$$

Vytknutí zrychlení z integrálu jsem provedl za předpokladu, že pro krátký úsek se bude jednat téměř o konstantu. Jedná se o přiblížení, které přispěje ke značnému zjednodušení výpočtu.

$$2 \cdot a \cdot (x_n - x_{n-1}) = v_n^2 - v_{n-1}^2$$

$$v_n = \sqrt{2 \cdot (x_n - x_{n-1}) \cdot a + v_{n-1}^2} \quad (2.2.10)$$

Do rovnice (2.2.10) dosadím dráhu 60 m s krokem 1 m. Tabulka výpočtů je v Příloze 3. Konečná závislost je vynesena v grafu 4.



Graf 4: Průběh vzletu

Na grafu 4 je červeným bodem vyznačena vzdálenost, při které letoun dosáhne minimální vzletové rychlosti  $v_{min} = 10,63 \text{ m/s}$ . Zeleným bodem je vyznačena dráha, po jejímž ujetí nastane vzlet v rychlosti  $v_v = 12,75 \text{ m/s}$ .

Mimo rychlost však potřebujeme znát i celkovou dobu trvání vzletu. Tento údaj je důležitý, jelikož fáze stoupání fakticky začíná od dosažení rychlosti 5 km/h. To znamená, že už během vzletu nám ubíhá čas, pro dosažení plánované letové hladiny.

Čas vypočítám v závislosti na rychlosti a ujeté dráze. Při výpočtu budu vycházet ze vzorce (2.2.11).

$$\bar{v} = \frac{\Delta x}{\Delta t} \quad (2.2.11)$$

$\bar{v}$  je průměrná rychlost během ujetí dráhy  $\Delta x$ . Z rovnice (2.2.11) vyjádřím čas. Hodnoty ujeté vzdálenosti  $x$  budu opět dosazovat se stejným krokem jako při výpočtu závislosti rychlosti a průměrná rychlost bude vypočtena jako aritmetický průměr rychlostí odpovídajících krajním hodnotám vzdáleností.

$$t_n = \frac{2(x_n - x_{n-1})}{(v_n + v_{n-1})} + t_{n-1} \quad (2.2.12)$$

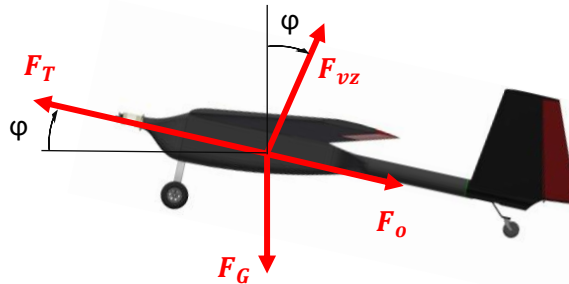
Vypočtené hodnoty jsou opět v Příloze 3. Závislost času tentokrát vynášet nebudu, jelikož není pro další výpočty důležitá. Důležitou je celková doba vzletu od dosažení rychlosti 5 km/h. Tento čas se rovná  $t_v \cong 7 \text{ s}$ .

### Fáze stoupání:

V této fázi nás nejvíce zajímá rychlost stoupání. Rychlosti stoupání vypočtu z rovnováhy výkonů pro stoupavý let.

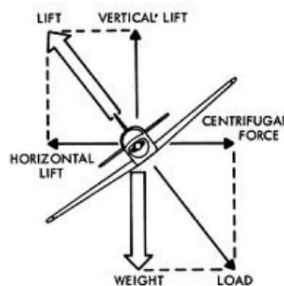
$$w \cdot F_G = (F_T - F_o) \cdot v \quad (2.2.13)$$

Rovnice (2.2.13) je sestavena s předpokladem, že veškerý výkon, který zbude z překonávání odporu je roven výkonu, který je dodán na získání výšky.



Obr. 20: Rozklad výkonových sil (síla  $F_{vz}$  není výkonová, je uvedena jen pro úplnost)

Z důvodu omezení letové oblasti bude letoun stoupat po spirále. Jelikož je stoupání pod relativně malým úhlem, stanovím náběžnou rychlost  $v$  na základě rovnováhy vztakové síly, odstředivé síly a tíhové síly. Tato rovnováha normálně platí pro zatáčivý let bez stoupání. Tuto aproximaci volím z důvodu malého rozdílu finálních výsledků při započítání průmětu úhlu stoupání.



Obr. 21: Síly působící na letadlo během zatáčení

Jak je patrné na obrázku 21, rovnováha těchto sil lze vypočítat z Pythagorovy věty.

$$F_{vz} = \sqrt{F_G^2 + F_{od}^2} \quad (2.2.14)$$

$F_{od}$  v rovnici (2.2.14) určíme, podle zvoleného přetížení. Velikost přetížení volím tak, aby se při zpětné kontrole poloměr zatáčení blížil sto metrům, ovšem nepřesáhl tuto krajní hodnotu.

$$F_{od} = G \cdot F_G \quad (2.2.15)$$

Ze znalosti odstředivé a tíhové síly dopočítám sílu vztakovou. Ze vzorce pro výpočet vztakové síly vyjádřím rychlost a vypočítám ji.

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot F_{vz}}{S \cdot \rho \cdot c_L}} \quad (2.2.16)$$

V rovnici (2.2.16) se mění součinitel vzlaku  $c_L$  podle úhlu náběhu. Pro jednotlivé úhly náběhu sestavím tabulku náběžných rychlostí. Tato tabulka je k dispozici v Příloze 4.



Pro vypočtené rychlosti v můžeme z rovnice (2.2.13) vyjádřit  $w$  a dopočítat rychlosti stoupání. Tahová síla a aerodynamický odpor jsou vypočteny stejně, jako ve fázi jedna. V odporu byly zvoleny součinitele odporu  $c_D$  odpovídající rychlostem.

$$w = \frac{(F_T - F_o) \cdot v}{F_G} \quad (2.2.17)$$

Z výsledných rychlostí také dopočítám odpovídající poloměry zatáčení.

$$F_{od} = \frac{m \cdot v^2}{r} \quad (2.2.18)$$

$$r = \frac{m \cdot v^2}{F_{od}} \quad (2.2.19)$$

Pro vypočtené poloměry zatáčení provedu zpětnou kontrolu a popřípadě upravím přetížení. Pro finální hodnotu přetížení vypočtu ze vzorce (2.2.20) úhel náklonu  $\beta$ .

$$\beta = \arctg\left(\frac{F_{od}}{F_G}\right) \quad (2.2.20)$$

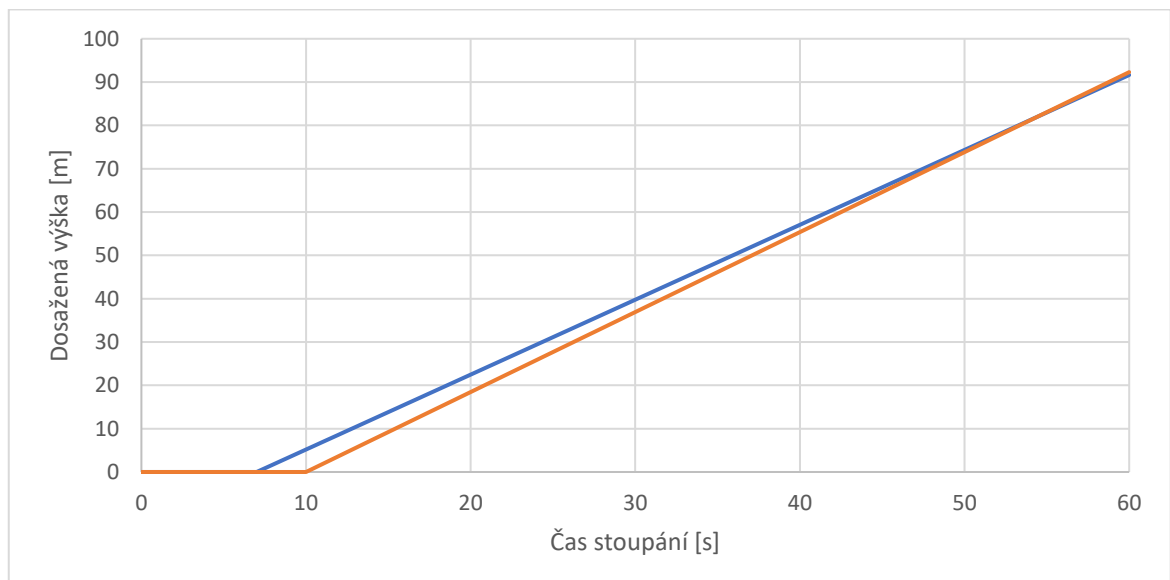
Tabulka vstupních a výstupních hodnot je v Příloze 4. Do tabulky byla také doplněna informace o úhlu stoupání vypočtená ze vzorce (2.2.21).

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{w}{v}\right) \quad (2.2.21)$$

Ve výsledné tabulce máme vypočtené rychlosti stoupání v závislosti na úhlu náběhu. Pro výpočet samotného průběhu stoupání vezmu v potaz dvě možnosti.

- 1) Letoun začne po startu okamžitě stoupat
- 2) Letoun nejprve zrychlí na rychlost odpovídající nejrychlejšímu stoupání

Průběh stoupání jsem pro obě varianty vynesl do grafu 5.



Graf 5: Stoupání letounu

Jak je z grafu patrné, výsledná výška na konci této letové fáze se pro obě možnosti příliš neliší. Přesto však volím možnost se zrychlením a následným stoupaním, jelikož je pro tuto variantu stoupání vyšší konečná rychlost, kterou je možné využít v další fázi soutěže.

### Dálkový let:

Ve výpočtech této fáze budu opět vycházet z rovnováhy výkonů:

$$w \cdot F_G = (F_T - F_o) \cdot v \quad (2.2.13)$$

Chci zjistit maximální rychlost, kterou se může letoun pohybovat. Působící gravitační sílu znám, tah a odpor jsou funkcí neznámé rychlosti. Poslední neznámou je rychlost klesání, tu určím z doby klesání a vertikální vzdálenosti, kterou může letoun naklesat.

$$w = \frac{\Delta h}{\Delta t} \quad (2.2.22)$$

Jelikož klesám z výšky  $h_1 = 92 \text{ m}$  a nesmím překročit minimální výšku  $h_2 = 10 \text{ m}$ , můžu stanovit  $\Delta h_{max} = -82 \text{ m}$ , jelikož však potřebuji určitou toleranci, stanovím  $\Delta h = -72 \text{ m}$ . Čas znám ze zadání úlohy,  $\Delta t = 120 \text{ s}$ . Rychlost klesání tedy určím dosazením do vzorce (2.2.22).

$$w = \frac{\Delta h}{\Delta t} = \frac{-72}{120} = -0,6 \text{ m/s}$$

Nyní můžu vyjádřit rovnici (2.2.13) a dosadit.

$$\begin{aligned} 0 &= (F_T - F_o) \cdot v - w \cdot F_G \\ 0 &= \left( a \cdot v^3 + b \cdot v^2 + c \cdot v + d - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_D \cdot v^2 \right) \cdot v - w \cdot F_G \\ 0 &= a \cdot v^4 + \left( b - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_D \right) \cdot v^3 + c \cdot v^2 + d \cdot v - w \cdot m \cdot g \end{aligned}$$

Do rovnice dosadím známé hodnoty. Součinitel odporu  $c_D$  volím pro úhel náběhu s nejmenším odporem. Tento odpor součinitel je roven  $c_D = 0,0194$  a odpovídá úhlu náběhu  $\alpha = -0,5^\circ$ .

$$0 = 0,0002 \cdot v^4 + \left( -0,0205 - \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 0,747 \cdot 0,0194 \right) \cdot v^3 + 0,0004 \cdot v^2 + 16,302 \cdot v + 0,6 \cdot 6,7 \cdot 9,81$$

Rovnici pro  $v$  vyřeším pomocí Kisan Calculator [13]. Ze čtyř kořenů rovnice je pouze jeden, který lze pro podmínky tohoto letounu uvažovat. Pro tuto rychlost  $v_k = 27,24 \text{ m/s}$  nastane rovnováha sil a letoun dosáhne rovnovážného klesavého letu. Pro tuto rychlost z rovnice (2.2.1) vypočítám vztlak. Součinitel vztlaku opět odpovídá úhlu náběhu  $\alpha = -0,5^\circ$ .

$$F_{vz} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_L \cdot v^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 0,747 \cdot 0,2923 \cdot 27,24^2 = 99,2 \text{ N}$$

Ze znalosti obou rychlostí určím úhel klesání ze vzorce (2.2.21).

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{w}{v}\right) = \arcsin\left(\frac{-0,6}{27,24}\right) = -1,26^\circ$$

Jelikož klesám krouživým pohybem, určím také velikost poloměru zatáčení  $r$ , úhel náklonu  $\beta$  a velikost odstředivé síly  $F_{od}$ . Díky malému úhlu klesání stejně, jako v předešlé fázi přiblížím zatáčivému letu.

Odstředivou sílu získám ze vzorce (2.2.14)

$$F_{od} = \sqrt{F_{vz}^2 - F_G^2} = \sqrt{99,2^2 - 65,7^2} = 74,3 \text{ N}$$

Poloměr zatáčení určím ze vzorce (2.2.19).

$$r = \frac{m \cdot v^2}{F_{od}} = \frac{6,7 \cdot 27,24^2}{74,3} = 66,9 \text{ m}$$

Úhel náklonu  $\beta$  pak ze vzorce (2.2.20)

$$\beta = \arctg\left(\frac{F_{od}}{F_G}\right) = \arctg\left(\frac{74,3}{65,7}\right) = 48,5^\circ$$

Důležitou informací je také přetížení, které vypočítám po vyjádření ze vzorce (2.2.15).

$$G = \frac{F_{od}}{F_G} = \frac{74,3}{65,7} = 1,13$$

Pro vypočtenou rychlost vypočítám uletěnou vzdálenost.

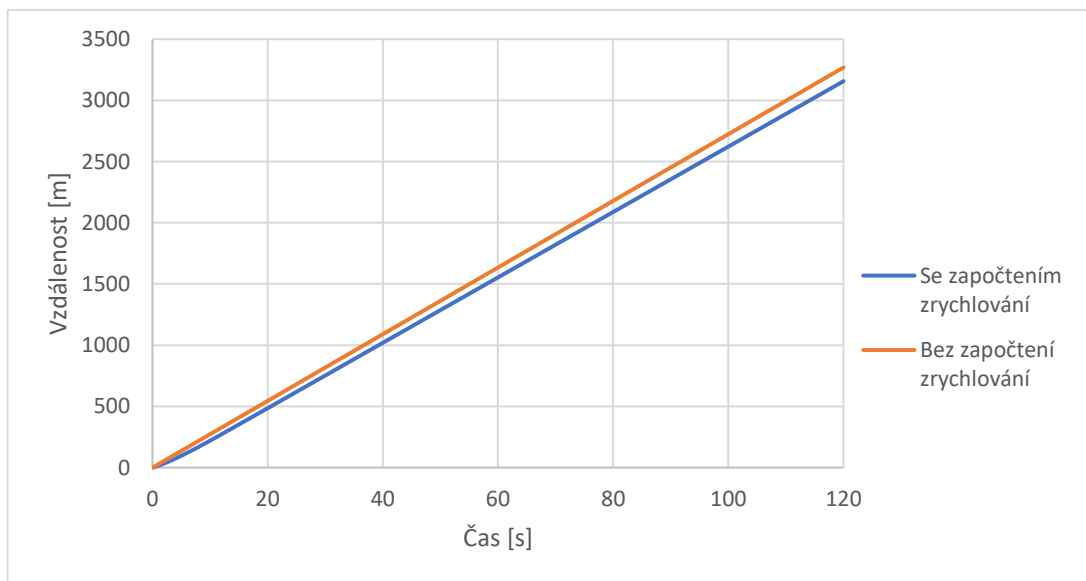
$$\Delta s = v \cdot \Delta t = 27,24 \cdot 120 = 3\,268,8 \text{ m}$$

Tento výsledek však není přesný, jelikož letadlo bude nejdříve zrychlovat na vypočtenou rychlost. Abych zlepšil přesnost výsledku, vytvořím rovnici pro zrychlení.

$$a = \frac{1}{m} \left( F_T - F_o - \frac{w}{v} \cdot F_G \right) \quad (2.2.23)$$

Podobným postupem, jako pro fázi vzletu vynesu závislost dráhy na čase. Touto metodou dostanu uletěnou vzdálenost  $\Delta s = 3\,156,6 \text{ m}$ .

Porovnání průběhu dosažené vzdálenosti pomocí obou metod je vyobrazeno v grafu 6.



Graf 6: Porovnání vypočtených vzdáleností pomocí obou metod

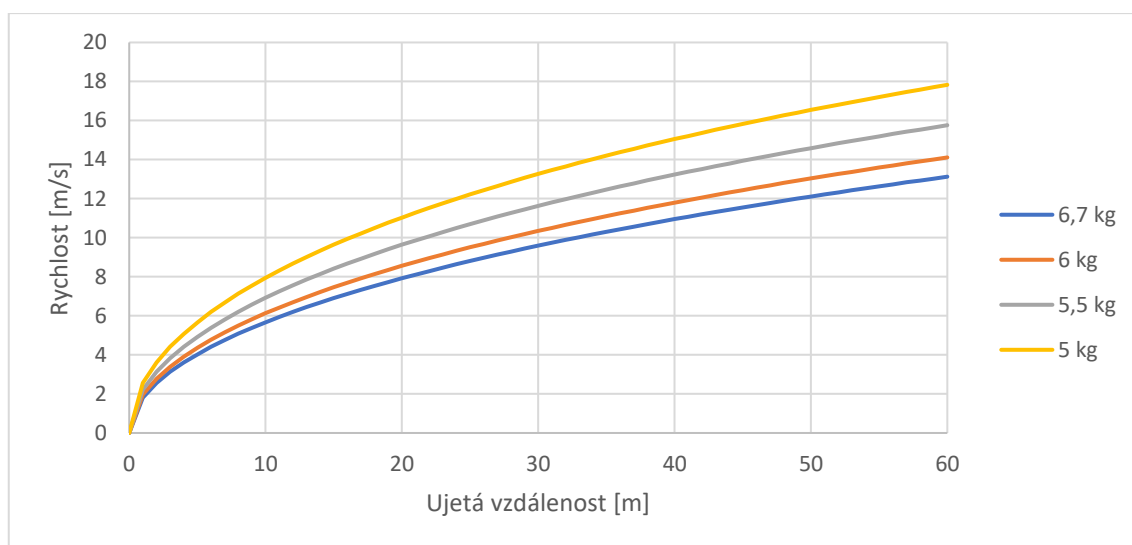
## 2.3 Očekávaný bodový zisk

Pro výpočet bodového zisku musím vzít v potaz body za unesený náklad, které se řídí podle nejlepšího týmu v této oblasti vzorcem:

$$S_{payload} = 1000 \cdot \frac{P_{team}}{P_{max}} \quad (2.3.1) \quad [9]$$

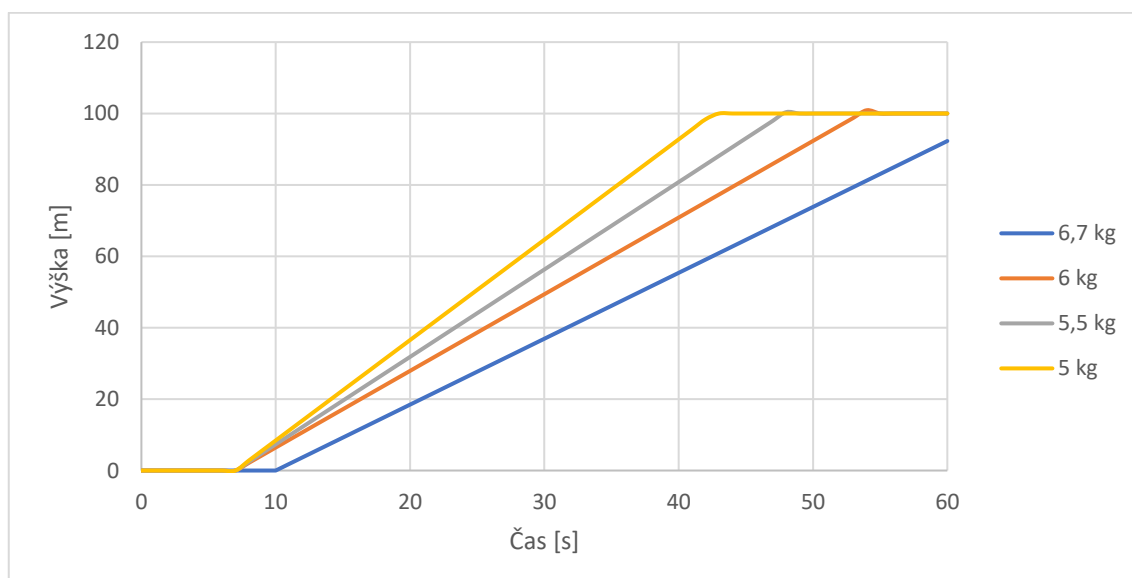
Jelikož jsou ostatní parametry letadla neměnné, můžu maximální bodový zisk určit v závislosti na hmotnosti nákladu. Pro odhad bodového ohodnocení provedu stejné výpočty, jako v kapitole 2.2 pro letouny odlišných hmotností nákladu. Hmotnost nákladu je omezena vzletovou hmotností letounu. Maximální vzletovou hmotnost jsem stanovil na hmotnost použitou při výpočtech, tedy 6,7 kg.

Tuto hmotnost porovnám s třemi dalšími možnostmi naložení nákladu.



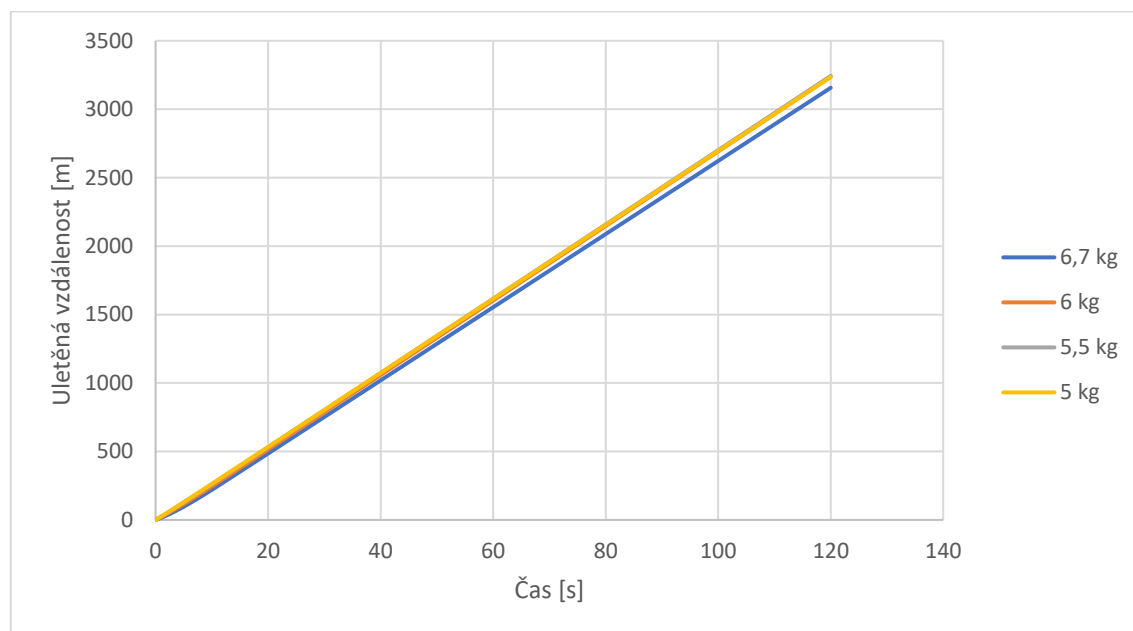
Graf 7: Porovnání fáze vzletu

Postupným snižováním hmotnosti na 5,5 kg dosáhnou možnosti vzletu na dráze 40 m. U hmotností 5,5 kg a 5 kg tedy započítám do výsledků bonusový koeficient 1,1.



Graf 8: Porovnání fáze stoupání

Z grafu 8 je patrné, že letouny s nižší hmotností dosáhnou hranice 100 m a mají možnost dále zrychlovat na této letové hladině. Při závodě tedy musím při hmotnosti 6,7 kg počítat se sníženým hodnocením pro tuto fázi letu.



Graf 9: Porovnání dosažené vzdálenosti

Měřená položka se u jednotlivých variant příliš neliší. Výhoda pro nižší hmotnosti je způsobena vyšší počáteční rychlostí, které bylo dosaženo ve fázi stoupání a vyšší rychlost klesání, která umožňuje větší přispění gravitační síly.

V tabulce níže jsou vynesena hodnocení v jednotlivých etapách závodu a konečná bodová ohodnocení pro různé hmotnosti.

	6,7 kg	6 kg	5,5 kg	5 kg
Náklad	1 000	833	714	595
Před skóre	1 186	1 200	1 200	1 200
Stoupání	986	1 000	1 000	1 000
Měřená položka	973	998	1 000	998
Koeficient za vzlet	1	1	1,1	1,1
Celkem	2 959	2 831	2 985	2 852

Tabulka 1: Porovnání bodového zisku

Jak je z tabulky patrné, uvažovaná varianta dosahuje druhého nejlepšího hodnocení. Důvod pro tento výsledek je započtení bonusu pro start na 40 m. Zlepšení výsledku je možné dosáhnout startem při nižší než doporučené rychlosti. Tento postup je však značně riskantní, jelikož při porušení vzletové dráhy je celý let hodnocený 0 bodů.

Závěrem bych tedy pro konzistentní vysoký bodový zisk doporučil snížení celkové hmotnosti na hodnotu 5,5 kg. Existuje však i možnost letu s vyšším rizikem, kdy se s letounem o hmotnosti 6,7 kg pokusím o vzlet na 40 m. Popřípadě se při této hmotnosti spokojím s možností nižšího bodového zisku. Ve skutečném závodě budou tyto idealizovaná výpočty ovlivněny spoustou vnějších vlivů. Finální výběr zatížení by proto proběhl po zkušebních letech.

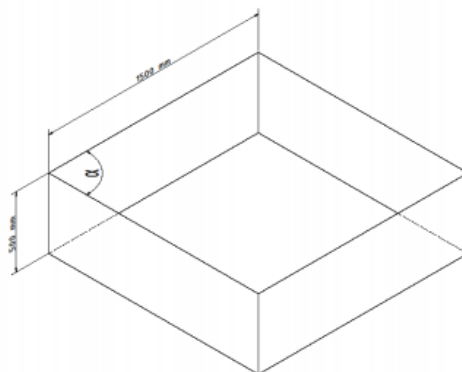
### 3. Stanovení základních technických parametrů soutěžního modelu

V této kapitole se seznámím s pravidly omezujícími návrh samotného letounu. Následně navrhnu základní uspořádání letounu. Hlavním výstupem této kapitoly bude návrh ocasních ploch a výběr komponent pro jejich optimální funkci. Dále pak proběhne pevnostní výpočet navrženého hlavního nosníku. V této kapitole také vytvořím přehled parametrů letounu v jednotlivých fázích letu a na základě přibližného výpočtu spotřebované energie zvolím vhodnou hlavní baterii.

#### Pravidla ovlivňující návrh letounu

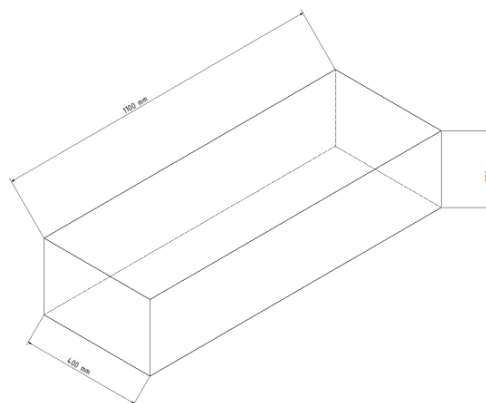
Letoun musí být poháněn pouze jedním předepsaným motorem a jednou z předepsaných tažných vrtulí otáčející se stejnými otáčkami, jako hřídel motoru. Zdrojem energie je hlavní baterie o maximálním napětí 12,6 V. Letadlo musí generovat vztlak pevnými nosnými plochami, nejsou přípustné stroje lehčí než vzduch. [9]

Při návrhu jsou důležitá rozměrová omezení. Letadlo se celé musí vejít do půdorysně kosočtvercového boxu a hraně délky 1 500 mm a výšce 500 mm. Úhel mezi sousedními stěnami není definován. [9]



Obr. 22: Tvar ohraničující prostor pro sestavený letoun

Pro zajištění jednoduché přepravy v rozebraném stavu je předepsán přepravní box, do kterého se musí vejít všechny díly letounu najednou. [9]



Obr. 23: Přepravní box s rozměry

Užitečné zatížení během soutěže jsou sáčky s tekutinou představující krev. Náklad je možno sestavit z libovolného počtu sáčků o hmotnostech 300 g 200 g a 100 g. Minimum je však jeden 300 g sáček. Náklad musí být uložen kompletně uvnitř letounu. Do skóre se počítají pouze nepoškozené sáčky. [9]

## Návrh konceptu a základních parametrů

Návrh konceptu letounu byl předmětem spolupráce s kolegou Pírem, který se zabývá návrhem hlavních nosných ploch.

Z požadavků je patrné, že při návrhu je důležitá snaha o minimalizaci hmotnosti prázdného letounu. Zároveň je důležité brát v potaz maximální možné rozměry dílů pro případ složení do přepravního boxu a rozměry sestaveného letounu.

Na základě rešerše minulých ročníků bylo zvoleno klasické uspořádání letounu.

Předmětem první diskuse bylo uložení nákladu, u kterého se naskýtal dvě možnosti řešení. První možností bylo uložení nákladu do křídla, což by znamenalo menší aerodynamický odpor celého letounu. Nevýhodou tohoto řešení však bylo malé množství prostoru pro náklad a velký moment setrvačnosti během rotace kolem osy x, což by značně ztížilo řízení. Bylo proto zvoleno druhé řešení, kdy je náklad uložen v centroplánu. Toto řešení znamená zvýšení odporu a zmenšení celkové účinné plochy křídla. Výhodou je však možnost převozu většího množství nákladu a uložení nákladu v blízkosti těžiště letounu.

Dále byl proveden výběr podvozku na základě literatury [7]. Výběr byl proveden ze dvou variant vyobrazených na obrázku 24.



Obr. 24: Porovnání konceptů podvozku příďového (vlevo) a s ostruhou (vpravo)

Po dohodě byla vybrána koncepce podvozku s ostruhou. Hlavním důvodem byl nižší aerodynamický odpor, nižší hmotnost a start na neuzpevněné startovní dráze. Při výběru ocasních ploch musím přihlídnout k faktu, že letadlo bude disponovat ostruhou.

Pro první návrh letounu byl proveden hmotový rozbor, který je uveden v [Příloze 5](#). Tento hmotový rozbor byl v průběhu návrhu stále zpřesňován. Nakonec jsem společně s kolegou provedl finální zpřesnění odhadu hmotnosti vytvořením 3D modelu v programu Inventor.

### 3.1 Volba konceptu ocasních ploch v souladu s pravidly soutěže

Jako první zvolím vhodný koncept ocasních ploch na základě poznatků z kapitoly 1.

Jelikož se letadlo musí vejít do zadaného obrazce, bude rameno, na kterém působí ocasní plochy relativně krátké. Pro dostatečnou mohutnost proto musí být zvětšen obsah ocasních ploch. To by však kvůli restrikcím vedlo k dalšímu zmenšení ramene, na kterém ocasní plochy můžou působit. Při návrhu se tedy budu snažit o co největší efektivitu ocasních ploch.

Ze studovaných ploch v kapitole 1.2 se proto zaměřím na ocasní plochy, které nejsou v úplavu křídla a mají co možná nejmenší interferenční odpor.

Ocasní plochy, které tyto podmínky splňují jsou:

Uspořádání do T

Invertované U

Uspořádání do V

Invertované V

Dvouocasé uspořádání do A

Uspořádání do Y

Dalším důležitým omezujícím faktorem je také vybraný podvozek. Jelikož jsme se s kolegou dohodli na podvozku s ostruhou, budou vyloučeny veškeré dvouocasé konfigurace. Dále je vyloučena konfigurace invertované V, jelikož tento podvozek neposkytuje dostatečný prostor pod trupem. Ze stejného důvodu je vyloučena i konfigurace Y. Řešením tohoto problému mohlo být umístění podvozku na kýl, vedoucím práce to však nebylo doporučeno.

Zbývají nám tedy ocasní plochy:

Uspořádání do T

Uspořádání do V

Z těchto dvou variant dostaly přednost ocasní plochy s uspořádáním do V. Jedním z důvodů bylo omezení rozebíratelných spojů, především spoj VOP a SOP u konfigurace do T se jevil jako kritický. Zároveň si od výběru této varianty slibuji menší hmotnost.

Z důvodu namáhání servomotorů byla zamítnuta varianta plovoucích ocasních ploch.

*Finální koncept ocasních ploch je tedy uspořádání do V s pevným kýlem.*

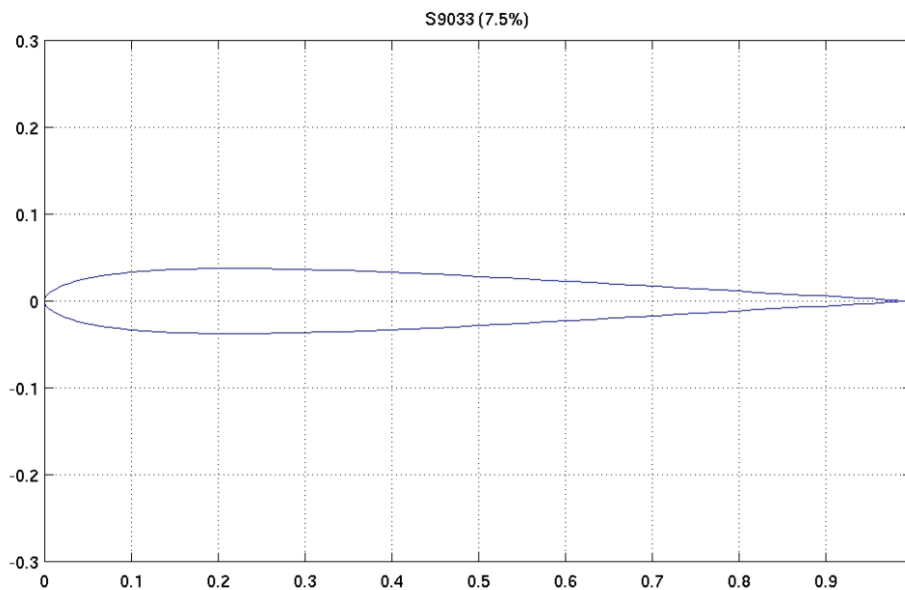
### 3.2 Aerodynamické parametry ocasních ploch

Při aerodynamickém návrhu ocasních ploch začnu výběrem vhodného profilu.

Pro ocasní plochy s uspořádáním do V se zpravidla používá symetrický profil.

Tloušťky profilů se pohybují mezi 5 a 10 % [1]. Mnou zvolený profil s9033 má tloušťkou 7,5 %. Z uvažovaných profilů má tento nejmenší tloušťku. Nižší tloušťky profilu nebyly uvažovány z důvodu rozměrů konstrukčních prvků, především hlavního nosníku. Volba tohoto profilu neumožňuje umístění servomotorů do kýlů. Kormidla tedy budou ovládána z trupu. Toto konstrukční řešení mimo jiné zkrátí délku kabeláže a zjednoduší sestavování a rozebírání letounu. Při volbě profilu jsem se rozhodl pro variantu s tloušťkou 7,5 % také z důvodu snížení odporu ocasních ploch.





Obr. 25: Vybraný profil ocasních ploch

Po výběru profilu následuje určení rozměrů a tvaru. Tato část návrhu je z velké části řízena rozměrovými omezeními sestaveného letounu. Při určování rozměrů budu nejprve postupovat stejně, jako při návrhu konvenčních ocasních ploch.

Nejprve budu vycházet ze vzorce, kterým se určuje mohutnost VOP.

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} \cdot S_{HT}}{\bar{c} \cdot S} \quad (3.2.1) \quad [7]$$

Hodnota mohutnosti VOP je v literatuře [1] doporučena volit v intervalu (0,45 – 0,89) v literatuře [7] je doporučená hodnota pro většinu a podomácku vyráběná letadla 0,5. Hodnoty mohutnosti se však u malých letadel běžně volí i nižší. Pro tento návrh volím hodnotu  $V_{HT} = 0,4$ . Toto snížení si můžu dovolit i z důvodu snížení účinné plochy křídla způsobené přidáním centroplánu.

$S$  ve vzorci představuje obsah hlavních nosných ploch. Plocha je volena stejně, jako v kapitole 2.2  $S = 0,747 \text{ m}^2$ . Fakt, že finální obsah hlavních nosných ploch bude menší je zohledněn ve výběru nižší hodnoty mohutnosti.

$l_{HT}$  je rameno, na kterém ocasní plochy působí. Tedy vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla a aerodynamickým středem VOP. Ve vzorci je tato hodnota částečně proměnná. Po řadě výpočtů jsem tento rozměr ustálil na  $l_{HT} = 0,65 \text{ m}$ .

$\bar{c}$  označuje délku střední aerodynamické tětiny hlavních nosných ploch. Lze běžně určit pomocí rovnice (3.2.2).

$$\bar{c} = \frac{1}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy \quad (3.2.2) \quad [22]$$

Jelikož jsem však vytvořil model křídla v programu XFLR5. Odečtu rozměr střední aerodynamické tětiny z tohoto modelu. Získám  $\bar{c} = 0,34 \text{ m}$ .

$S_{HT}$  je obsah VOP. V tomto případě je to veličina, kterou chceme určit.  $S_{HT}$  tedy vyjádřím z rovnice (3.2.1) a dosadím:

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} \cdot \bar{c} \cdot S}{l_{HT}} = \frac{0,4 \cdot 0,34 \cdot 0,747}{0,65} = 0,156 \text{ m}^2$$

Postup budu opakovat u vzorce, kterým se počítá mohutnost SOP.

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} \cdot S_{VT}}{b_{REF} \cdot S} \quad (3.2.3) \quad [7]$$

Mohutnost SOP  $V_{VT}$  budu opět volit dle doporučení. Literatura [1] uvádí interval (0,039 – 0,02) stejný interval doporučených hodnot můžeme získat pro uvažování větroně a podomácku vyrobeného letounu i v literatuře [7]. Pro další výpočet volím mohutnost z tohoto intervalu  $V_{VT} = 0,027$ .

$b_{REF}$  je v tomto vzorci rozpětí hlavních nosných ploch. Tato veličina je opět dána návrhem a je rovna  $b_{REF} = 2,19 \text{ m}$ .

$l_{VT}$  je rameno, na kterém SOP působí. U ocasních ploch do V je velikost ramen SOP a VOP shodná  $l_{VT} = l_{HT} = 0,65 \text{ m}$ .

Obsah hlavních nosných ploch  $S$  je stejně jako v předchozím vzorci roven  $S = 0,747 \text{ m}^2$ .

Obsah SOP  $S_{VT}$  vyjádřím z rovnice (3.2.3) a dosazením dopočítám.

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} \cdot b_{REF} \cdot S}{l_{VT}} = \frac{0,027 \cdot 2,19 \cdot 0,747}{0,65} = 0,068 \text{ m}^2$$

Nyní znám obsahy průmětů ocasních ploch do vodorovné a svislé roviny. Na první pohled by se mohlo zdát, že plochu skutečné ocasní plochy můžu jednoduše vypočítat z Pythagorovi věty, jako je uvedeno v rovnici (3.2.4). A úhel vzepětí určit pomocí trigonometrie podle rovnice (3.2.5).

$$S_C = \sqrt{S_{HT}^2 + S_{VT}^2} \quad (3.2.4)$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{S_{VT}}{S_{HT}}\right) \quad (3.2.5)$$

Zdroj [6] však uvádí, že aby se efektivita průmětů ocasních ploch do V rovnala efektivním rozměrům ocasních ploch klasického uspořádání, je potřeba, aby byly průměty ocasních ploch do V vypočteny ze vzorců (3.2.6) a (3.2.7).

$$S_{HT} = S_C \cdot \cos^2 \gamma \quad (3.2.6) \quad [6]$$

$$S_{VT} = S_C \cdot \sin^2 \gamma \quad (3.2.7) \quad [6]$$

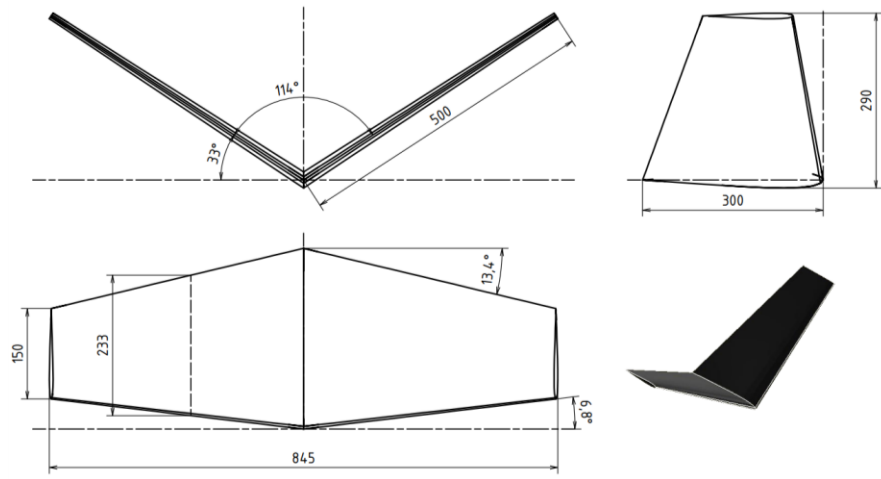
Z rovnic (3.2.6) a (3.2.7) pak odvozením získám vzorec pro výpočet úhlu vzepětí, do kterého dosadím.

$$\gamma = \arctg\left(\sqrt{\frac{S_{VT}}{S_{HT}}}\right) = \arctg\left(\sqrt{\frac{0,067}{0,158}}\right) = 33^\circ$$

Odvozením z rovnic (3.2.6) a (3.2.7) rovněž získám vzorec pro potřebný obsah ocasní plochy.

$$S_C = S_{HT} + S_{VT} = 0,156 + 0,068 = 0,224 \text{ m}^2$$

Nyní znám celkový obsah ocasních ploch. Při určení tvaru bylo zásadní dodržení rozměrových omezení a udržení rozumné štíhlosti ocasní plochy. Po řadě návrhů jsem se rozhodl pro koncepci na obrázku 26.



Obr. 26: Koncept ocasních ploch

Navržený tvar ocasních ploch má obsah  $S_c = 0,225 \text{ m}^2$ . Tento obsah zaručuje dodržení hodnot mohutností.

Pro vybrané ocasní plochy určím zúžení a štíhlost.

$$\eta = \frac{c_k}{c_0} = \frac{0,15}{0,3} = 0,5 \quad (3.2.8) \quad [7]$$

$$\lambda = \frac{b_T^2}{S_c} = \frac{1^2}{0,225} = 4,44 \quad (3.2.9) \quad [7]$$

Dosažená štíhlost je relativně nízká. To je způsobeno omezenými rozměry půdorysu ocasních ploch.

Abych si ověřil funkčnost navržených ocasních ploch, provedu analýzu statické podélné stability letounu, jelikož zajištění podélné stability je jedním z hlavních úkolů ocasních ploch. Výstupem z této fáze návrhu by mělo být mimo ověření stability také určení intervalu, ve kterém by se mělo pohybovat těžiště. Krajiní body tohoto intervalu se nazývají přední a zadní centráž a jsou udávány v procentech střední aerodynamické tětiny.

U letounu jsem analýzou v programu XFLR5 našel neutrální bod. Neutrální bod se vyznačuje tím, že pokud je v něm umístěno těžiště, součinitel klopivého momentu není závislý na úhlu náběhu ani součiniteli vztlaku. Od tohoto bodu zvolím vzdálenost těžiště na základě doporučení velikosti těžištní zásoby. Dle zdroje [11] je těžištní zásoba běžně volena v rozsahu 3-15% střední aerodynamické tětiny. Pro účely této práce volím rozsah těžištní zásoby 10-15% střední aerodynamické tětiny. Do rovnice (3.2.9) dosazuji vzdálenosti od náběžné hrany.

$$\Delta x_c = \frac{x_{NP} - x_G}{\bar{c}} \quad (3.2.9) \quad [22]$$

Pro těžištní zásobu 15 % vyjádřím polohu těžiště z rovnice (3.2.9) do rovnice a dosadím.

$$x_G = x_{NP} - \Delta x_c \cdot \bar{c} = 0,241 - 0,15 \cdot 0,34 = 0,190 \text{ m}$$

Pro těžištní zásobu 15 % je tedy poloha těžiště od náběžné hrany  $x_G = 190 \text{ mm}$ .

Pro toto umístění těžiště dopočítám centráž.

$$SAT = \frac{x_G - x_0}{\bar{c}} = \frac{0,190 - 0,106}{0,34} = 0,247 \quad (3.2.10) \quad [22]$$

Přední centráž letounu je tedy v 24,7% střední aerodynamické tětiny.

Pro těžištní zásobu 10 % opět vyjádřím polohu těžiště z rovnice (3.2.9) a dosadím.

$$x_G = x_{NP} - \Delta x_c \cdot \bar{c} = 0,241 - 0,10 \cdot 0,34 = 0,207 \text{ m}$$

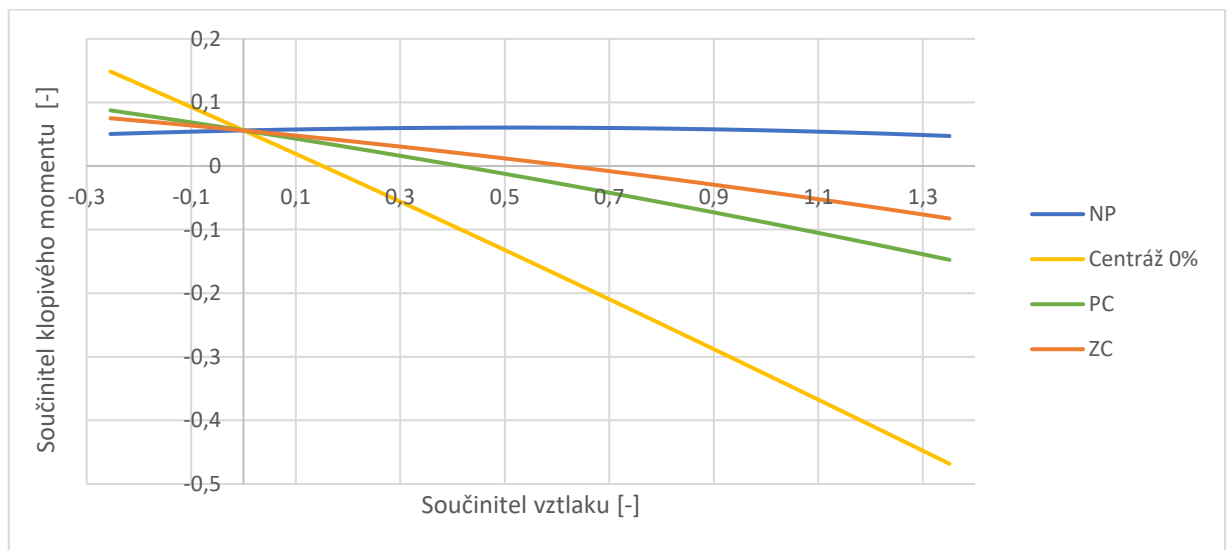
Pro těžištní zásobu 10 % je tedy poloha těžiště od náběžné hrany  $x_G = 207 \text{ mm}$ .

Pro toto umístění těžiště dopočítám z rovnice (3.2.10) centráž.

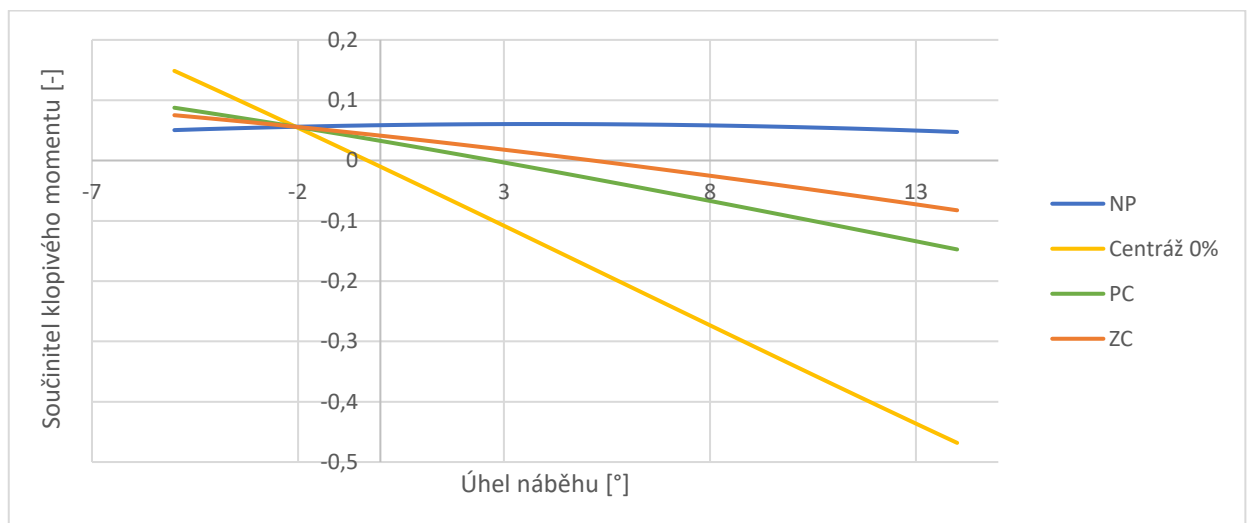
$$SAT = \frac{x_G - x_0}{\bar{c}} = \frac{0,207 - 0,106}{0,34} = 0,297$$

Zadní centráž letounu je tedy v 29,7 % střední aerodynamické tělvy.

Pro zvolené hranice intervalu umístění těžiště vynesu v grafech 10 a 11 závislosti klopivého momentu. Do grafů jsem pro referenci přidal křivky pro těžiště umístěné v neutrálním bodě a v 0% střední aerodynamické tělvy.



Graf 10: Závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku



Graf 11: Závislost součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu

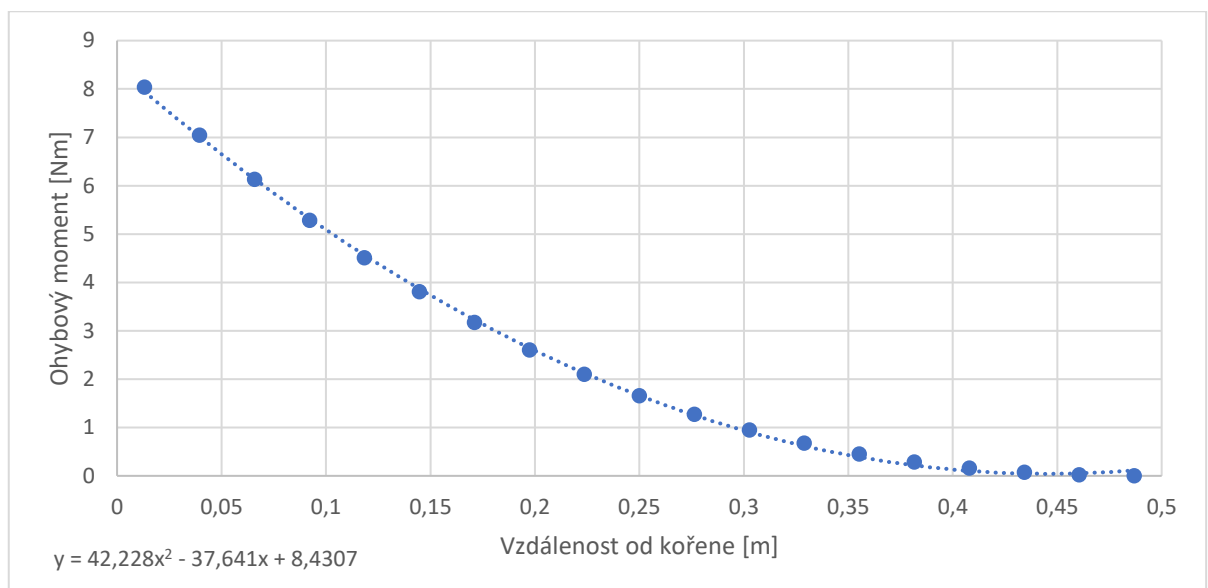
Podmínkou podélné stability je klesající průběh závislosti součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu a kladný součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku. Jak je z grafů 10 a 11 patrné, zvolené krajní body intervalu těžiště obě tyto podmínky splňují.

### 3.5 Kontrola namáhání hlavního nosníku ocasní plochy

Hlavní nosník ocasních ploch je namáhán především vztlakovou silou ocasních ploch. Vztlaková síla se projeví jako spojitě zatížení. Dále je namáhán silou odporovou, která je zhruba desetkrát menší než síla vztlaková. Při výpočtu zanedbám tíhovou sílu. Dále zanedbávám sílu způsobenou vychylováním kormidel. Síla od kormidel způsobuje na nosníku nejen ohybový, ale také kroutící moment. Důvodem zanedbání je obtížnost určení této síly. Její účinky budou zohledněny zvýšením koeficientu bezpečnosti.

Abych získal informace o zatížení nosníku ocasních ploch, provedl jsem analýzu v programu XFLR5.

Z analýzy ocasních ploch byl získán průběh ohybového momentu, následně tento průběh vynesu do grafu a získám funkční závislost.



Graf 12: Průběh ohybového momentu podél nosníku

Z aproximační rovnice grafu 12 přepíšu funkční závislost průběhu ohybového momentu.

$$M_o(x) = 42,228 \cdot x^2 - 37,641 \cdot x + 8,4307$$

Obecně se maximální ohybové napětí vypočte ze vzorce (3.5.1).

$$\sigma_{max}(x) = \frac{M_o(x)}{W_o(x)} \quad (3.5.1)$$

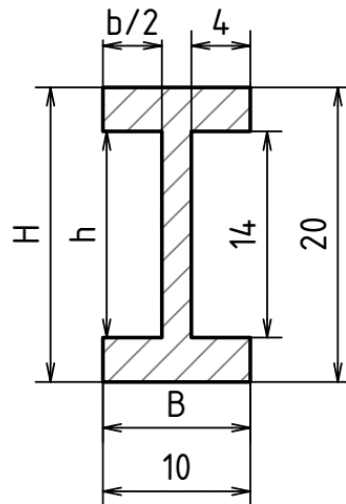
Pro navrhovaný nosník volím I profil. Průřezový modul v ohybu se u tohoto profilu obecně vypočte ze vzorce (3.5.2)

$$W_o = \frac{B \cdot H^3 - b \cdot h^3}{6 \cdot H} \quad (3.5.2)$$

Pro ušetření hmotnosti navrhu postupné zmenšování průřezu. Pro mnou navržený lineárně zužující nosník se bude průřezový modul v ohybu řídit rovnicí (3.5.3).

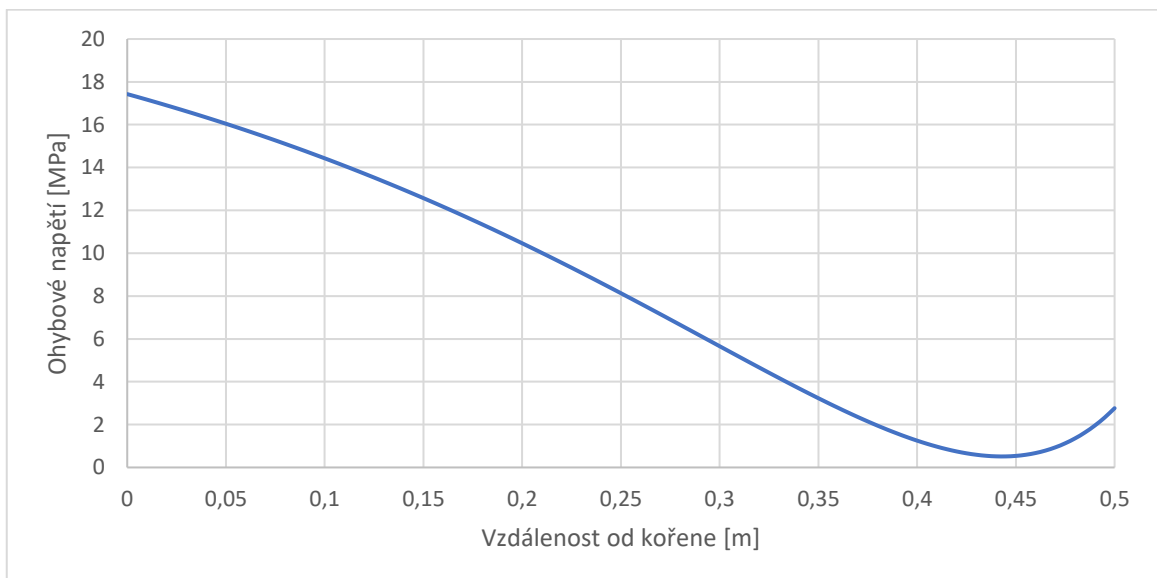
$$W_o(x) = \frac{B \cdot (1-x) \cdot [H \cdot (1-x)]^3 - b \cdot (1-x) \cdot [h \cdot (1-x)]^3}{6 \cdot H \cdot (1-x)} \quad (3.5.3)$$

Popis navrženého nosníku s konstantami B, H, b a h je na obrázku 27.



Obr. 27: Řez navrženým nosníkem u kořene křídla

Průběh momentu a průběh průřezového modulu dosadím do rovnice (3.5.1) a pro hodnoty  $x$  z intervalu délky ocasní plochy dopočítám průběh maximálního napětí.



Graf 13: Průběh maximálního ohybového napětí

Zkontroluji, zda průběh maximálního ohybového napětí v grafu 13 nepřesáhne maximální dovolené napětí v ohybu. Dovolené napětí získám pro smrkové dřevo ze zdroje [14], kde uvedenou pevnost v ohybu podělím koeficientem bezpečnosti  $k = 2$ . Jako výsledek získám  $\sigma_D$ .

$$\sigma_{max} \leq \sigma_D = 20,8 \text{ MPa}$$

Na první pohled je patrné, že navržený nosník nepřesahuje dovolené napětí, a proto je shledán jako vyhovující.

Na závěr této kapitoly bych rád poznamenal, že růst maximálního ohybového napětí v grafu 13 v oblasti minima je způsoben nepřesností aproximační funkce průběhu ohybového momentu.

### 3.6 Provozní parametry letounu v jednotlivých fázích soutěžního letu

Rozdělení na fáze letu je obdobné kapitole 2.2. Parametry vrtule jsou pro všechny fáze letu odečteny z Přílohy 6. Příkon motoru získám podílem výkonu vrtule a účinnosti motoru. Účinnost motoru je stanovím dle zdroje [12] na 78 %. Tato hodnota nemusí být pro vysoké a nízké proudy odpovídající a je volena jako teoretická hodnota pro výpočty. Zpřesnění hodnot provozních parametrů bych provedl v navazující studii pomocí praktickým měření.

#### Fáze vzletu:

Během fáze vzletu bude letoun nerovnoměrně zrychlovat. Letoun tedy v této fázi nemá ustálené parametry. Můžu však vynesť parametry pro začátek, místo v průběhu a konec fáze vzletu. Data pro tuto fázi čerpám z Přílohy 2.

Místo v průběhu	Start	Po 10 m	Konec
Náběžná rychlost	0 m/s	5,67 m/s	13,13 m/s
Rychlost stoupání	0 m/s	0 m/s	1,73 m/s
Zrychlení	1,65 m/s <sup>2</sup>	1,57 m/s <sup>2</sup>	0 m/s <sup>2</sup>
Úhel náběhu	10°	7°	8°
Vztlaková síla	0 N	11,45 N	61,37 N
Odpor (celkem)	0 N	5,18 N	4,51 N
Tah	16,3 N	15,68 N	13,23 N
Výkon vrtule	327,7 W	323 W	305,8 W
Otáčky vrtule	10 000 ot/min	10 000 ot/min	10 000 ot/min
Moment vrtule	0,31 Nm	0,31 Nm	0,29 Nm
Příkon motoru	420,1 W	414,1 W	392,1 W
Napájecí proud	37,8 A	37,3	35,3 A
Doba vzletu	8 s		

Tabulka 2: Provozní parametry během vzletu

#### Fáze stoupání:

Během fáze stoupání nejprve letoun zrychluje na optimální rychlost. Během zrychlování nemá letoun ustálené parametry.

t	v	a	Ft	Fo
0	13,13	1,30	13,23	4,51
1	14,43	1,07	12,64	5,45
2	15,50	0,87	12,13	6,29

Tabulka 3: Přehled zrychlení na optimální rychlost pro stoupání

Následně stoupá při rovnovážném letu. Data do tabulky 4 čerpám z Přílohy 3.

Rychlost stoupaní	1,85 m/s
Náběžná rychlost	15,69 m/s
Úhel náběhu	5°
Úhel stoupaní	6,75°
Vztlaková síla	68,6 N
Odstředivá síla	19,72 N
Odpor	4,3 N
Poloměr zatáčení	83,67 m
Přetížení	0,3 G
Úhel náklonu	16,7°
Tah	12,03 N
Výkon vrtule	292,7 W
Otáčky vrtule	10 000 ot/min
Moment vrtule	0,28 Nm
Příkon motoru	375,3 W
Napájecí proud	33,8 A
Doba stoupaní	50 s
Spotřeba	469,4 mAh

Tabulka 4: Provozní parametry během stoupaní

#### Fáze dálkového letu:

Pro případ uvažování zrychlení nemá letoun v této fázi ustálené parametry. Pokud budu uvažovat rovnovážný let, můžu sestavit tabulku 5.

Rychlost klesání	0,6 m/s
Náběžná rychlost	27,24 m/s
Úhel náběhu	-0,5°
Úhel klesání	1,3°
Vztlaková síla	99,2 N
Odstředivá síla	74,3 N
Odpor	6,59 N
Poloměr zatáčení	66,9 m
Přetížení	1,13 G
Úhel náklonu	48,5°
Tah	5,14 N
Výkon vrtule	148,9 W
Otáčky vrtule	10 000 ot/min
Moment vrtule	0,14 Nm
Příkon motoru	190,9 W
Napájecí proud	17,2 A
Doba fáze	120 s
Spotřeba za fázi	573 mAh

Tabulka 5: Provozní parametry během měřené položky



### 3.7 Energetická bilance zvoleného zdroje propulzní energie

Výstupem z této kapitoly je určení množství odebrané energie z akumulátorů během letu. Z této hodnoty pak budu vycházet při výběru vhodné velikosti akumulátoru.

Pro zjištění spotřebované energie během celého letu využiji data získaná v kapitole 3.6. Tento výpočet spotřeby energie je jen přibližný. Použiji proto data pro ustálené hodnoty parametrů. Pro fázi vzletu, kde ustálený stav nenastává použiji napájecí proud na startu.

Pro fázi startu vypočítám:

$$K_1 = I_1 \cdot t_1 = 37,8 \cdot 8 = 302 \text{ As}$$

Pro fázi stoupání platí:

$$K_2 = I_2 \cdot t_2 = 33,8 \cdot 50 = 1\,690 \text{ As}$$

Pro fázi dálkového letu vypočítám:

$$K_3 = I_3 \cdot t_3 = 17,2 \cdot 120 = 2\,064 \text{ As}$$

Potřebnou kapacitu baterie zjistím sečtením spotřebované energie v jednotlivých fázích a převodem na mAh.

$$K_c = K_1 + K_2 + K_3 = 302 + 1\,690 + 2\,064 = 4\,056 \text{ As} = 1\,127 \text{ mAh}$$

Do výpočtů nebyla zahrnuta energie potřebná k přistání a účinnosti regulátoru a baterie. Kapacitu baterie proto volím se značnou rezervou. Pro účely návrhu byla vybrána baterie FOXY G3-2 600 mAh o hmotnosti 225 g. [26]



Obr. 28: Baterie FOXY G3

Pro tuto baterii dopočítám zbytek kapacity po dokončení závodního okruhu.

$$K_z = K_B - K_c = 2\,600 - 1\,127 = 1\,473 \text{ mAh}$$

Zbylou kapacitu můžu také vyjádřit procentuálně.

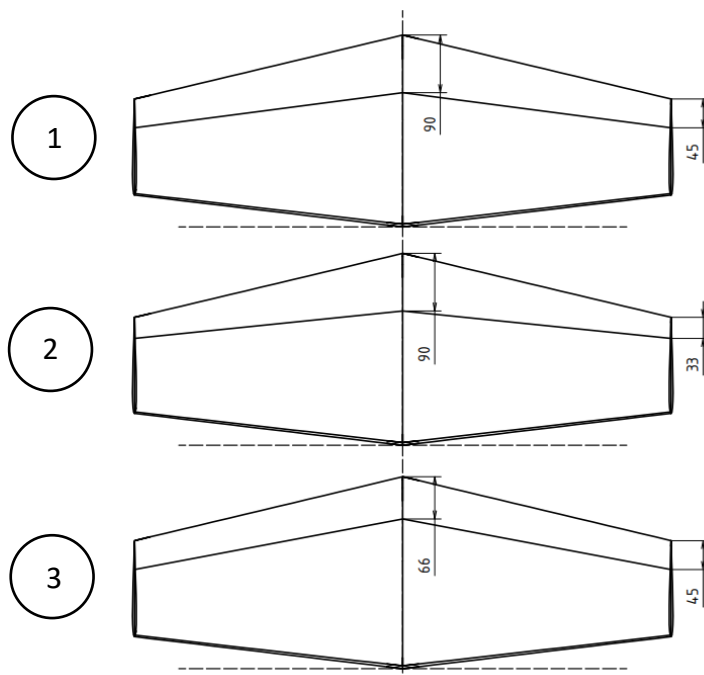
$$K_{zp} = \frac{K_z}{K_B} \cdot 100 = \frac{1473}{2\,600} \cdot 100 = 56,6 \%$$

I přes relativně velký zbytek kapacity jsem se rozhodl dále nesnižovat celkovou kapacitu baterie. Další snížení kapacity by nepřineslo výraznou úsporu hmotnosti. Při dalším zkoumání by pro baterii byla změřena charakteristika a podle té by byl dále upraven výběr.

### 3.8 Přehled řídicích ploch, přehled řídicí a ovládací palubní technologie

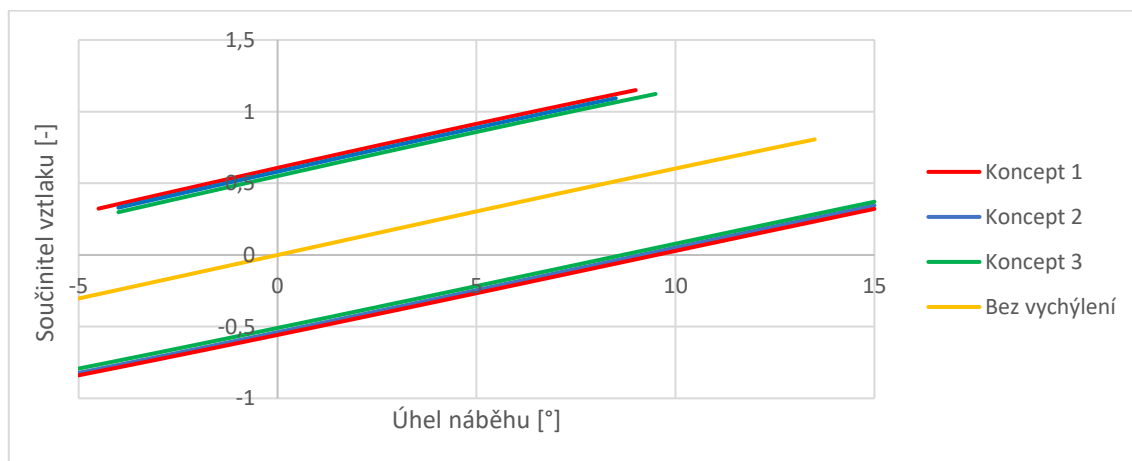
Řídicí plochy navrženého letounu budou křídélka na hlavních nosních plochách sloužící ke klonění kolem podélné osy letounu a pohyblivá kormidla ocasních ploch, které budou zajišťovat funkci směrového i výškového kormidla.

Literatura [1] doporučuje rozměry kormidla VOP mezi 22-30 % střední hloubky kýlu. U SOP by mělo kormidlo zasahovat až do 33 % střední hloubky. U ocasních ploch do V plní kormidlo funkci SOP i VOP. Pro rozsah 22-30 % navrhnu tři možné varianty směrových kormidel a pomocí analýzy v programu XFRL5 porovnám jejich parametry.

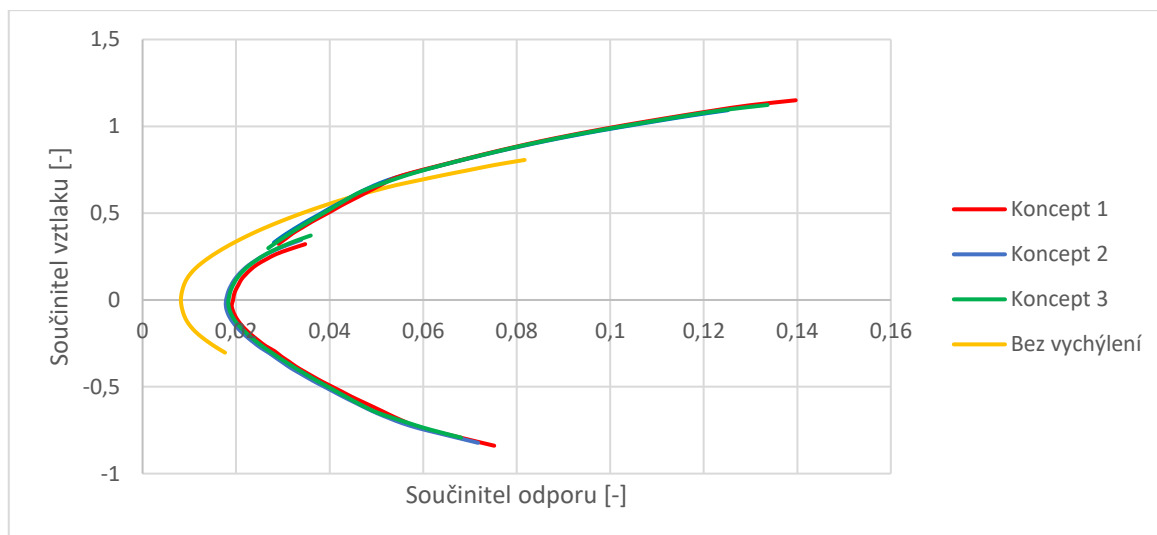


Obr. 29: Uvažované koncepce směrových kormidel

Na obrázku 29 jsou vyobrazeny uvažované koncepce směrových kormidel s označením krajních rozměrů. V grafech níže jsou vyneseny poláry pro vychýlení kormidel  $\pm 12^\circ$ . Volbu vhodného konceptu učiním na základě největšího rozdílu součinitelů vztlaků ocasních ploch pro kladné a záporné vychýlení kormidel. Větší rozdíl součinitelů vztlaku umožní nižší úhel vychylování směrového kormidla při manévrech, což povede k nižšímu odporu.



Graf 14: Závislosti součinitele vztlaku na úhlu náběhu pro koncepty směrových kormidel při vychýlení  $12^\circ$



Graf 15: Závislosti součinitele vztlaku na součiniteli odporu pro koncepty směrových kormidel při vychýlení 12°

Z grafů je patrné, že v aerodynamických výkonech se jednotlivé koncepce příliš neliší. Přesto z grafu vychází jako nejlepší varianta koncepce 1. To není příliš překvapující, jelikož v této koncepci má směrové kormidlo největší plochu.

Pro zajištění ovladatelnosti pohyblivých kormidel na ocasních plochách budou použita dva totožné servomotory o hmotnosti 10 g. Konkrétně se jedná o servomotor Futaba S3777SV, který má při napětí 7,4 V tah 2,6 kg/cm. Důležitým aspektem výběru byly kovové převody serva a nízká hmotnost. Servomotory byly vybrány na základě doporučení a odhadu. Nebyla u nich provedena kontrola na dostatečnost. Tato kontrola by byla provedena při hlubším zkoumání daného konceptu. [27]



Obr. 30: Servomotor Futaba S3777SC (vlevo) a servomotor SAVOX SV-1250MG (vpravo)

Velikost křidélek hlavních nosních ploch je předmětem práce kolegy Píra. Do tohoto přehledu přebírám informace do přehledu.

Křídélka hlavních ocasních ploch budou stejně jako směrová kormidla poháněna dvěma servomotory. V tomto případě se bude jednat o servomotory SAVOX SV-1250MG HiVolt DIGITAL. Hmotnost jednoho servomotoru je 29,6g a při napětí 7,4 V poskytuje tah 8 kg/cm. Stejně jako servomotory směrových kormidel mají vybrané servomotory křidélek kovové převody. Ani pro tyto servomotory nebyla provedena kontrola dostatečnosti. [28]

Přijímač vyberu na základě požadavků pravidel a nároků navrženého ovládání letounu. Pravidla požadují přijímač o frekvenci 2,4 GHz a s funkcí fail-safe. Navržené ovládání letounu vyžaduje šest kanálů. Čtyři pro ovládání servomotorů, jeden pro napájení a jeden kanál pro regulátor motoru.

Přijímač OPTIMA 6 2.4GHz má váhu 15g, malé rozměry a všechny předepsané požadavky splňuje. Byl tedy zvolen jako optimální řešení. [29]



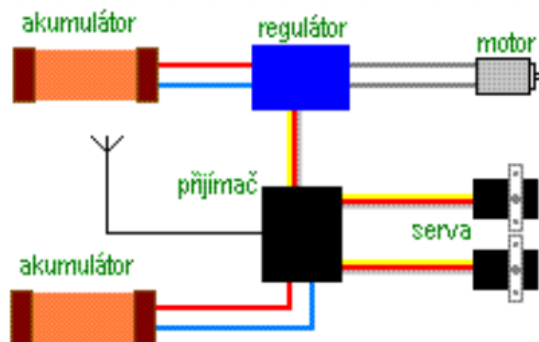
Obr. 31: Přijímač OPTIMA

Přijímač a servomotory musí být opatřeny nezávislou baterií. Pravidla soutěže doporučují baterii 2s Li-Po a nařizují kapacitu alespoň 600 mAh. Na základě těchto parametrů jsem našel komerčně dostupnou baterii VTEC LiPo Expert line 600 mAh. Váha této baterie je 36 g. [30]



Obr. 32: Bateriový článek VTEC LiPo

Zvolené prvky budou zapojeny podle schématu na obrázku 34. Jediným rozdílem je zapojení čtyř servomotorů namísto vyobrazených dvou.



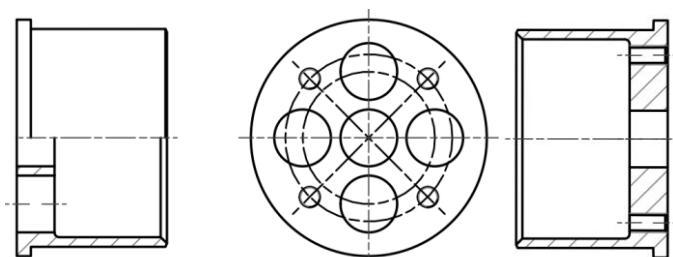
Obr. 33: Schéma zapojení ovládací palubní technologie

Vybrané ovládací prvky budou umístěny v centroplánu. Konkrétní umístění jednotlivých prvků je předmětem studie kolegy Píra.

## 4. Studie ocasních ploch – konstrukční část

Předmětem konstrukční části je návrh ocasní sekce letounu, která bude napojena na centroplán navržený kolegou. Výstupem této kapitoly bude 3D model ocasní sekce. Do práce umístím pohledové náhledy na jednotlivé navržené součásti a vysvětlím postup návrhu a sestavení ocasní sekce.

Po dohodě bude spoj s centroplánem realizován šroubovými spoji. Konkrétně jsem zvolil čtyři šrouby M4. V centroplánu budou šrouby dosedat na příčku z hliníku. V ocasní sekci budou zašroubované do speciálně navrženého dílu. Tento díl bude s trupem spojen pomocí lepeného spoje. Jak je vidět na obrázku 34, mimo čtyři díry se závitem je díl opatřen také pěti průchozími otvory. Tyto otvory plní funkci úspory hmotnosti. Pro tento díl je uvažovaným materiálem dural. Technologii výroby by v tomto případě bylo obrábění na soustruhu a následné vyvrtání předepsaných otvorů.



Obr. 34: Navržený spojovací díl

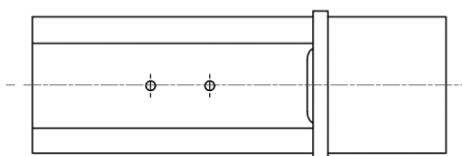
Trup ocasní sekce letounu bude převážně z kupované trubky z uhlíkových vláken o vnějším průměru 50 mm a tloušťce stěny 2 mm. Volbu kupované součásti jsem provedl z důvodu lepší kontroly kvality a únosnosti tohoto dílu, jelikož se jedná o důležitý silový spoj. Při dalším zkoumání bych provedl testy pevnosti a naskýtá se možnost použití trubky s tloušťkou stěny jen 1 mm, což by mělo za následek snížení hmotnosti ocasní sekce.

K trubce budou lepenými spoji připevněny dva navržené díly. Z jedné strany se bude jednat o spojovací díl popsany výše, ze strany druhé bude s trubkou spojen díl sloužící k upevnění ocasních ploch. Celou sestavou trupu bude vedena kabeláž pro ovládání servomotorů.



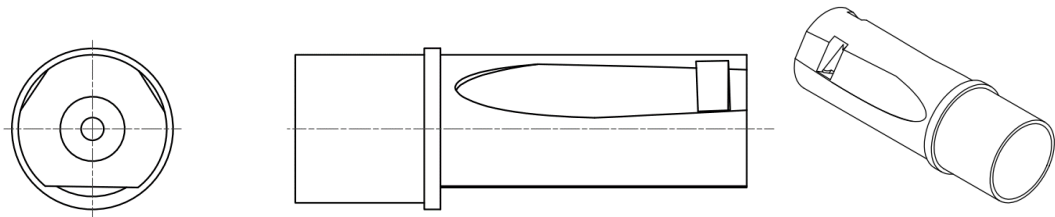
Obr. 35: Sestava trupu ocasní sekce

Spojení ocasních ploch a trupu zajišťuje k tomu navržená součást. Na spodní straně je součást opatřena dvěma otvory pro upevnění kupované ostruhy. Do těchto otvorů budou umístěny závitové vložky pro šrouby M4. To zajistí snazší rozebíratelnost spoje při skládání a rozebírání letounu. Na obrázku 36 je také vidět otvor určený k vedení kabeláže.



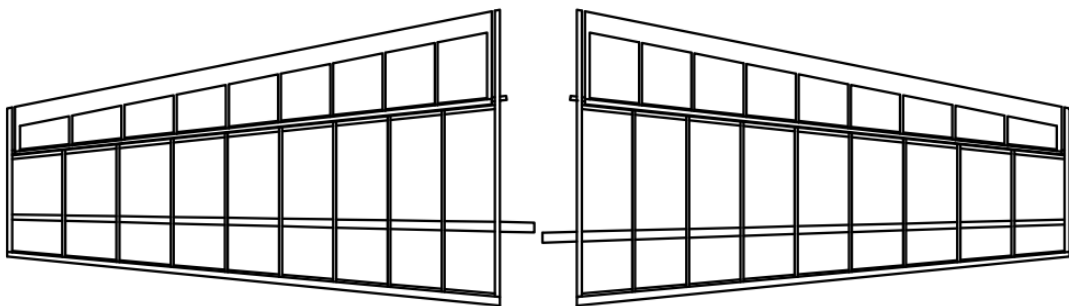
Obr. 36: Pohled s otvory pro uchycení ostruhy

Ocasní plochy budou se součásti spojeny nasunutím hlavního nosníku do předem připravených otvorů. Navržená součást je tvarově složitá, jelikož ocasní plochy musí mít pro zajištění stability úhel náklonu o velikosti  $-2^\circ$ . Axiální zajištění nosníků je řešeno lícovaným šroubem, který lze zašroubovat do závitové vložky umístěné v díře v ose dílu.



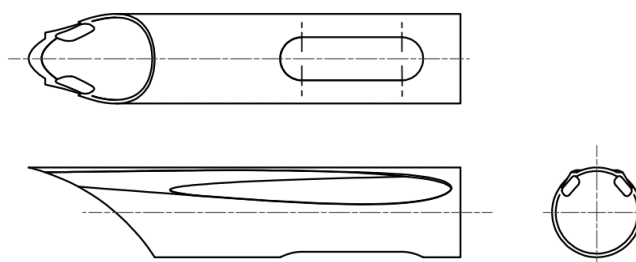
Obr. 37: Podoba navržené součásti

U ocasních ploch jsem volil dřevěnou konstrukci s tenkým potahem. Pro snazší upevnění do trupu jsou hlavní nosníky navzájem posunuté. Tloušťku a vzdálenost žebek jsem volil na základě odhadu. Při dalším zkoumání by konstrukce jistě prošla dalšími úpravami. Směrová kormidla jsou uchycena vždy v posledních žebrech pomocí os. Jejich ovladatelnost zajišťují vybrané servomotory umístěné v trupu. Jelikož nebyly určeny maximální výchylky směrových kormidel, nebude u nich provedena korekce proti kolizi. Tato korekce by byla provedena v případné navazující studii. Konkrétní umístění servomotorů nebylo vzhledem k tvarové náročnosti spoje realizováno. Toto určení by, stejně jako korekce směrových kormidel, proběhlo v navazující studii, popřípadě při samotné výrobě.



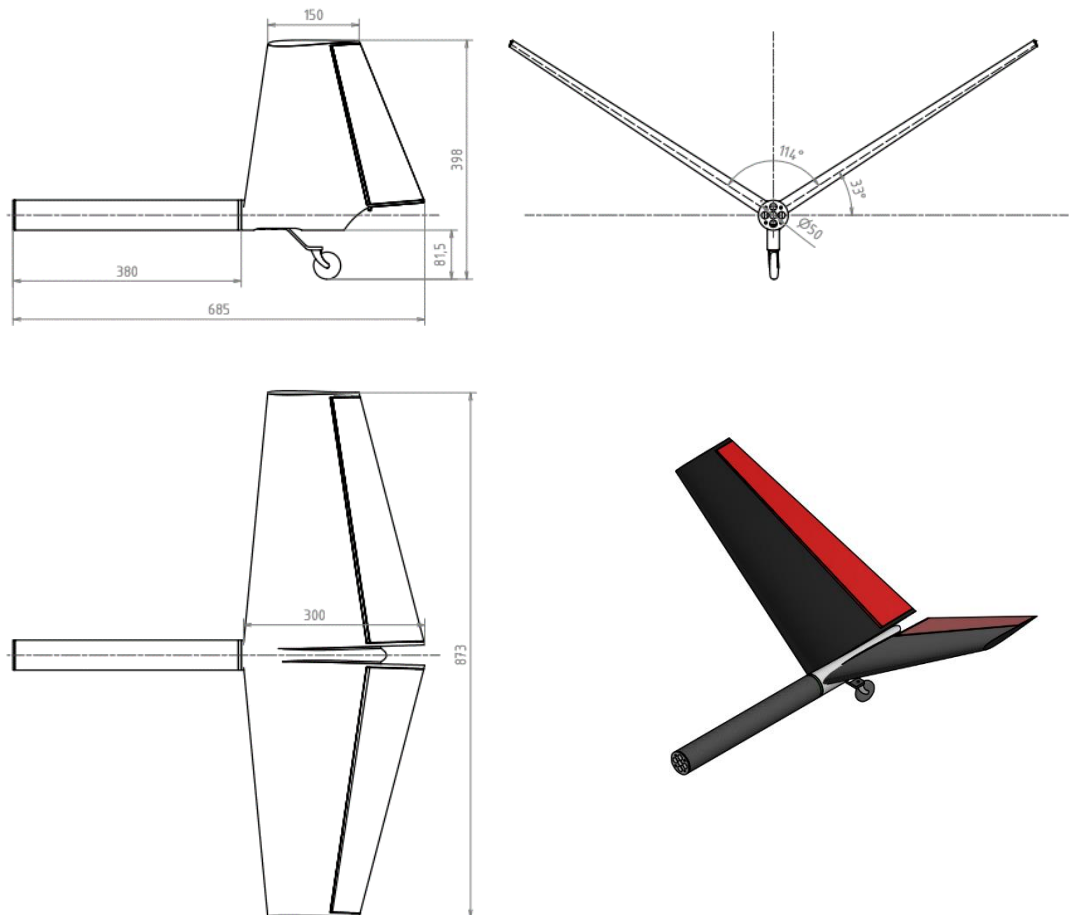
Obr. 38: Konstrukce ocasních ploch

Celý spoj je překryt aerodynamickým krytem. Tento kryt je vyroben z plastu a z důvodu tvarové složitosti je u něj předpoklad výroby 3D tiskem. Tento kryt by byl po vytištění na 3D tiskárně rozdělen na dva. Toto rozdělení je odůvodněno smontovatelností celého spoje a bude vedeno v největší tloušťce promítnutého profilu. Na spodní straně tohoto krytu na obrázku 39 je vidět otvor pro umístění ostruhy. Na zadní straně krytu jsou pak dva menší otvory pro vyvedení ovládacího mechanismu směrových kormidel. Uchycení tohoto krytu k letounu proběhne lepicí páskou.



Obr. 39: Plastový kryt

Celá sestava ocasní sekce letounu je vyobrazena na obrázku 40. Postup skládání je následovný: Do trupu se nasune část plastového krytu. Následně se do připravených otvorů zasunou hlavní nosníky ocasních ploch. Proběhne zajištění pomocí lícovaného šroubu. Ze spodní strany sestavy trupu dojde k připevnění ostruhy. Dále dojde k připevnění druhé části aerodynamického krytu, provlečení táhla servomotoru. Aerodynamický kryt bude kompletně spojen pomocí lepicí pásky. Táhlo servomotoru se zajistí o páku na směrovém kormidle.



Obr. 40: Rozměrový výkres ocasní sekce

## Závěr

Hlavním cílem této práce bylo navrzení ocasních ploch pro soutěžní letoun v rámci pravidel soutěže ACC 2021.

Zadání BP jsem splnil v celém rozsahu, a to zejména v těchto bodech:

V první kapitole jsem se seznámil s hlavními funkcemi ocasních ploch. Následně jsem vytvořil přehled uvažovaných konceptů uspořádání. Tato část se ukázala jako stěžejní pro volbu vlastního řešení a poskytla důležitý náhled do oblasti navrhování ocasních sekcí letounů všech kategorií. Na konci první kapitoly jsem provedl rešerši soutěžních modelů minulých let. Řadu modelů z minulých let se mi nepodařilo dohledat. Přesto tuto část považuji za úspěšnou, jelikož se mi podařilo nastřádat dostatečné množství informací a získal jsem všeobecný kontext k návrhu ocasních ploch pro soutěžní rádiem řízené letouny.

V druhé kapitole jsem se nejprve seznámil s pravidly, která ovlivňují soutěžní let. V pravidlech tohoto ročníku soutěže je velice zajímavé řešení bodového ohodnocení, kdy nelze přesně určit bodový zisk, jelikož se odvíjí od nejúspěšnějšího letounu v dané etapě. Následně jsem provedl výpočty pro soutěžní let v jednotlivých fázích. Ve fázi vzletu jsem analýzou působících sil dospěl k získání závislosti dopředné rychlosti na ujeté dráze. Poté jsem vypočetl celkovou dobu vzletu. Pro fázi stoupání jsem porovnal závislost vertikální rychlosti na úhlu náběhu a dalších faktorech, jako bylo například přetížení. Z výsledné tabulky jsem vybral dvě možné strategie letu a porovnal jejich průběhy. Jako vhodnější se ukázala varianta zrychlení na ideální dopřednou rychlost následované stoupáním maximální možnou vertikální rychlostí. Pro dálkový let jsem provedl kalkulaci dosažené vzdálenosti pro idealizovaný let v rovnovážném stavu a následně jsem výsledek zpřesnil započtením prvotního zrychlování. Na konci druhé kapitoly jsem se pokusil o odhad bodového ohodnocení navrženého letounu letícího po vypočtené trase v závislosti na celkové hmotnosti. Z mého odhadu plyne doporučení na snížení původně zamýšlené hmotnosti letounu. Tento závěr by však bylo potřeba ověřit praktickými zkouškami.

Na začátku třetí kapitoly jsem se seznámil s pravidly, která omezují návrh letounu. Poté jsem ve spolupráci s kolegou Pírem, který se zabýval návrhem hlavních nosných ploch, stanovil základní parametry letounu. V této fázi návrhu probíhala celá řada změn a kompromisů. V jsem popsal a odůvodnil výsledné rozvržení letounu. Jako nejvhodnější se ukázalo klasické uspořádání letounu s ostruhovým podvozkem. V dalším postupu jsem z uvažovaných konceptů vybral vhodný druh ocasních ploch. Postupnou selekcí jsem dospěl k volbě konfigurace do V. Pro ocasní plochy jsem vybral profil s9033 a na základě aerodynamických výpočtů stanovil rozměry a tvar těchto ploch. S aerodynamickými výpočty souvisela i kontrola podélné stability letounu. Touto kontrolou jsem nejen ověřil stabilitu, ale určil jsem i přední a zadní centráž letounu. Pro stanovené rozměry jsem navrhl zužující se hlavní nosník s I profilem a pro podmínku maximálního napětí byly stanovil rozměry a materiál. Vybraným materiálem pro hlavní nosník ocasních ploch se stalo smrkové dřevo. V následující podkapitole jsem vytvořil tabulkový přehled provozních parametrů v jednotlivých fázích letu. Z tohoto přehledu jsem přibližným výpočtem stanovil minimální kapacitu hlavní baterie. Vybraná baterie má relativně nízkou hmotnost a po dokončení soutěžního letu v ní zbude 56,6% kapacity. Při dalším pokračování návrhu bych výběr baterie ověřil praktickými testy. V závěru třetí kapitoly jsem vytvořil přehled řídicích prvků letounu a stanovil konkrétní komponenty pro zajištění ovladatelnosti letounu. Z tří různých návrhů jsem vybral nejideálnější tvar směrových kormidel.



Pro vybrané servomotory jsem neprovedl kontrolu dostatečnosti. Tato kontrola by proběhla při dalším zkoumání dané problematiky.

Ve čtvrté kapitole jsem vytvořil model ocasních ploch v programu Inventor. Část komponent jsem navrhl přímo pro potřeby tohoto letounu a předpokládám u nich vlastní výrobu. U ostruhy a trupu jsem zvolil cestu komerčně dostupných řešení. Pro samotné ocasní plochy jsem zvolil dřevěnou konstrukci s potahem. Servomotory pro pohon směrových kormidel jsem umístil do trupu letounu. Jejich konečné upevnění bych provedl v dalším zkoumání, popřípadě operativně při samotné stavbě letounu, jelikož pro správnou funkci vyžadují tvarově složitý spoj. Do této práce jsem umístil základní pohledy a popis volby, návrhu a funkce jednotlivých komponent. Pro sestavu celé ocasní sekce letounu jsem vytvořil třípohledový náhled s hlavními rozměry. Jako přílohu práce jsem také přidal náhled celého letounu.

Řada výpočtů provedených v této práci je přibližných a idealizovaných. Stejně tak aerodynamická analýza vztakových ploch letounu vytvořená pomocí programu XFLR5 neposkytla úplné řešení této problematiky. Metody jednotlivých výpočtů odpovídají zadanému rozsahu a náplni bakalářské práce.

Při dalším postupu v návrhu tohoto letounu by přišly na řadu simulace aerodynamických parametrů letounu pomocí CFD nástrojů. Následně by proběhla validace simulačních modelů pomocí tunelových měření. Také by byly provedeny pevnostní a dynamické kontroly silové konstrukce letounu. Před samotnou konstrukcí by proběhlo ověření uvažované výrobní technologie a postupu výroby. Následně by proběhla stavba demonstrátoru a ověření projektovaných vlastností programem letových zkoušek. V průběhu těchto úkonů by probíhalo praktické ověřování vlastností vybrané palubní technologie.

Myslím, že návrh postupuje správným směrem a výsledný letoun by byl platný nejen v soutěži Air Cargo Challenge 2021. Troufám si tvrdit, že při lehkých modifikacích a případném doplnění o autopilota by tento letoun mohl najít uplatnění při autonomním převozu nákladu.

## Seznam zdrojů:

- [1] LNĚNIČKA, Jaroslav. Ocasní plochy letadel. *Akademie letectví* [online]. 2008(8) [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/05/ocasni\\_plochy.php](http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/05/ocasni_plochy.php)
- [2] *Empennage General Design* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign\\_9\\_EmpennageGeneralDesign.pdf](https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_9_EmpennageGeneralDesign.pdf)
- [3] NAPSAL, Petr. *Letové vlastnosti stabilita* [online]. 2002 [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <http://www.rcmodely.com/index.php/teorie/92-letove-vlastnosti-stabilita>
- [4] RAYMER, Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://soaneemrana.org/onewebmedia/AIRCRAFT%20DESIGN%20;%20A%20Conceptual%20Approach%20BY%20DANIEL%20P%20RAYMER.pdf>
- [5] ROSKAM, Jan. *Airplane Design: Part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: cutaways and inboard profiles*. 2018.
- [6] PURSER, Paul a John CAMPBELL. *Experimental verification of a simplified vee-tail theory and analysis of available data on complete models with vee tails* [online]. 1944 [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.scribd.com/doc/310304093/Naca-Report-823>
- [7] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.scribd.com/read/282549616/General-Aviation-Aircraft-Design-Applied-Methods-and-Procedures#>
- [8] *Air Cargo Challenge* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Air\\_Cargo\\_Challenge](https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Cargo_Challenge)
- [9] AkaModellMünchen. *ACC2021 Regulations* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://akamodell-muenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations\\_acc\\_2022\\_munich\\_v01\\_11.pdf](https://akamodell-muenchen.de/wp-content/uploads/2021/03/regulations_acc_2022_munich_v01_11.pdf)
- [10] *APC Propeller Performance Data* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://www.apcprop.com/files/PER3\\_10x6E.dat](https://www.apcprop.com/files/PER3_10x6E.dat)
- [11] LNĚNIČKA, Jaroslav. Slovník vybraných pojmů. *Akademie letectví* [online]. 2011(8) [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [http://www.airspace.cz/akademie/slovník/slovník\\_pojmu.php](http://www.airspace.cz/akademie/slovník/slovník_pojmu.php)
- [12] AXI 2826/10 GOLD LINE V2. AXI MODEL MOTORS [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.modelmotors.cz/cs/product/detail/394/>
- [13] *Keisan Online Calculator* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://keisan.casio.com/exec/system/1181809416>
- [14] *O balse* [online]. 2005 [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.kolmanl.info/index.php?show=balsa>
- [15] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. Souřadnicové soustavy používané v letectví. *O letadlech* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Sour\\_soustavy.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Sour_soustavy.aspx)
- [16] L'avionnaire site dédié à l'aviation. *Flight controls* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.lavionnaire.fr/VocableFlightControl.php>
- [17] UIUC Applied Aerodynamics Group. *UIUC Airfoil Coordinates Database* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)
- [18] *AIP Conference Proceedings 1919, 020033 (2017)* [online]. 2017 [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://aip.scitation.org/doi/pdf/10.1063/1.5018551>
- [19] VAŠKEBA, Jaroslav. *Jak to dát celé dohromady - podruhé* [online]. 2004 [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <http://www.mo-na-ko.cz/lode-sestava2.htm>

- [20] SKÁLA, Adam. *KONSTRUKČNÍ NÁVRH TRUPU A OCASNÍCH PLOCH SOUTĚŽNÍHO MODELU LETADLA*. Brno, 2016. Bakalářská. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ. Vedoucí práce Ing. Jan Pejchar.
- [21] KUBLÁK, Filip. *Návrh soutěžního letounu*. Praha, 2021. Diplomová. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ. Vedoucí práce Ing. Denis Hermann.
- [22] TOMANOVÁ, VERONIKA. *POSTUPY PRO NAKLÁDÁNÍ A VYVAŽOVÁNÍ LETADEL*. Brno, 2012. Bakalářská. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ. Vedoucí práce Ing. PETR VESELÝ
- [23] *XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers* [online]. 2009 [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5\\_v6.01\\_Beta\\_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf](https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf)
- [24] LNĚNIČKA, Jaroslav. O aerodynamickém středu létajících strojů. *Akademie letectví* [online]. 2008(2) [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/02/stred.php>
- [25] *Firelovers* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://firelovers.com/cs/karbonove-trubky/206491-karbonova-trubka-50-2-mm-1-m.html>
- [26] FOXY G3 - Li-Po 1800mAh [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.rcprofi.cz/foxy-g3-li-po-1800mah-11-1v-40-80c-20-0wh>
- [27] Futaba S3777SV. *Domanský Profimodel* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://profimodel.cz/cs/digitalni/256941-futaba-s3777sv-26kg-012s-60-4513886029110.html>
- [28] SAVÖX SV-1250MG HiVolt DIGITAL. *Pecka - Modelář* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://www.peckamodel.cz/savox-sv-1250mg-digitalni-servo?fbclid=IwAR3RDMoHsZakJIDA0UU3QttB36\\_wqiYfvJ8xVroVfQtwSojOQUIGmgv1Oys](https://www.peckamodel.cz/savox-sv-1250mg-digitalni-servo?fbclid=IwAR3RDMoHsZakJIDA0UU3QttB36_wqiYfvJ8xVroVfQtwSojOQUIGmgv1Oys)
- [29] OPTIMA 6 2.4GHz. *Pecka - Modelář* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/1hi28410-prijimac-2-4-ghz-optima-6>
- [30] VTEC LiPo Expert line 600 mAh. *Pecka - Modelář* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/en/vtec-lipo-expert-line-600mah-30c-2s1p-7-4v>
- [31] Stall (fluid dynamics) [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Stall\\_\(fluid\\_dynamics\)#Deep\\_stall](https://en.wikipedia.org/wiki/Stall_(fluid_dynamics)#Deep_stall)
- [32] *Bayraktar TB2 Tactical UAS 3D Model* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <https://www.3dcadbrowser.com/3d-model/bayraktar-tb2-tactical-uas>
- [33] *General Atomics MQ-9 Reaper* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/General\\_Atomics\\_MQ-9\\_Reaper](https://en.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-9_Reaper)
- [34] *Forces in Turns* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: <http://avstop.com/ac/flighttrainghandbook/forcesinturns.html>
- [35] *Bojové Letouny* [online]. [cit. 2021-6-9]. Dostupné z: [https://nl.pinterest.com/pin/837880705645484908/?amp\\_client\\_id=CLIENT\\_ID\(&\)&mweb\\_unauth\\_id={{default.session}}&\\_url=https%3A%2F%2Fnl.pinterest.com%2Fpin%2F837880705645484908%2F&from\\_amp\\_pin\\_page=true](https://nl.pinterest.com/pin/837880705645484908/?amp_client_id=CLIENT_ID(&)&mweb_unauth_id={{default.session}}&_url=https%3A%2F%2Fnl.pinterest.com%2Fpin%2F837880705645484908%2F&from_amp_pin_page=true)

## Seznam obrázků:

Obr. 1: Souřadnicový systém letadla [15]	10
Obr. 2: Ukázka podélné statické stability [7]	11
Obr. 3: Základní manévry letadla [16] (upraveno)	11
Obr. 4: Uvažované koncepty ocasních ploch [4] (upraveno)	11
Obr. 5: Ovlivnění SOP [5]	12
Obr. 6: Skvělá účinnost VOP díky umístění mimo úplav (nahore) Nebezpečí ztráty kontroly při hlubokém přetažení (dole) [31]	12
Obr. 7: Ukázka výhody křížového uspořádání [4]	13
Obr. 8: Ikonický letoun A-10 s uspořádáním ocasních ploch do H [35]	13
Obr. 9: Letoun s ocasními plochami konfigurace invertované U (vlevo) a U (vpravo) [7]	13
Obr. 10: Způsob ovládní letounu pomocí ocasních ploch do V [7]	14
Obr. 11: Vizualizace momentů generovaných při zatáčení [7]	14
Obr. 12: Dron Bayraktar TB2 s uspořádáním do A [32]	15
Obr. 13: MQ-9 Reaper s uspořádáním ocasních ploch do Y [33]	15
Obr. 14: Oblast letu [9]	18
Obr. 15: Schéma letu [9]	18
Obr. 16: Před skóre v závislosti na dosažené výšce [9]	19
Obr. 17: Schéma celkového bodového ohodnocení [9]	20
Obr. 18: Grafický rozbor sil	22
Obr. 19: Vizualizace průběhu vzletu [7]	22
Obr. 20: Rozklad výkonových sil	24
Obr. 21: Síly působící na letadlo během zatáčení [34]	24
Obr. 22: Tvar ohraničující prostor pro sestavený letoun [9]	30
Obr. 23: Přepravní box s rozměry [9]	30
Obr. 24: Porovnání konceptů podvozku příďového (vlevo) a s ostruhou (vpravo) [7]	31
Obr. 25: Vybraný profil ocasních ploch [17]	33
Obr. 26: Koncept ocasních ploch	35
Obr. 27: Řez navrženým nosníkem u kořene křídla	38
Obr. 28: Baterie FOXY G3	41
Obr. 29: Uvažované koncepce směrových kormidel	42
Obr. 30: Servomotor Futaba S3777SC (vlevo) a servomotor SAVOX SV-1250MG (vpravo)	43
Obr. 31: Přijímač OPTIMA	44
Obr. 32: Bateriový článěk VTEC LiPo	44
Obr. 33: Schéma zapojení ovládací palubní technologie [19]	44
Obr. 34: Navržený spojovací díl	45
Obr. 35: Sestava trupu ocasní sekce	45
Obr. 36: Pohled s otvory pro uchycení ostruhy	45
Obr. 37: Podoba navržené součásti	46
Obr. 38: Konstrukce ocasních ploch	46
Obr. 39: Plastový kryt	46
Obr. 40: Rozměrový výkres ocasní sekce	47

## Seznam tabulek:

Tabulka 1: Porovnání bodového zisku.....	29
Tabulka 2: Provozní parametry během vzletu.....	39
Tabulka 3: Přehled zrychlení na optimální rychlost pro stoupání.....	39
Tabulka 4: Provozní parametry během stoupání.....	40
Tabulka 5: Provozní parametry během měřené položky.....	40

## Seznam grafů:

Graf 1: Procentuální podíl letadel s ocasními plochami do V.....	16
Graf 2: Procentuální podíl letadel s ocasními plochami do T.....	16
Graf 3: Procentuální podíl letadel s klasickými ocasními plochami.....	17
Graf 4: Průběh vzletu.....	23
Graf 5: Stoupání letounu.....	25
Graf 6: Porovnání vypočtených vzdáleností pomocí obou metod.....	27
Graf 7: Porovnání fáze vzletu.....	28
Graf 8: Porovnání fáze stoupání.....	28
Graf 9: Porovnání dosažené vzdálenosti.....	29
Graf 10: Závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku.....	36
Graf 11: Závislost součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu.....	36
Graf 12: Průběh ohybového momentu podél nosníku.....	37
Graf 13: Průběh maximálního ohybového napětí.....	38
Graf 14: Závislosti souč. vztlaku na úhlu náběhu pro koncepty směrových kormidel při vychýlení 12°.....	42
Graf 15: Závislosti souč. vztlaku na souč. odporu pro koncepty směrových kormidel při vychýlení 12°.....	43

## Seznam příloh:

<b>Příloha 1</b> .....	Přehled soutěžních letounů minulých let
<b>Příloha 2</b> .....	Výsledné součinitele vztlaku a odporu při vybraných rychlostech
<b>Příloha 3</b> .....	Průběh fáze vzletu
<b>Příloha 4</b> .....	Rychlosti stoupání v závislosti na úhlu náběhu
<b>Příloha 5</b> .....	Hmotový rozbor
<b>Příloha 6</b> .....	Výkonové parametry zadané vrtule
<b>Příloha 7</b> .....	Finální podoba navrhovaného letounu ve třech pohledech

## Seznam použitých zkratk a symbolů

Zkratka	Popis
SOP	Svislá ocasní plocha
VOP	Vodorovná ocasní plocha
ACC	Air Cargo Challenge
RC	Radio Controlled

Symbol	Popis	Jednotka
$S_{payload}$	Bodové hodnocení za nesený náklad	[-]
$P_{team}$	Náklad týmu	[kg]
$P_{max}$	Náklad nejúspěšnějšího týmu	[kg]
$S_{altitude}$	Bodové hodnocení fáze stoupaní	[-]
$PS_{altitude}$	Předskóre za dosaženou výšku	[-]
$h_{60s}$	Dosažená výška po fázi stoupaní	[m]
$PS_{altitude,team}$	Předskóre týmu	[-]
$PS_{altitude,max}$	Předskóre nejúspěšnějšího týmu	[-]
$S_{distance}$	Bodové hodnocení dálkového letu	[-]
$D_{team}$	Dosažená vzdálenost týmem	[m]
$D_{max}$	Maximální dosažená vzdálenost	[m]
$F_{vz}$	Vztlaková síla	[N]
$F_G$	Tíhová síla	[N]
$F_N$	Normálová síla	[N]
$F_T$	Tahová síla	[N]
$F_v$	Valivý odpor	[N]
$F_o$	Aerodynamický odpor	[N]
$F_c$	Výsledná síla	[N]
$F_{od}$	Odstředivá síla	[N]
$\rho$	Hustota vzduchu	[kg/m <sup>3</sup> ]
$S$	Obsah hlavních nosných ploch	[m <sup>2</sup> ]
$v$	Rychlost	[m/s]
$v_{min}$	Minimální rychlost vzletu	[m/s]
$v_v$	Rychlost vzletu	[m/s]
$\bar{v}$	Průměrná rychlost	[m/s]
$w$	Rychlost stoupaní (vertikální)	[m/s]
$m$	Hmotnost	[kg]
$a$	Zrychlení	[m/s <sup>2</sup> ]
$g$	Tíhové zrychlení	[m/s <sup>2</sup> ]
$c_L$	Součinitel vztlaku	[-]
$c_R$	Součinitel valivého odporu	[-]
$c_D$	Součinitel aerodynamického odporu	[-]
$t$	Čas	[s]
$t_v$	Doba vzletu	[s]
$G$	Přetížení	[-]
$r$	Poloměr zatáčení	[m]
$\beta$	Úhel náklonu	[°]

$\varphi$	Úhel stoupání	[°]
$x$	Vodorovná vzdálenost	[m]
$s$	Vzdálenost	[m]
$h$	Výška	[m]
$V_{HT}$	Mohutnost VOP	[-]
$l_{HT}$	Rameno VOP	[m]
$S_{HT}$	Obsah VOP	[m <sup>2</sup> ]
$\bar{c}$	Střední aerodynamická tětíva	[m]
$c_k$	Délka tětivy u konce křídla	[m]
$c_0$	Délka tětivy u kořene křídla	[m]
$V_{VT}$	Mohutnost SOP	[-]
$l_{VT}$	Rameno SOP	[m]
$b_{REF}$	Rozpětí hlavních nosných ploch	[m]
$S_{VT}$	Obsah SOP	[m <sup>2</sup> ]
$S_c$	Celkový obsah ocasních ploch	[m <sup>2</sup> ]
$\gamma$	Úhel vzepětí ocasních ploch	[°]
$\eta$	Zúžení	[-]
$\lambda$	Štíhlost	[-]
$b_T$	Rozpětí ocasní plochy	[m]
$x_G$	Vzdálenost těžiště od náběžné hrany	[m]
$x_{NP}$	Vzdálenost neutrálního bodu od náběžné hrany	[m]
$\Delta x_c$	Těžištní zásoba	[-]
$x_0$	Vzdálenost nulové centráže od náběžné hrany	[m]
$SAT$	Centráž	[m]
$M_o$	Ohybový moment	[Nm]
$\sigma_{max}$	Maximální napětí	[MPa]
$W_o$	Průřezový modul v ohybu	[m <sup>3</sup> ]
$\sigma_D$	Dovolené napětí	[MPa]
$K$	Kapacita	[mAh]
$I$	Proud	[A]

## Příloha 1:

### Přehled soutěžních letounů minulých let

Tabulka deseti nejúspěšnějších týmů ve čtyřech posledních ročnících											
2013			2015			2017			2019		
1	AKAModell Stuttgart	T	1	EUROVIA Zagreb	T	1	AKAModell Stuttgart	T	1	Fly Harder (Munchen)	V
2	Tsinghua University	Klasické	2	Born TU Lift	V	2	Fly Hard	V	2	and the Beast	V
3	Beihang AT 1	Klasické	3	EUROLIFTER	Klasické	3	Born TU Lift	V	3	The Beauty	T
4	HUSZ Vulture	Klasické p	4	AeroUD-MET	Klasické z	4	AeroUD-MET	T	4	THU AIR	-
5	Beihang AT 1	H	5	AERO@UBI	Křížové	5	AIR	-	5	AERO@Ubi	Klasické p
6	High Flyers	Klasické p	6	AIR	-	6	NPU INNOVATION	-	6	ICARUS PoliTo	V
7	EESC-USP Juliett	Klasické	7	PISA Air Cargo Team	T	7	AKA Classics	T	7	Chicken Wings	V
8	PHONEIX	Klasické	8	ATLAS TEAM UPAT	T	8	JetStream	Klasické	8	Lift Up	V
9	EUROVIA Athens	Klasické p	9	NPU INNOVATION	Tandem	9	Icarus Polito	V	9	EUROVIA RZESZOW	Klasické z
10	Podlasie Tigers	Klasické p	10	UPC Venturi	T	10	UPC Venturi	Klasické	10	A.S.A.T.-Aurora	V

Tabulka týmů mimo top 10											
2013			2015			2017			2019		
11	UoP ATLAS IIIB	Klasické p	11	Team KU Leuven	Klasické	11	The Lifters	Křížové	11	ACC-Lisboa	Klasické z
13	EUROVIA Rzewow	L na konci	14	BUT Chicken wings	Klasické	12	Aristotele Space	V	12	Nephele	V
15	Trencalos Team	U	15	High Flyers	Klasické p	13	Chicken wings	V	16	Trancalos Team	T
16	Team KU Leuven	Klasické	16	The Lifters	Klasické	14	Hermes Team	Klasické p	17	Vexilium Pisa	Klasické
17	IPLeiria	Klasické	17	TransylAVIA	Klasické z	16	ATLAS Team UPAT	T	18	Albatross Tempere	V
18	LUSITANIA Team	T	18	Poznan Aero	H	21	PHONEIX Team	Klasické p	19	BEOAVIA	Klasické
21	Angri bird	Klasické	19	Trancelos Team	Klasické	23	AERO@UBI_MARS	Klasické	24	Locreum Project	Klasické
			20	Podlasie Tigers	Klasické p	24	Trencalos Team	Klasické	25	UPCVenturi	Samo-křídlo
						25	VALCAN PROJECT	Kachní	26	Xtra2	Klasické z
						27	TransylAVIA	V	27	HERMES	Klasické p

Znak – v tabulce znamená nenalezenou konfiguraci ocasních ploch.

Pokud je u klasické konfigurace písmeno p, je VOP posunuta před SOP.

Pokud je u klasické konfigurace písmeno z, je VOP posunuta za SOP.

Číslo v řádku znamená umístění v soutěži.



## Příloha 2:

### Výsledné součinitele vzlaku a odporu při vybraných rychlostech

alpha	v=5 m/s		v=6 m/s		v=8 m/s		v=10 m/s		v=15 m/s		v=20 m/s		v=25 m/s	
	CL	CD	CL	CD	CL	CD	CL	CD	CL	CD	CL	CD	CL	CD
-5	-0,25443	0,025713	-0,25443	0,024534	-0,25443	0,023228	-0,25443	0,022497	-0,25443	0,020968	-0,25443	0,019766	-0,25443	0,018838
-4,5	-0,21121	0,022437	-0,21121	0,021549	-0,21121	0,020735	-0,21121	0,020171	-0,21121	0,018863	-0,21121	0,017687	-0,21121	0,016819
-4	-0,16794	0,020204	-0,16794	0,019458	-0,16794	0,01862	-0,16794	0,018033	-0,16794	0,016879	-0,16794	0,015993	-0,16794	0,015137
-3,5	-0,12464	0,019307	-0,12464	0,018265	-0,12464	0,017113	-0,12464	0,016329	-0,12464	0,015171	-0,12464	0,014382	-0,12464	0,013716
-3	-0,08131	0,018832	-0,08131	0,01761	-0,08131	0,015993	-0,08131	0,015053	-0,08131	0,013796	-0,08131	0,012984	-0,08131	0,01236
-2,5	-0,03796	0,018555	-0,03796	0,017195	-0,03796	0,015234	-0,03796	0,014071	-0,03796	0,012561	-0,03796	0,011881	-0,03796	0,011351
-2	0,005402	0,018527	0,005402	0,016941	0,005402	0,014838	0,005402	0,013456	0,005402	0,011692	0,005402	0,010836	0,005402	0,010461
-1,5	0,048767	0,018664	0,048767	0,016914	0,048767	0,014649	0,048767	0,013173	0,048767	0,011125	0,048767	0,010207	0,048767	0,009705
-1	0,092128	0,018959	0,092128	0,017096	0,092128	0,014636	0,092128	0,013108	0,092128	0,010957	0,092128	0,009912	0,092128	0,0094
-0,5	0,135475	0,019403	0,135475	0,017448	0,135475	0,014823	0,135475	0,013228	0,135475	0,011097	0,135475	0,010055	0,135475	0,009483
0	0,178802	0,019973	0,178802	0,017939	0,178802	0,015221	0,178802	0,013561	0,178802	0,011503	0,178802	0,010514	0,178802	0,00994
0,5	0,222099	0,020673	0,222099	0,018575	0,222099	0,015809	0,222099	0,014144	0,222099	0,012154	0,222099	0,011217	0,222099	0,010655
1	0,265358	0,021498	0,265358	0,019365	0,265358	0,016591	0,265358	0,014954	0,265358	0,013037	0,265358	0,012145	0,265358	0,011597
1,5	0,308572	0,022493	0,308572	0,020333	0,308572	0,017584	0,308572	0,015984	0,308572	0,014125	0,308572	0,013271	0,308572	0,012748
2	0,351732	0,023606	0,351732	0,021478	0,351732	0,018809	0,351732	0,017276	0,351732	0,015421	0,351732	0,014593	0,351732	0,014106
2,5	0,39483	0,024909	0,39483	0,022282	0,39483	0,020277	0,39483	0,018823	0,39483	0,016965	0,39483	0,016123	0,39483	0,015667
3	0,437858	0,0264	0,437858	0,024394	0,437858	0,021982	0,437858	0,020596	0,437858	0,018773	0,437858	0,017892	0,437858	0,017432
3,5	0,480807	0,028118	0,480807	0,026202	0,480807	0,023916	0,480807	0,022586	0,480807	0,020816	0,480807	0,019921	0,480807	0,0194
4	0,523671	0,030107	0,523671	0,028271	0,523671	0,026075	0,523671	0,024792	0,523671	0,023071	0,523671	0,022171	0,523671	0,021615
4,5	0,566441	0,032337	0,566441	0,030581	0,566441	0,028461	0,566441	0,027216	0,566441	0,025522	0,566441	0,024626	0,566441	0,024056
5	0,609108	0,034817	0,609108	0,033125	0,609108	0,031069	0,609108	0,029853	0,609108	0,028183	0,609108	0,027279	0,609108	0,026696
5,5	0,651666	0,037539	0,651666	0,035908	0,651666	0,033911	0,651666	0,032711	0,651666	0,031052	0,651666	0,030148	0,651666	0,029564
6	0,694106	0,040515	0,694106	0,038935	0,694106	0,036983	0,694106	0,035797	0,694106	0,03414	0,694106	0,033231	0,694106	0,032645
6,5	0,736421	0,043752	0,736421	0,042204	0,736421	0,040282	0,736421	0,039105	0,736421	0,037437	0,736421	0,036513	0,736421	0,035912
7	0,778603	0,047244	0,778603	0,045722	0,778603	0,043813	0,778603	0,042634	0,778603	0,04093	0,778603	0,039983	0,778603	0,039372
7,5	0,820643	0,051007	0,820643	0,049499	0,820643	0,047583	0,820643	0,046374	0,820643	0,044621	0,820643	0,043655	0,820643	0,043042
8	0,862536	0,055049	0,862536	0,053539	0,862536	0,051572	0,862536	0,050325	0,862536	0,048527	0,862536	0,047541	0,862536	0,046923
8,5	0,904272	0,059392	0,904272	0,057828	0,904272	0,055789	0,904272	0,054503	0,904272	0,052643	0,904272	0,051636	0,904272	0,051
9	0,945845	0,064001	0,945845	0,062374	0,945845	0,060241	0,945845	0,058896	0,945845	0,056967	0,945845	0,055922	0,945845	0,055257
9,5	0,987248	0,068894	0,987248	0,067178	0,987248	0,064927	0,987248	0,06351	0,987248	0,061491	0,987248	0,0604	0,987248	0,059688
10	1,028472	0,074105	1,028472	0,072269	1,028472	0,069863	1,028472	0,068347	1,028472	0,066229	1,028472	0,065071	1,028472	0,064312
10,5	1,069512	0,079687	1,069512	0,077704	1,069512	0,075087	1,069512	0,073451	1,069512	0,071188	1,069512	0,069955	1,069512	0,069163
11	1,110359	0,085714	1,110359	0,083546	1,110359	0,080643	1,110359	0,078844	1,110359	0,076383	1,110359	0,075065	1,110359	0,074255
11,5	1,151006	0,092147	1,151006	0,089774	1,151006	0,086576	1,151006	0,08457	1,151006	0,081826	1,151006	0,080394	1,151006	0,07954
12	1,191448	0,099025	1,191448	0,096439	1,191448	0,092865	1,191448	0,090609	1,191448	0,087486	1,191448	0,085917	1,191448	0,084987
12,5	1,231677	0,106501	1,231677	0,103611	1,231677	0,099571	1,231677	0,096972	1,231677	0,093326	1,231677	0,091591	1,231677	0,090562
13	1,271685	0,114863	1,271685	0,111628	1,271685	0,106976	1,271685	0,10364	1,271685	0,099358	1,271685	0,097405	1,271685	0,096266
13,5							1,311468	0,110646	1,311468	0,105575	1,311468	0,103399	1,311468	0,102131
14									1,351017	0,112031	1,351017	0,109616	1,351017	0,108206
14,5											1,390328	0,116131	1,390328	0,114545
15											1,429392	0,123254	1,429392	0,12126

Tabulka je výsledkem analýzy vzlakových ploch letounu v programu XFLR5. Rychlosti byly voleny tak podle velikosti.

## Příloha 3:

### Průběh fáze vzletu

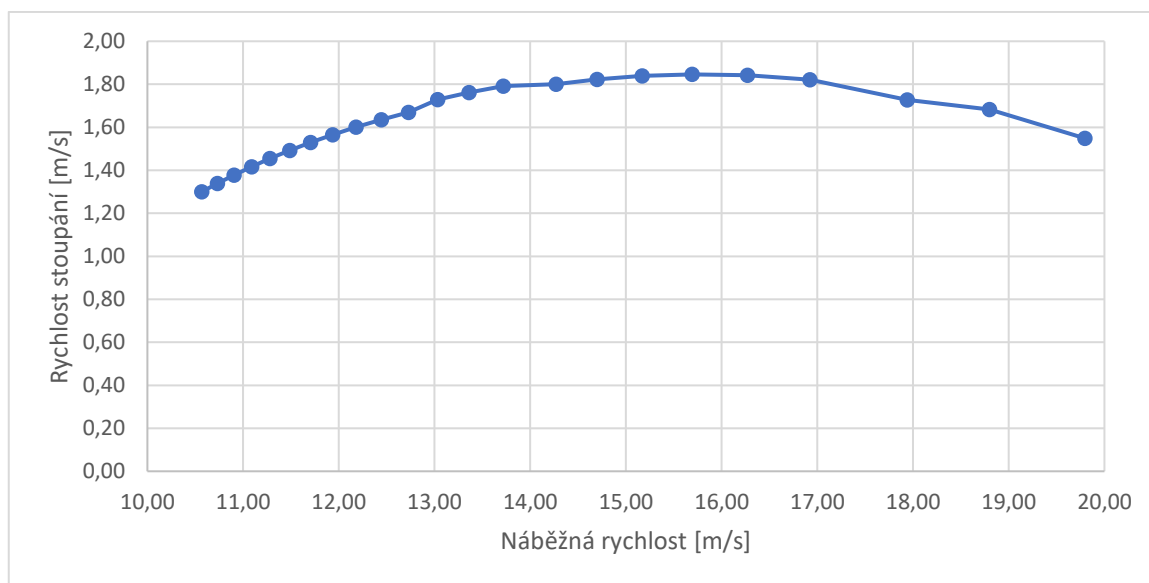
S	t	v	a	Ft	Fvz	Fo	Fv	Fc
0	0	0	1,648334	16,30	0	0	5,25816	11,04
1	1,10	1,816	1,633328	16,24	1,918145	0,188337	5,104708	10,94
2	1,56	2,562	1,618541	16,17	3,818828	0,374959	4,952654	10,84
3	1,91	3,131	1,603972	16,11	5,702304	0,559892	4,801976	10,75
4	2,21	3,607	1,614629	16,05	4,634096	0,340705	4,887432	10,82
5	2,47	4,030	1,606439	15,98	5,784487	0,425284	4,795401	10,76
6	2,71	4,410	1,598346	15,92	6,929043	0,509433	4,703837	10,71
7	2,92	4,759	1,590343	15,86	8,067833	0,593159	4,612733	10,66
8	3,13	5,082	1,582427	15,80	9,200921	0,676465	4,522086	10,60
9	3,32	5,384	1,574594	15,74	10,32837	0,759356	4,431891	10,55
10	3,50	5,669	1,566684	15,68	11,45024	0,841838	4,342141	10,50
11	3,67	5,939	1,559162	15,62	12,56658	0,923913	4,252834	10,45
12	3,84	6,196	1,551557	15,56	13,67745	1,005586	4,163964	10,40
13	3,99	6,442	1,544024	15,51	14,7829	1,08686	4,075528	10,34
14	4,15	6,677	1,536561	15,45	15,88299	1,16774	3,987521	10,29
15	4,29	6,903	1,529164	15,39	16,97776	1,248229	3,899939	10,25
16	4,44	7,122	1,521834	15,34	18,06726	1,32833	3,812779	10,20
17	4,57	7,332	1,514567	15,28	19,15153	1,408048	3,726037	10,15
18	4,71	7,536	1,507363	15,23	20,23063	1,487385	3,639709	10,10
19	4,84	7,733	1,500219	15,17	21,3046	1,566344	3,553792	10,05
20	4,97	7,925	1,493136	15,12	22,37348	1,64493	3,468282	10,00
21	5,09	8,111	1,486111	15,06	23,43731	1,723144	3,383176	9,96
22	5,21	8,292	1,479143	15,01	24,49613	1,80099	3,29847	9,91
23	5,33	8,469	1,472231	14,96	25,54999	1,878472	3,214161	9,86
24	5,45	8,641	1,465374	14,90	26,59893	1,955591	3,130246	9,82
25	5,57	8,809	1,458572	14,85	27,64298	2,032351	3,046722	9,77
26	5,68	8,973	1,451822	14,80	28,68218	2,108755	2,963586	9,73
27	5,79	9,133	1,445125	14,75	29,71657	2,184805	2,880834	9,68
28	5,90	9,290	1,438479	14,70	30,7462	2,260504	2,798464	9,64
29	6,00	9,444	1,431883	14,65	31,77108	2,335855	2,716473	9,59
30	6,11	9,594	1,425337	14,60	32,79127	2,410861	2,634858	9,55
31	6,21	9,742	1,418839	14,55	33,8068	2,485524	2,553616	9,51
32	6,31	9,886	1,41239	14,50	34,81769	2,559846	2,472745	9,46
33	6,41	10,028	1,405988	14,45	35,82399	2,633831	2,392241	9,42
34	6,51	10,167	1,399632	14,40	36,82573	2,70748	2,312102	9,38
35	6,61	10,304	1,393323	14,35	37,82294	2,780796	2,232325	9,34
36	6,71	10,438	1,387058	14,30	38,81565	2,853782	2,152908	9,29
37	6,80	10,570	1,380839	14,25	39,8039	2,92644	2,073848	9,25
38	6,90	10,700	1,374663	14,20	40,78772	2,998772	1,995142	9,21
39	6,99	10,828	1,368531	14,16	41,76714	3,07078	1,916788	9,17
40	7,08	10,954	1,362441	14,11	42,7422	3,142467	1,838784	9,13
41	7,17	11,077	1,356394	14,06	43,71291	3,213835	1,761127	9,09
42	7,26	11,199	1,350388	14,02	44,67931	3,284887	1,683815	9,05
43	7,35	11,319	1,344424	13,97	45,64144	3,355623	1,606845	9,01
44	7,44	11,437	1,3385	13,92	46,59931	3,426048	1,530215	8,97
45	7,53	11,554	1,332616	13,88	47,55297	3,496162	1,453923	8,93
46	7,61	11,668	1,326772	13,83	48,50243	3,565968	1,377966	8,89
47	7,70	11,782	1,320967	13,79	49,44773	3,635467	1,302342	8,85
48	7,78	11,893	1,3152	13,74	50,38889	3,704663	1,227049	8,81
49	7,87	12,003	1,309472	13,70	51,32594	3,773556	1,152084	8,77
50	7,95	12,112	1,303781	13,65	52,25892	3,84215	1,077447	8,74
51	8,03	12,219	1,298128	13,61	53,18784	3,910445	1,003133	8,70
52	8,11	12,325	1,292511	13,57	54,11273	3,978445	0,929142	8,66
53	8,19	12,429	1,286931	13,52	55,03361	4,04615	0,855471	8,62
54	8,27	12,532	1,281387	13,48	55,95053	4,113562	0,782118	8,59
55	8,35	12,634	1,275879	13,44	56,86349	4,180685	0,709081	8,55
56	8,43	12,735	1,270405	13,40	57,77253	4,247518	0,636358	8,51
57	8,51	12,834	1,264967	13,35	58,67767	4,314066	0,563947	8,48
58	8,59	12,932	1,259563	13,31	59,57893	4,380328	0,491846	8,44
59	8,66	13,029	1,254193	13,27	60,47634	4,446307	0,420052	8,40
60	8,74	13,125	1,248856	13,23	61,36993	4,512005	0,348565	8,37

## Příloha 4:

### Rychlosti stoupání v závislosti na úhlu náběhu

alpha	CL	CD	CDc	v	Ft	Fo	Fc	w	$\varphi$	r	$\beta$	G
2,5	0,39483	0,016123	0,026123	19,80	9,83	4,68	5,14	1,55	4,49	99,86	21,8	0,4
3	0,437858	0,017892	0,027892	18,80	10,39	4,51	5,88	1,68	5,14	90,05	21,8	0,4
3,5	0,480807	0,020816	0,030816	17,94	10,87	4,54	6,33	1,73	5,53	82,01	21,8	0,4
4	0,523671	0,023071	0,033071	16,92	11,41	4,33	7,07	1,82	6,18	97,32	16,7	0,3
4,5	0,566441	0,025522	0,035522	16,27	11,74	4,30	7,44	1,84	6,50	89,97	16,7	0,3
5	0,609108	0,028183	0,038183	15,69	12,03	4,30	7,73	1,85	6,76	83,67	16,7	0,3
5,5	0,651666	0,031052	0,041052	15,17	12,29	4,32	7,97	1,84	6,96	78,20	16,7	0,3
6	0,694106	0,03414	0,04414	14,70	12,51	4,36	8,15	1,82	7,12	73,42	16,7	0,3
6,5	0,736421	0,037437	0,047437	14,27	12,71	4,42	8,29	1,80	7,25	69,20	16,7	0,3
7	0,778603	0,04093	0,05093	13,72	12,97	4,38	8,58	1,79	7,50	95,90	11,3	0,2
7,5	0,820643	0,044621	0,054621	13,36	13,12	4,46	8,66	1,76	7,57	90,99	11,3	0,2
8	0,862536	0,048527	0,058527	13,03	13,27	4,55	8,72	1,73	7,62	86,57	11,3	0,2
8,5	0,904272	0,054503	0,064503	12,73	13,40	4,78	8,62	1,67	7,53	82,57	11,3	0,2
9	0,945845	0,058896	0,068896	12,45	13,52	4,88	8,63	1,64	7,55	78,94	11,3	0,2
9,5	0,987248	0,06351	0,07351	12,18	13,63	4,99	8,64	1,60	7,55	75,63	11,3	0,2
10	1,028472	0,068347	0,078347	11,93	13,73	5,11	8,62	1,57	7,54	72,60	11,3	0,2
10,5	1,069512	0,073451	0,083451	11,70	13,82	5,23	8,59	1,53	7,51	69,82	11,3	0,2
11	1,110359	0,078844	0,088844	11,49	13,90	5,36	8,54	1,49	7,47	67,25	11,3	0,2
11,5	1,151006	0,08457	0,09457	11,28	13,98	5,51	8,48	1,46	7,41	64,87	11,3	0,2
12	1,191448	0,090609	0,100609	11,09	14,06	5,66	8,40	1,42	7,34	62,67	11,3	0,2
12,5	1,231677	0,096972	0,106972	10,91	14,13	5,82	8,31	1,38	7,26	60,62	11,3	0,2
13	1,271685	0,10364	0,11364	10,73	14,19	5,99	8,20	1,34	7,17	58,72	11,3	0,2
13,5	1,311468	0,110646	0,120646	10,57	14,25	6,17	8,09	1,30	7,07	56,93	11,3	0,2

Šedě označené řádky jsou vybrané parametry, pro které byl porovnáván průběh fáze stoupání.



Graf závislosti rychlosti stoupání na náběžné rychlosti.

## Příloha 5:

### Hmotový rozbor

První odhad hmotového složení letounu.					
Číslo součásti	Název součásti	Počet kusů	Hmotnost jednoho kusu	Zdroj informace o hmotnosti	Celková váha
1	Motor	1	177	Regulace	177
2	Vrtule	1	20	Regulace	20
3	Baterie	1	300	Odhad	300
4	Regulátor	1	41	Regulace	41
5	Měřič	1	150	Regulace	150
6	Přijímač	1	17	Odhad	17
7	Centroplán	1	1200	Odhad	1200
8	Křídlo	2	200	Odhad	400
9	Serva křídlo	2	14	Odhad	28
10	Podvozek	1	300	Odhad	300
11	Ostruha	1	25	Odhad	25
12	VOP	1	120	Odhad	120
13	SOP	1	180	Odhad	180
14	VOP servo	1	10	Odhad	10
15	SOP servo	1	10	Odhad	10
16	Baterie přijímače	1	31	Odhad	31
17	Náklad	14	300	Regulace	4200
Hmotnost prázdného letadla					3009
Hmotnost letadla s nákladem					7209

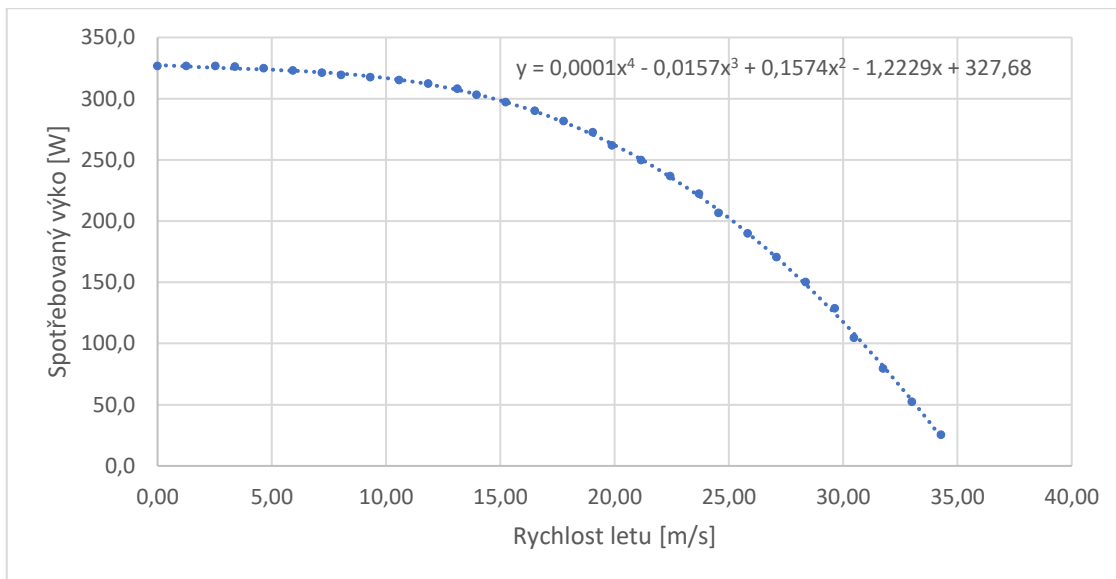
Tabulka hmotového rozboru je tvořena komponenty, které jsou nezbytné pro absolvování soutěžního letu. U zdroje informací daného regulacemi je hmotnost součásti přímo zadána nebo je zadán konkrétní produkt u kterého hmotnost snadno dohledám. Pokud je jako zdroj informací použit odhad, je hmotnost určena buďto přibližně nebo z produktu, který byl navržen při konstrukci prvního konceptu.

## Příloha 6:

### Výkonové parametry zadané vrtule

Rychlostní poměr	Součinitel tahu	Součinitel výkonu	Rychlost letu	Tah vrtule	Výkon vrtule	Účinnost vrtule	Odběr proudu
$J [-]$	$c_T [-]$	$c_P [-]$	$v [m/s]$	$F_T [N]$	$P_v [W]$	$\eta_v [-]$	$I [A]$
0	0,1153	0,0544	0,00	16,34	326,4	0,000	37,7
0,03	0,1148	0,0544	1,27	16,27	326,4	0,063	37,7
0,06	0,1142	0,0544	2,54	16,19	326,4	0,126	37,7
0,08	0,1132	0,0543	3,39	16,05	325,8	0,167	37,6
0,11	0,1119	0,0541	4,66	15,86	324,6	0,228	37,5
0,14	0,1101	0,0538	5,93	15,61	322,8	0,287	37,3
0,17	0,1081	0,0535	7,20	15,32	321,0	0,343	37,1
0,19	0,1058	0,0532	8,04	15,00	319,2	0,378	36,9
0,22	0,1033	0,0529	9,31	14,64	317,4	0,430	36,7
0,25	0,1004	0,0525	10,58	14,23	315,0	0,478	36,4
0,28	0,0973	0,052	11,85	13,79	312,0	0,524	36,0
0,31	0,0939	0,0513	13,12	13,31	307,8	0,567	35,6
0,33	0,0903	0,0505	13,97	12,80	303,0	0,590	35,0
0,36	0,0863	0,0495	15,24	12,23	297,0	0,628	34,3
0,39	0,082	0,0483	16,51	11,62	289,8	0,662	33,5
0,42	0,0775	0,0469	17,78	10,99	281,4	0,694	32,5
0,45	0,0727	0,0454	19,05	10,31	272,4	0,721	31,5
0,47	0,0678	0,0436	19,90	9,61	261,6	0,731	30,2
0,5	0,0628	0,0416	21,17	8,90	249,6	0,755	28,8
0,53	0,0576	0,0394	22,44	8,16	236,4	0,775	27,3
0,56	0,0524	0,037	23,71	7,43	222,0	0,793	25,6
0,58	0,047	0,0344	24,55	6,66	206,4	0,792	23,8
0,61	0,0415	0,0316	25,82	5,88	189,6	0,801	21,9
0,64	0,0359	0,0284	27,09	5,09	170,4	0,809	19,7
0,67	0,0302	0,025	28,36	4,28	150,0	0,809	17,3
0,7	0,0244	0,0214	29,63	3,46	128,4	0,798	14,8
0,72	0,0184	0,0174	30,48	2,61	104,4	0,761	12,1
0,75	0,0124	0,0132	31,75	1,76	79,2	0,705	9,1
0,78	0,0062	0,0087	33,02	0,88	52,2	0,556	6,0
0,81	0	0,0042	34,29	0,00	25,2	0,000	2,9

Tabulka je sestavena pomocí dat ze zdroje [10]. Pro vrtuli s otáčkami 10 000 ot/min.

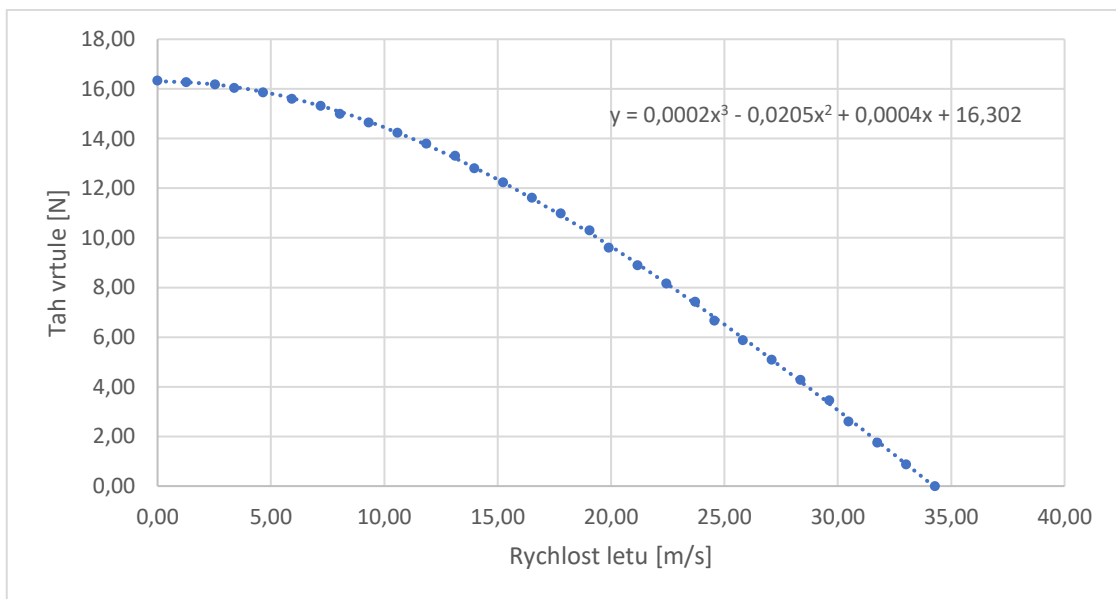


Graf 6.1: Spotřeba výkonu vrtule v závislosti na rychlosti letu

Spotřeba výkonu vrtule se řídí v závislosti na rychlosti rovnicí získanou z grafu 6.1.

$$P = 0,0001 \cdot v^4 - 0,0157 \cdot v^3 + 0,1574 \cdot v^2 - 1,2229 \cdot v + 327,68$$

Tato rovnice je použita pro výpočet výkonu v kapitole 3.7.



Graf 6.2: Tah vrtule v závislosti na rychlosti letu

Výpočet tahu se tedy řídí rovnicí získanou za grafu 6.2.

$$F_T = c_1 \cdot v^3 + c_2 \cdot v^2 + c_3 \cdot v + c_4 \quad (2.2.4)$$

Konstanty jsou získány z aproximační funkce:

$$c_1 = 0,0002$$

$$c_2 = -0,0205$$

$$c_3 = 0,0004$$

$$c_4 = 16,302$$

## Příloha 7:

Finální podoba navrhovaného letounu ve třech pohledech

