

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA STROJNÍ**

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Bakalářská práce

**Studie autonomně řízeného elektricky poháněného letounu
určeného pro přesnou kultivaci rostlinné výroby**

Autor práce: Matěj Vítovec

Vedoucí práce: Ing. Petr Prokop, MBA

V Praze 2022

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Vítovec** Jméno: **Matěj** Osobní číslo: **492673**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací 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:

Studie autonomně řízeného elektricky poháněného letounu určeného pro přesnou kultivaci rostlinné výroby.

Název bakalářské práce anglicky:

The Study of an Autonomous Electrical Powered Aircraft Designed for Advanced Agricultural Operations.

Pokyny pro vypracování:

1. Úvod - cíle - rešerše dosaženého stavu obdobné techniky (30 %).
 2. Definice požadovaného provozního profilu letounu (10 %)
 3. Stanovení základních technických parametrů letounu (40 %)
 - 3.1 Aerodynamický návrh
 - 3.2 Návrh propulzní jednotky
 - 3.3 Ověření energetické zásoby
 4. Studie letounu - konstrukční část (10 %)
 5. Závěr - navazující aktivity (10 %)
- Rozsah práce 6,000-9,000 slov

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: **25.04.2022**

Termín odevzdání bakalářské práce: **29.07.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

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

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

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
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

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma „Studie autonomně řízeného elektricky poháněného letounu určeného pro přesnou kultivaci rostlinné výroby“ vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce. Veškerá použitá literatura je uvedena v seznamu použité literatury.

V Praze dne 8.6.2022

.....

Matěj Vítovec

Poděkování

Chtěl bych tímto poděkovat vedoucímu práce Ing. Petru Prokopovi, MBA za odborné vedení, cenné rady a ochotu věnovat mi svůj čas. Dále bych chtěl poděkovat mé rodině a mým blízkým za podporu během studia.

Anotační list

Název práce:	Studie autonomně řízeného elektricky poháněného letounu určeného pro přesnou kultivaci rostlinné výroby
Title of thesis:	The Study of an Autonomous Electrical Powered Aircraft Designed for Advanced Agricultural Operations
Jméno autora:	Matěj Vítovec
Rok:	2022
Studijní program:	Teoretický základ strojního inženýrství
Druh práce:	Bakalářská
Vedoucí práce:	Ing. Petr Prokop, MBA
Klíčová slova:	Letecké aplikace v zemědělství, koncepční návrh, aerodynamický návrh, výpočet letu, výpočet vzletu, XFLR5
Keywords:	Aerial application, conceptual design, aerodynamic design, flight calculation, take-off calculation, XFLR5
Abstrakt:	<p>Tato bakalářská práce se zabývá studií elektricky poháněného bezpilotního letounu určeného k přesné kultivaci rostlinné výroby. Koncepce letounu a základní parametry jsou navrženy na základě rešerše stavu obdobné techniky. Pro navržený letoun je proveden návrh pohonné jednotky. K ověření letových vlastností a energetické zásoby letounu jsou vytvořeny výpočtové modely, které jsou následně použity pro výpočet celkové spotřeby energie během jednoho celého letu. Pro výpočet letu je stanoven letový profil, který odpovídá typickému úkolu navrhovaného letounu.</p>
Abstract:	<p>This bachelor thesis deals with the study of an electric powered drone designed for advanced agricultural operations. The concept of the aircraft and the basic parameters are designed based on a research of the similar technology. A power unit design is created for the designed aircraft. To verify the flight characteristics and energy reserves of the aircraft, calculation models are created. These models are then used to calculate the total energy consumption during one entire flight. A flight profile is determined for the flight calculation, which corresponds to the typical task of the designed aircraft.</p>

Obsah

1	Úvod	9
1.1	Aplikace postřiků za použití létajících prostředků.....	10
1.2	Zlín Z-37 Čmelák	11
1.3	DJI Agras T30	12
1.4	PYKA Pelican	13
2	Návrh parametrů letadla.....	15
2.1	Požadavky na navrhovaný letoun	15
2.2	Návrh křídla	15
2.2.1	Poloha křídla.....	15
2.2.2	Půdorysný tvar křídla.....	16
2.2.3	Vzepětí.....	16
2.2.4	Profil křídla	16
2.2.5	Rozměry křídla.....	16
2.3	Návrh ocasních ploch	18
2.4	Návrh trupu	20
2.5	Podvozek	21
2.6	Rozprašovací zařízení	22
2.7	Statické vyvážení letounu při letu – podélná stabilita	23
2.8	Návrh pohonné jednotky	25
2.8.1	Volba motoru	25
2.8.2	Návrh vrtule.....	26
2.8.3	Akumulátor.....	26
2.9	Návrh konkrétních parametrů.....	27
3	Model pro výpočet spotřeby energie za letu	28
3.1	Model stanovení letových parametrů v zatáčce a při stoupání	28
3.2	Výpočet odporu a vztlaku křídla.....	30
3.2.1	Určení charakteristiky profilu křídla	30
3.2.2	Výpočet křídla.....	32
3.2.3	Ověření přesnosti výpočtu křídla	33
3.3	Výpočet odporu nevztlakových částí.....	34
3.3.1	Trup	34
3.3.2	Podvozek	35
3.3.3	Rozprašovací zařízení	35

3.4	Ocasní plochy	36
3.5	Pohonná jednotka	37
3.5.1	Vrtule.....	37
3.5.2	Motor	38
3.5.3	Regulátor napětí a baterie	39
3.6	Výpočet příkonu	40
4	Výpočty a ověření letových vlastností letounu	41
4.1	Výběr profilu.....	41
4.2	Stanovení minimální letové rychlosti.....	42
4.3	Vzlet.....	43
4.4	Sestavení typického letového profilu.....	46
4.5	Výpočet spotřeby energie při letu.....	48
5	Konstrukční studie letounu	50
6	Závěr.....	51
	Použitá literatura.....	52
	Seznam použitých symbolů a zkratek	54
	Seznam obrázků	57
	Seznam tabulek	58
	Seznam příloh.....	58

1 Úvod

V dnešní době je kladen čím dál větší důraz na automatizaci a zvyšování efektivity ve výrobě. To platí ve většině průmyslových odvětví včetně zemědělské výroby. Vzhledem k velkému rozvoji technologií – lithiové baterie, kompozitní materiály, sensorika, řízení, se začíná objevovat čím dál více komerčně dostupných UAV, tedy létajících bezpilotních prostředků. UAV mohou být vytvořeny jako modulární platformy jejichž použití je univerzální, nebo se může jednat o stroje určené ke konkrétní činnosti.

Cílem této práce je provést studii bezpilotního prostředku, který bude sloužit k přesné kultivaci zemědělské výroby.

Návrh celkové koncepce letounu a jeho základních parametrů bude proveden na základě rešerše aktuálního stavu obdobné techniky a na obecné znalosti vlivu různých konfigurací letadel. Dále bude proveden výběr a návrh vhodného řešení pohonné jednotky.

V další části práce bude stanoveno několik výpočtových modelů, pomocí kterých budou ověřeny letové vlastnosti a energetická zásoba letounu. K ověření energetické zásoby letounu bude třeba navrhnout letový profil který bude co nejvíce odpovídat typickému úkolu navrhovaného letounu.

Na základě výsledku z výpočtu energetické zásoby, bude stanovena optimální kapacita baterie, a provede se základní konstrukční studie a následné rozhodnutí, jestli je navržený letoun konstrukčně realizovatelný.

1.1 Aplikace postřiků za použití létajících prostředků

Letecké práškování a postřikování je způsob dodání živin do půdy (hnojení) pomocí letecké techniky. Jeho počátky sahají k první světové válce, kdy po ukončení bojů byla k mání vyřazená vojenská letadla, která bylo pro práškování možné využít.

Výhodou použití letecké techniky pro hnojení a roznášení postřiků proti škůdcům je velmi dobrá efektivita při aplikacích na rozlehlé plochy. Další výhodou je dosah i do špatně dostupných míst, často se proto používá v lesnictví.

Při porovnání s použitím konvenční pozemní techniky, jsou letecké aplikace finančně a legislativně náročnější, a proto se provádí spíše v těžce dostupných místech, a pro specifické plodiny které neumožňují projetí pozemní technikou, například vzrostlá kukuřice nebo plodiny obecně vyššího vzrůstu. Ve vyspělých zemích, kde nejsou tak přísná legislativní omezení například v některých amerických státech jsou letecké aplikace postřiků velmi rozšířené.

V dnešní době se letecké aplikace nejvíce používají k aplikaci pesticidů, hnojiv a herbicidů v kapalně podobě, starší letouny větší velikosti umožňovali i rozprašování sypkých hmot pomocí mechanického rozmetadla. Typická plošná hustota aplikací se pohybuje v rozsahu $5 \div 40 \text{ l/ha}$ a závisí na používaném přípravku.

K samotné aplikaci kapalných přípravků se používá soustava trysek, u letadel s hlavní vztlakovou plochou nejčastěji umístěných na liště zavěšené pod křídlem. Lišta většinou dosahuje délky okolo 75% rozpětí křídla, toto omezení je kvůli aerodynamickým vlivům na koncích křídla které by měly negativní vliv na přesnost aplikace. Počet trysek a jejich rozložení může záviset na zvoleném typu trysky ale i na typu aplikovaného přípravku. [1]



Obr. 1.1.: Lišta vybavená rozprašovacími tryskami zavěšená pod křídlem letadla [2]

1.2 Zlín Z-37 Čmelák

Zlín Z-37 Čmelák nebo Let Z-37 Čmelák je československý jednomotorový dolnoplošník původně vyvinutý jako zemědělský letoun, který našel uplatnění i v řadě dalších oblastí.

Let Z-37 Čmelák byl vyvinut v kooperaci firem Let Kunovice a Moravan Otrokovice. Jeho první prototyp vzlétl 29. června 1963. Pohonnou jednotku prototypu tvořil sovětský motor AI-14RF o výkonu 191 kW. Letoun se začal sériově vyrábět od roku 1965 a jeho výroba v různých verzích trvala až do roku 1984. Celkem bylo vyrobeno 713 kusů. Letoun měl a má široké uplatnění, snad nejnámější je jeho zemědělská verze pro rozprašování sypkých hmot i k postřiku. [3]

Křídlo Z-37 je samonosné celokovové, tvořené ze tří dílů. Trup je svařenec z ocelových trubek potažený tesilovou tkaninou s polyuretanem. Křídlo je vybaveno velmi účinnými dvojštěrbinovými vztlakovými klapkami.



Obr. 1.2.: Zlín Z-37 Čmelák [4]

Tab. 1.1.: Parametry letounu Zlín Z-37 [5]

Maximální vzletová hmotnost [kg]	1850
Rozpětí křídla [m]	12,2
Plocha křídla [m ²]	23,8
Štíhlost křídla [–]	11,8
Objemové zatížení [kg/m ³]	15,9
Délka trupu [m]	8,55
Kapacita zásobníku [l]	650
Šířka lišty [m]	50
Letová rychlost [m/s]	50
Minimální letová rychlost [m/s]	22,5
Výkon motorů [kW]	232

1.3 DJI Agras T30

DJI Agras T30 je hexakoptéra určená k precizní aplikaci pesticidů, kapalných hnojiv a herbicidů. Letoun je úplně jiné koncepce než námi navrhovaný letoun, je zde zmíněn hlavně jako ukázka jiného přístupu, a k porovnání výkonnostních parametrů.

Vzhledem k tomu že letoun k letu nepoužívá pevné vztlakové části, nepotřebuje příliš prostoru k manévrování a je proto určen spíše k preciznějším aplikacím na místech jako jsou vinice nebo sady. Jeho nevýhodou oproti letadlům s pevnými křídly je menší kapacita v zásobníku a celková pracovní efektivita je nižší. Letoun je schopen plně autonomních letů kdy k navigaci používá jak globální družicové systémy, tak vlastní soustavu několika kamer a senzorů.



Obr. 1.3.: Zemědělský dron DJI Agras T30 [6]

Tab. 1.2.: Parametry dronu DJI Agras T30 [6]

Maximální vzletová hmotnost [kg]	76,5
Doba letu s plnou nádrží [s]	7,8
Doba letu s prázdnou nádrží [s]	20,5
Aplikační letová rychlost [m/s]	7
Maximální rychlost větru [m/s]	8
Kapacita akumulátoru [kWh]	1,5
Šířka stopy aplikace [m]	4–9
Rozměry [m]	2,03 x 1,87 x 0,79

1.4 PYKA Pelican

Jediné UAV podobné velikosti jako letoun navrhovaný v této práci, určené k leteckému práškování, které se během psaní této práce podařilo dohledat je letoun Pelican od americké společnosti PYKA. Firma PYKA se zabývá vývojem letadel s elektrickým pohonem zásobovaným lithiovými akumulátory. Během psaní této práce se letoun dostal do posledních fází vývoje, kdy firma získávala potřebné certifikace a během druhé poloviny roku 2021 firma získala první zakázku, jednalo se o zákazníka na Kostarice, u kterého bude letoun sloužit k ošetřování banánových plantáží.



Obr. 1.4.: Letoun PYKA Pelican [7]

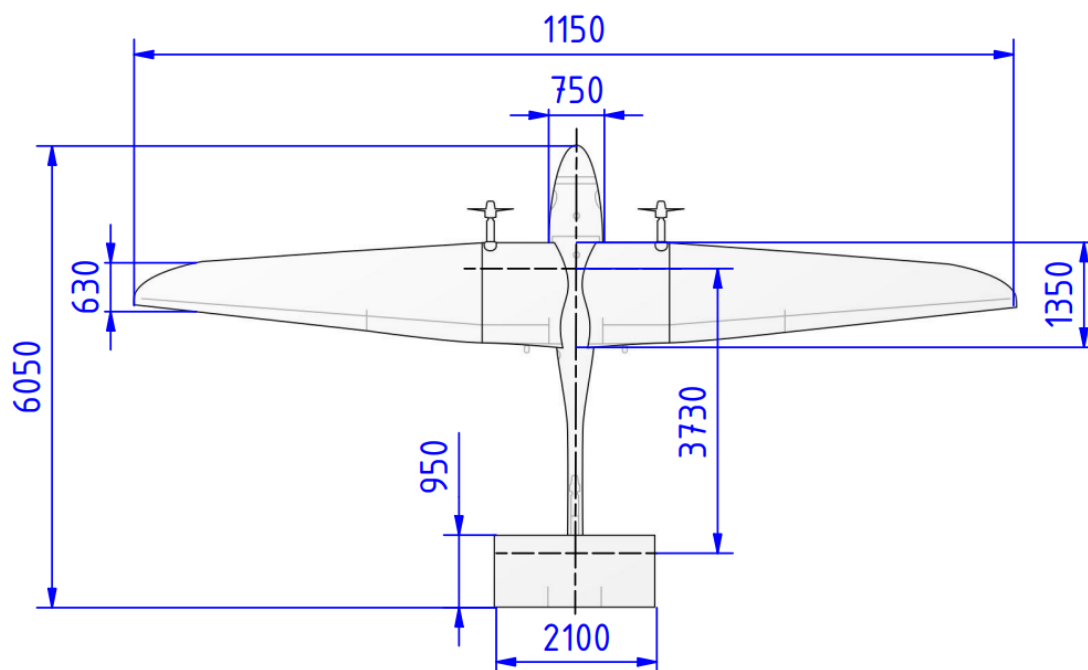
Letoun má hornoplošnickové uspořádání křídla s velmi malým vzepjetím a zúžením. Ocasní plochy jsou v konfiguraci do T. O pohon se starají tři elektromotory, kdy dva elektromotory jsou umístěné na pylonech na křídle a jeden se nachází na svislé ocasní ploše. Letoun používá předový podvozek, a je schopný přistání a vzletu z nezpevněných povrchů. Řízení letouny je plně robotické, k orientaci v prostoru letoun využívá systému GPS a několika senzoru včetně laserového radaru LIDAR.



Obr. 1.5.: Letoun PYKA Pelican během startu z nezpevněného povrchu [7]

Tab. 1.3.: Parametry letounu PYKA Pelican [7]

Maximální vzletová hmotnost [kg]	600
Rozpětí křídla [m]	11,5
Plocha křídla [m ²]	11,2
Štíhlost křídla [–]	11,8
Objemové zatížení [kg/m ³]	16
Zúžení křídla [–]	2,13
Vzdálenost mezi křídlem a OP [m]	3,73
Délka trupu [m]	6
Kapacita zásobníku [l]	318
Šířka lišty [m]	10
Letová rychlost [m/s]	30–40
Minimální letová rychlost [m/s]	18
Výkon motorů [kW]	75
Kapacita baterie [kWh]	13
Délka vzletové plochy [m]	140



Obr. 1.6.: Rozměry letounu PYKA Pelican

2 Návrh parametrů letadla

Tato kapitola se zabývá návrhem koncepce a tvaru letounu a stanovením jeho rozměrů. Návrh bude proveden na základě podobnostních a empirických vztahů a na obecně známém chování různých konfigurací letadel.

2.1 Požadavky na navrhovaný letoun

Na základě rešerše se stanoví požadavky na navrhovaný letoun.

- Maximální vzletová hmotnost 450 kg – odpovídá kategorii ULL.
- Bezpilotní / autonomní řízení
- Propulzní elektrická pohonná jednotka zásobovaná energií z akumulátorů.
- Letová rychlost při aplikaci postřiků 35 m/s
- Velký poměr mezi vzletovou hmotností a kapacitou zásobníku na postřik, zásobník 200 l.
- Možnost vzletu a přistání i z nepevného povrchu (travnatá plocha, polní cesta).
- Plošná hustota aplikace od 10 l/ha do 50 l/ha.

2.2 Návrh křídla

Konstrukce křídla bude samonosná. Na křídle budou umístěny dva elektromotory na vysunutém pylonu.

2.2.1 Poloha křídla

Letadlo určené k leteckému postřikování, musí být vybaveno rozprašovacím zařízením v podobě dlouhé lišty vybavené terminály pro distribuci postřikové látky, zavěšené nejčastěji po křídlem. Tomuto požadavku nejlépe vyhovuje hornoplošnickové uspořádání, kdy je možné rozprašovací lištu zavěsit od křídla ve větší vzdálenosti. To je vhodné z důvodu zmenšení negativních vlivů proudění okolo křídla na postřik, díky tomu se zvýší přesnost aplikace. Hornoplošnickové uspořádání má dále stabilizující vliv, který se pozitivně projeví na příčné stabilitě. [8] [9]

2.2.2 Půdorysný tvar křídla

Pro letadlo byl zvolen lichoběžníkový půdorysný tvar křídla. Lichoběžníkové křídlo má obecně nižší indukovaný odpor oproti křídlu obdélníkovém. Další výhodou je zmenšující se výška křídla od středu ke krajům, to má pozitivní vliv na průběh zatížení, kdy je materiál z hlediska pevnosti mnohem lépe využit. Nevýhodou lichoběžníkového křídla je, že v případě použití většího zúžení a zároveň nižší hodnoty štíhlosti křídla, se změní rozložení vztaku na křídle směrem ke koncům křídla. K odtržení proudu vzduchu tak může dojít v oblasti křidélek, která pak přestávají plnit svou funkci a letoun přestává být příčně ovladatelný. Z toho důvodu bude zvolena spíše nižší hodnota zúžení. [8]

Pro popis zúžení se používá parametr η , parametry b_0 a b_1 jsou zobrazeny na Obr. 2.1.

$$\eta = \frac{b_0}{b_1} \quad (2.1)$$

2.2.3 Vzepětí

Vzhledem k použití hornoplošnickového uspořádání, které vyvolává podobný efekt jako skutečné vzepětí, není potřeba, aby mělo křídlo letounu dodatečné vzepětí. To je výhodné i díky možnosti použít konstrukci křídla s průběžným nosníkem. [10]

2.2.4 Profil křídla

Profil křídla bude vybrán ze standardizované skupiny profilů NACA. Výběr vhodného profilu bude proveden na základě určení nejlepšího poměru vztaku k odporu v kapitole 4.1.

2.2.5 Rozměry křídla

Rozměry křídla budou stanoveny pomocí empirických vztahů a podobnosti s podobnými letouny stejné velikostní kategorie. V této fázi je jediným známým parametrem maximální vzletová hmotnost. Té lze využít pro stanovení plochy křídla pomocí objemového zatížení.

Objemové zatížení je parametr, který se používá pro porovnání obratnosti a náročnosti pilotáže různých letadel podobné koncepce a proporcí. Toto porovnání ale lze využít pouze pro letadla podobné velikosti. Čím vyšší je jeho hodnota, tím obratnější letoun bude.

$$OZ = \frac{m}{S \cdot \sqrt{S}} \quad (2.2)$$

Objemové zatížení letadel s podobnou maximální vzletovou hmotností se nachází přibližně v intervalu $(10 \div 15) \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$. Letadlo PYKA PELICAN má při maximální hmotnosti přibližnou hodnotu objemového zatížení 16. [11]

Plocha křídla získána úpravou vzorce pro objemové zatížení.

$$S = \sqrt[3]{\left(\frac{m}{OZ}\right)^2} \quad (2.3)$$

Ke stanovení poměru mezi rozpětím a hloubkou křídla je využit parametr štíhlost křídla λ . Křídlo o vysoké štíhlosti má nižší indukovaný odpor, vede tudíž k vyšší výkonnosti letounu, je však těžší a stavebně náročnější. Křídlo nízké štíhlosti vede k vyšší příčné obratnosti letounu.

Štíhlost křídla by se pro navrhovaný typ letounu měla pohybovat v rozsahu ($7 \div 15$). Pro letoun PYKA PELICAN je hodnota štíhlosti křídla přibližně 11,8.

$$\lambda = \frac{L^2}{S} \quad (2.4)$$

Úpravou rovnice (2.4) je získán vzorec pro určení rozpětí křídla.

$$L = \sqrt{\lambda \cdot S} \quad (2.5)$$

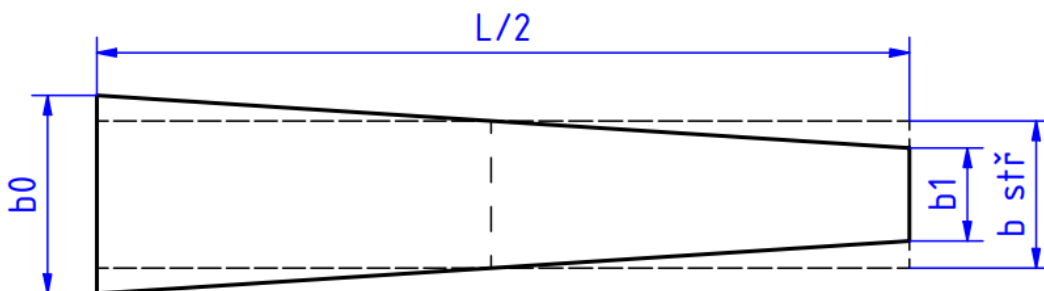
Pro potřeby dalších výpočtů je dále třeba stanovit střední aerodynamickou hloubku profilu, která odpovídá hloubce křídla obdélníkového tvaru při stejné ploše a rozpětí.

$$b_{stř} = \frac{S}{L} = \frac{b_0 + b_1}{2} \quad (2.6)$$

Hloubka křídla na koncích a ve středu křídla je dopočítána pomocí následujících vzorců. [8]

$$b_0 = \frac{2 \cdot b_{stř}}{\frac{1}{\eta} + 1} \quad (2.7)$$

$$b_1 = \frac{2 \cdot b_{stř}}{\eta + 1} \quad (2.8)$$



Obr. 2.1.: Rozměry křídla

2.3 Návrh ocasních ploch

Návrh velikosti ocasních ploch bude proveden pomocí podobnostních vzorců tak, aby byly v proporcích s rozměry křídla.

Nejprve je potřeba určit vzdálenost čtvrtinové čáry křídla a VOP. Ta by se měla pohybovat v intervalu $(3,7 \div 4,2)$ násobeném střední hloubkou křídla.

$$L_{OP} = (3,7 \div 4,2) \cdot b_{stř} = 4,1 \cdot b_{stř} \quad (2.9)$$

Dále se určí mohutnost VOP, ta by se měla pohybovat v intervalu $(0,45 \div 0,89)$.

$$A_{VOP} = (0,45 \div 0,89) = \frac{S_{VOP} \cdot L_{OP}}{S \cdot b_{stř}} \quad (2.10)$$

Vzorec pro mohutnost upravený tak, aby se získala plocha vodorovných ocasních ploch.

$$S_{VOP} = \frac{A_{VOP} \cdot S \cdot b}{L_{OP}} \quad (2.11)$$

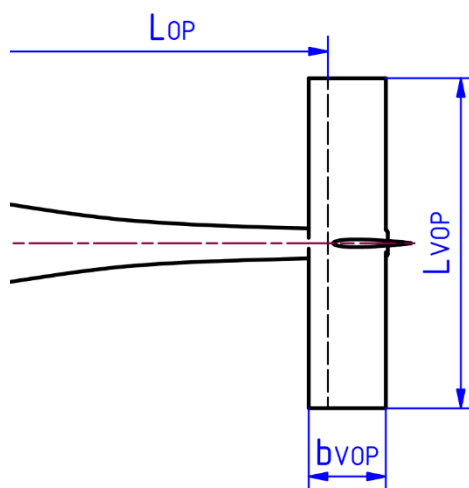
Štíhlost vodorovných ocasních ploch s ohledem na proporce VOP u podobných letadel bude zvolena z intervalu $(3,5 \div 6)$.

$$\lambda_{VOP} = (3,5 \div 6) \quad (2.12)$$

Následně je úpravou vzorce pro štíhlost křídla získáno rozpětí a hloubka VOP.

$$b_{VOP} = \sqrt{\frac{S_{VOP}}{\lambda_{VOP}}} = \sqrt{\frac{S_{VOP}}{4}} \quad (2.13)$$

$$L_{VOP} = \frac{S_{VOP}}{b_{VOP}} \quad (2.14)$$



Obr. 2.2.: Schéma rozměrů vodorovných ocasních ploch

Velikost svislé ocasní plochy bude určena obdobně jak velikost vodorovných ocasních ploch. Vzdálenost čtvrtinové čáry křídla a SOP bude stejná jako u VOP.

Mohutnost SOP se volí z intervalu (0,2 ÷ 0,39).

$$A_{SOP} = (0,2 \div 0,39) = \frac{S_{SOP} \cdot L_{OP}}{S \cdot b_{stř}} \quad (2.15)$$

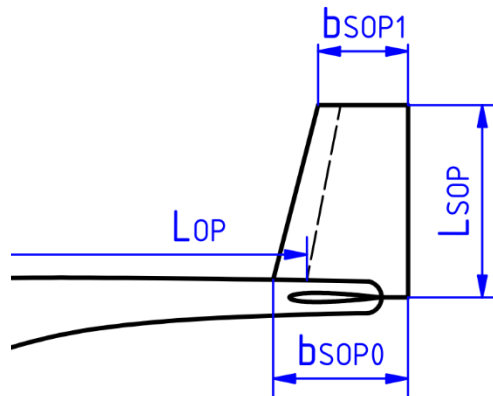
Plocha svislé ocasní plochy

$$S_{SOP} = \frac{A_{SOP} \cdot S \cdot b_{stř}}{L_{OP}} \quad (2.16)$$

Výška SOP bude stejná jako polovina rozpětí VOP.

$$L_{SOP} = \frac{L_{VOP}}{2} \quad (2.17)$$

$$b_{SOP} = \frac{S_{SOP}}{L_{SOP}} = \frac{b_{SOP0} + b_{SOP1}}{2} \quad (2.18)$$



Obr. 2.3.: Schéma rozměrů svislé ocasní plochy

Pro svislé i vodorovné ocasní plochy je zvolen symetrický profil NACA 0008.

2.4 Návrh trupu

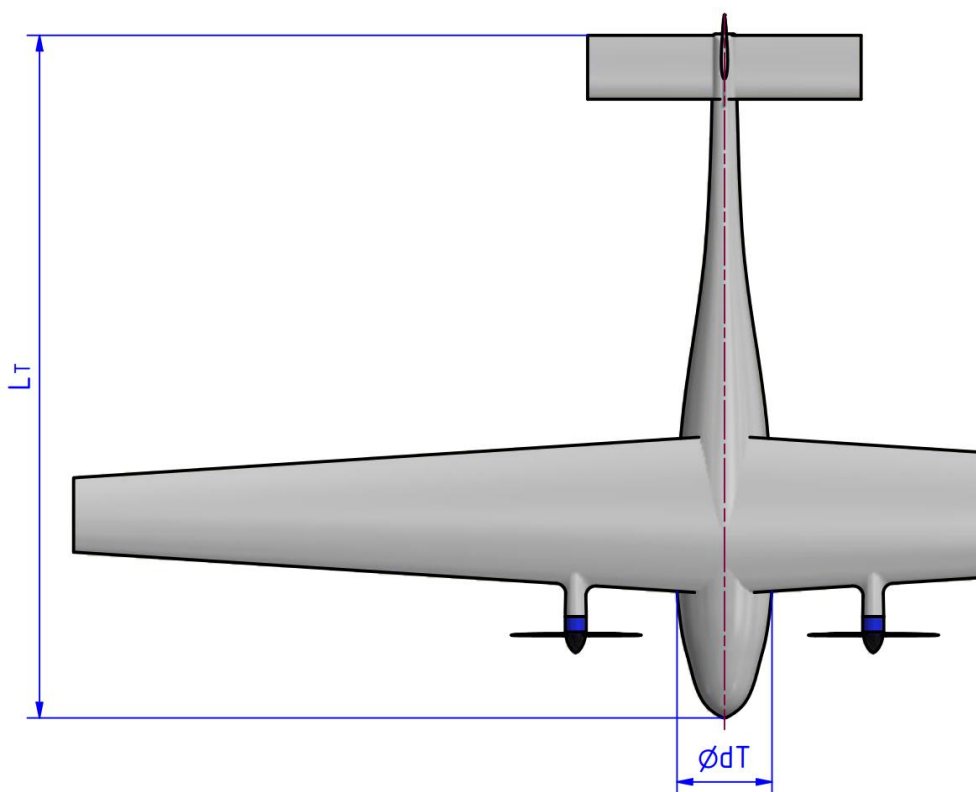
Tvar trupu bude spojitě podélně symetrické těleso tvořené oválnými profily. Přesné rozměry trupu se stanoví až v konstrukční fázi návrhu letadla. Pro potřeby aerodynamických výpočtů budou stanoveny pouze nejzákladnější rozměry, které definují jeho tvar.

Délka trupu musí zahrnout údaj o vzdálenosti mezi křídlem a ocasními plochami. Délka přední části trupu od špičky po křídlo bude vycházet až z konstrukčního návrhu tak, aby se vyhovělo požadavku na polohu těžiště.

$$L_T = 6 \text{ m}$$

Čelní tvar trupu stačí v této fázi návrhu popsat pouze přibližně, a to průměrem v nejširším místě. Rozměr je navržen s ohledem na potřebu umístit uvnitř trupu nádrž s postříkem, akumulátor a další komponenty potřebné k ovládání letounu.

$$d_T = 0,8 \text{ m}$$

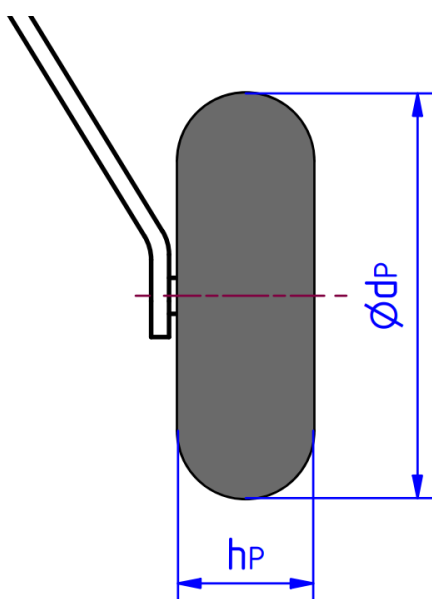


Obr. 2.4.: Rozměry trupu

2.5 Podvozek

Vzhledem k charakteru úkolu letadla bude z důvodu častého doplňování nádrže na postřik trvat let spíše kratší dobu, okolo 10 min. Z praktických důvodu je vhodné zvolit pevný podvozek, který je také konstrukčně o hodně jednodušší než podvozek zatahovací, má také nižší hmotnost.

Uspořádání podvozku bude s příďovým kolem, které je vhodnější pro letoun s předpokládaným velkým rozdílem mezi letovou a vzletovou hmotností, a to proto, že toto uspořádání umožňuje větší úhel náběhu pro vzlet i přistání.



Obr. 2.5.: Schéma rozměrů jednoho kola podvozku

Při návrhu velikosti kol podvozku je nutné uvažovat potřebu startovat z a přistávat i na nezpevněné a zatravněné plochy. S ohledem na tento požadavek jsou zvolena kola s větším průměrem a šířkou.

$$d_p = 0,45 \text{ m}$$

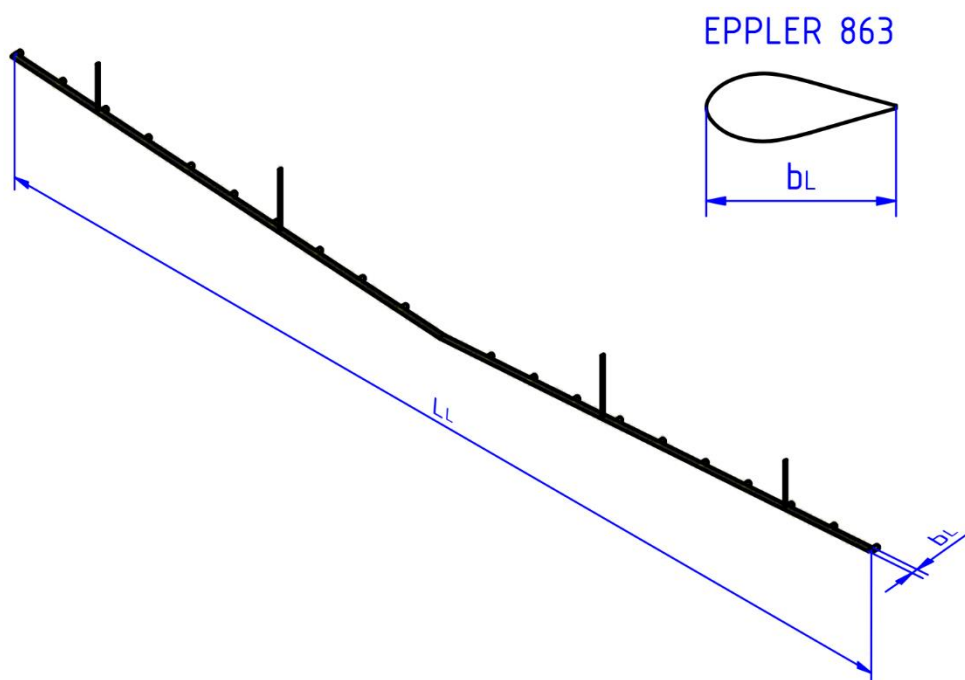
$$h_p = 0,15 \text{ m}$$

2.6 Rozprašovací zařízení

Rozprašovací lišta je dlouhé tenké těleso zavěšené pod křídlem, která nese trysky rozprašovacího systému. Délka lišty je přibližně úměrná šířce plochy aplikace. Její délka bude stanovena tak, aby šířka aplikovaného pásu byla 10 m. Aby měla lišta nízký aerodynamický odpor, bude její tvar v podobě profilu EPPLER 863, který se běžně používá pro vzpěry nesamonosných křídel. Hloubka profilu je zvolena 5 cm. [12]

$$L_L = 10 \text{ m}$$

$$b_L = 0,05 \text{ m}$$



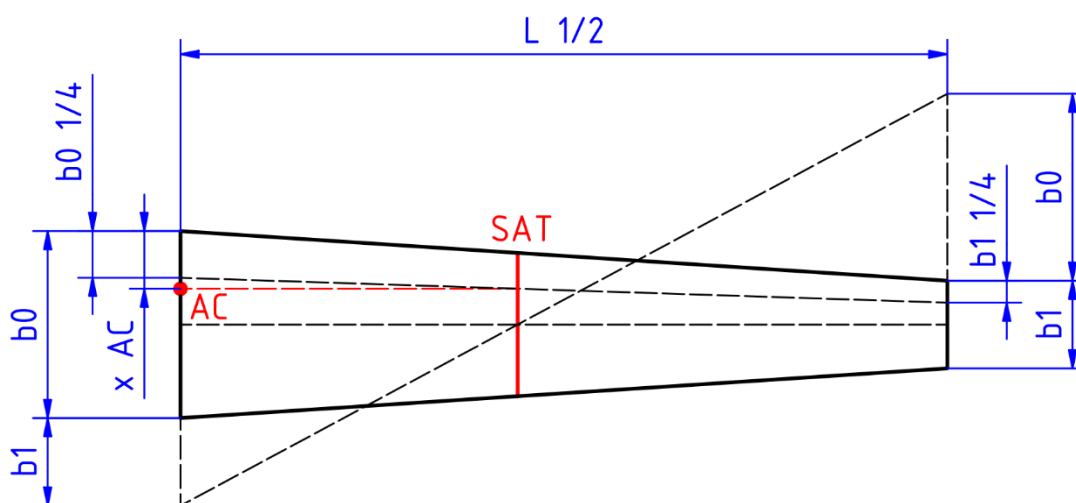
Obr. 2.6.: Rozměry lišty rozprašovacího zařízení

Pro vytvoření požadované tlaku a průtoku kapalného přípravku skrze rozprašovací trysky se nejčastěji používají odstředivá čerpadla, které mohou být poháněné přímo hlavním motorem letounu, anebo vlastním elektromotorem. Vzhledem ke konfiguraci pohonu navrhovaného letounu je zvoleno čerpadlo s vlastním elektropohonem. Konkrétním výběrem nebo návrhem se tato práce nezabývá.

2.7 Statické vyvážení letounu při letu – podélná stabilita

Vzhledem k tomu, že tato práce se nezabývá konstrukčním řešením navrhovaného letounu, je závěrem této části pouze požadavek na umístění těžiště pro konstrukční fázi návrhu. Požadovaná poloha těžiště se bude používat v dalších kapitolách pro výpočet statické rovnováhy.

Pro stanovení neutrálního bodu a následně těžiště je třeba určit střední aerodynamickou tětivu SAT a polohu x_{AC} aerodynamického středu křídla. Obě tyto hodnoty budou určeny pomocí grafického rozboru navrženého křídla.



Obr. 2.7.: Grafická metoda určení aerodynamického středu křídla

Pro zajištění potřebné statické stability letu, je třeba letoun navrhnout tak, aby se jeho statická zásoba $\Delta CGNP$ pohybovala v intervalu $\langle 5 \div 15 \rangle \%$. [13]

$$\Delta CGNP = \frac{\Delta}{SAT} \quad (2.19)$$

Pro stanovení optimální polohy těžiště je nejprve potřeba určit polohu neutrálního bodu letounu. Neutrální bod letounu je místo, k němuž je jeho výsledný součinitel klopivého momentu celého letounu stálý a zahrnuje případné vlivy změn rychlostí letu. K určení polohy neutrálního bodu vůči aerodynamickému středu křídla se použije následující vzorec. [13]

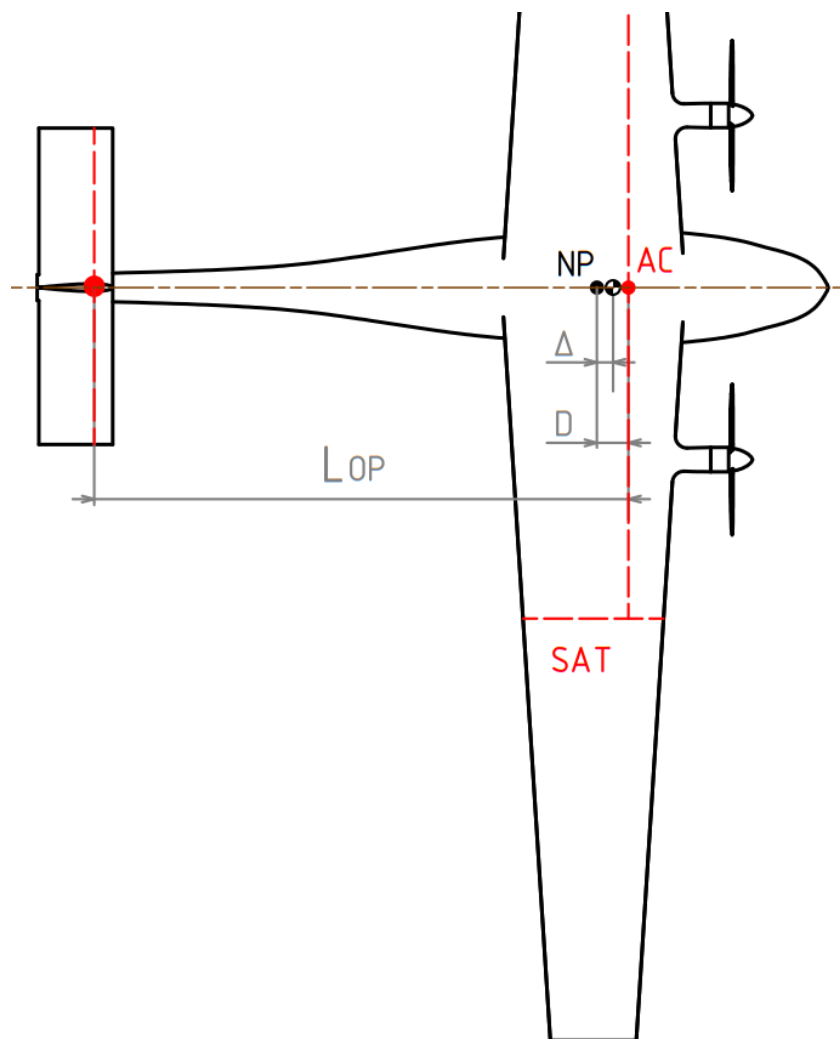
$$D = \sqrt[4]{\lambda} \cdot \frac{1}{4} \cdot \left(\frac{S_{VOP}}{S}\right) \cdot \left(\frac{L}{SAT}\right) \quad (2.20)$$

Vzdálenost neutrálního bodu od těžiště.

$$\Delta = \Delta CGNP \cdot SAT \quad (2.21)$$

Požadovaná poloha těžiště od aerodynamického středu pak bude.

$$x_T = D - \Delta \quad (2.22)$$



Obr. 2.8.: Poloha těžiště a neutrálního bodu

2.8 Návrh pohonné jednotky

Pohon letounu budou obstarávat dva elektromotory umístěné na pylonech na křídle. Použití dvou motorů oproti jednomu centrálnímu na špičce trupu je pro navrhovaný letoun vhodnější z důvodu uvolnění prostoru v samotném trupu, do kterého je nutné umístit baterii a nádrž s postřikem.

2.8.1 Volba motoru

Výběr elektromotorů je proveden na základě odhadu potřebného výkonu porovnáním výkonu motorů letounů podobné kategorie. Požadovaný stálý výkon celé soustavy pohonné jednotky je odhadnut na 50 kW. Vzhledem k použití dvojice motorů odpovídá požadovaný stálý maximální výkon jednoho motoru hodnotě 25 kW.

Ověření dostatečného dimenzování bude provedeno v kapitole 4.5.

Pro návrh je zvolen elektromotor Rotex electric REB 30.

Tab. 2.1.: Parametry motoru Rotex electric REB 30 [14] [15]

Typ	REB 30
Výrobce	Rotex electric
Napětí U [V]	120
Maximální trvalý výkon P_{nom} [kW]	25
Špičkový výkon P_{max} [kW]	40
Maximální otáčky n [RPM]	4000
Otáčková konstanta k_v [RPM/V]	34
Proud naprázdno I [A]	15
Vnitřní odpor R_i [Ω]	0,04



Obr. 2.9.: Elektromotor Rotex electric REB 30 [15]

2.8.2 Návrh vrtule

Návrh vrtule není cílem této práce, ale vzhledem k tomu že pro výpočet celého energetického řetězce bude potřeba znát její přesnou geometrii, a volně k dispozici jsou pro komerčně dostupné vrtule uvedeny většinou jenom nejzákladnější parametry, je nutné geometrii vrtule navrhnout.

S ohledem na umístění motorů s vrtulemi na křídle a z důvodu vyšší účinnosti, bude vrtule třílistá. Pro vrtuli je zvolen profil CLARK-Y, který se často používá jako vrtulový profil. [16]

Průměr vrtule je zvolen s ohledem na maximální otáčky elektromotoru a velikost letadla.

$$d_v = 1200 \text{ mm}$$

Ostatní parametry a přesnou geometrii pro zvolený průměr vrtule, počet listů a profil, se nechají vygenerovat programem PROPCALC jako defaultní hodnoty. [17]

Tab. 2.2.: Geometrické parametry vrtule

Poměrný poloměr ξ [%]	Poloměr r [mm]	Úhel nastavení β [°]	Šířka listu c [mm]	Poměrná šířka δ [%]
20	120	32,7	33,0	5,5
30	180	28,0	39,0	6,5
40	240	25,0	43,5	7,25
50	300	22,3	46,5	7,75
60	360	20,0	46,8	7,8
70	420	17,9	45,3	7,55
80	480	16,2	40,2	6,7
90	540	14,7	37,2	6,2
100	600	13,5	7,8	1,3

2.8.3 Akumulátor

Jako akumulátor pro návrh byl zvolen bateriový systém od firmy MGM-COMPRO, který používá články typu LI-POL. Tento typ akumulátoru je vybrán z důvodu vysokého poměru mezi kapacitou a hmotností a schopností dávat trvale vysoké proudy. Výrobce je schopen poskytnout konfiguraci vhodnou pro zvolený motor, tedy s napětím akumulátoru 120 V. Udávaná energetická hustota akumulátoru je 267 Wh/kg. [18]

Kapacita akumulátoru bude stanovena až na základě výpočtu spotřeby energie v kapitole 4.5.

2.9 Návrh konkrétních parametrů

Při návrhu parametrů letounu budou vybírány hodnoty z doporučených intervalů tak, aby jejich výběr co nejvíce odpovídal požadovaným vlastnostem a celkovému charakteru letounu. Některé parametry, jako třeba maximální vzletová hmotnost, již byly stanoveny při definování zadání a požadavků na letoun.

Tučně vyznačené hodnoty parametrů v Tab. 2.3 jsou parametry, které jsou zadané z kapitoly 2.1, nebo parametry, které jsou voleny z doporučených intervalů.

Tab. 2.3.: Parametry navrženého letounu

Maximální vzletová hmotnost	m [kg]	450
Štíhlost křídla	λ [–]	11,17
Objemové zatížení	OZ [kg/m ³]	14,5
Rozpětí křídla	L [m]	10,5
Plocha křídla	S [m]	9,87
Vzepětí	[°]	0
Zúžení křídla	η [–]	2,13
Střední hloubka profilu křídla	$b_{stř}$ [m]	0,94
Hloubka profilu ve středu křídla	b_0 [m]	1,280
Hloubka profilu na koncích křídla	b_1 [m]	0,6
Vzdálenost mezi VOP a křídlem	L_{OP} [m]	3,85
Mohutnost VOP	A_{VOP} [m]	0,5
Štíhlost VOP	λ_{VOP} [m]	4
Rozpětí VOP	L_{VOP} [m]	2,2
Hloubka VOP	b_{VOP} [m]	0,55
Mohutnost SOP	A_{SOP} [m]	0,3
Rozpětí SOP	L_{SOP} [m]	1,1
Hloubka SOP	b_{SOP} [m]	0,66
Délka trupu	L_T [m]	6
Průměr trupu	d_T [m]	0,8
Statická zásoba	$\Delta CGNP$ [%]	10
Poloha AC k náběžné hraně	x_{AC} [m]	0,395
Střední aerodynamická tětíva	SAT [m]	0,98
Poloha neutrálního bodu k AC	D [m]	0,22
Poloha těžiště vůči SAT	x_T [m]	0,12
Průměr kol podvozku	d_P [m]	0,8
Šířka kol podvozku	b_P [m]	0,15
Délka lišty	L_L [m]	8
Hloubka lišty	b_L [m]	0,05

3 Model pro výpočet spotřeby energie za letu

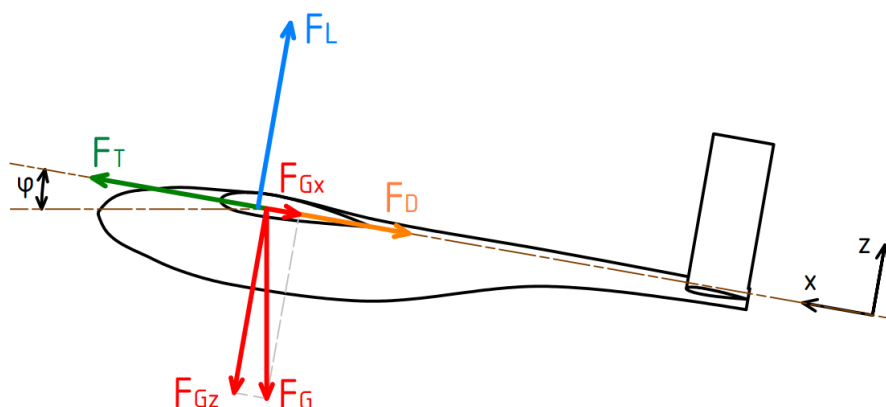
V této části práce jsou popsány teoretické modely výpočtu provozních parametrů jednotlivých částí letounu. Tyto postupy budou použity pro ověření letových vlastností a pro výpočet spotřeby energie.

3.1 Model stanovení letových parametrů v zatáčce a při stoupání

Pro výpočet aerodynamického odporu letadla je třeba nejdříve určit vztlakovou sílu od křídla tak, aby byl let z pohledu souřadného systému letounu stacionární, tedy aby síly působící na letoun byly ve statické rovnováze.

K určení potřebné vztlakové síly je třeba provést statický rozbor ve dvou rovinách. Rovnice získané rozбором statiky obou rovin budou následně sloučeny a díky tomu budou získány rovnice popisující působení sil v trojrozměrném prostoru.

Jednou z rovin bude pohled z boku. Jako souřadný systém je zvolen souřadný systém letadla, který je vhodnější než souřadný systém země.



Obr. 3.1.: Síly působící na letoun v obecné poloze v rovině XZ

Tíhová síla a tíhová síla rozložená do souřadného systému letadla v rovině XZ

$$F_G = m \cdot g \quad (3.1)$$

$$F_{Gz} = F_G \cdot \cos(\varphi) \quad (3.2)$$

$$F_{Gx} = F_G \cdot \sin(\varphi) \quad (3.3)$$

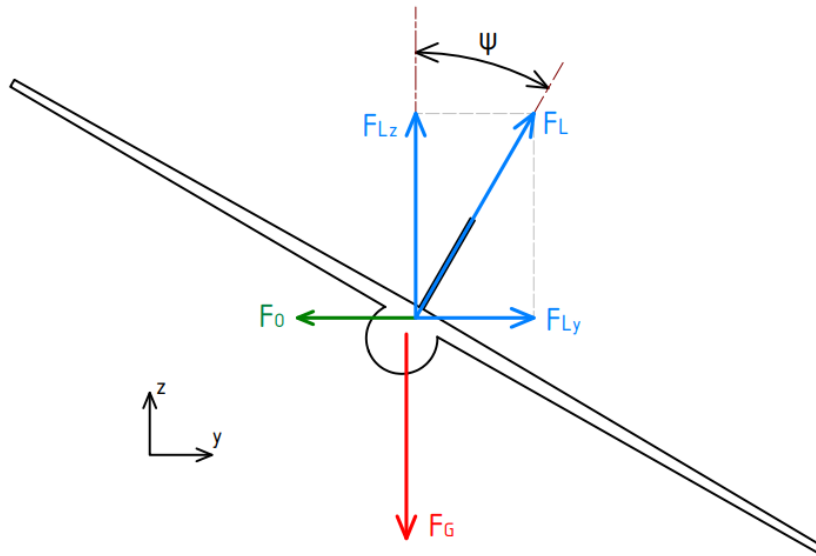
Vztlaková síla křídla

$$F_L = F_{Gz} = F_G \cdot \cos(\varphi) \quad (3.4)$$

Tahová síla od motoru pak musí být stejná jako součet složka gravitační síly působící v ose x a síly odporu celého letadla.

$$F_T = F_D + F_{Gx} = F_D + F_G \cdot \sin(\varphi) \quad (3.5)$$

Druhou rovinou, ve které je proveden statický rozbor, je rovina YZ, tedy pohled zepředu. V této rovině je výhodnější používat souřadný systém vůči zemi.



Obr. 3.2.: Síly působící na letoun v obecné poloze v rovině YZ

Odstředivá síla při letu v zatáčce

$$F_o = \frac{v^2 \cdot m}{R} = F_L \cdot \sin(\psi) \quad (3.6)$$

Vztlaková síla v rovině YZ

$$F_L = \frac{F_G}{\cos(\psi)} \quad (3.7)$$

Celkovou vztlakovou sílu, která vzniká na křídle, když je letoun v obou rovinách v obecné poloze, lze získat sloužením rovnic pro vztlak v obou rovinách.

$$F_L = F_G \cdot \frac{\cos(\varphi)}{\cos(\psi)} \quad (3.8)$$

3.2 Výpočet odporu a vztlaku křídla

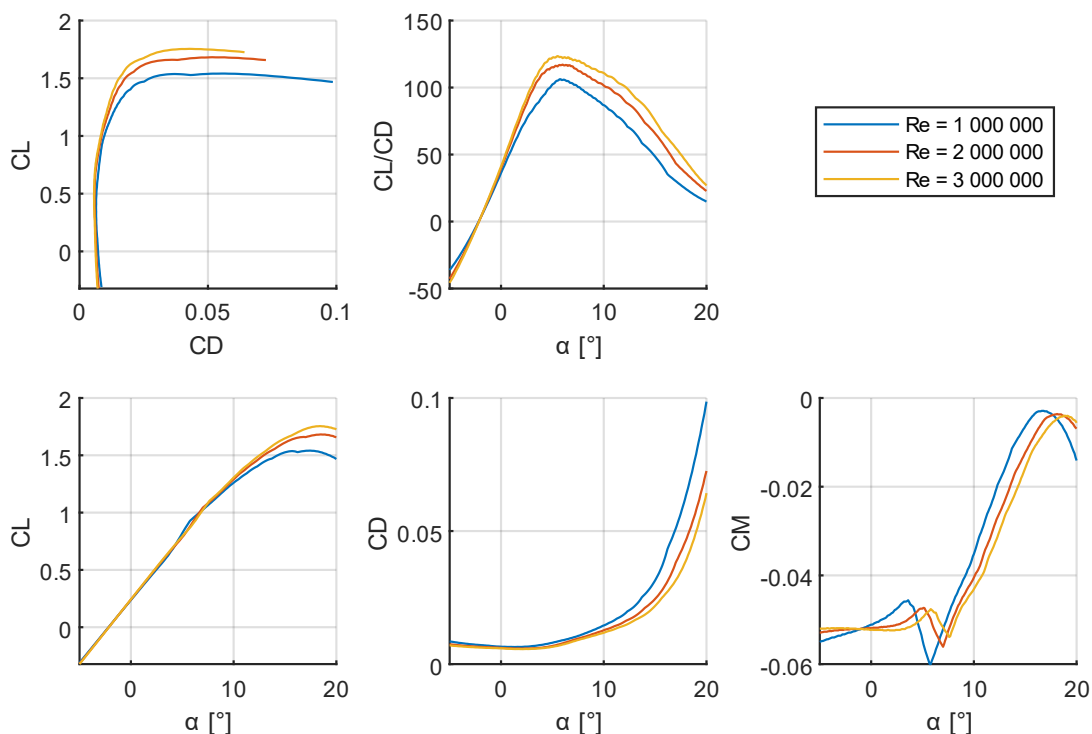
3.2.1 Určení charakteristiky profilu křídla

Pro výpočet aerodynamických vlastností křídla je třeba znát aerodynamické charakteristiky jeho profilu. Tyto charakteristiky se určují experimentálně v aerodynamických tunelech. To je ale velmi nákladné a takto naměřené charakteristiky pro vhodné profily většinou nejsou veřejně k dispozici. Tato práce si proto vystačí s daty získanými pomocí výpočtu.

K určení charakteristik profilů se využívá program XFOIL, který je určen pro analýzu vazkého podzvukového proudění okolo profilů. Výpočet na pozadí programu pracuje pomocí panelové metody. Program XFOIL byl vytvořen v roce 1986 a od té doby nebyl výrazně modifikován, jeho rozhraní proto není příliš uživatelsky přívětivé, proto je pro určení charakteristik použit program XFLR5, který má v sobě program XFOIL implementován. [19] [20]

Vstupem pro výpočet programem XFLR5 je Reynoldsovo číslo a geometrie profilu definovaná množinou bodů. Takto definované geometrie jsou pro většinu používaných profilů veřejně k dispozici na internetu.

Výstupem jsou požadované charakteristiky pro zvolené Reynoldsovo číslo.



Obr. 3.3.: Charakteristika profilu NACA 2415

Pro potřeby výpočtů v této práci jsou určeny charakteristiky křídla pro Reynoldsova čísla 1 000 000, 2 000 000 a 3 000 000. To jsou hodnoty, u kterých se předpokládá, že se v jejich okolí bude výpočet pohybovat.

Aby se daly pomocí těchto charakteristik určovat hodnoty i pro jiná Reynoldsova čísla, musí se využít interpolace. Jako nejvhodnější se jeví interpolace polynomem druhého stupně.

Zde uvedeme rovnice pro určení koeficientu vztlaku při požadovaném úhlu náběhu pro zadané Reynoldsovo číslo.

Nejprve je třeba určit matici A .

$$A = \begin{bmatrix} 1 & Re_1 & Re_1^2 \\ 1 & Re_2 & Re_2^2 \\ 1 & Re_3 & Re_3^2 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Poté se určí vektor b , jehož složky jsou požadované hodnoty C_l při daném α pro Reynoldsova čísla odpovídajícím charakteristikám.

$$b = \begin{bmatrix} C_l(\alpha, Re_1) \\ C_l(\alpha, Re_2) \\ C_l(\alpha, Re_3) \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Poté jsou pomocí násobku inverzní matice A a vektoru b získány koeficienty polynomu pro interpolaci.

$$k = A^{-1} \cdot b \quad (3.11)$$

Požadovaná hodnota C_l pro Reynoldsovo číslo Re bude určena pomocí následujícího polynomu.

$$C_l = k_1 + k_2 \cdot Re + k_3 \cdot Re^2 \quad (3.12)$$

Obdobný postup použít i pro získání dalších koeficientů jako je C_d a C_m .

3.2.2 Výpočet křídla

Vstupními hodnotami pro výpočet křídla je požadovaná vztlaková síla, která udržuje letoun ve statické rovnováze, a rychlost letu. Výstupními hodnotami výpočtu křídla budou koeficient vztlaku, úhel náběhu a koeficient klopivého momentu, se kterými bude výpočet pracovat v dalších částech výpočtu.

Postup výpočtu koeficientu vztlaku a odporu bude využit i ve výpočtu ocasních ploch.

Koeficient vztlaku křídla lze získat úpravou vzorce pro vztlakovou sílu.

$$C_L = C_{L_{3D}} = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2} \quad (3.13)$$

Úhel náběhu bude následně určen ze získaných charakteristik daného profilu. Získané charakteristiky ale odpovídají křídlu nekonečného rozpětí, proto je potřeba koeficient vztlaku upravit tak, aby byl zohledněn vliv indukovaného odporu, který vzniká na konci křídla přetékáním vzduchu z přetlakové strany křídla na stranu podtlakovou. [21]

Pro přepočet koeficientu vztlaku pro křídlo konečného rozpětí lze využít přibližný vztah, který pro výpočet využívá informaci o štíhlosti křídla. [22]

$$C_L = C_l \cdot \left(\frac{\lambda}{\lambda + 2} \right) \quad (3.14)$$

Koeficient vztlaku C_L , který byl získán z rovnice (3.13), je ale koeficientem křídla. Je proto nutné vzorec upravit tak, aby platil pro koeficient vztlaku pro dvourozměrný profil, a pomocí kterého by bylo možné následně určit skutečný úhel náběhu křídla.

$$C_l = C_L \cdot \left(\frac{\lambda + 2}{\lambda} \right) \quad (3.15)$$

K určení úhlu náběhu je nutné nejprve určit Reynoldsovo číslo křídla.

$$Re = \frac{v \cdot b_{stř}}{\nu} \quad (3.16)$$

Úhel náběhu křídla bude následně určen interpolací z charakteristiky profilu.

$$\alpha = \alpha(C_{l_{2D}}, Re) \quad (3.17)$$

Pomocí úhlu náběhu křídla bude následně z charakteristiky profilu určen koeficient odporu pro vazku a tlakovou složku.

$$C_{D_v} = C_{d_v}(\alpha, Re) \quad (3.18)$$

Pro výpočet koeficientu indukovaného odporu je nejprve potřeba určit Oswaldův koeficient účinnosti rozpětí e . Ten lze určit za pomoci vhodné literatury. V literatuře byla nalezena hodnota koeficientu e která odpovídá popisu „křídlo s motory umístěnými na křídle“. [23]

$$e = 0,75$$
$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} \quad (3.19)$$

Celkový koeficient odporu křídla pak bude:

$$C_{D_K} = C_{D_i} + C_{D_v} \quad (3.20)$$

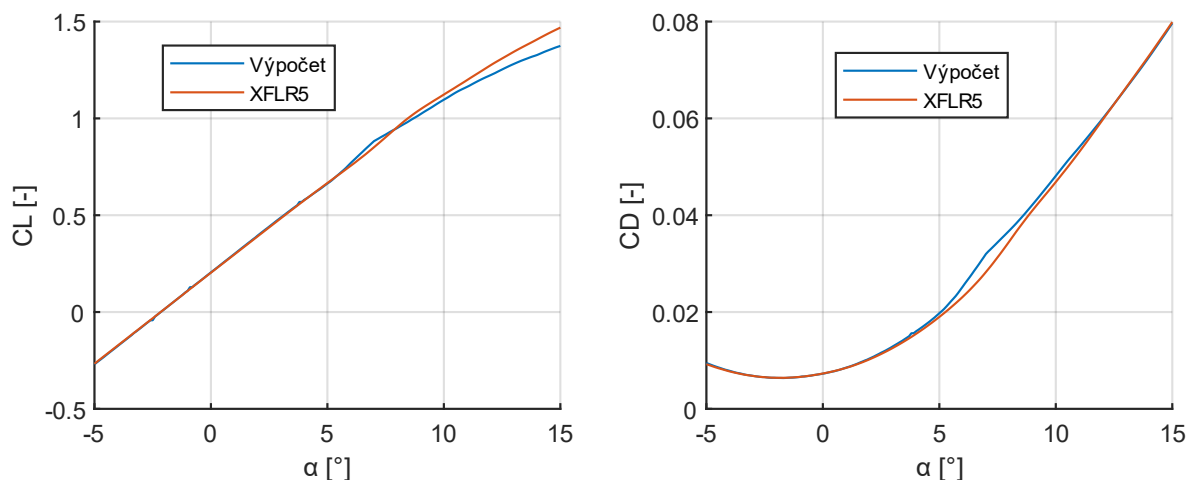
Pro výpočty statické rovnováhy letu v kapitole 3.4 je třeba ještě určit koeficient klopivého momentu.

$$C_M = C_m(\alpha, Re) \quad (3.21)$$

3.2.3 Ověření přesnosti výpočtu křídla

Protože se ve výpočtovém modelu křídla používá, kvůli zjednodušení, přibližný vzorec pro výpočet vztlaku křídla konečné délky, který neuvažuje celou geometrii křídla a pracuje pouze se štíhlostí, a protože výpočtový model používá Reynoldsovo číslo určené ze střední hloubky křídla pro výpočet celého křídla, je vhodné ověřit správnost výsledků porovnáním s komplexnějším výpočtem.

K ověření výpočtu je využit již zmíněný program XFLR5, ve kterém je vytvořen model geometrie křídla včetně zúžení a vzepětí. Pro výpočet je nutné ještě zadat Reynoldsovo číslo. Vzhledem k tomu, že požadovaná letová rychlost navrhovaného letounu je stanovena na hodnotu 35 m/s, je Reynoldsovo číslo pro výpočet určeno pro tuto rychlost.



Obr. 3.4.: Porovnání výpočtového modelu s výpočtem pomocí XFLR 5

Z porovnání charakteristik vztlaků a odporů vyplývá, že v přibližné provozní oblasti mezi 0 až 5° úhlu náběhu je rozdíl maximálně v jednotkách procent. Je proto možné použít navrhovaný výpočtový model.

3.3 Výpočet odporu nevztlakových částí

3.3.1 Trup

Tvar trupu je pro účely výpočtu uvažován jako rotačně symetrické aerodynamické těleso popsané délkou a šířkou v nejširším místě.

Pro výpočet odporu trupu je využito postupu popsaného v literatuře, který používá k výpočtu empirické vzorce. [24]

K výpočtu je třeba znát smáčenou plochu trupu. V případě, že je známá přesná geometrie trupu, lze smáčenou plochu určit například pomocí vhodného CAD programu. Vzhledem k tomu, že jsou z minulých kapitol známy pouze základní rozměry, je pro výpočet smáčené plochy využit následující vztah.

$$S_{wet} = \pi \cdot d_T \cdot L_T \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_T}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{\lambda_T^2}\right) \quad (3.22)$$

Kde λ_T je štíhlost trupu.

$$\lambda_T = \frac{L_T}{d_T} \quad (3.23)$$

Dále je potřeba určit Reynoldsovo číslo trupu a Machovo číslo.

$$Re_T = \frac{v \cdot L_T}{\vartheta} \quad (3.24)$$

$$Ma = \frac{v}{c} \quad (3.25)$$

Součinitel povrchového tření pro turbulentní proudění:

$$C_{f_{turb}} = \frac{0,455}{(\log(Re_T))^{2,58} \cdot (1 + 0,144 \cdot Ma^2)^{0,65}} \quad (3.26)$$

Součinitel tvaru trupu:

$$FF_T = 1 + \frac{60}{\left(\frac{L_T}{d_T}\right)^3} + \frac{\frac{L_T}{d_T}}{400} \quad (3.27)$$

Koeficient odporu trupu vztažený na referenční plochu křídla $S = S_{ref}$, kde Q je součinitel interference mezi trupem a ostatními částmi letounu, zvolený podle literatury. [24]

$$Q = 1,5$$

$$C_{DT} = C_{f_{turb}} \cdot FF_T \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (3.28)$$

3.3.2 Podvozek

Letadlo používá nesklápěcí podvozek s centrální příďovou nohou. Bude mít proto vliv na celkový aerodynamický odpor ve všech fázích letu.

Koeficient odporu podvozku je určen pomocí literatury. [25]

$$C_{D'_P} = 0,3$$

Koeficient je vhodné upravit do vztaženého tvaru k ploše křídla. Plocha podvozku je vypočítána přibližně jako obdélníková plocha definovaná průměrem a výškou válce – šířkou kola. Koeficient je následně vynásoben počtem kol n , v případě podvozku s příďovou nohou $n_P = 3$.

$$C_{DP} = C_{D'_P} \cdot n_P \cdot \frac{d_P \cdot h_P}{S_{ref}} \quad (3.29)$$

3.3.3 Rozprašovací zařízení

Největší součástí rozprašovacího systému mimo trup letadla je lišta, na které jsou umístěny rozprašovací trysky. Její tvar a velikost může mít značný vliv na celkový odpor letadla, a proto je vhodné tyto vlivy zahrnout do celkového výpočtu. Aerodynamický odpor zde bude uvažován pouze na samotné liště a bude zanedbán vliv rozprašovacích trysek a součástí, kterými je připevněna ke křídlu.

Z důvodu zjednodušení výpočtu bude koeficient odporu lišty uvažován s konstantní hodnotou nezávislou na rychlosti letu.

Pro stanovení koeficientu odporu lišty je nejprve třeba určit Reynoldsovo číslo.

$$Re_L = \frac{v \cdot b_L}{\nu} = \frac{35 \cdot 0,04}{1,501 \cdot 10^{-5}} \approx 100\,000 \quad (3.30)$$

K určení koeficientu odporu je opět využit program XFLR5. Pro stanovené Reynoldsovo číslo a úhel náběhu 0° , je koeficient odporu:

$$C_{D'_L} = 0,18$$

Koeficient je následně upraven do vztaženého tvaru k ploše křídla. Protože je koeficient určen pomocí XFLR 5, charakteristickým rozměrem bude hloubka profilu lišty.

$$C_{DL} = C_{D'_L} \cdot \frac{L_L \cdot b_L}{S_{ref}} \quad (3.31)$$

Jak již bylo zmíněno v kapitole 2.6, rozprašovací zařízení bude používat odstředivé čerpadlo, které během aplikace spotřebovává nezanedbatelné množství energie, je proto vhodné ji zahrnout do výpočtu. Rozprašovací trysky mají provozní tlak okolo $p = 200 \text{ kPa}$ a maximální objemový průtok aplikovaného přípravku přibližně $\dot{V} = 6,3 \text{ m}^3/\text{h}$. Čerpadla obdobných parametrů mají účinnost okolo $\eta_\zeta = 70 \%$.

$$P_\zeta = \frac{\dot{V} \cdot p}{\eta_\zeta} = \frac{6,3/3600 \cdot 200\,000}{0,7} \doteq 500 \text{ W} \quad (3.32)$$

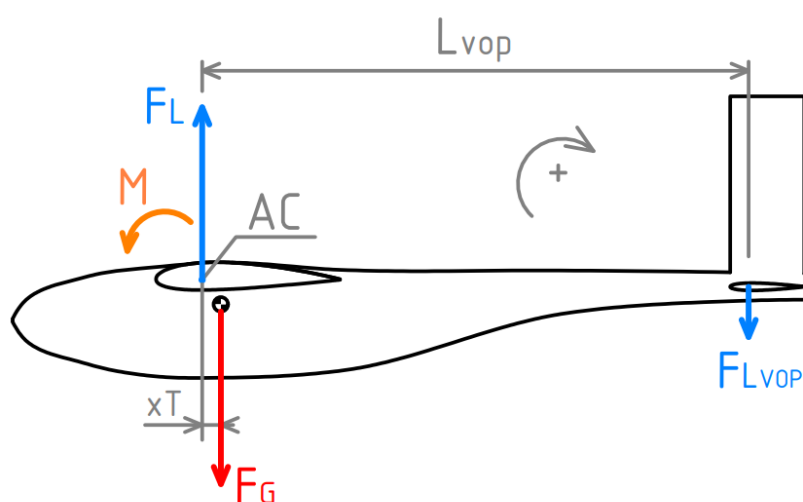
3.4 Ocasní plochy

Pro výpočet aerodynamického odporu ocasních ploch je použit stejný postup jako pro výpočet odporu křídla. Jak u vodorovných, tak u svislé ocasní plochy nebudou během výpočtu uvažovány žádné pohyblivé ovládací prvky.

U svislé ocasní plochy bude uvažován nulový vztlak a úhel náběhu 0° . Aerodynamický odpor bude mít proto nulovou složku indukovaného odporu.

$$C_{D_{SOP}} = C_D(F_L = 0, v) \cdot \frac{S_{SOP}}{S_{ref}} \quad (3.33)$$

Vodorovné ocasní plochy budou kvůli zjednodušení počítány jako by byly plovoucí, i když ve skutečnosti budou mít oddělenou ovládací klapku.



Obr. 3.5.: Momentová rovnováha letu

Vztlakovou sílu vodorovných ocasních ploch lze spočítat pomocí rovnice vycházející z momentové rovnováhy letu.

$$M = \frac{1}{2} \cdot C_M \cdot \rho \cdot S_{ref} \cdot v^2 \quad (3.34)$$

$$F_{LVOP} = \frac{-M - F_L \cdot x_t}{L_{OP}} \quad (3.35)$$

Postup výpočtu odporu je stejný jako u křídla. Nejdříve je nutné vypočítat úhel náběhu, a pomocí úhlu náběhu určit koeficient odporu.

Koeficient odporu bude upraven do vztaženého tvaru k ploše křídla. Koeficient je dále vhodné upravit součinitelem účinnosti 1,5 mezi plovoucí VOP a VOP s klapkami. Toto řešení je přibližné, avšak dostatečné vzhledem k povaze celkového výpočtu.

$$C_{D_{VOP}} = C_D(F_{LVOP}, v) \cdot 1,5 \cdot \frac{S_{VOP}}{S_{ref}} \quad (3.36)$$

3.5 Pohonná jednotka

Pro výpočet pohonné jednotky je třeba znát požadovanou sílu od vrtulí. Ta se stanoví následujícím postupem.

Celkový koeficient aerodynamického odporu letadla:

$$C_D = C_{D_K} + C_{D_T} + C_{D_{VOP}} + C_{D_{SOP}} + C_{D_P} + C_{D_L} \quad (3.37)$$

Síla aerodynamického odporu letadla:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot S_{ref} \cdot v^2 \quad (3.38)$$

Síla požadovaného tahu od vrtulí, kterou se určila v kapitole 3.1.

$$F_T = F_D + F_G \cdot \sin(\varphi) \quad (3.39)$$

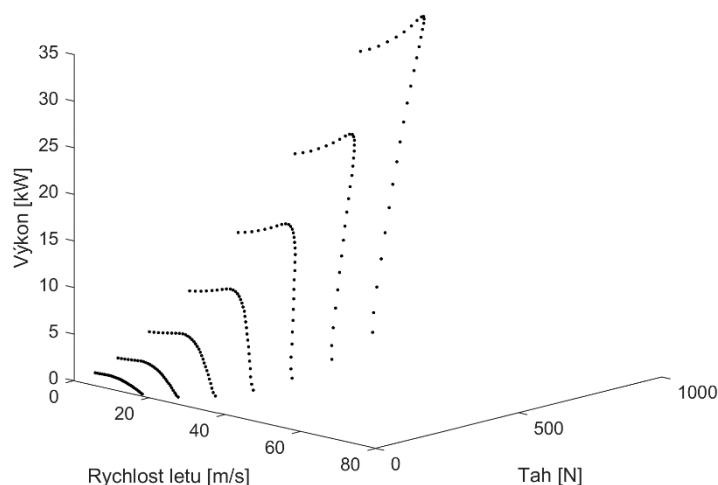
3.5.1 Vrtule

Pro výpočet spotřeby elektrické energie motorem je třeba určit charakteristiku vrtule. Z předchozích výpočtů aerodynamiky je určen celkový tah vyžadovaný od vrtule a je známá rychlost letu. To budou vstupní parametry výpočtu vrtule. Vstupními parametry pro výpočet motoru budou otáčky a kroutící moment. Charakteristika vrtule musí dát tyto veličiny do závislosti.

$$M_k = f(v, F_T)$$

$$n = f(v, F_T)$$

Charakteristiky vrtulí se získávají experimentálně, jsou ale volně dostupné pouze pro omezený počet vrtulí, které nejsou pro použití na našem letounu vhodné. K získání charakteristiky vrtule je proto využít počítačový program PROPCALC. Ten umí pro danou vrtuli vypočítat závislost tahu a výkonu při zvolených otáčkách. Pro navrženou vrtuli budou vygenerovány závislosti pro každý násobek hodnoty 500 otáček, až do maximálních otáček elektromotoru $n = 4000 \text{ ot}$. Zakreslíme-li jednotlivé body charakteristiky do grafu, je patrné, že se jedná o neuspořádanou množinu bodů. [17]



Obr. 3.6.: Výkonová charakteristika vrtule získaná programem PROPCALC

Takto získaná závislost není pro požadovaný výpočet nejvhodnější, protože otáčky vrtule jsou požadovány jako výstup výpočtu. Proto je nutné získanou charakteristiku upravit.

Úpravu lze provést tak, že se z ní za pomoci interpolace vytvoří diskretizovaná funkce, jejíž vstupní hodnoty budou rychlost letu a tah.

K tomu lze využít program Matlab, který má implementovanou funkci Griddata, tato funkce pomocí bilineární interpolace dokáže interpolovat data do pravidelně definované sítě. Sítí je v tomto případě myšlena plocha definovaná vstupními veličinami. [26]

Pro vytvoření sítě slouží funkce Meshgrid, ta zajistí, aby osa znázorňující rychlost letu měla rozlišení $0,1 \text{ m/s}$ s rozsahem $0 - 60 \text{ m/s}$ a osa tahu rozlišení 1 N s rozsahem $0 - 1000 \text{ N}$. Vytvořená síť v podobě matice, je následně použita jako reference pro funkci Griddata, která interpoluje hodnoty výkonu a otáček tak aby rozsah a rozlišení vstupních veličin odpovídal vytvořené síti.

Tento postup se provede pro získání diskretizované závislosti výkonu i otáček, obě závislosti budou závislé na rychlosti letu a tahové síle.

Závislost výkonu je následně přepočítána podle vzorce (3.40) tak aby se získala závislost kroutícího momentu.

$$M_k = P \cdot \frac{60}{2 \cdot \pi \cdot n} \quad (3.40)$$

3.5.2 Motor

Pro výpočet příkonu elektromotoru je třeba znát jeho charakteristiku. Pomocí charakteristiky motoru je možné v závislosti na kroutícím momentu a otáčkách určit napětí na motoru a odebíraný proud.

$$U = f(M_k, n)$$

$$I = f(M_k, n)$$

Charakteristiky motorů nebývají veřejně k dispozici. Proto je nutné zjednodušenou charakteristiku vytvořit. Pro určení charakteristiky bezkartáčového elektromotoru je třeba znát pouze základní parametry jako maximální proud, maximální napětí, vnitřní odpor, proud naprázdno a otáčkovou konstantu. Charakteristiku elektromotoru pak lze určit následujícím postupem. [27]

Momentová konstanta motoru:

$$k_T = \frac{1}{k_v \cdot 0,1047} \quad (3.41)$$

Teoretická hodnota proudu, kdy se veškerá energie mění v teplo:

$$I_f = \frac{U_{max}}{R_i} \quad (3.42)$$

Hodnota kroutícího momentu při nulových otáčkách a teoretickém maximálním zatížení:

$$M_{k_s} = \frac{I_f}{k_T} \quad (3.43)$$

Otáčky naprázdno:

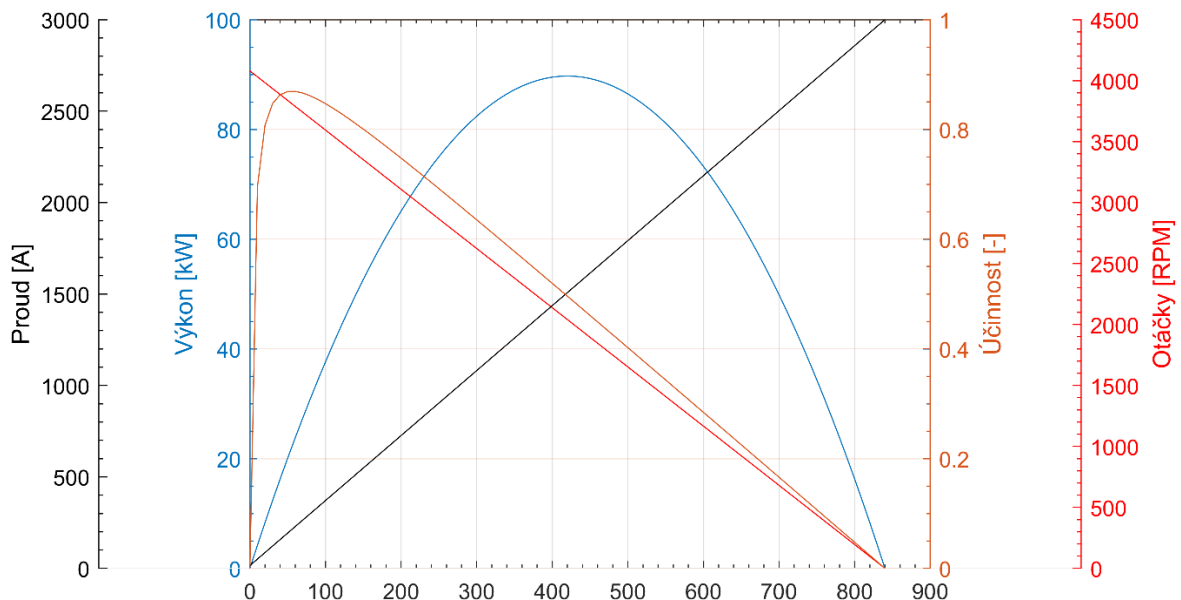
$$n_0 = \frac{n \cdot M_{k_s}}{M_{k_s} - M_k} \quad (3.44)$$

Napětí na motoru:

$$U = \frac{n_0}{k_v} \quad (3.45)$$

Proud odebíraný z baterie:

$$I = M_k \cdot \frac{I_f - I_0}{M_{k_s}} + I_0 \quad (3.46)$$



Obr. 3.7.: Charakteristika motoru REB 30

3.5.3 Regulátor napětí a baterie

Další součástí v řetězci pohonné jednotky je regulátor výkonu. Ten ovládá napětí, které jde do motoru. V důsledku regulace na něm vzniká úbytek napětí, to má vliv na jeho účinnost. Účinnost regulátoru bude závislá na napětí i na procházejícím proudu. V této práci je pro účely zjednodušení výpočtu účinnost regulátoru uvažována 100 % pro všechny provozní stavy.

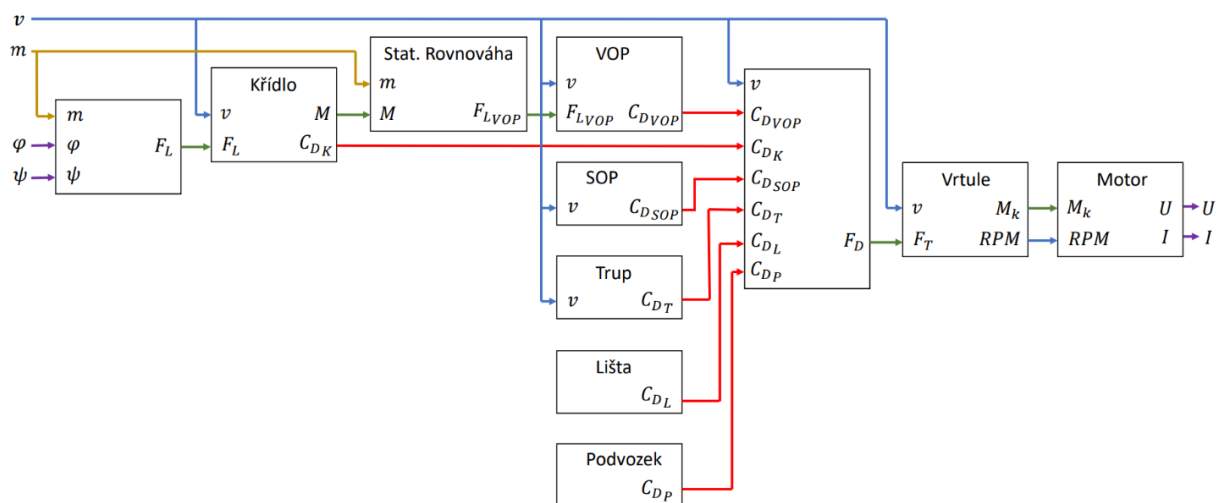
Poslední článkem v řetězci pohonu je akumulátor. Jeho chování odpovídá reálnému zdroji napětí a jeho vlastnosti se mohou měnit v závislosti na vlivu okolí, například na odebíraném proudu, aktuální kapacitě, nebo třeba vlastní teplotě. Z důvodu zjednodušení výpočtu je akumulátor uvažován jako ideální zdroj napětí.

3.6 Výpočet příkonu

Pro výpočet celkové spotřeby energie v další kapitole je třeba znát příkon letounu v daném časovém okamžiku. K tomu bude sloužit funkce, jejíž fungování je popsáno v této kapitole. Vstupními parametry funkce příkonu budou stavové veličiny, které charakterizují aktuální stav letu, jedná se o úhly naklonění letounu, rychlost letu a aktuální hmotnost.

$$P = f(v, \varphi, \psi, m)$$

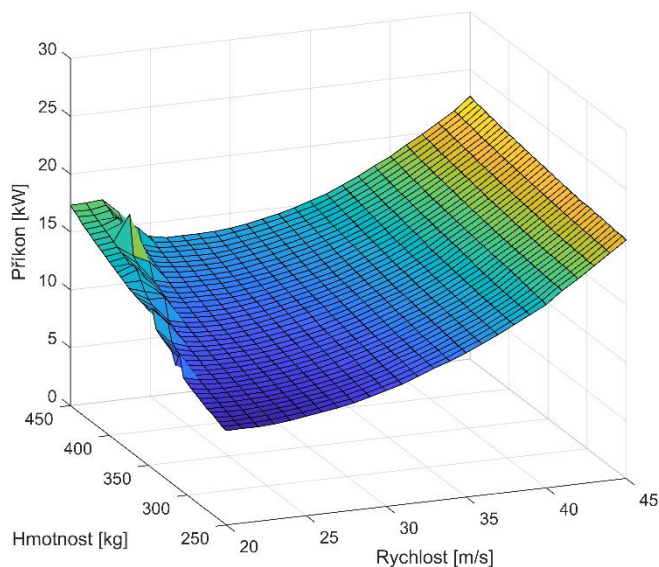
Funkce pro určení příkonu je sestavena pomocí výpočtových modelů jednotlivých částí letounu. Propojení vstupů a výstupů jednotlivých funkcí je znázorněno v blokovém diagramu na Obr. 3.8. Postup výpočtu zohledňuje veškeré aerodynamické odpory, které jsou definované v minulých kapitolách a používá celý řetězec výpočtu pohonné jednotky.



Obr. 3.8.: Schéma výpočtu příkonu při obecném letu

Tímto výpočtem se získá hodnota odebíraného proudu a hodnota napětí na motoru, příkon pro aktuální letový stav pak bude:

$$P = U \cdot I \tag{3.47}$$



Obr. 3.9.: Závislost příkonu na rychlosti letu a aktuální hmotnosti pro vodorovný let

4 Výpočty a ověření letových vlastností letounu

Tato kapitola se zabývá ověřením letových vlastností navrženého letounu a výpočtem spotřeby energie při letu během typické mise. Na základě těchto výsledků bude navržena optimální kapacita.

4.1 Výběr profilu

Výběr profilu, který bude mít nejlepší vlastnosti pro navrhovaný letoun, je proveden na základě výběru nejlepšího poměru maximálního vztlaku ku odporu.

Výpočet profilů je proveden na výpočtovém modelu celého křídla tak, aby koeficient odporu zahrnoval také jeho indukovanou složku. Výpočet je proveden podle postupu popsaném v kapitole 3.2.2.

Pro každý profil ze seznamu jsou vypočítány koeficienty odporu pro několik letových stavů. Letovým stavem se myslí letová rychlost a letová hmotnost. Požadovaný vztlak tedy bude pro všechny profily při konkrétních letových parametrech stejný. Protože bude stejný i koeficient vztlaku, stačí porovnávat jenom samotné koeficienty odporu.

Profil, který bude mít nejmenší koeficient odporu pro daný letový stav, je zanesen do Tab. 4.1.

Seznam zkoumaných profilů: NACA 2415, NACA 2418, NACA 4415, NACA 4418, NACA 6412, NACA 23015, NACA 23018, NACA 25112

Tab. 4.1.: Profily s nejnižším koeficientem odporu pro daný letový stav

Rychlost\Hmotnost	250 kg	300 kg	350 kg	400 kg	450 kg
25 m/s	NACA4415	NACA4415	NACA6412	NACA6412	NACA6412
30 m/s	NACA2415	NACA2415	NACA4415	NACA4415	NACA6412
35 m/s	NACA2415	NACA2415	NACA2415	NACA2415	NACA2415
40 m/s	NACA2415	NACA2415	NACA2415	NACA2415	NACA2415

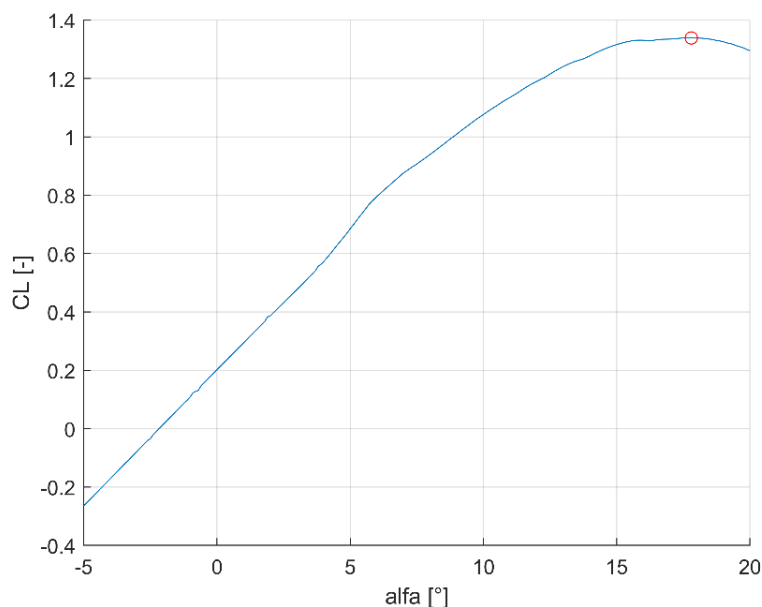
Z výsledku výpočtu vyplývá, že nejmenší koeficient odporu při největším rozsahu letových stavů, a to hlavně při letové rychlosti 35 m/s má profil **NACA 2415**. Proto je tento profil zvolen.

4.2 Stanovení minimální letové rychlosti

Rychlost letu při aplikaci je stanovena na 35 m/s . K ověření, že bude letoun schopný letu touto rychlostí, je nutné vypočítat jeho minimální letovou rychlost, ta by měla mít dostatečný odstup od rychlosti letové tak, aby měl letoun rezervu.

Minimální rychlost letu je vhodné stanovit při maximální letové hmotnosti, protože s nižší letovou hmotností bude klesat i minimální rychlost letu, s maximální hmotností bude zároveň letoun startovat.

K určení minimální letové rychlosti je využita charakteristika vztlaku křídla. Letoun poletí minimální letovou rychlostí, když koeficient vztlaku křídla dosáhne své maximální hodnoty. Vzhledem k tomu, že koeficient vztlaku je závislý i na Reynoldsově čísle, tedy i na rychlosti, je nutné minimální letovou rychlost nejprve odhadnou a pomocí ní určit Reynoldsovo číslo. Pokud se bude získaná minimální rychlost letu příliš lišit od odhadované, je vhodné výpočet opakovat a Reynoldsovo číslo znovu stanovit z minimální rychlosti, která vyšla při minulém výpočtu.



Obr. 4.1.: Koeficient vztlaku křídla při rychlosti letu 20 m/s vyznačený bod odpovídá stavu při minimální letové rychlosti

Při rychlosti 20 m/s nastává maximální koeficient vztlaku při úhlu náběhu $\alpha = 17,8^\circ$. Hodnota minimální letové rychlosti je dopočítána dosazením maximálního koeficientu vztlaku $C_L = 1,3389$ do upravené rovnice pro aerodynamický vztlak.

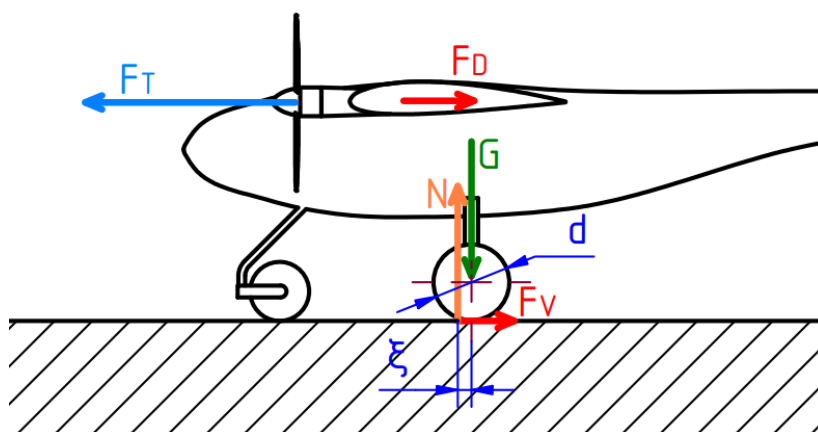
$$v = \sqrt{\frac{m \cdot g \cdot 2}{\rho \cdot S_{ref} \cdot C_L}} = \sqrt{\frac{450 \cdot 9,81 \cdot 2}{1,2122 \cdot 9,975 \cdot 1,3389}} = 23,13 \text{ m/s} \quad (4.1)$$

Výsledná rychlost je jen o trochu větší než odhadovaná rychlost 20 m/s , proto není nutné provádět další iteraci a rychlost $v = 23,13 \text{ m/s}$ může být považována za minimální letovou rychlost při maximálním zatížení letounu.

4.3 Vzlet

Pro určení celkové spotřeby energie jednoho letu je vhodné do celkového výpočtu zahrnout i energii, která bude potřeba pro vzlet.

Výpočet vzletu je proveden na základě řešení Newtonovy pohybové rovnice. K tomu je nutné znát síly, které působí na letoun během vzletu. K jejich stanovení je proveden statický rozbor sil působících na letoun během vzletu.



Obr. 4.2.: Síly působící na letoun při rozjezdu

Na letoun budou během vzletu proti směru jízdy působit síly od aerodynamického odporu a síly způsobené valením kol podvozku. Ve směru vzletu bude působit tahová síla od vrtulí. Odpor způsobený třením v ložisku kola je z důvodu zjednodušení výpočtu zanedbán.

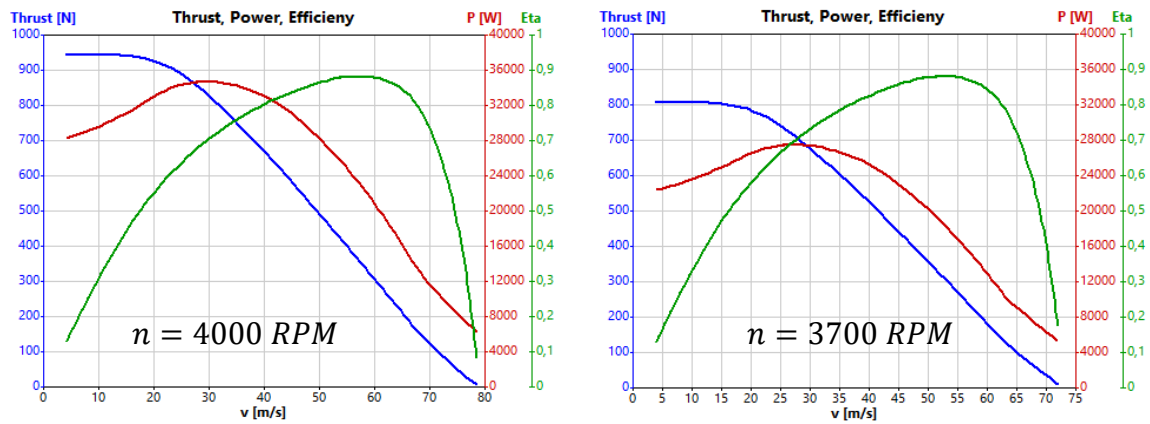
Síla aerodynamického odporu je při rozjezdu počítána pro letadlo, jehož křídlo má úhel náběhu 0° . Z tohoto důvodu bude koeficient odporu celého letadla závislý pouze na rychlosti letu, která ovlivňuje Reynoldsovo číslo, a změna koeficientu odporu tak bude způsobena pouze změnou charakteru obtékání. Protože se během rozjezdu bude letoun pohybovat okolo nižších rychlostí, je možné kvůli zjednodušení výpočtu stanovit koeficient odporu s konstantní hodnotou. Ta je získána z rovnice (3.37) postupem popsaným v kapitole 3. Pro úhel náběhu 0° a rychlost okolo 20 m/s , má koeficient odporu hodnotu přibližně $C_D = 0,11$.

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_D \cdot S_{ref} \cdot v^2 \quad (4.2)$$

Odporovou sílu od valení kol podvozku lze určit pomocí koeficientu valivého odporu, jehož hodnota se stanoví z vhodné literatury. Pro povrch charakterizovaný jako „polní cesta, vysoká tráva“ je koeficient valivého odporu $c_R = 0,05$. Vliv vztlaku při nulovém úhlu náběhu, který by působil proti tíze je možné zanedbat. [28]

$$F_V = N \cdot \frac{\xi}{d_P/2} = m \cdot g \cdot c_R \quad (4.3)$$

Příkon motorů při vzletu bude mít maximální možnou dlouhodobou hodnotu 25 kW pro každý motor. Síla od vrtule bude určena její charakteristikou při daném výkonu motoru a bude závislá na rychlosti letu. Pro zjednodušení výpočtu bude závislost tahu na rychlosti při daném výkonu stanovena lineární interpolací dvou bodů, kde jeden bod bude určen rychlostí 0 m/s a druhý bod rychlostí 20 m/s.



Obr. 4.3.: Charakteristiky vrtule pro požadovaný výkon při požadované rychlosti

Pro rychlost 0 m/s je při příkonu 25 kW tahová síla od vrtule 950 N.

Při rychlosti 20 m/s při příkonu 25 kW je tahová síla od vrtule 800 N.

Tahová síla od jedné vrtule pak bude

$$F_T(v) = F_T(v_0) + \frac{F_T(v_1) - F_T(v_0)}{v_1 - v_0} \cdot (v - v_0) \quad (4.4)$$

Newtonova pohybová rovnice určená z Obr. 4.2.

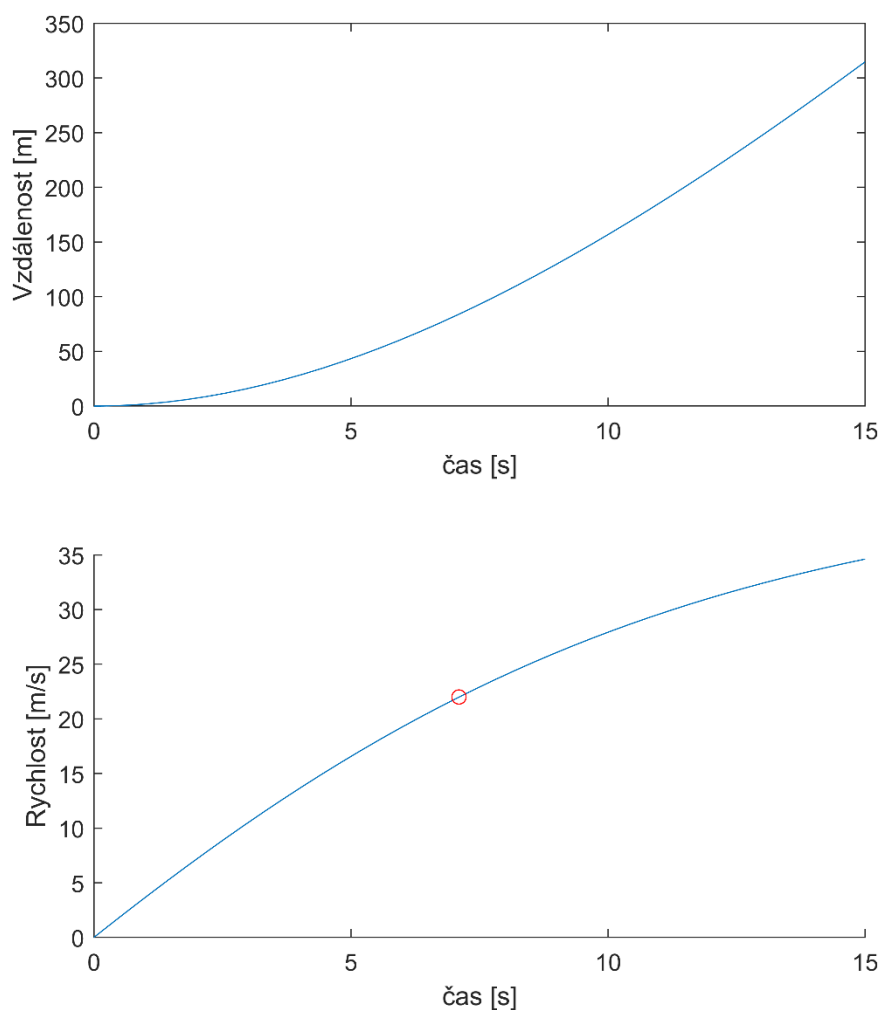
$$m \cdot \ddot{x} = 2 \cdot F_T(v) - F_D(v) - F_V \quad (4.5)$$

Upravená a dosazená pohybová rovnice:

$$\ddot{x} = \frac{2 \cdot \left(F_T(v_0) + \frac{F_T(v_1) - F_T(v_0)}{v_1 - v_0} \cdot (x - v_0) \right) - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_D \cdot S_{ref} \cdot \dot{x}^2 - m \cdot g \cdot c_R}{m} \quad (4.6)$$

Řešení je provedeno převedením rovnice na soustavu dvou rovnic prvního řádu, které jsou posléze numericky řešeny v programu MATLAB pomocí řešiče ode45.

Řešení rovnice pak odpovídá průběhu rychlosti na čase a ujeté vzdálenosti na čase.



Obr. 4.4.: Průběh rychlosti a vzdálenosti při vzletu

Z výsledků plyne, že minimální čas rozjezdu pro nabrání minimální rychlosti letu je 7 s a minimální teoretická vzdálenost dráhy pro vzlet je 80 m.

Při minimální letové rychlosti se letoun odlepí od země a přestávají na něj působit odporové síly od valení kol podvozku. Naopak díky poměrně nízké rychlosti letu bude letoun vykazovat větší aerodynamický odpor způsobený velkým úhlem náběhu. Dále by bylo vhodné upravit rozbor sil působících na letoun a vypočítat dobu od odlepení se od země po nabrání cestovní rychlosti. Tímto se ale práce vzhledem k charakteru výpočtu nezabývá a čas, který je potřeba pro vzlet od rozjezdu až po nabrání cestovní rychlosti, bude odhadnut z řešení rozjezdové fáze letu.

Pro vzlet a následné nabrání rychlosti na hodnotu 35 m/s je nutná doba přibližně 13 sekund.

4.4 Sestavení typického letového profilu

Let jedné mise je možné rozdělit do několika fází.

1. Vzlet
2. Přiblížení k místu aplikace postřiku
3. Aplikace postřiku (v této fázi se bude střídat vodorovný let, při kterém bude aplikován postřik, se 180stupňovými otočkami)
4. Přiblížení na přistání
5. Přistání

Fáze přiblížení obsahuje manévry a vodorovný let potřebný k přiblížení se k místu aplikace. Trajektorie přiblížení je zobrazena na Obr. 4.5.

Maximální délka ošetřované plochy je stanovena na 1000 m. V tomto směru bude také probíhat let během aplikace. Po ulétnutí této vzdálenosti bude ukončena aplikace a letadlo provede otočku o 180° s maximálním dovoleným rádiusem. Rádus zatáčky lze určit pomocí dovolené odstředivé síly, respektive dovoleného odstředivého zrychlení. To je s ohledem na předpokládané konstrukční řešení zvoleno na 1,5násobku gravitačního zrychlení. Vzorec pro rádus zatáčky pak plyne ze statického rozboru v kapitole 3.1.

Pro výpočet rádiusu zatáčky je třeba určit maximální úhel naklopení v zatáčce.

$$\psi = \arctg\left(\sqrt{(a_{\text{dostredive}}/g)^2 - 1}\right) \doteq 48,2^\circ \quad (4.7)$$

Následně lze určit maximální rádus zatáčky.

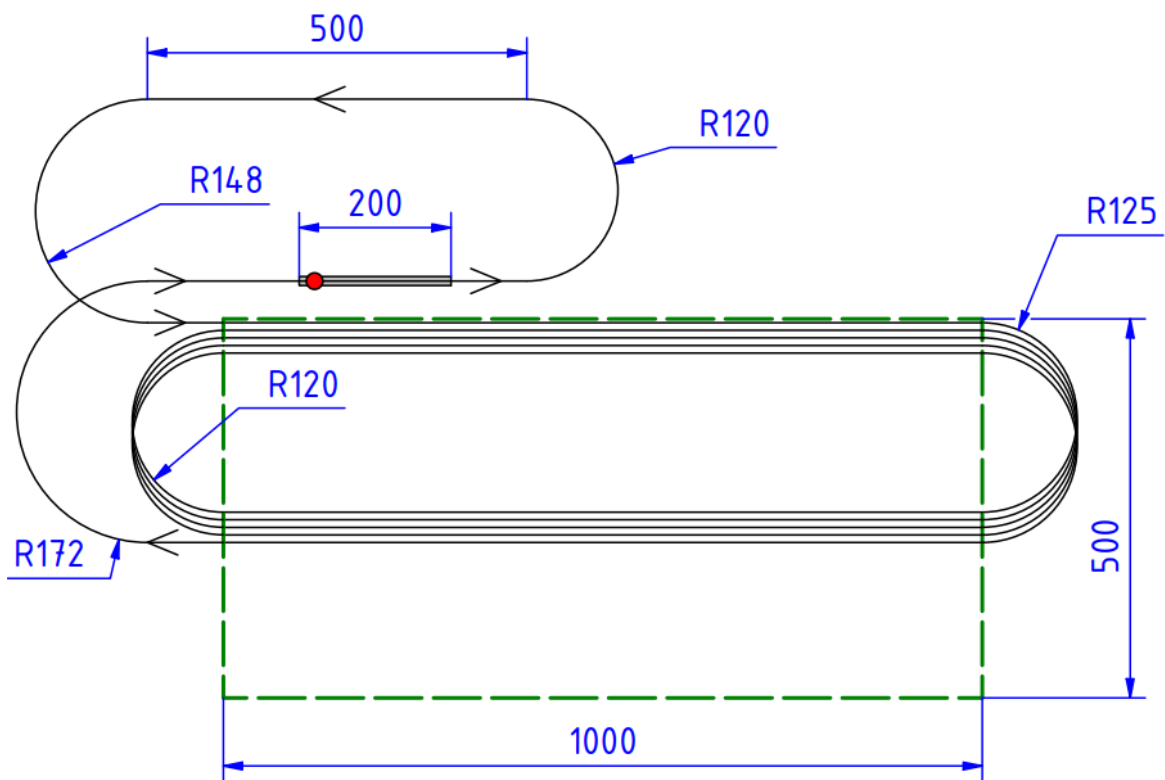
$$R = \frac{v^2}{g} \cdot \frac{1}{\text{tg}(\psi)} \approx 120 \text{ m} \quad (4.8)$$

Plošná hustota postřikování bude 20 l/ha. Pokud má nádrž objem 200 l, ošetřená plocha jednoho letu odpovídá přibližně 10 hektarům (100 000 m²).

Rychlost letu během aplikace je stanovena na 35 m/s. Při této rychlosti je určen úbytek hmotnosti při letu za jednu sekundu během aplikace. Hustota přípravku je přibližně 1000 kg/m³.

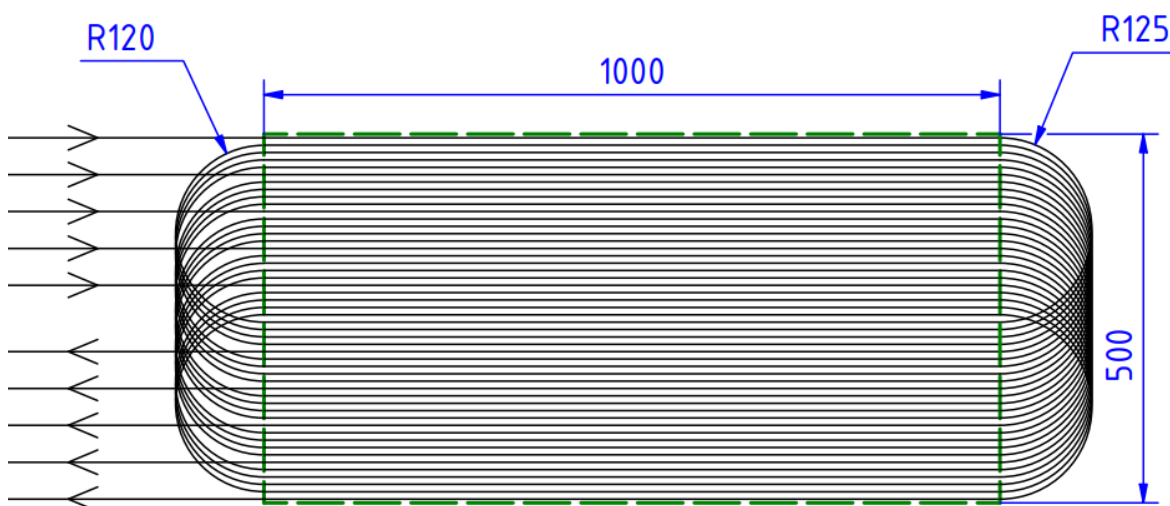
$$\Delta m = \frac{V_{\text{pripravku}}}{S} \cdot \rho_{\text{pripravku}} \cdot v \cdot L_L = 0,7 \text{ kg/s} \quad (4.9)$$

Aby byla efektivita aplikace co největší, je ošetření jedné plochy počítáno jako celek provedení několika letů, kdy během jednoho letu je z důvodu minimálního rádiusu zatáčky let během aplikace v jednom směru vzdálený o dvojnásobek poloměru zatáčky oproti letu nazpátek. Trajektorie celého letu je znázorněna na Obr. 4.5.



Obr. 4.5.: Trajektorie letu, červený bod – počátek startu

Při provedení pěti letů bude letadlo schopno ošetřit plochu 1000 x 500 metrů. Rozdíl v délkách a poloměrech trajektorií přiblížení po vzletu a před přistáním je pro další lety při výpočtu zanedbán. Spotřeba energie pro další lety bude tedy stejná jako pro první let.



Obr. 4.6.: Trajektorie aplikace při provedení pěti letů

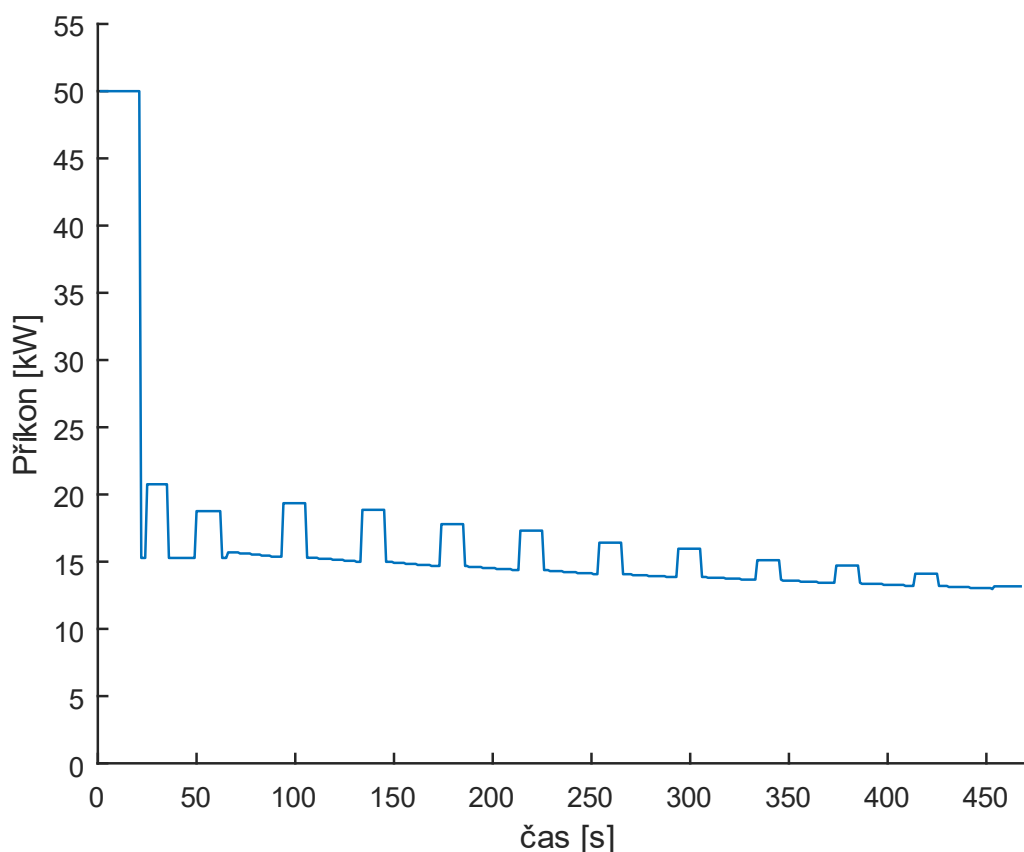
4.5 Výpočet spotřeby energie při letu

K výpočtu celkové spotřeby energie během jednoho letu je použita funkce příkonu, která je definována v kapitole 3.6. Vstupem pro funkci budou stavové veličiny, které jsou definované letovým profilem Obr. 4.5. K samotnému výpočtu bude použit program Matlab. Výpočet bude proveden pomocí několika vnořených cyklů pro každou fázi letu. Časový krok pro výpočet je stanoven na 1 sekundu.

K provedení výpočtu je ještě nutné definovat potřebné fyzikální konstanty.

Tab. 4.2.: Fyzikální konstanty pro výpočet

Teplota okolí [$^{\circ}C$]	Hustota vzduchu [$kg \cdot m^{-3}$]	Kinematická viskozita vzduchu [$m^2 \cdot s^{-1}$]	Gravitační zrychlení [$m \cdot s^{-2}$]
20	1,2122	$1,501 \cdot 10^{-5}$	9,81



Obr. 4.7.: Průběh příkonu během letu

Celková spotřebovaná energie během letu pak odpovídá ploše pod křivkou průběhu příkonu. Její hodnota je získána tak, že se průběh příkonu numericky integruje, časový krok bude stejný jako pro výpočet průběhu příkonu, tedy 1 s. Výsledná hodnota výpočtu celkové spotřeby energie jednoho letu je **2,165 kWh**.

Nyní je možné stanovit optimální kapacitu akumulátoru. Požadavkem na letoun je, aby zvládl provést na jeden plně nabitý akumulátor dva lety. Po přistání druhého letu je třeba spolu s doplněním nádrže pro aplikovaný přípravek provést i výměna akumulátoru.

Celková kapacita baterie se stanoví vynásobením spotřeby energie jednoho letu počtem letů. Při stanovování kapacity je vhodné uvažovat rezervu. Ta je stanovena na 20 % celkové spotřebované energie.

$$E_{akumulátoru} = E_{letu} \cdot n \cdot 1,2 = 2,165 \cdot 2 \cdot 1,2 \doteq \mathbf{5,2 kWh} \quad (4.10)$$

Výrobce zvoleného bateriového systému udává hodnotu energetické hustoty. Toho je využito pro stanovení hmotnosti akumulátoru.

$$m_{akumulátor} = \frac{E_{akumulátoru}}{Wh/kg} = \frac{5\,200}{267} \approx 19,5\,kg \quad (4.11)$$

Když se od maximální letové hmotnosti odečte hmotnost obsahu naplněného zásobníku a hmotnost akumulátoru, lze získat hmotnost přibližně 230 kg která připadá na samotnou konstrukci letadla a všechny jeho součásti. Hmotnost prázdného letounu PYKA Pelican je přibližně 240 kg, avšak jedná se o celkově větší letoun s vyšší maximální letovou hmotností. Na základě tohoto srovnání tedy lze předpokládat že bude letoun konstrukčně proveditelný tak aby jeho hmotnost nepřekročila 230 kg. [7]

Dále je možné odhadnou celkový čas potřebný k provedení pěti letů. Jeden let trvá i včetně přistání okolo 500 sekund, tedy přibližně 8 minut. Pokud bude uvažováno, že čas potřebný k doplnění nádrže s přípravkem, případně výměnu akumulátoru, je 5 minut, pak celkový čas pro provedení pěti letů, a tedy pokrytí plochy 100 x 500 metrů, bude přibližně 60 minut.

Reálná efektivita stroje při plném vytížení je tedy **50 ha/h**.

5 Konstrukční studie letounu

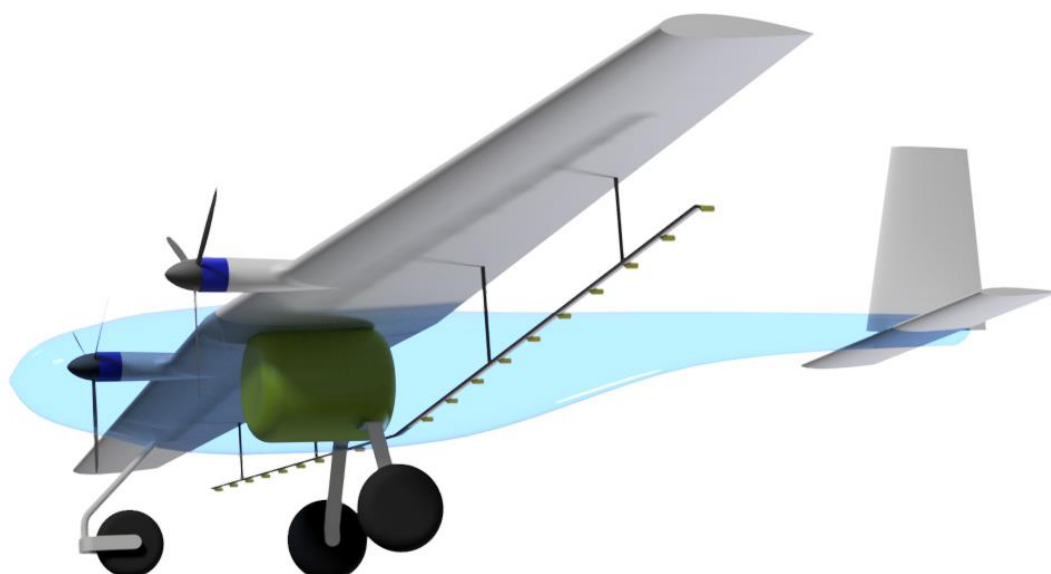
Tato kapitola se zabývá návrhem možné podoby letounu a ověřením základní rozměrových požadavků.

Model letounu je navržen na základě stanovených parametrů.



Obr. 5.1.: 3D model vytvořený na základě navržených parametrů

Vzhledem k nutnosti umístit dovnitř trupu nádrž s aplikovaným přípravkem, je vhodné alespoň přibližně ověřit prostorové požadavky na její umístění. Na Obr. 5.2 je 3D model nádrže s kapacitou 200 l umístěné v těžišti letounu.



Obr. 5.2.: Ověření prostorových požadavků na umístění nádrže

6 Závěr

První polovina této práce se zabývala návrhem základních parametrů bezpilotního letounu určeného k aplikaci postřiků v zemědělství. Koncepce letounu a základní parametry byly navrženy s ohledem na požadavky vycházející z úkolů, pro které je letoun určen.

Dále byl proveden výběr vhodných elektromotorů, a pro potřeby výpočtů byl nastíněn základní návrh vrtule.

K provedení výpočtu pro stanovení spotřeby energie během letu a k ověření letových vlastností byly sestaveny výpočtové modely aerodynamických výpočtů vztlakových i nevztlakových částí letounu a výpočtové modely pohonného řetězce. Pomocí těchto modelů byla vytvořena funkce, která na základě údajů o aktuálním letovém stavu dokáže určit příkon celého letounu v daném okamžiku.

Dále byl pro navržený letoun vybrán vhodný profil křídla. Výběr byl proveden na základě výpočtu největšího poměru vztlaku k odporu pro dané křídlo při respektování letových parametrů. Byl proveden výpočet ke stanovení času a spotřeby energie pro vzlet a byla určena minimální vzdálenost vzletové plochy.

Pro ověření energetické zásoby byl nejdříve stanoven letový profil, který by měl odpovídat letovému profilu typického úkolu pro který je letoun navrhován. Letový profil byl stanoven tak, aby při provedení pěti letů letoun pokryl plochu 1000x500 metrů neboli 50 hektarů. Výpočet zohledňuje změnu hmotnosti při letu způsobenou při aplikaci přípravku. Na základě výpočtu spotřeby energie byla posléze stanovena optimální kapacita akumulátoru, tak, aby byl letoun schopen dvou letů na jedno nabití.

Na základě navržených parametrů byla provedena základní konstrukční studie letounu a ověření, že návrh je konstrukčně proveditelný, a to hlavně, co se týče požadavků na vnitřní prostor pro umístění akumulátoru a nádrže s přípravkem.

Závěrem lze konstatovat, že navržený letoun by měl být schopen plnit požadované úkoly, a konstrukční návrh na základě stanovených parametrů a požadavků by měl být realizovatelný.

Doporučení k dalšímu postupu:

- Návrh a výpočet vztlakových ovládacích ploch a vztlakových klapek.
- Sofistikovanější postup při návrhu vrtule / výběr vhodné komerčně dostupné vrtule, určení její charakteristiky pro výpočet.
- Konstrukční návrh letounu.
- Pevnostní výpočty navržené konstrukce.
- Ověření příčné i podélné dynamické stability.
- Ověření funkce výpočtu příkonu celého letounu při letu, porovnáním s výsledky CFD simulací.

Použitá literatura

- [1] FRITZ, Bradley a Greg KRUGER. *Best Practices for Aerial Application* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <https://www.epa.gov/sites/default/files/2019-04/documents/best-practices-for-aerial-application-slides.pdf>
- [2] *Jonesair.com.au* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <http://www.jonesair.com.au/boomonground29.jpg>
- [3] Zlín Z-37 Čmelák. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-05-30]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Zl%C3%ADn_Z-37_%C4%8Cmel%C3%A1k
- [4] *Modelweb.eu* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <https://modelweb.eu/wp-content/gallery/2021-01/3651-daplInky-pro-z-37a-cmelak/0.jpg>
- [5] *Aeroweb.cz: Zlín Z37 Čmelák* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/letouny/zlin-z37-cmelak>
- [6] *DJI.com: DJI Agras T30 Specs* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <https://www.dji.com/cz/t30/specs>
- [7] *Flypyka.com: Pyka Pelican* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <https://flypyka.com/agriculture.html>
- [8] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Stavba letadel: Obecná geometrie křídla* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>
- [9] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Stavba letadel: Vliv geometrie křídla na příčnou stabilitu letounu* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/Mechanika/Vliv_geom_kr_na_pric_stab.aspx
- [10] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Stavba letadel: Konstrukce křídla* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx>
- [11] TROJÁNEK, Zdeněk. *Objemové zatížení modelu* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://ztrojaneke.blogspot.com/2014/12/objemove-zatizeni-modelu.html>
- [12] *EPPLER 863 STRUT AIRFOIL* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e863-il>
- [13] *Stability Concepts* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://rcplanes.online/index5.htm>

- [14] *REB series* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://www.rotselectric.eu/products/bldc-motors/reb-series/>
- [15] *REB 30 ELECTRIC MOTOR* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://www.mgm-compro.com/electric-motor/40-kw-electric-motor>
- [16] *CLARK Y AIRFOIL* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il>
- [17] SCHENK, Helmut. *Propeller Calculator* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://www.drivcalc.de/PropCalc>
- [18] *LI-POL BATERIOVÝ SYSTÉM* [online]. In: . [cit. 2022-05-29]. Dostupné z: <https://www.mgm-compro.cz/bateriove-systemy/li-pol-bateriove-systemy/>
- [19] DRELA, Mark. *XFOIL* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [20] *XFLR5* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>
- [21] NOŽIČKA, Jiří. *Mechanika tekutin*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-010-2865-8.
- [22] STENGEL, Robert. *Low-Speed Aerodynamics* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://www.stengel.mycpanel.princeton.edu/MAE331Lecture3.pdf>
- [23] NITA, M. a D. SHOLZ. *Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf
- [24] SCHOLZ, Dieter. *Aircraft Design: Drag prediction* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_13_Drag.pdf
- [25] ABLOG, Daniel, Michael FUGET, Seunghyun KO a Keisuke TSUJITA. *Optimization of Landing Gear Fairings* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <http://web.stanford.edu/~kei5328/fairingOpt/LandingGearReport.pdf>
- [26] *Matlab Help Center: griddata* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://www.mathworks.com/help/matlab/ref/griddata.html>
- [27] *Motor Selection* [online]. In: . [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://uav.jreyn.net/quadcopter-design/step-5-motor-selection>
- [28] VLK, František. *Dynamika motorových vozidel: jízdní odpory : hnací charakteristika : brzdění : odpruženost : říditelnost, ovladatelnost : stabilita*. 1. vydání. Brno: VLK, 2000. ISBN 80-238-5273-6.

Seznam použitých symbolů a zkratek

C_{DK}	[–]	Koeficient odporu křídla
C_{DL}	[–]	Koeficient odporu lišty rozprašovacího zařízení vztažený k ploše křídla
C'_{DL}	[–]	Koeficient odporu lišty rozprašovacího zařízení
C_{DP}	[–]	Koeficient odporu podvozku vztažený k ploše křídla
C'_{DP}	[–]	Koeficient odporu podvozku
C_{DSOP}	[–]	Koeficient odporu svislé ocasní plochy vztažený k ploše křídla
C_{DT}	[–]	Koeficient odporu trupu vztažený k ploše křídla
C_{DVOP}	[–]	Koeficient odporu vodorovných ocasních ploch vztažený k ploše křídla
C_{Di}	[–]	Koeficient indukovaného odporu křídla
C_{Dv}	[–]	Koeficient tlakového a vazkého odporu křídla
C_{L2D}	[–]	Koeficient vztlaku křídla nekonečného rozpětí
C_{L3D}	[–]	Koeficient vztlaku křídla konečného rozpětí
C_{fturb}	[–]	Koeficient turbulence
F_{Gx}	[N]	Tíhová síla ve směru souřadnice x
F_{Gy}	[N]	Tíhová síla ve směru souřadnice y
F_{Gz}	[N]	Tíhová síla ve směru souřadnice z
F_{LVOP}	[N]	Vztlaková síla vodorovných ocasních ploch
M_{ks}	[N · m]	Krouticí moment při nulových otáčkách a plném zatížení
h_p	[m]	Šířka kola podvozku
A_{SOP}	[–]	Mohutnost svislé ocasní plochy
A_{VOP}	[–]	Mohutnost vodorovných ocasních ploch
C_D	[–]	Koeficient odporu letounu
C_L	[–]	Koeficient vztlaku letounu
C_M	[–]	Koeficient klopivého momentu
C_d	[–]	Koeficient odporu profilu
C_l	[–]	Koeficient vztlaku profilu
C_m	[–]	Koeficient klopivého momentu profilu
F_D	[N]	Odporová síla
F_G	[N]	Tíhová síla
F_L	[N]	Vztlaková síla
F_T	[N]	Tahová síla
F_V	[N]	Odporová síla valení podvozku
F_o	[N]	Odstředivá síla
I_0	[A]	Proud naprázdno
I_f	[A]	Teoretická hodnota proudu, kdy se veškerá energie mění v teplo
L_L	[m]	Šířka lišty rozprašovacího zařízení
L_{OP}	[m]	Vzdálenost čtvrtinové hloubky křídla a ocasních ploch
L_{SOP}	[m]	Výška svislé ocasní plochy
L_T	[m]	Délka lišty rozprašovacího zařízení
L_{VOP}	[m]	Rozpětí vodorovných ocasních ploch
M_k	[N · m]	Moment síly
$P_{\check{c}}$	[W]	Příkon čerpadla
R_i	[Ω]	Vnitřní odpor motoru

S_{SOP}	$[m^2]$	Plocha svislé ocasní plochy
S_{VOP}	$[m^2]$	Plocha vodorovné ocasní plochy
S_{ref}	$[m^2]$	Plocha křídla – referenční plocha
S_{wet}	$[m^2]$	Smáčená plocha trupu
U_{max}	$[V]$	Maximální napětí motoru
\dot{V}	$[m^3 \cdot h^{-1}]$	Průtok čerpadla
b_0	$[m]$	Hloubka křídla v ose letounu
b_1	$[m]$	Hloubka křídla na koncích křídla
b_L	$[m]$	Hloubka lišty rozprašovacího zařízení
b_{SOP}	$[m]$	Hloubka svislé ocasní plochy
b_{VOP}	$[m]$	Hloubka vodorovné ocasní plochy
$b_{stř}$	$[m]$	Střední hloubka profilu křídla
c_R	$[-]$	Součinitel valivého odporu
d_P	$[m]$	Průměr kola podvozku
d_T	$[m]$	Průměr trupu
d_v	$[m]$	Průměr vrtule
k_T	$[RPM \cdot V^{-1}]$	Momentová konstanta motoru
k_v	$[N \cdot m \cdot A^{-1}]$	Otáčková konstanta motoru
n_0	$[ot \cdot min^{-1}]$	Otáčky motoru naprázdno
n_P	$[ot \cdot min^{-1}]$	Počet kol podvozku
v_0	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost v čase 0
v_1	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost v čase 1
x_{AC}	$[m]$	Poloha aerodynamického středu k náběžné hraně
x_T	$[m]$	Poloha těžiště vůči aerodynamickému středu
λ_T	$[-]$	Štíhlost trupu
λ_{VOP}	$[-]$	Štíhlost vodorovných ocasních ploch
Δ	$[m]$	Poloha neutrálního bodu k těžišti
$\Delta CGNP$	$[\%]$	Statická zásoba letounu
Δm	$[kg \cdot s^{-1}]$	Ztráta hmotnosti během aplikace postřiku
D	$[m]$	Poloha neutrálního bodu k aerodynamickému středu
E	$[kWh]$	Spotřebovaná energie
FF_T	$[-]$	Form factor trupu
I	$[A]$	Proud motoru
L	$[m]$	Rozpětí křídla
M	$[N \cdot m]$	Klopivý moment letounu
Ma	$[m \cdot s^{-1}]$	Machovo číslo
N	$[N]$	Normálová reakce podvozku
OZ	$[kg \cdot m^{-3}]$	Objemové zatížení
P	$[W]$	Příkon letounu
Q	$[-]$	Součinitel interference mezi trupem a ostatními částmi letounu
R	$[m]$	Poloměr zatáčky
Re_L	$[-]$	Reynoldsovo číslo lišty rozprašovacího zařízení
Re_T	$[-]$	Reynoldsovo číslo trupu
Re	$[-]$	Reynoldsovo číslo křídla
S	$[m^2]$	Plocha křídla
SAT	$[m]$	Střední aerodynamická tětíva
U	$[V]$	Napětí na motoru

c	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost zvuku
c	$[mm]$	Šířka listu vrtule
e	$[-]$	Oswaldův koeficient
g	$[m \cdot s^{-2}]$	Gravitační zrychlení
m	$[kg]$	Hmotnost letounu
n	$[ot \cdot min^{-1}]$	Otáčky motoru, otáčky vrtule
p	$[Pa]$	Tlak čerpadla
r	$[mm]$	Poloměr elementu vrtule
v	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost letu
x	$[m]$	Poloha ve směru souřadnice x
α	$[^\circ]$	Úhel náběhu
β	$[^\circ]$	Úhel nastavení vrtule
δ	$[\%]$	Poměrná šířka listu vrtule
η	$[-]$	Zúžení křídla
λ	$[-]$	Štíhlost křídla
ξ	$[m]$	rameno valivého odporu
ξ	$[\%]$	Poměrný poloměr vrtule
ρ	$[kg \cdot m^{-3}]$	Hustota vzduchu
φ	$[^\circ]$	Úhel stoupání
ψ	$[^\circ]$	Úhel v zatáčce
ϑ	$[m^2 \cdot s^{-1}]$	Kinematická viskozita vzduchu
SOP		Svislá ocasní plocha
VOP		Vodorovná ocasní plocha

Seznam obrázků

Obr. 1.1.: Lišta vybavená rozprašovacími tryskami zavěšená pod křídlem letadla [2]	10
Obr. 1.2.: Zlín Z-37 Čmelák [4]	11
Obr. 1.3.: Zemědělský dron DJI Agras T30 [6]	12
Obr. 1.4.: Letoun PYKA Pelican [7].....	13
Obr. 1.5.: Letoun PYKA Pelican během startu z nezpevněného povrchu [7]	13
Obr. 1.6.: Rozměry letounu PYKA Pelican	14
Obr. 2.1.: Rozměry křídla	17
Obr. 2.2.: Schéma rozměrů vodorovných ocasních ploch	18
Obr. 2.3.: Schéma rozměrů svislé ocasní plochy	19
Obr. 2.4.: Rozměry trupu	20
Obr. 2.5.: Schéma rozměrů jednoho kola podvozku	21
Obr. 2.6.: Rozměry lišty rozprašovacího zařízení	22
Obr. 2.7.: Grafická metoda určení aerodynamického středu křídla.....	23
Obr. 2.8.: Poloha těžiště a neutrálního bodu	24
Obr. 2.9.: Elektromotor Rotex electric REB 30 [15].....	25
Obr. 3.1.: Síly působící na letoun v obecné poloze v rovině XZ.....	28
Obr. 3.2.: Síly působící na letoun v obecné poloze v rovině YZ.....	29
Obr. 3.3.: Charakteristika profilu NACA 2415.....	30
Obr. 3.4.: Porovnání výpočtového modelu s výpočtem pomocí XFLR 5	33
Obr. 3.5.: Momentová rovnováha letu.....	36
Obr. 3.6.: Výkonová charakteristika vrtule získaná programem PROPCALC.....	37
Obr. 3.7.: Charakteristika motoru REB 30	39
Obr. 3.8.: Schéma výpočtu příkonu při obecném letu	40
Obr. 3.9.: Závislost příkonu na rychlosti letu a aktuální hmotnosti pro vodorovný let	40
Obr. 4.1.: Koeficient vztlaku křídla při rychlosti letu 20 m/s	42
Obr. 4.2.: Síly působící na letoun při rozjezdu	43
Obr. 4.3.: Charakteristiky vrtule pro požadovaný výkon při požadované rychlosti	44
Obr. 4.4.: Průběh rychlosti a vzdálenosti při vzletu.....	45
Obr. 4.5.: Trajektorie letu, červený bod – počátek startu.....	47
Obr. 4.6.: Trajektorie aplikace při provedení pěti letů	47
Obr. 4.7.: Průběh příkonu během letu	48
Obr. 5.1.: 3D model vytvořený na základě navržených parametrů.....	50
Obr. 5.2.: Ověření prostorových požadavků na umístění nádrže	50

Seznam tabulek

Tab. 1.1.: Parametry letounu Zlín Z-37 [5]	11
Tab. 1.2.: Parametry dronu DJI Agras T30 [6].....	12
Tab. 1.3.: Parametry letounu PYKA Pelican [7]	14
Tab. 2.1.: Parametry motoru Rotax electric REB 30 [14] [15]	25
Tab. 2.2.: Geometrické parametry vrtule	26
Tab. 2.3.: Parametry navrženého letounu.....	27
Tab. 4.1.: Profily s nejnižším koeficientem odporu pro daný letový stav	41
Tab. 4.2.: Fyzikální konstanty pro výpočet	48

Seznam příloh

Příloha 1 – Výpočet letového profilu

Příloha 2 – Výkres konstrukční studie letounu

Příloha 3 – Matlab skripty (na CD)

- Výpočet letového profilu (vypocetLetovehoProfilu.m)
- Výběr optimálního profilu křídla (vyberProfilu.m)
- Pomocné funkce a třídy

Příloha 4 – Charakteristiky profilů získané pomocí XFLR5 (na CD)

Příloha 5 – Charakteristika navržené vrtule získaná pomocí programu PropCalc (na CD)

Příloha 1 - Výpočet letového profilu

Letová fáze	Počátek fáze [t]	Doba [t]	Vzdálenost/ Poloměr zatáčky [m]	v [m/s]	Δm [kg/s]	P_{ξ} [W]	φ [°]	ψ [°]	P [W] *	E [Wh]
Vzlet	0	22		-	0	-	-	0	50 000	292
Vodorovný let	22	3	100	35	0	0	0	0	15 278	304
Zatáčka	25	11	R120	35	0	0	0	46,1	20 759	368
Vodorovný let	36	14	500	35	0	0	0	0	15 278	427
Zatáčka	50	13	R148	35	0	0	0	40,35	18 759	495
Vodorovný let	63	3	100	35	0	0	0	0	15 278	508
Aplikace	66	28	1000	35	0,7	500	0	0	15 778	629
Zatáčka	94	12	R125	35	0	0	0	44,9	19 350	693
Aplikace	106	28	1000	35	0,7	500	0	0	15 370	811
Zatáčka	134	12	R120	35	0	0	0	46,1	18 857	874
Aplikace	146	28	1000	35	0,7	500	0	0	14 988	989
Zatáčka	174	12	R125	35	0	0	0	44,9	17 792	1 048
Aplikace	186	28	1000	35	0,7	500	0	0	14 681	1 161
Zatáčka	214	12	R120	35	0	0	0	46,1	17 309	1 219
Aplikace	226	28	1000	35	0,7	500	0	0	14 375	1 330
Zatáčka	254	12	R120	35	0	0	0	44,9	16 414	1 384
Aplikace	266	28	1000	35	0,7	500	0	0	14 069	1 493
Zatáčka	294	12	R120	35	0	0	0	46,1	15 964	1 546
Aplikace	306	28	1000	35	0,7	500	0	0	13 862	1 653
Zatáčka	334	12	R120	35	0	0	0	44,9	15 110	1 703
Aplikace	346	28	1000	35	0,7	500	0	0	13 665	1 809
Zatáčka	374	12	R120	35	0	0	0	46,1	14 713	1 858
Aplikace	386	28	1000	35	0,7	500	0	0	13 430	1 961
Zatáčka	414	12	R125	35	0	0	0	44,9	14 105	2 008
Aplikace	426	28	1000	35	0,7	500	0	0	13 195	2 110
Zatáčka	454	15	R172	35	0	0	0	36	13 165	2 165
Přistání	469									2 165

*Vzhledem k tomu, že během aplikace dochází ke změně hmotnosti, která má za následek změnu okamžitého příkonu, je ve sloupci příkonu uváděna hodnota příkonu na začátku dané fáze.

Příloha 2 - Výkres konstrukční studie letounu

