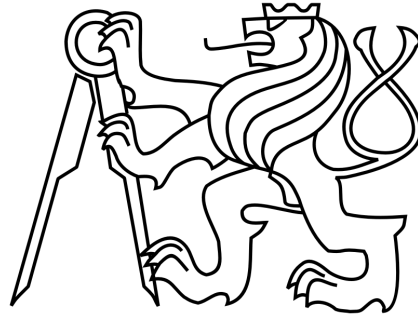


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky



DIPLOMOVÁ PRÁCE

**Stanovení výkonů bezpilotního letadla s využitím dat
z letových měření**

Autor práce: Bc. Václav Papež

Vedoucí práce: prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.

Praha 2020

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: Papež Jméno: Václav Osobní číslo: 459977
Fakulta/ústav: Fakulta strojní
Zadávací katedra/ústav: Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Aplikovaná mechanika

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Stanovení výkonů bezpilotního letadla s využitím dat z letových měření

Název diplomové práce anglicky:

Determination of UAV Performance using Flight Test Data

Pokyny pro vypracování:

1. Navrhněte metodu letových měření bezpilotního prostředku za účelem určení jeho vlastností a výkonů.
2. Vyberte nejvhodnější způsob získání dat z letových měření s ohledem na přesnost a vnější vlivy.
3. Vytvořte soubor simulovaných letových dat, respektujících možné vlivy narušující ideální průběh testovacího letu.
4. Použijte simulovaná letová data na navrženou metodu, srovnajte analytický výpočet se simulovaným experimentem a určete přesnost navržené metody.

Seznam doporučené literatury:

Literatura dle doporučení vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc., 12112

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

Datum zadání diplomové práce: 30.04.2020

Termín odevzdání diplomové práce: 31.07.2020

Platnost zadání diplomové práce: _____

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
podpis vedoucí(ho) práce

prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Anotační list

Jméno autora: Bc. Václav Papež

Název diplomové práce: Stanovení výkonů bezpilotního letadla s využitím dat z letových měření

Anglický název: Determination of UAV Performance using Flight Test Data

Rok: 2020

Studijní program: Strojní inženýrství

Studijní obor: Aplikovaná mechanika

Ústav: Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

Vedoucí práce: prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.

Bibliografické údaje: počet stran: 57

počet obrázků: 25

počet tabulek: 13

počet příloh: 4

Klíčová slova: Bepilotní létající prostředek, UAV, letová měření, výkony letadla, letové senzory, simulovaná letová data

Keywords: Unmanned aerial vehicle, UAV, flight testing, aircraft performance, flight sensors, simulated flight data

Anotace

V této práci byla navržena metoda letových měření pro určení výkonů bezpilotních prostředků. Následně proběhlo ověření tohoto způsobu pomocí souboru simulovaných dat a byly zjištěny vlastnosti metody, zejména robustnost vůči vnějším podmínkám a nepřesnostem měření. Zároveň byl proveden analytický výpočet pro modelový případ a porovnány výsledky získané pomocí navržené metody. V poslední části byly vyhodnoceny vlastnosti použité metody měření a stanoveny odchylky od teoretických výkonů a určena oblast platnosti naměřených výsledků.

Abstract

In this thesis a method for measuring the performance of unmanned vehicles was developed. Next the method was verified by application of the simulated flight data and the characteristics were explored, especially the resistance against outer conditions and the errors of measurement. Also an analytical computation for a model case was provided and the results were compared with the results from designed experimental method. The last part of the thesis was a comparison of theoretical results to results from simulated flight data. The deviation was calculated.

Prohlášení

Prohlašuji, že diplomovou práci na téma:

„Stanovení výkonů bezpilotního letadla s využitím dat z letových měření“

jsem vypracoval samostatně pod odborným dohledem vedoucího práce a pouze s využitím pramenů uvedených v seznamu literatury.

V Praze, dne

.....

Podpis autora

Poděkování

Především děkuji vedoucímu práce, profesoru Ing. Jiřímu Nožičkovi, CSc. za nenahraditelné rady a odborné konzultace. Dále děkuji kolegům z Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky za náměty k diskuzi a jiný úhel pohledu a poděkování patří také mojí rodině, díky které jsem měl prostor věnovat se naplno studiu.

Obsah

1	ÚVOD	1
2	TEORETICKÝ VÝPOČET VÝKONŮ LETADLA	2
2.1	Základní pojmy	2
2.2	Síly působící na letadlo	5
2.3	Aerodynamické charakteristiky	6
2.3.1	Aerodynamická polára	6
2.3.2	Rychlostní polára	9
2.4	Výkony letadla	10
2.4.1	Klouzavost.....	10
2.4.2	Potřebný tah a potřebný výkon	11
2.4.3	Minimální rychlost	13
2.4.4	Režim maximálního doletu	13
2.4.5	Režim maximální vytrvalosti	13
2.4.6	Rychlost stoupání	14
3	EXPERIMENTÁLNÍ METODY STANOVENÍ VÝKONŮ	15
3.1	Základní metody měření za letu	16
3.1.1	Metoda 1 - Vizuální metoda.....	16
3.1.2	Metoda 1 - měření akcelerometry	17
3.1.3	Metoda 2 - ustálený klouzavý let	18
3.1.4	Metoda 3 - rychlost klesání	18
3.2	Atlantic Solar	19
3.3	Výsledky rešerše	22
3.4	Laboratorní demonstrátor	22
4	NÁVRH METODY LETOVÝCH MĚŘENÍ	26
4.1	Obecný popis	26
4.2	Parametry metody	26
4.2.1	Trajektorie letu	26
4.2.2	Délka měřeného úseku	27
4.2.3	Rychlosti letu	27
4.2.4	Počet opakování úseků.....	27
4.2.5	Fyzikální veličiny	28
4.3	Výpočet výkonů UAV	28
4.3.1	Metoda 1 - výška a rychlost	29

4.3.2	Metoda 2 - Horizontální vzdálenost a výška.....	29
4.3.3	Vliv povětří na naměřená data	30
4.3.4	Významné letové režimy.....	30
4.4	Část s motorovými lety	31
4.4.1	Výpočet účinnosti pohonné jednotky.....	31
5	ZÍSKÁNÍ DAT Z LETOVÝCH MĚŘENÍ	32
5.1	Rychlost letu (airspeed)	32
5.2	Horizontální vzdálenost	33
5.3	Výška	34
5.4	Měření času	35
6	MODELOVÝ PŘÍPAD	36
6.1	Popis zkoumaného letadla	36
6.2	Teoretické výkony	37
6.3	Simulace letových dat	42
6.3.1	Vnější vlivy	43
6.3.2	Vytvoření souboru simulovaných letových dat.....	43
6.4	Výsledky ze simulovaného měření	45
7	ANALÝZA VLASTNOSTÍ NAVRŽENÉ METODY	47
7.1	Porovnání výsledků experimentu a analytického výpočtu	47
7.2	Dolet a vytrvalost	50
8	ZÁVĚR	51
	Literatura	53
	Přílohy	55

Seznam obrázků

1. Obrázek 2.1 Souřadný systém letadla.....	5
2. Obrázek 2.3 Síly působící na letadlo	6
3. Obrázek 2.4 Rozložená aerodynamická polára	7
4. Obrázek 2.5 Aerodynamická polára s vyznačením významných režimů letu.....	8
5. Obrázek 2.6 Rychlostní polára letadla s vyznačenými důležitými hodnotami.....	10
6. Obrázek 2.7 Klouzavost letadla v závislosti na úhlu náběhu	11
7. Obrázek 2.8 Průběh potřebného tahu v závislosti na rychlosti.....	12
8. Obrázek 2.9 Průběh potřebného výkonu v závislosti na rychlosti	12
9. Obrázek 3.1 Stanovení klouzavosti letadla.....	15
10. Obrázek 3.2 Experimentální stanovení rychlosti klesání	19
11. Obrázek 3.3 Schéma UAV Atlantic Solar s rozměry	20
12. Obrázek 3.4 Měření výkonu v závislosti na rychlosti letu, Atlantic Solar.....	21
13. Obrázek 3.5 Hodnoty naměřené výšky z letových zkoušek demonstrátoru.....	23
14. Obrázek 3.6 Hodnoty rychlosti letu z letových zkoušek demonstrátoru.....	23
15. Obrázek 3.7 Integrované hodnoty proletěné dráhy z letových zkoušek demonstrátoru ..	24
16. Obrázek 4.1 Schéma trajektorie letu pro navrženou metodu měření	26
17. Obrázek 6.1 Schéma vyšetřovaného modelu letadla	36
18. Obrázek 6.2 Polára profilu a polára letadla (osy grafu nejsou ve stejném měřítku)	39
19. Obrázek 6.3 Polára profilu z programu XFLR5 (osy grafu nejsou ve stejném měřítku)	39
20. Obrázek 6.4 Vypočtená rychlostní polára letadla.....	40
21. Obrázek 6.5 Vypočtený potřebný tah v závislosti na rychlosti letu	41
22. Obrázek 6.6 Vypočtený potřebný výkon v závislosti na rychlosti letu.....	41
23. Obrázek 6.7 Porovnání grafů rychlostní poláry: ideální případ oproti simulovaný datům	45

24. Obrázek 6.8 Porovnání grafů aerodynamické poláry: ideální případ oproti simulovaným datům. Metoda 1- výška a rychlost.....	46
25. Obrázek 6.9 Porovnání grafů aerodynamické poláry: ideální případ oproti simulovaným datům. Metoda 2 – horizontální vzdálenost a výška.....	46

Seznam tabulek

1. Tabulka 1 Seznam měřených veličin v metodě 1	17
2. Tabulka 2 Seznam měřených veličin v metodě 2	18
3. Tabulka 3 Seznam měřených veličin v metodě 3	19
4. Tabulka 4 Frekvence sběru dat a přesnost senzorů v demonstrátoru	25
5. Tabulka 5 Specifikace tlakového senzoru vzdušné rychlosti	33
6. Tabulka 6 Specifikace senzoru pozice GPS	34
7. Tabulka 7 Specifikace senzoru výšky	34
8. Tabulka 8 Technické údaje vyšetřovaného modelu letadla.....	37
9. Tabulka 9 Přehled variant vstupních dat, chyby senzorů a vnější vlivy.....	44
10. Tabulka 10 Ukázka simulovaných dat. Případ 4 (záporné hodnoty větru jsou záměrně u úseků „proti větru“)	44
11. Tabulka 11 Porovnání parametru klouzavosti pro Metodu 1, ideální hodnoty oproti zjištěným simulovaným.....	48
12. Tabulka 12 Porovnání parametru klouzavosti pro Metodu 2, ideální hodnoty oproti zjištěným simulovaným.....	49
13. Tabulka 13 Porovnání přesnosti navržených dvou metod měření s teoretickým výpočtem pomocí délky doletu a vytrvalosti.....	50

Seznam použitých označení

A	[1]	štíhlost křídla, $A = \frac{l^2}{S}$
α	[deg]	úhel náběhu
b	[m]	hloubka křídla
β	[deg]	úhel vybočení
c_D	[1]	součinitel odporu
c_L	[1]	součinitel vztlaku
d	[m]	vzdálenost
e	[1]	aerodynamická účinnost
F_D	[N]	odporová síla
F_G	[N]	gravitační síla
F_L	[N]	vztlaková síla
F_T	[N]	tah pohonu
g	[m/s ²]	gravitační zrychlení
γ	[deg]	úhel klesání
h	[m]	výška
K	[1]	klouzavost, $K = \frac{c_L}{c_D}$
l	[m]	rozpětí křídla
m	[kg]	hmotnost
η	[1]	účinnost
p	[Pa]	tlak
P	[W]	výkon
ρ	[kg/m ³]	hustota vzduchu
S	[m ²]	plocha křídla
t	[s]	čas
T	[°C]	teplota
V	[m/s]	rychlost letu
V_0	[m/s]	rychlost letu vzhledem ke vzduchu
V_v	[m/s]	horizontální rychlost pohybu vzduchu (vítr)
V_t	[m/s]	vertikální rychlost pohybu vzduchu (termika)
ν	[m ² /s]	kinematická viskozita
w	[m/s]	rychlost stoupání

1 ÚVOD

V oboru bezpilotních létajících prostředků (UAV) byl v posledních dvou dekadách zaznamenán vysoký nárůst v počtu vyrobených UAV. Výhled do budoucna je stále pozitivní vzhledem k zájmu velkých mezinárodních společností jako jsou DHL, Uber, Amazon a další, kteří investují do těchto technologií. [10]

Hlavním cílem této práce bylo najít vhodný nástroj pro návrh UAV typu letadla klasické koncepce a zjištění jeho výkonnosti. Oproti klasickým pilotovaným letadlům se na vývoj malých létajících prostředků vynakládá pouze zlomek úsilí a je zde tedy prostor pro výzkum. Vývoj nového typu letadla zahrnuje mnoho fází od prvního typového návrhu, přes aerodynamický a pevnostní rozbor, hmotnostní bilanci, výrobu prototypu a jeho zkoušení. Velmi důležité je právě ověření vlastností nové koncepce. Pro rozměrově menší stroje lze využít měření v aerodynamickém tunelu, které je však velmi nákladné až nedostupné. Další možností je postavit prototyp a zjišťovat jeho chování v reálných podmínkách – provést letové zkoušky, kde rovnou zjistíme všechny požadované výkony. Právě na oblast ověření vypočtených výkonů při letových testech v reálných podmínkách se zaměřuje tato práce.

Výsledky z měření by neměly podléhat náhodným jevům, měly by vycházet ze statistických hodnot a případně by měla být určena přesnost měření. Zjištěné výkony letadla by měly být určeny dostatečně přesně na možnost porovnání s analytickým výpočtem. Průběh práce byl bohužel ovlivněn zdravotní situací v první polovině roku 2020, a proto bylo plánované měření za letu nahrazeno simulovanými daty. Dalším cílem práce bylo stanovit vlastnosti navržené metody měření, její přesnost a citlivost vůči změnám vnějších podmínek. Pro přesné stanovení měl být vybrán vhodný způsob získání dat z letových měření.

2 TEORETICKÝ VÝPOČET VÝKONŮ LETADLA

Před vyšetřováním výkonů letadla je potřeba nejprve uvést základní pojmy a definice. Letadlo se pohybuje v atmosféře, kde je potřeba překonávat odpor prostředí. Řešení tohoto problému lze nalézt několika způsoby:

- Využívání aerodynamického vztlaku u letadel lehčích vzduchu (balony a vzducholodě)
- Využívání aerodynamického vztlaku u letadel těžších vzduchu, kde je nutný relativní pohyb vzduchu vůči nosné ploše
- Vznik tahu pomocí speciálních pohonných jednotek působících proti tíhové síle
- Rušení účinků gravitačního pole elektrostatickým polem při vzdušném dielektriku. Dnes zatím neuskutečnitelné.

[2]

2.1 Základní pojmy

Letové výkony

„představují charakteristiky pohybu letadla jako hmotného bodu (těžiště letadla) vyjadřované v extrémních hodnotách letových kinematických veličin, které jsou dosažitelné v určitých sledovaných režimech letu a úsecích trajektorie letu. Letové výkony jsou vyjadřovány formou maximálních nebo minimálních letových veličin jako jsou úhlové a lineární rychlosti letu, doby provedení definovaného manévru, délky charakteristických trajektorií, apod.“ [2]

Pro výpočet výkonů je letadlo považováno za řízený hmotný bod se soustředěnou hmotou v těžišti, který je pod vlivem vnějších sil. Předpokládá se, že všechny síly působící na hmotný bod procházejí těžištěm a výsledný moment letadla je tedy nulový. Tento stav odpovídá v praxi letu v ustáleném režimu, kdy je výsledný moment letadla k těžišti udržován mechanismy řízení nulový. Počet stupňů volnosti letadla se tak omezí na tři translační pohyby. Metodika rozděluje rozbor letových výkonů na dvě základní skupiny:

1. Letové výkony v ustálených letech
2. Letové výkony v neustálených letech

V literatuře [2] jsou uvedeny definice ustáleného a neustáleného letu, pro korektnost jsou zde uvedeny.

Ustálený let

„letový stav (režim letu), při němž jsou všechny charakteristiky pohybu s časem stálé. Síly a momenty působící na letadlo se s časem nemění ani velikostí, ani směrem vůči letadlu. To je splněno v případech, kdy je výsledné zrychlení nulové $a = 0$. Mezi ustálené režimy řadíme i takové případy, kdy tečné zrychlení je nulové a normálové zrychlení je konstantní (ustálená horizontální zatáčka), $a_t = 0$, $a_n = \text{konst.}$ [2]

Neustálený let

„Letový stav (režim letu), v němž se alespoň jedna z uvedených veličin (a_t, a_n) mění s časem.“ [2]

Letové výkony lze dále klasifikovat jako:

1. Lokální letové výkony (maximální rychlost, stoupavost, úhel stoupání, poloměr zatáčky,...)
2. Integrální letové výkony (délka vzletu a přistání, dostup, dolet, vytrvalost, doba provedení manévru)

Klouzavý let

„Let, kdy je snižována výška letu (resp. letové hladiny). Letoun ztrácí potenciální energii úměrně snižování výšky letu. Podélný sklon dráhy letu je značen úhlem γ . V klouzavém letu je úhel klesání záporný, pro účely této práce však bude úhel vždy kladný $\gamma > 0$.“ [2]

Letový stav (režim letu)

„je takový pohybový stav letadla, při němž nabývají určující kinematické veličiny významných charakteristických hodnot, dle nichž lze tyto pohybové stavy mezi sebou odlišovat a klasifikovat ...“ [2]

Letový úsek

„je charakteristická část trajektorie letu, při níž jsou zachovány určující kinematické veličiny... Letovým úsekem rozumíme také časem vymezené, resp. časem měřené režimy letu, např. vytrvalost v daném režimu letu, doba potřebná k provedení zatáčky, apod.“ [2]

Konfigurace letadla

„je definována nejužívanějšími kombinacemi vychylek druhotných orgánů řízení a dalších pohyblivých částí letadla, které významně mění jeho vnější tvar...“ Pohyblivé části letadla jsou např. podvozek, vztlakové klapky, aerodynamické brzdy, brzdící štíty, brzdící padák, spoilery.“ [2]

Letové podmínky

„jsou charakterizovány např. výškou letu, stavem atmosféry, letovou hmotností, rychlostí letu, režimem práce motoru a přípustí, vysazeným motorem apod.“ [2]

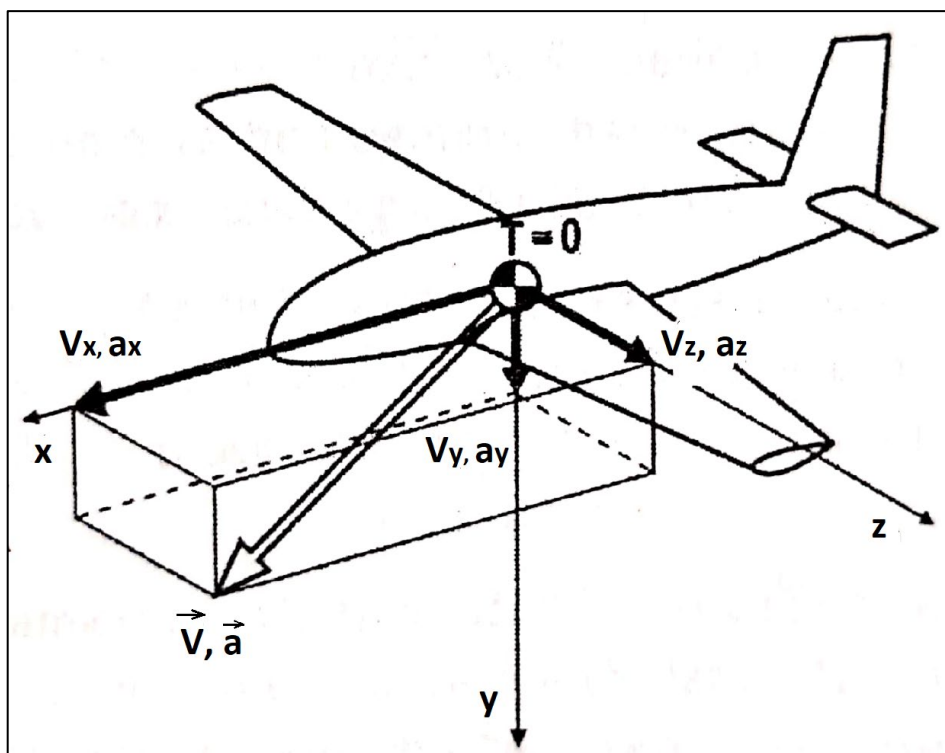
Atmosférické letadlo (resp. kluzák)

„motorové (resp. bezmotorové) letadlo těžší vzduchu, opatřené pevnou nosnou plochou, která je v daném režimu letu nepohyblivá.“ [2]

Další předpoklady

- Letadlo má jednu rovinu souměrnosti (x, y) - viz Obrázek 2.1
- V daném režimu letu jej lze považovat za absolutně tuhé těleso (nemění svůj vnější tvar).
- Prostředí, ve kterém se letadlo pohybuje (atmosféra) je časově stálé. Ve skutečnosti jsou fyzikální (stavové) veličiny v atmosféře časově proměnné. Při testování letadel za letu je nutné s touto skutečností počítat a zohlednit změny veličin ve vyhodnocení naměřených dat.
- Hmotnost letadla je konstantní. Vzhledem k uvažovanému elektrickému pohonu lze tento předpoklad považovat za velmi přesně splněný (na rozdíl od pohonů na tekutá paliva).
- Absolutní (inerciální) souřadná soustava je pevně spojena se Zemí.
- Gravitační pole je homogenní.
- Zemí považujeme za nepohyblivou (zanedbáme rotační pohyb) a nezakřivenou.
- Vliv stlačitelnosti vzduchu je zanedbatelný. Rychlosti letadel zkoumaných v této práci dosahují Machova čísla maximálně $M = 0,2$.
- Výslednice propulzních sil (tahu pohonné jednotky) leží v rovině souměrnosti letadla

[2]



Obrázek 2.1 Souřadný systém letadla; zdroj [2]

2.2 Síly působící na letadlo

Vlivem pohybu letadla v prostředí vzniká aerodynamická síla, která se vyrovnává s gravitační tíhovou silou a propulzní silou pohonu letadla. Rovnice rovnováhy sil působících na letadlo v ustáleném letu, tj. bez zrychlení je potom dle Obrázku 2.3:

$$\vec{R}_A + \vec{F}_T + \vec{F}_G = 0, \quad (2.1)$$

kde \vec{R}_A je výsledná aerodynamická síla, kterou působí vzduch na letadlo, \vec{F}_T je tahová síla pohonné jednotky a \vec{F}_G je tíhová síla. Aerodynamická síla se rozkládá do tří složek ve směru souřadných os letadla. Pro účely výpočtů v ustáleném letu bez vybočení však bude boční síla v porovnání s ostatními dvěma složkami zanedbatelná, a proto je aerodynamická síla vektorovým součtem vztahové síly F_L (kolmo na směr letu) a odporové síly F_D (rovnoběžně se směrem letu). Standardně jsou síly vztaheny k ploše křídla S , ke kinetickému tlaku $\frac{1}{2}\rho v^2$ a k aerodynamickým součinitelům c_L, c_D . Výsledné vztahy jsou:

$$F_L = \frac{1}{2}c_L\rho SV^2 \quad (2.2)$$

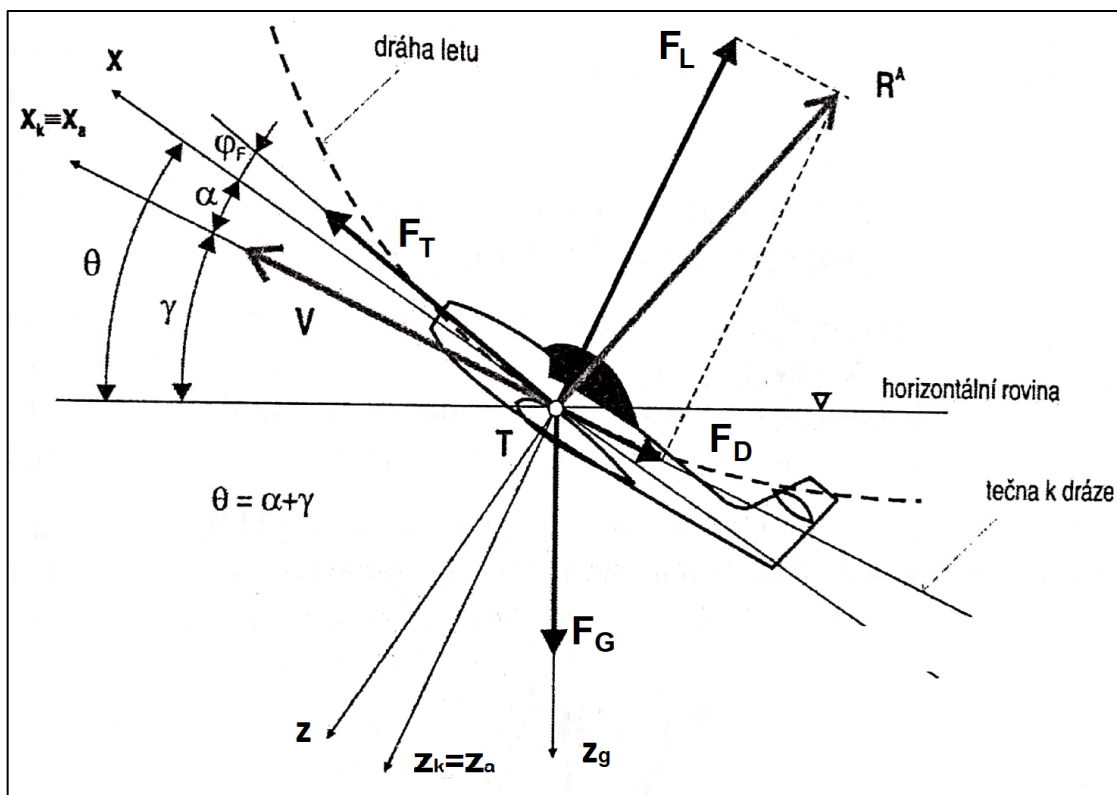
$$F_D = \frac{1}{2} c_D \rho S V^2 \quad (2.3)$$

Dále závisí aerodynamické síly na Reynoldsově čísle díky proměnným součinitelům vztlaku a odporu.

$$Re = \frac{Vb}{\nu} \quad (2.4)$$

Zde V je rychlost letu, b je hloubka střední aerodynamické tětiny letadla a ν je kinematická viskozita.

[2]



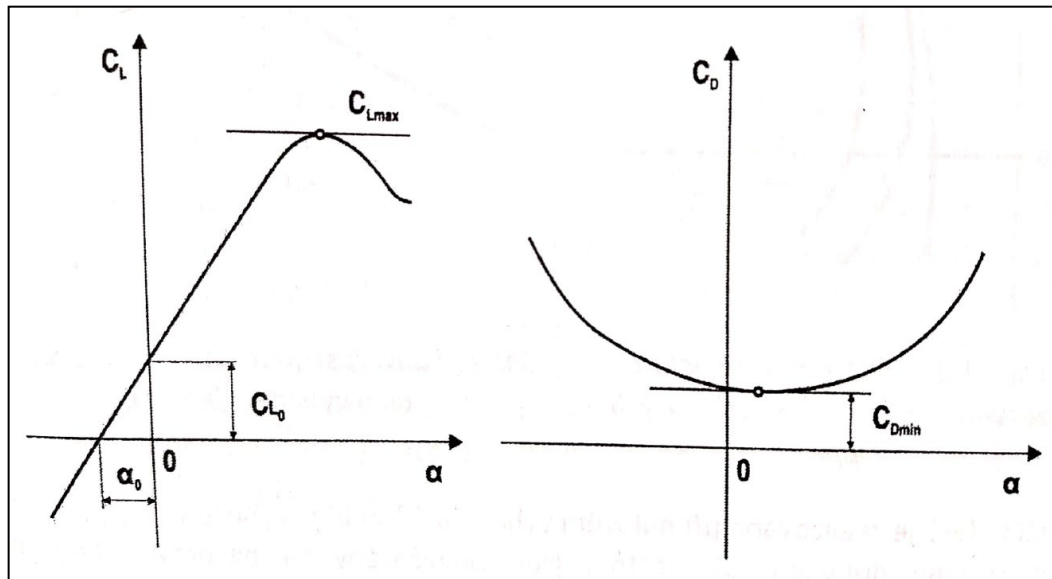
Obrázek 2.2 Síly působící na letadlo; zdroj [2]

2.3 Aerodynamické charakteristiky

2.3.1 Aerodynamická polára

Hodnoty součinitele vztlaku a odporu se zobrazují graficky v závislosti na úhlech ofukování. Většinou se jedná o let bez vybočení ($\beta = 0$), a z toho důvodu se uvádí pouze

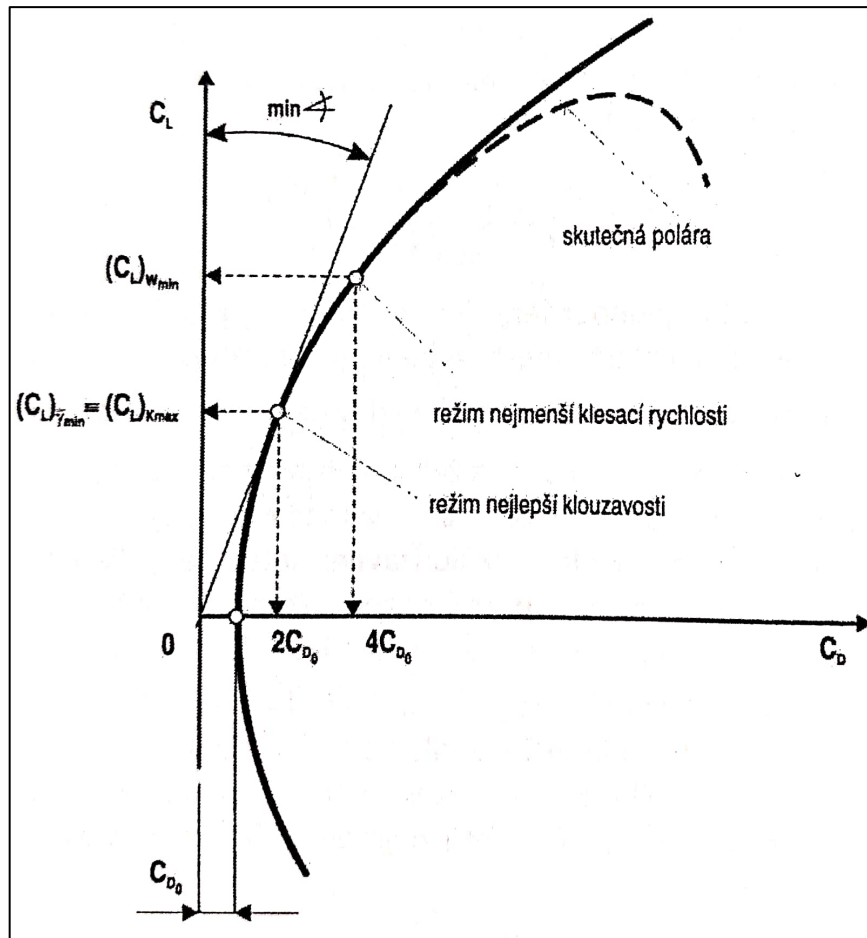
závislosti na úhlu náběhu α . Obvyklé podoby grafů tzv. rozložené aerodynamické poláry jsou uvedeny na Obrázku 2.4. Jedná se o závislosti aerodynamických součinitelů na úhlu náběhu.



Obrázek 2.3 Rozložená aerodynamická polára; zdroj [2]

Další základní charakteristikou letadla je aerodynamická polára, neboli závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu, která vznikne z předchozích dvou grafů vyloučením parametru úhlu náběhu. Na Obrázku 2.5 jsou znázorněny některé významné body odpovídající režimům letu:

- Režim minimálního odporu $c_D = c_{D0}$
- Režim maximální klouzavosti $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$
- Režim maximální vytrvalosti – nejmenší klesací rychlosti



Obrázek 2.4 Aerodynamická polára s vyznačením významných režimů letu; zdroj [2]

Aerodynamická polára spolu s rozměry a hmotností letadla popisuje, jaký potřebuje letadlo výkon pro ustálený vodorovný let při konkrétní rychlosti a pod jakým úhlem náběhu musí letět. Aerodynamickou poláru lze nahradit analytickým vztahem mezi c_L a c_D , což je velmi užitečné při stanovování výkonů letadla. Tvar grafu se nejvíce blíží parabole popsané vztahem

$$c_D = c_{D,0} + k c_L^2 \quad (2.5)$$

Konstanty $c_{D,0}$ a k v rovnici se určí buď výpočetním odhadem z parametrů letadla, případně ze simulace. Druhá možnost je experimentální naměření poláry a následné grafické odečtení konstant. První možnost požaduje rozepsání konstanty k u součinitele vztlaku pomocí parametrů letadla (rovnice (2.6)), konkrétně jde o plochu křídla S a celkovou aerodynamickou účinnost letadla (Oswaldův koeficient) e .

$$k = \frac{1}{\pi S e} \quad (2.6)$$

Pokud má křídlo nesymetrický prohnutý profil, lze poláru upravit a definovat polohu vrcholu poláry, tj. bod minimálního odporu. Vzhledem ke složitosti řešení a malému přínosu je však uvažování nesymetričnosti poláry zanedbáno.

[2]

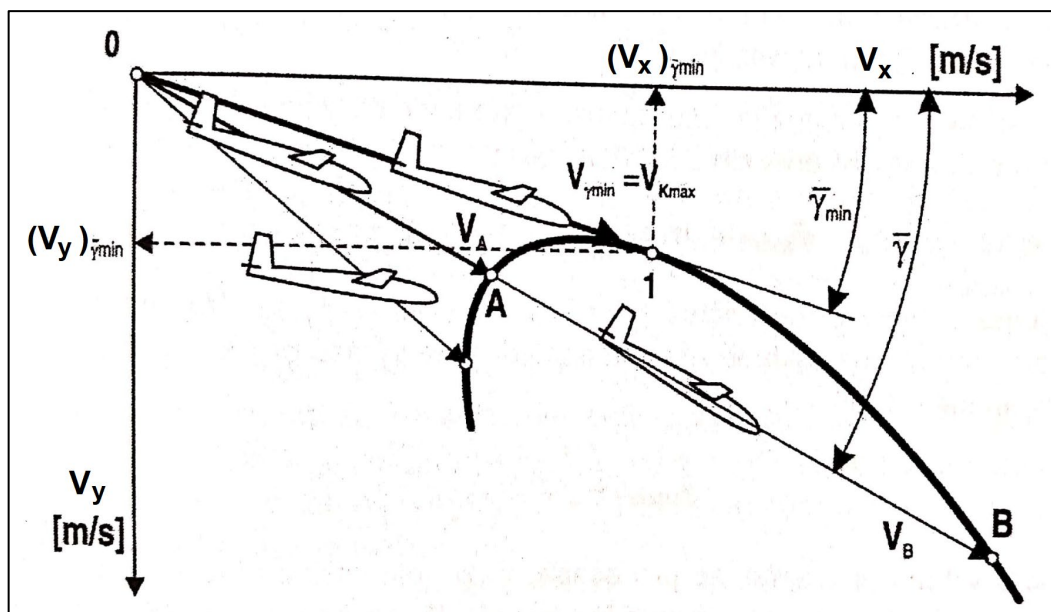
2.3.2 Rychlostní polára

Rychlostní polára je grafická závislost mezi dopřednou a svislou složkou rychlosti letadla. Spojnice libovolného bodu s počátkem souřadnic udává velikost rychlosti letadla V a úhel vymezený tímto vektorem a vodorovnou osou je úhel klouzání γ . Nejčastěji se rychlostní polára využívá pro posouzení výkonů kluzáků nebo k rozboru vlastností letadel v klouzavém letu. V grafu lze nalézt dva významné režimy, kterými jsou režim maximální klouzavosti a režim minimální klesací rychlosti. Bod nejlepší klouzavosti získáme, když vedeme tečnu ke grafu začínající v počátku souřadné soustavy $V_x - V_y$ a minimální klesací rychlost nalezneme vnesením rovnoběžky s vodorovnou osou dotýkající se tečně grafu. Mezi rychlostní polárou a aerodynamickou polárou existuje jednoznačný vztah, kdy pro danou rychlost a úhel klouzání lze nalézt hodnoty součinitelů vztlaku a odporu podle vztahů:

[2]

$$\gamma = \arctg\left(\frac{1}{K}\right) = \arctg\left(\frac{c_D}{c_L}\right) \quad (2.7)$$

$$V = \sqrt{\frac{2 F_G \cos \gamma}{c_L \rho S}} \quad (2.8)$$



Obrázek 2.5 Rychlostní polára letadla s vyznačenými důležitými hodnotami; zdroj [2]

2.4 Výkony letadla

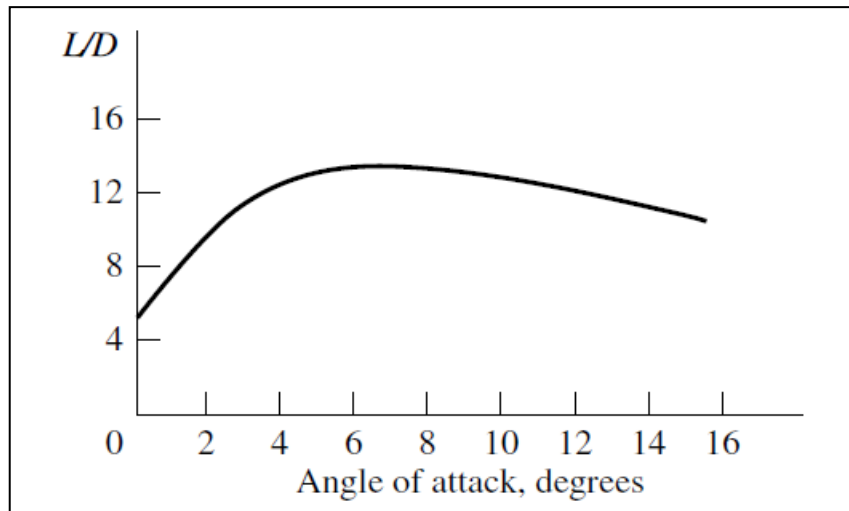
2.4.1 Klouzavost

Základním aerodynamickým parametrem k posouzení výkonů letadla je klouzavost, definovaná jako poměr součinitele vztlaku ku součiniteli odporu $K = \frac{c_L}{c_D}$. Pro dané Machovo a Reynoldsovo číslo závisí poměr c_L/c_D pouze na tvaru letadla a na úhlu náběhu. Maximální poměr $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$ lze použít jako přímé hodnocení aerodynamické účinnosti letadla, a proto představuje důležitý parametr při návrhu letadla a určování výkonů.

Vzhledem k tomu, že klouzavost je aerodynamická vlastnost letadla, lze ji vyjádřit pomocí již známých aerodynamických parametrů. V literatuře [4] je pro symetrickou aerodynamickou poláru po odvození uveden tento vztah:

$$\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} = \frac{(\pi e A c_{D,0})^{\frac{1}{2}}}{2 c_{D,0}} \quad (2.9)$$

Typický průběh poměru c_L/c_D je znázorněn na Obrázku 2.7.



Obrázek 2.6 Klouzavost letadla v závislosti na úhlu náběhu; zdroj [4]

2.4.2 Potřebný tah a potřebný výkon

V ustáleném horizontálním letu jsou v rovnováze vztlaková a tíhová síla. Z rovnic rovnováhy je možné vyjádřit závislost součinitele vztlaku na rychlosti letu:

$$F_G = F_L = \frac{1}{2} c_L \rho S V^2 \quad (2.10)$$

$$c_L = \frac{2F_G}{\rho S V^2} \quad (2.11)$$

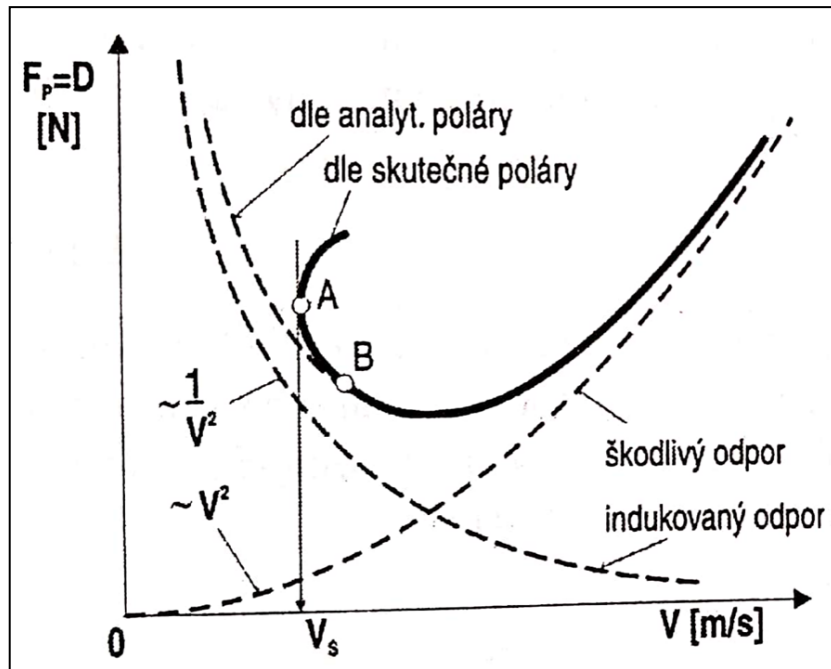
Z aerodynamické poláry patrné, že danému součiniteli vztlaku c_L je jednoznačně přiřazen součinitel odporu c_D . Tah pohonné jednotky se v ustáleném horizontálním letu vyrovná právě odporu letadla a výsledkem těchto souvislostí je vztah udávající potřebný tah pohonné jednotky $F_{T,P}$ pro danou rychlost letu V :

$$F_{T,P} = F_D = \frac{1}{2} c_D \rho S V^2 \quad (2.12)$$

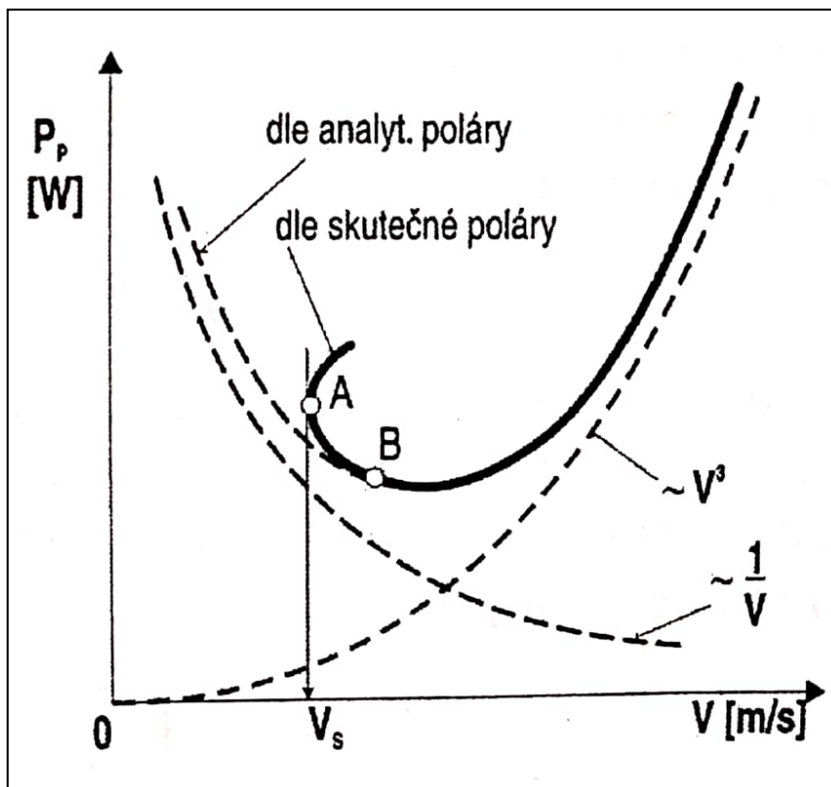
Potřebný výkon pohonné jednotky určíme jako součin potřebného tahu a rychlosti:

$$P_P = F_{T,P} V = \frac{1}{2} c_D \rho S V^3 \quad (2.13)$$

[2]



Obrázek 2.7 Průběh potřebného tahu v závislosti na rychlosti; zdroj [2]



Obrázek 2.8 Průběh potřebného výkonu v závislosti na rychlosti; zdroj [2]

2.4.3 Minimální rychlost

Minimální rychlost V_{min} představuje nejmenší rychlost, kterou je letadlo schopno letět v ustáleném horizontálním letu. Stanovení minimální rychlosti je možné dvěma způsoby. Buď z aerodynamických vlastností letadla určením maximálního součinitele vztlaku (Obrázek 2.4), anebo z podmínky maximálního využitelného tahu (body A na Obrázku 2.8 a Obrázku 2.9). Pro letadla zkoumaná v této práci nepřichází druhý způsob v úvahu, vzhledem k oblasti použití ve výškách do stovek metrů. Minimální rychlost proto stanovíme vztahem:

[2]

$$F_G = F_{L,max} = \frac{1}{2} c_{L,max} \rho S V_{min}^2 \quad (2.14)$$

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2F_G}{c_{L,max} \rho S}} \quad (2.15)$$

2.4.4 Režim maximálního doletu

Maximální dolet vykazuje letadlo při nejmenším potřebném tahu. Graficky lze tuto hodnotu určit jako tečnu ke grafu v závislosti potřebného tahu na rychlosti letu na Obrázku 2.8. Druhý způsob je analytické vyjádření, kde tah je součinem převrácené hodnoty klouzavosti a tíhové síly.

[2]

$$F_{P,min} = \left(\frac{c_D}{c_L} \right)_{min} F_G \quad (2.16)$$

2.4.5 Režim maximální vytrvalosti

V tomto režimu je potřeba nejmenšího výkonu pohonné jednotky pro překonání odporu. Graficky lze nalézt tento režim vedením tečny ke grafu potřebného výkonu v závislosti na rychlosti na Obrázku 2.9. Analyticky se tento režim určí ze vztahu pro výkon

[2]

$$P_P = F_{T,P} V = \frac{c_D}{c_L} F_G \sqrt{\frac{2F_G}{c_L \rho S}} \quad (2.17)$$

Po úpravách získáme vztah pro minimální potřebný výkon:

$$P_{P,min} = \left(\frac{c_D}{c_L^{3/2}} \right)_{min} \sqrt{\frac{2F_G^3}{\rho S}} \quad (2.18)$$

2.4.6 Rychlost stoupání

Rychlost stoupání w je vertikální složka rychlosti letu, pro kterou platí:

$$w = V \sin(\gamma) \quad (2.19)$$

Kde γ je úhel stoupání. Rychlost stoupání je pro daný režim určena z rovnice rovnováhy ve vertikálním směru vzorcem:

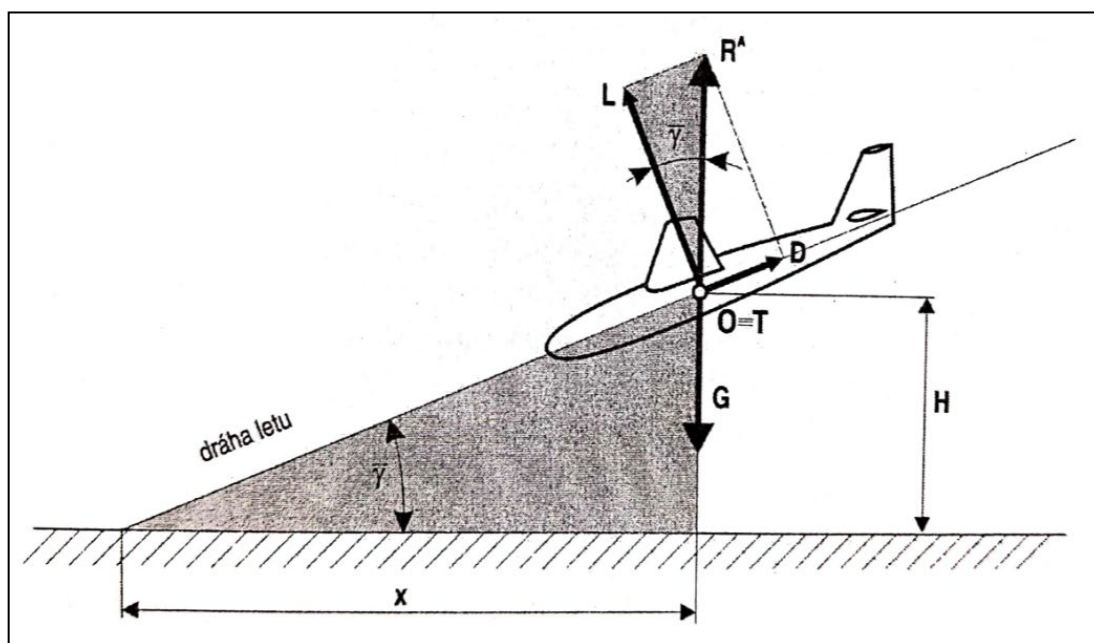
$$w = \frac{\Delta P}{F_G} \quad (2.20)$$

[2]

3 EXPERIMENTÁLNÍ METODY STANOVENÍ VÝKONŮ

Teoretický výpočet výkonů letadla může mít různou přesnost, avšak nikdy neobsáhne všechny aspekty, které ovlivňují výkonnost letadla. Proto je testování v reálných podmínkách velmi důležitou částí při návrhu letadla. Experiment tak slouží k ověření platnosti teoretických vztahů. Letové zkoušky se dělí na několik kategorií: experimentální testy pro zkoušení nových koncepcí letadel, vývojové a certifikační testy ověřující vstupní požadavky a produkční letové zkoušky, kdy se ověřuje každý vyrobený kus. Obsah této práce spadá do kategorie experimentálních testů určených na ověření výkonů nově navrhovaných létajících prostředků. Metody jsou navrhované pro létající prostředky o velikosti jednotek metrů a hmotnosti malých desítek kilogramů.

Aerodynamické výkony letadla popisuje závislost součinitele vzlaku na odporu c_L/c_D . Tento poměr vyjadřuje tzv. klouzavost, což je poměr vzdálenosti, kterou letadlo uletí ve vztahu k vyklesané výšce. Názorně je stanovení klouzavosti zobrazeno na Obrázku 3.1.



Obrázek 3.1 Stanovení klouzavosti letadla; zdroj [2]

Existuje mnoho metod jak stanovit aerodynamické výkony letadla pomocí měření za letu. Kompletní přehled možných metod je však nad rámec této práce, a proto dále budou popsány čtyři metody, které jsou vhodné k aplikování na malé létající prostředky. První metoda je určena pro letecké modeláře, kdy je let letadla zaznamenáván na videokameru a poté graficky vyhodnocen. Druhá metoda je založena na snímání normálových a tečných sil

pomocí citlivých akcelerometrů a následném přepočtu na odpor a vztlak. Ve třetí metodě jsou měřeny polohový úhel a úhel náběhu v ustáleném klouzavém letu. Obsahem čtvrté metody je měření rychlosti klesání.

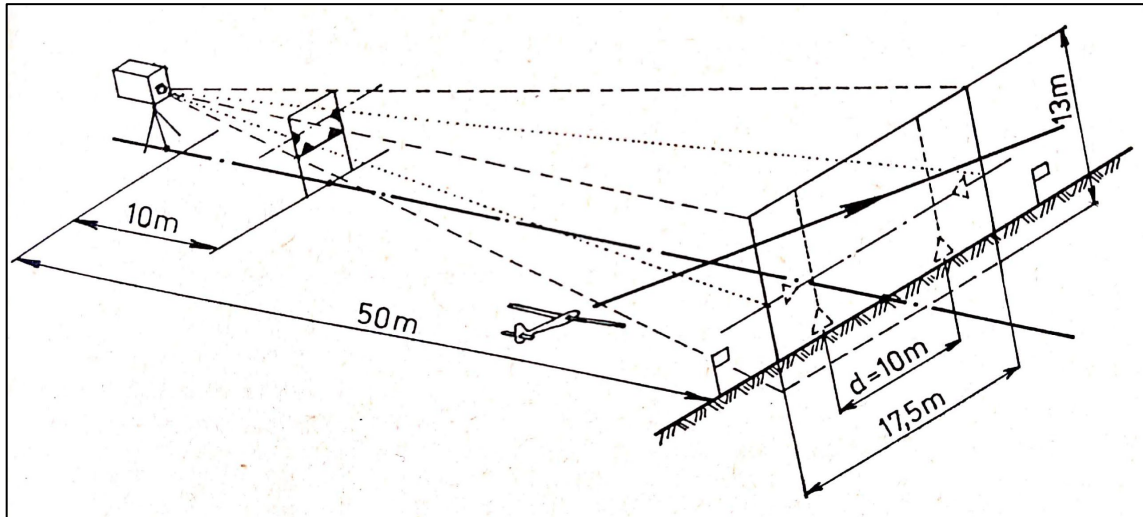
V následujících odstavcích bude popsán pouze postup získání aerodynamických charakteristik c_L a c_D . Následné stanovení výkonů je shodné s výpočty v kapitole 2.

3.1 Základní metody měření za letu

3.1.1 Metoda 1 - Vizuální metoda

V literatuře [1] se můžeme setkat s měřením modelů letadel za letu pomocí vizuálního pozorování. V době vydání knihy bylo měření letadel o malé hmotnosti obtížně realizovatelné pomocí palubních senzorů, které byly příliš rozměrné a nepřesné a nenabízely možnosti zaznamenávání dat. Vizuální metoda spočívá v záznamu letu letadla na kameru a následném grafickém vyhodnocení. Princip metody je jednoduchý – viz Obrázek 3.2. Letadlo proletí před kamerou v předem definované vzdálenosti v bezmotorovém režimu a pod konstantním úhlem klesání. Mezi kamerou a letadlem je umístěna průhledná šablona s vyznačeným začátkem a koncem měřeného úseku a vodorovnou čarou znázorňující horizontální vztažnou rovinu. Ze záznamů se graficky určí úhel klesání a rychlost letu jako podíl proletěné dráhy za čas. Výsledkem je rychlostní polára. Pokud požadujeme přesné hodnoty výkonů letadla, je však tato metoda velmi náročná na praktické provedení, neboť zde vystupuje mnoho rušivých vlivů. Zejména je nutné provádět měření za bezvětří, let musí být proveden přesně ve vymezené trajektorii bez vybočení a všechny vzdálenosti musí být dodrženy s vysokou přesností. Šířka záběru kamery také výrazně omezuje možnou délku měřeného úseku. Dále let musí končit dostatečně vysoko (alespoň 1,5m) nad zemí pro eliminaci vlivu země. Naopak výhodou metody je snadná dostupnost potřebných prostředků k realizaci měření, prakticky postačí běžná kamera, délkové měřidlo a fólie na podstavci (šablona).

[1]



Obr.3.2 Praktické měření výkonů RC modelů vizuální metodou; zdroj [1]

3.1.2 Metoda 1 - měření akcelerometry

Metoda je založena na měření axiálních a normálových zrychlení a úhlu náběhu. Senzory jsou umístěny na palubě letadla a hodnoty jsou přepočítávány vzhledem k těžišti. Vztlak a odpor jsou poté dopočteny na základě těchto vztahů:

$$F_L = (a_n \cos(\alpha) + a_l \sin(\alpha))F_G \quad (3.1)$$

$$F_D = (a_l \cos(\alpha) - a_n \sin(\alpha))F_G \quad (3.2)$$

$$c_L = \frac{F_L}{q S} \quad (3.3)$$

$$c_D = \frac{F_D}{q S} \quad (3.4)$$

$$\frac{F_L}{F_D} = \frac{c_L}{c_D} = \frac{a_n \cos(\alpha) + a_l \sin(\alpha)}{a_l \cos(\alpha) - a_n \sin(\alpha)} \quad (3.5)$$

<i>Veličina</i>	<i>Zkratka</i>	<i>Chyba měření</i>	<i>Jednotky</i>
Normálové zrychlení	a_n	$\pm 0,018 g$	m/s^2
Podélné zrychlení	a_l	$\pm 0,0025 g$	m/s^2
Úhel náběhu	α	± 1	deg

Tabulka 1 Seznam měřených veličin v metodě 1

3.1.3 Metoda 2 - ustálený klouzavý let

Tato metoda je nejjednodušší a nejpřímější cesta ke zjištění poměru c_L/c_D , ale zároveň je nejobtížnější získat relevantní data vzhledem k vysokým požadavkům na ustálený let a letové podmínky a také pro správné zaletění měřených úseků při různých úhlech náběhu.

Metoda je založena na vztahu pro ustálený klouzavý let:

$$\frac{F_L}{F_D} = -\cot g(\gamma), \quad (3.6)$$

Kde $\gamma = \theta - \alpha$. α je úhel náběhu a θ je úhel pozice letadla vůči zemi získaný buď ze záznamu inklinometru, nebo podélného akcelerometru.

Rovnice rovnováhy:

$$-F_D + F_G \sin(\gamma) = 0 \quad (3.7)$$

$$-F_L + F_G \cos(\gamma) = 0 \quad (3.8)$$

Pro ustálený horizontální let platí elementární vztahy

$$F_T - F_D = 0 \quad (3.9)$$

$$F_G - F_L = 0 \quad (3.10)$$

$$F_T = F_D = \frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \quad (3.11)$$

$$F_G = F_L = \frac{1}{2} \cdot c_L \cdot \rho \cdot S \cdot v^2 \quad (3.12)$$

Veličina	Zkratka	Chyba měření	Jednotky
Úhel vůči zemi	θ	$\pm 0,15$	deg
Úhel náběhu	α	± 1	deg

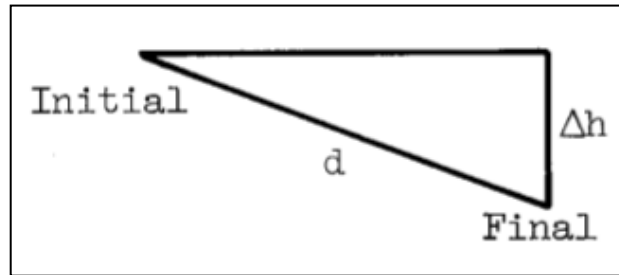
Tabulka 2 Seznam měřených veličin v metodě 2

[6]

3.1.4 Metoda 3 - rychlost klesání

Tato metoda je založena na úplně jiném přístupu, než předcházející dvě. Zde se měří pokles výšky letadla za určitý čas současně se zaznamenáváním vzdušné rychlosti. Poté

pomocí pravoúhlého trojúhelníka dopočteme úhel klesání pro konkrétní rychlost nebo úhel náběhu. Měřené veličiny jsou výška, vzdušná rychlost, teplota a čas.



Obrázek 3.2 Experimentální stanovení rychlosti klesání; zdroj [5]

Klouzavost letadla se vypočte tímto vztahem:

$$\frac{c_L}{c_D} = \frac{\sqrt{d^2 - \Delta h^2}}{\Delta h} \quad (3.13)$$

Pro správné vyhodnocení metody je potřeba provést let dostatečně přesně, letadlo musí letět poměrně dlouhou dobu na téměř konstantní rychlosti. Minimalizují se tím nepřesnosti měření zejména výšky a času. Obecně z jednoho měření lze získat pouze jeden bod na výkonnostní charakteristice letadla. Výhodou metody je malá náročnost na přidaná měřicí zařízení, v podstatě ji lze provést pomocí senzorů, která jsou běžně k dispozici pilotovi (pokud hovoříme o pilotovaném letadle).

Veličina	Zkratka	Chyba měření	Jednotky
čas	t	$\pm 0,1$	s
výška	h	$\pm 0,2$	m
Rychlost letu	V	$\pm 0,5$	m/s
Teplota	T	$\pm 0,2$	$^{\circ}C$

Tabulka 3 Seznam měřených veličin v metodě 3

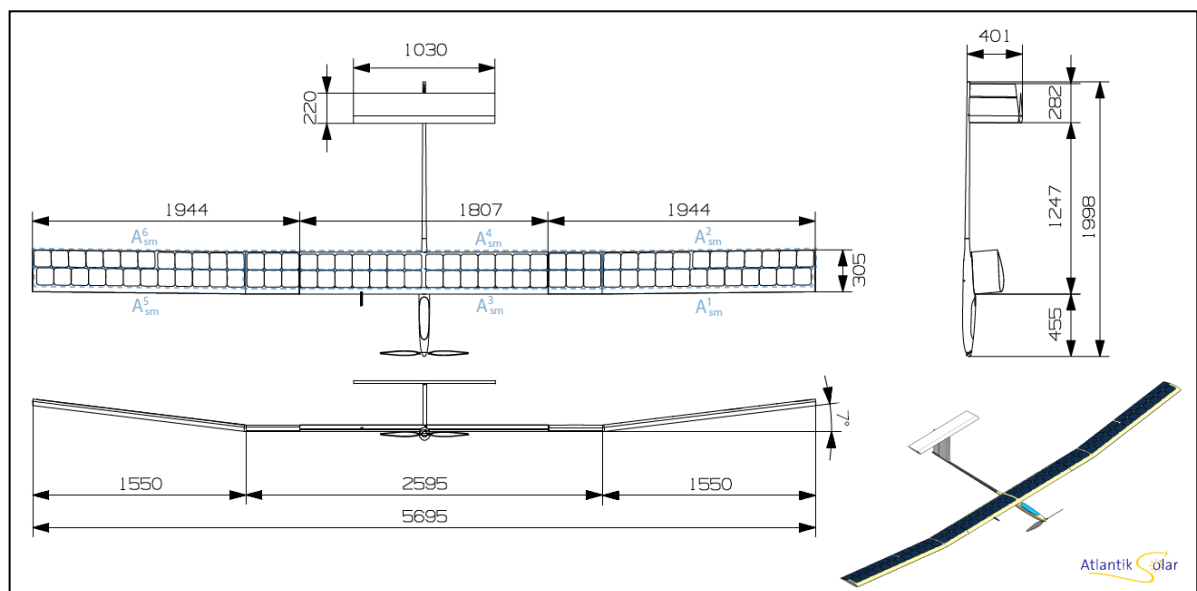
[6]

3.2 Atlantic Solar

Jedná se o bezpilotní prostředek určený pro dlouhotrvající lety, využívající solární energie pro průběžné dobíjení pohonných akumulátorů pomocí solárních panelů na křídlech.

Zde je stanovení ideálních letových podmínek klíčovým problémem, a proto je kladen velký důraz na přesné měření za letu. Stavový popis letadla je základem pro efektivní řízení letu a vypočítává se průběžně za letu pomocí dat z magnetometru, GPS-pozice, GPS-rychlosti a vzdušné rychlosti. Tím je úspěšně dopočítáván stav letadla, zejména pozice, rychlost, orientace, střední statický tlak vztažený na hladinu moře a offsety akcelerometrů a gyroskopů.

Vyšší bezpečnost navíc zajišťuje algoritmus na odhad lokálního 3D vektoru větru, který je vstupem do aerodynamického modelu v řídicí jednotce. Je odhadnut úhel náběhu a úhel vybočení za účelem přizpůsobení řídicího algoritmu aktuálním podmínkám a nastavení ideálního letového režimu. Naměřené hodnoty popisující stav letadla jsou navíc kontinuálně porovnávány s predikovanými.



Obrázek 3.3 Schéma UAV Atlantic Solar s rozměry; zdroj [7]

Měřené veličiny:

- vzdušná rychlost,
- GPS-rychlost,
- pozice vůči zemi,
- výška,
- čas,
- úroveň plynu,
- úhly klopení a klonění

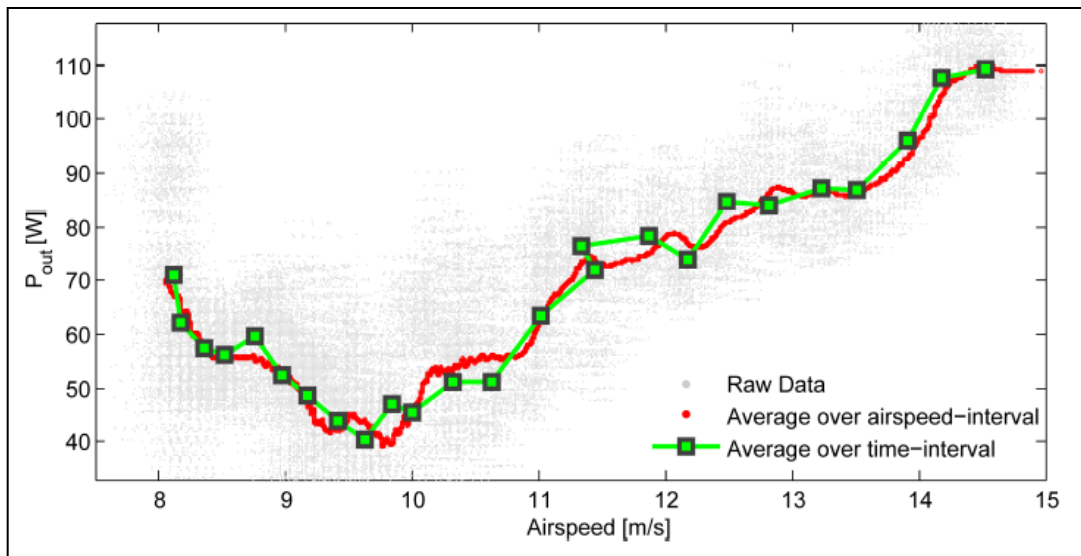
Výkony letadla

Cílem optimalizace letových podmínek byl let v režimu nejnižší spotřeby energie pro maximální vytrvalost, který popisuje výkon podle vztahu:

$$P_{level} = \left(\frac{c_D}{\frac{3}{c_L^2}} \right)_{min} \sqrt{\frac{2(m_{tot}g)^3}{\rho(h)A_{wing}}} \quad (3.14)$$

Zde c_D , resp. c_L jsou součinitelé odporu, resp. vztlaku, m_{tot} je vzletová hmotnost letadla, g je gravitační zrychlení, $\rho(h)$ je hustota vzduchu jako funkce nadmořské výšky a A_{wing} je plocha křídla v půdorysném průmětu. Predikované koeficienty c_L a c_D jsou získány pomocí 2D-simulace v programu XFOIL, kde při výpočtu c_D je zohledněn škodlivý odpor trupu a stabilizátorů a indukovaný odpor.

Na Obrázku 3.4 je uveden graf naměřených a zprůměrovaných hodnot potřebného výkonu v závislosti na rychlosti.



Obrázek 3.4 Měření výkonu v závislosti na rychlosti letu, Atlantic Solar; zdroj[7]

Naměřený minimální výkon je $P = 42 - 48 \text{ W}$ pro rychlost letu $V = 9,7 \pm 0,5 \text{ m/s}$. V návrhu byl minimální výkon odhadnut na $P_{návrh} = 44,5 \text{ W}$. Tento výkon byl dosažen po dlouhé optimalizaci vrtule, motoru a regulátoru v aerodynamickém tunelu. Účinnost pohonné sestavy (vrtule, převodovka, motor, elektro-kontroler) je $\eta_{prop} = 0,62$.

Z výsledků měření bylo dále zjištěno, že senzor rychlosti vykazuje maximální chybu při nízkých rychlostech kolem 8 m/s, a to do 5%.

[7]

3.3 Výsledky rešerše

Z provedené rešerše bylo zjištěno, že měření letových výkonů je na poli malých UAV běžnou záležitostí. Na rozdíl od klasických letadel ale není prostor pro instalování těžké měřicí aparatury, což má za následek omezenou přesnost získaných dat. Také hmotnost samotného létajícího prostředku udává, jak budou data relevantní. Je tedy důležité najít vhodný poměr kvality měřících přístrojů a parametrů letadla.

Porovnání metod

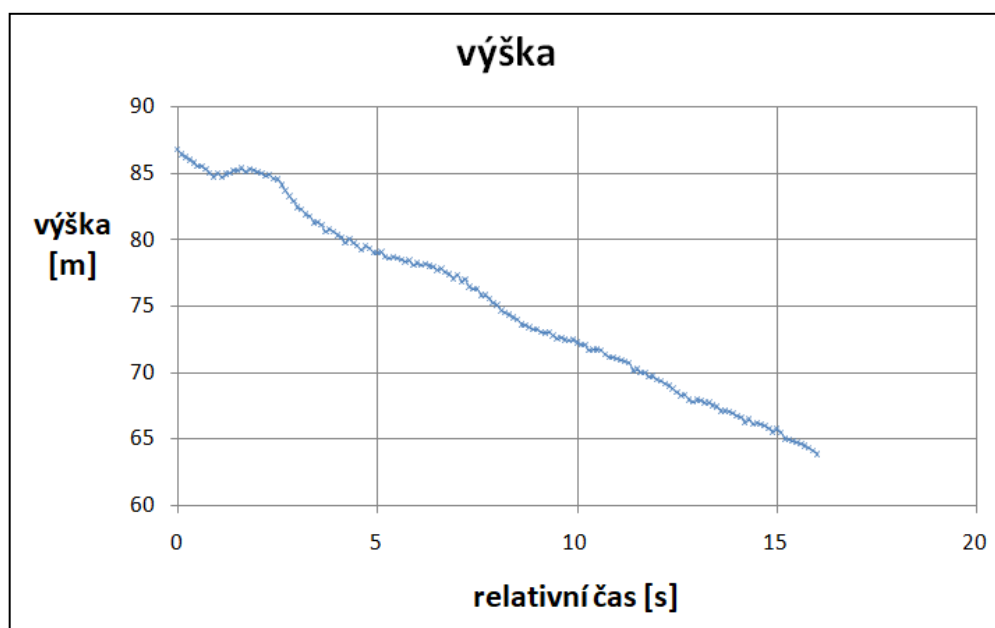
Přesnost druhé a třetí metody je vysoce závislá na přesnosti měření zrychlení a úhlu náběhu, na rozdíl od čtvrté metody, kde je důležité přesně měřit pokles výšky. I přesto, že metody měřící zrychlení jsou méně přesné, tak při jednom manévru je nasbíráno velké množství dat. Tím je redukována možnost náhodné chyby. Nejlepší přesnost vykazuje čtvrtá metoda, tj. měření rychlosti klesání. Nevýhodou této metody a metody 1 je časová náročnost letových testů, kdy na jednom letovém úseku získáme data jen pro jeden bod aerodynamické poláry. Oproti tomu druhá a třetí metoda poskytují data kontinuálně z celého letu.

Metody založené na měření akcelerometry jsou vhodné zejména, pokud požadujeme znalost matematického modelu letadla. Ten zkoumá dynamiku letu a používá k ovládní řídicích prvků, určení stability letounu apod. Naopak k určení výkonnosti letadla, což je cílem této práce, se nabízí metody pohlízející na letadlo jako na hmotný bod pohybující se prostředím (atmosférou) a pracující spíše s geometrií pohybu.

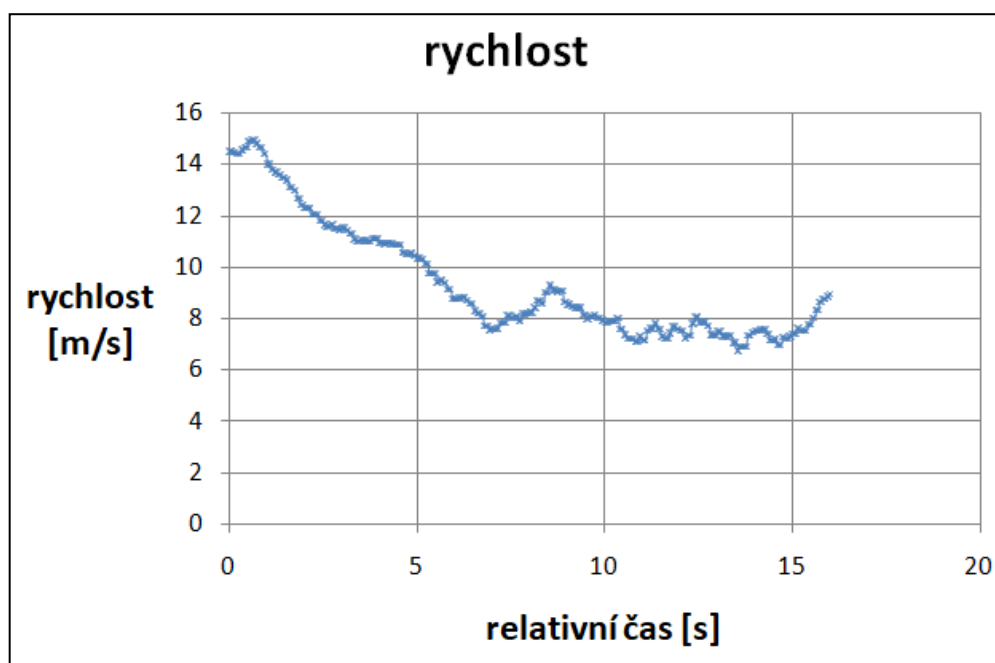
3.4 Laboratorní demonstrátor

Na ústavu Mechaniky tekutin a termodynamiky je k dispozici model letadla vybavený systémem Pixhawk, na kterém probíhají experimenty s asistencí řízení, a zároveň jsou měřena letová data. Model letadla je zobrazen v Příloze A. Z několika letových zkoušek, které sice nesloužily ke stanovení výkonů, ale vyskytovaly se zde bezmotorové lety vhodné k rozboru vlastností měřících senzorů, byl proveden rozbor letových dat. Samostatně bylo analyzováno několik vyjmutých úseků letu, a na ukázkou je zde uveden záznam jednoho z nich. Přínosem

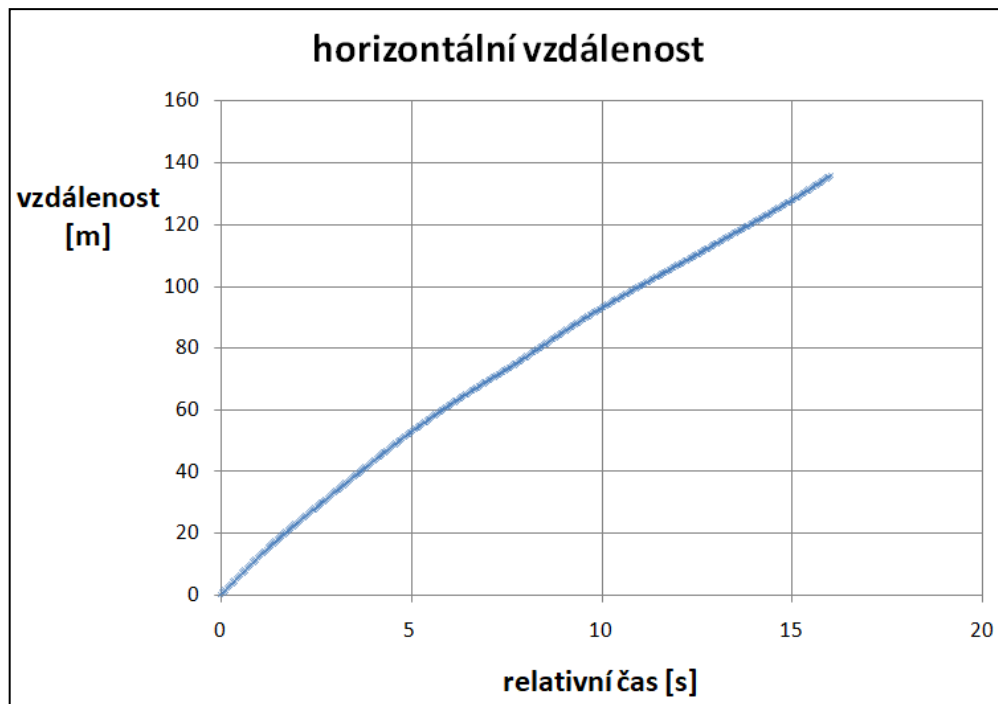
byla lepší představa o vlastnostech měřicích senzorů v praxi. Podrobný popis modelu letadla je na odkazu [19] a ukázka letových dat z výřezu letové zkoušky je na Obrázcích 3.5, 3.6 a 3.7.



Obrázek 3.5 Hodnoty naměřené výšky z letových zkoušek demonstrátoru



Obrázek 3.6 Hodnoty rychlosti letu z letových zkoušek demonstrátoru



Obrázek 3.7 Integrální hodnoty proletěné dráhy z letových zkoušek demonstrátoru

Graf horizontální vzdálenosti zobrazuje nejlepší odhad z Kálmánova filtru (KF), kde jsou vstupními hodnotami data měřicí jednotky zahrnující mimo jiné GPS senzor a sadu třikrát redundantních akcelerometrů. Hodnoty výšky a rychlosti jsou taktéž výsledkem estimace z KF. Bylo nutné rozlišovat mezi šumem způsobeným měřicími přístroji a vnějšími vlivy (změna rychlosti letadla nebo porывy větru). Pro eliminaci vnějších vlivů při určení chyby senzorů byl vždy vyjmut úsek o délce jednotek sekund.

Ze získaných dat byla stanovena průměrná hodnota a největší odchylky od střední hodnoty. Vlastnosti senzorů v Tabulce 1 můžeme považovat za reálně použitelné pro výpočty výkonů modelového letadla v kapitole 6.

<i>senzor</i>	<i>frekvence</i>	<i>přesnost</i>	<i>jednotky</i>
GPS pozice	5 Hz	$\pm 0,1$	<i>m</i>
rychlost letu	10 Hz	$\pm 0,3$	<i>m/s</i>
výška	10 Hz	$\pm 0,2$	<i>m</i>
čas	400 Hz	$\pm 0,005$	<i>s</i>
úhel náběhu	25 Hz	± 2	<i>deg</i>
úhel vůči zemi	25 Hz	± 2	<i>deg</i>

Tabulka 4 Frekvence sběru dat a přesnost senzorů v demonstrátoru; zdroj[12]

Změna rychlosti s fyzikálními podmínkami atmosféry:

Ze záznamu dat z demonstrátoru bylo zjištěno, že rychlost letu z pito-statické sondy neodpovídá rychlosti podle GPS senzoru. Jedním z hlavních důvodů je zřejmě rychlost a směr větru, který bohužel ze záznamu nejsme schopni stanovit vzhledem k neznalosti aktuálních povětrnostních podmínek. Je tady však více možných příčin, především změna tlaku a teploty vůči stavu při kalibraci sondy. Tento vliv rozhodně nelze zanedbat, jak bylo zjištěno z následujícího rozboru.

Při změně tlaku $\Delta p = 23 \text{ hPa}$ a rychlosti letu $V = 8 \text{ m/s}$ je rozdíl naměřené rychlosti $\Delta V_p = 0,08 \text{ m/s}$. Změna teploty $\Delta T = 15^\circ\text{C}$ vyvolá rozdíl v naměřené rychlosti $\Delta V_T = 0,21 \text{ m/s}$. Celkový rozdíl činí $\Delta V = 0,29 \text{ m/s}$.

Při rychlostech $V = 20 \text{ m/s}$ už je rozdíl větší. Pro stejné změny teploty a tlaku jsou rozdíl rychlostí $\Delta V_p = 0,19 \text{ m/s}$ a $\Delta V_T = 0,52 \text{ m/s}$. Celková změna rychlosti je tedy $\Delta V = 0,71 \text{ m/s}$.

Jako jedno z řešení připadá v úvahu kalibrace pitot-statické sondy bezprostředně před letovými testy, nebo použití kvalitnějších externích senzorů s lepší kompenzací na změnu teploty a tlaku.

[12], [16]

4 NÁVRH METODY LETOVÝCH MĚŘENÍ

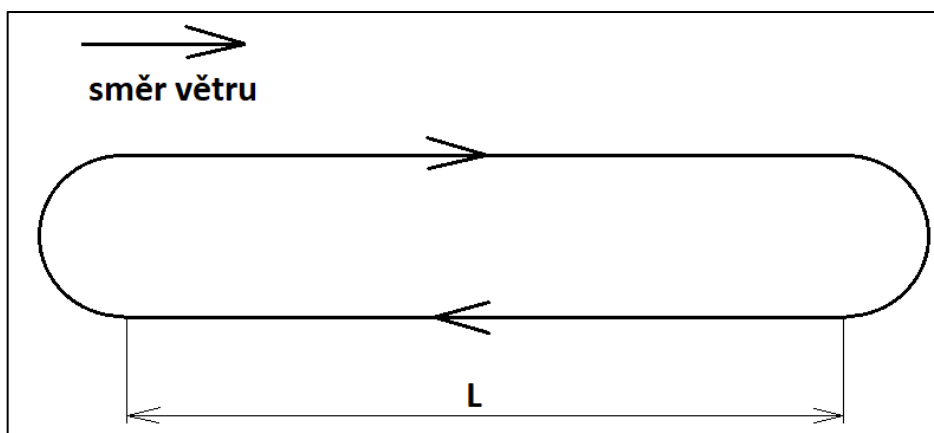
4.1 Obecný popis

Princip metody spočívá v naměření klouzavosti létajícího prostředku pro různé rychlosti letu prováděním ustálených klesavých letů bez motoru a zaznamenáváním letových dat. Výsledky by měly být v první řadě dobře porovnatelné s teoreticky vypočtenými hodnotami. V ideálním případě by neměly mít vnější podmínky žádný vliv na výsledné výkony, což je v praxi velmi obtížně realizovatelné. Navržená metoda tak má za cíl pouze omezit vnější vlivy na minimum. Je potřeba brát v úvahu také přesnost měřicích přístrojů a jejich rozměry, které by neměly ovlivnit výkony letadla (např. přidáním hmotností nebo zasahováním ven z tělesa létajícího prostředku). Dále je potřeba určit výkony UAV v nejčastějším rozsahu jeho použití, a tomu přizpůsobit zvolené rychlosti letu. Z těchto požadavků je vytvořena metoda letových měření, jejíž parametry jsou trajektorie letu, délka letu, rychlosti letu a nakonec počet opakování jednoho úseku.

4.2 Parametry metody

4.2.1 Trajektorie letu

Nejprve určíme trajektorii letu na měřeném úseku. Létající prostředek prolétává úsek mezi dvěma vytyčenými body o předem stanovené vzdálenosti rovnoběžně se směrem větru. Jeden úsek měření zahrnuje let proti větru bezprostředně následovaný letem po větru – viz schéma na Obrázku 4-1. Výška v počátečním bodě je kolem 100m, není však důležité dodržet přesně konkrétní výšku, cílem je určit relativní pokles výšky mezi začátkem a koncem úseku.



Obrázek 4.1 Schéma trajektorie letu pro navrženou metodu měření

4.2.2 Délka měřeného úseku

Sem patří pouze vzdálenost L mezi vytyčenými body trajektorie, nikoli celá trasa, kterou letadlo absolvuje. Zde se předpokládá, že letadlo je již v ustáleném letu po otočce o 180° . Délka úseku by měla být dostatečně velká pro nezávislost měřených dat na aktuálních povětrnostních podmínkách, zejména na termických proudech a poryvech větru. Dalším parametrem je velikost měřeného letadla a rychlost letu. S ohledem na tyto aspekty je pro modelový případ z kapitoly 6 zvolena vzdálenost $L = 500 \text{ m}$.

4.2.3 Rychlosti letu

Pro každé letadlo je zásadní znalost několika režimů, které jsou jednoznačně určeny právě rychlostí letu. Jsou to:

- let na minimální rychlosti
- režim maximální vytrvalosti
- režim maximálního doletu
- let na maximální rychlosti

Pro sestavení aerodynamické poláry je potřeba proletět měřený úsek pro celou škálu rychlostí. Měření je tedy provedeno opakovaně a v každém režimu letu je proletěn jeden okruh. Na každém úseku je rychlost letu konstantní. Škála rychlostí pro modelový případ z kapitoly 6 by měla zahrnovat nejdůležitější režimy letu, proto byl rozsah zvolen od 11 m/s do 31 m/s . Problémem je blízkost pádové rychlosti a rychlosti při nejmenším potřebném výkonu. Zde pravděpodobně bude docházet ke zkreslení dat z důvodu postupného odtrhávání mezní vrstvy na křídle a tím různých naměřených výkonů. Odstupy jsou zvoleny po 2 m/s , což by mělo zaručit dostatečně přesnou aproximaci naměřených dat pro porovnání s teoretickým výpočtem.

4.2.4 Počet opakování úseků

Skutečnost, že letové měření probíhá v reálných podmínkách, a tedy s náhodnými vlivy počasí, si žádá provedení experimentu v několika opakováních každého režimu. V modelovém případě bylo zvoleno 5 opakování. Počet úseků měření je dán vztahem

$$\text{Počet úseků} = \text{Počet rychlostí} \times \text{počet opakování}$$

Zde vychází potřebné penzum měření na: $11 \cdot 5 = 55$ měřených úseků.

Průměrná délka trvání jednoho úseku je zhruba 30s přímý let plus 20s otočka a odhad délky celého experimentu je tedy

- Jeden okruh ... $t_o = (30 + 20) \cdot 2 = 100 \text{ s}$
- Jedna sada (11 rychlostí) ... $t_s = 11 \cdot 100 = 1100 \text{ s}$
- Celkem (5 opakování) ... $t = 5 \cdot 1100 = 5500 \text{ s} = 92 \text{ min}$

Čistá doba experimentu činí přibližně 1,5 hodiny, je však nutné počítat s omezenou výdrží jednoho pohonného akumulátoru a mít připravenou sadu náhradních akumulátorů.

4.2.5 Fyzikální veličiny

Měřená data:

- čas průletu úseku $t \text{ [s]}$
- změna výšky na úseku $\Delta h \text{ [m]}$
- délka úseku $L \text{ [m]}$
- rychlost letu $V \text{ [m/s]}$

Výpis vstupních parametrů:

Kromě letových dat jsou pro výpočet výkonů letadla zapotřebí další veličiny:

- hmotnost letadla $m \text{ [kg]}$
- plocha křídla $S \text{ [m}^2\text{]}$
- rozpětí křídla $l \text{ [m]}$
- hustota vzduchu $\rho \text{ [kg/m}^3\text{]}$
- gravitační zrychlení $g \text{ [m/s}^2\text{]}$
- teplota vzduchu $T \text{ [}^\circ\text{C]}$
- atmosférický tlak při zemi $p \text{ [Pa]}$

4.3 Výpočet výkonů UAV

Na základě rešerše letových měření byly vybrány dva způsoby jak vyhodnocovat naměřená data:

1. Pokles výšky a průměrná rychlost na měřeném úseku
2. Horizontální vzdálenost a změna výšky

Oba způsoby vykazovaly po analýze se simulovanými daty velmi podobné vlastnosti, a proto nebyl vybrán pouze jeden z nich.

4.3.1 Metoda 1 - výška a rychlost

Naměřená data jsou $\Delta h, V, t$. Nejprve je vypočtena uletěná dráha pomocí průměrné rychlosti na měřeném úseku a času:

$$L = V t \quad (4.1)$$

Poté stanovíme klouzavost díky vztahům z teoretické části v kapitole 2 a úhel klesání.

$$K = \frac{c_L}{c_D} = \frac{L}{\Delta h} = \frac{\sqrt{(Vt)^2 - \Delta h^2}}{\Delta h} \quad (4.2)$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{1}{K}\right) \quad (4.3)$$

Složky rychlosti jsou vypočteny z naměřené rychlosti a úhlu klesání a jejich grafickým zobrazení vznikne rychlostní polára.

$$V_x = V \sin \gamma \quad (4.4)$$

$$V_y = V \cos \gamma \quad (4.5)$$

4.3.2 Metoda 2 - Horizontální vzdálenost a výška

Naměřená data jsou $\Delta h, L, t$. Klouzavost je vypočtena přímo z podílu uletěné dráhy a rozdílu výšky.

$$K = \frac{c_L}{c_D} = \frac{L}{\Delta h} \quad (4.6)$$

$$\gamma = \arctg\left(\frac{1}{K}\right) \quad (4.7)$$

V tomto způsobu jsou složky rychlosti získány z naměřené horizontální a vertikální dráhy a času.

$$V_x = \frac{L}{t} \quad (4.8)$$

$$V_y = \frac{\Delta h}{t} \quad (4.9)$$

4.3.3 Vliv povětří na naměřená data

Vzdušná rychlost letadla za předpokladu nehybného prostředí je:

$$V_0 = \sqrt{V_{x,0}^2 + V_{y,0}^2} \quad (4.10)$$

Vzdušná dráha, kterou letadlo uletí na měřeném úseku je:

$$d_0 = \sqrt{L_0^2 + \Delta h_0^2} \quad (4.11)$$

Při simulaci dat se navíc uvažuje pohyb prostředí, ve kterém se letadlo pohybuje, a který má vliv na naměřené hodnoty. Je rozdělen na vliv větru (vodorovná složka), respektive vliv stoupavých nebo klesavých proudů (svislá složka). Složky rychlosti pohybu prostředí jsou pak označeny V_v – vítr, respektive V_t – termika. Parametry měřeného úseku se tedy změní podle následujících vztahů:

$$V_x = V_{x,0} + V_v \quad (4.12)$$

$$V_y = V_{y,0} + V_t \quad (4.13)$$

$$d = L_0 + V_v t \quad (4.14)$$

$$\Delta h = \Delta h_0 + V_t t \quad (4.15)$$

4.3.4 Významné letové režimy

Po stanovení klouzavosti pro dané rychlosti je přikročeno k výpočtu výkonů. Z rovnováhy sil působících na létající prostředek ve svislém směru je určena závislost mezi součinitelem vztlaku a rychlostí

$$F_L = F_G \cos(\gamma) \quad (4.16)$$

$$\frac{1}{2} c_L \rho S V^2 = mg \cos(\gamma) \rightarrow c_L = \frac{2mg \cos(\gamma)}{\rho S V^2} \quad (4.17)$$

Spojením vztahů pro klouzavost a součinitel vztlaku se společným parametrem rychlostí je stanovena hodnota součinitele odporu c_D a vykreslením závislosti c_L/c_D vznikne aerodynamická polára. Pomocí poláry je možné nalézt některé režimy letu důležité pro posouzení výkonnosti letadla. Výpočet probíhá podle vztahů z kapitoly 2.

4.4 Část s motorovými lety

Nástavbou experimentu je zahrnutí skutečných výkonových charakteristik pohonné jednotky do výpočtu výkonů, s tím přesnější stanovení režimu minimálního výkonu. K tomu je potřeba naměřit závislost tahu motoru, případně výkonu na otáčkách, ovšem při odpovídající rychlosti proudění kolem vrtule. Toho lze dosáhnout v aerodynamickém tunelu s použitím vhodné měřicí aparatury. Tyto zkoušky probíhají na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky, ale v této práci nebyly výkonové charakteristiky využity.

Pokud bychom však uvažovali, že známe výkonové charakteristiky, lze provést měření v motorovém letu. Postup je následující. Jsou provedeny vodorovné přímé lety za konstantní rychlosti a lety se opakují pro stejnou škálu rychlostí jako v klouzavém letu. Při vyhodnocení dat z letových měření je např. z měřených otáček motoru porovnán naměřený tah versus vypočtený potřebný tah, který odpovídá odporové síle F_D .

4.4.1 Výpočet účinnosti pohonné jednotky

Naopak se nabízí možnost využít poláru zjištěnou z klouzavého letu a z ní určit účinnost pohonné jednotky pomocí měřeného příkonu odebíraného z pohonných akumulátorů a známé odporové síly, kterou UAV překonává.

Postup je následující. Předpokládejme, že naměřená polára odpovídá skutečným výkonům. Potom provedením motorových vodorovným ustálených letů při různých rychlostech (avšak na jednom úseku vždy konstantních) získáme závislost příkonu pohonné jednotky na rychlosti letu. Potřebný výkon v závislosti na rychlosti je znám z měření. Porovnáním obou vztahů pro příkon a výkon získáme požadované hodnoty účinnosti pro dané rychlosti.

- Příkon z akumulátorů ... $P_0 = U \cdot I$
- Výkon na vrtuli ... $P = F_D \cdot V$
- Účinnost pohonné jednotky (regulátor, motor, vrtule) ... $\eta_{prop} = \frac{P}{P_0}$

5 ZÍSKÁNÍ DAT Z LETOVÝCH MĚŘENÍ

V této kapitole jsou uvedeny měřené veličiny a zvolené způsoby jejich získání. Pro každou veličinu je uveden typ senzoru jeho přesnost. Při získávání letových dat je potřeba brát v úvahu dvě skupiny faktorů, které mají vliv na naměřené hodnoty. Jsou to:

- Chyby měřicích senzorů
- Vnější vlivy (vítr, termika, nedodržená trajektorie letu, zásahy řízení)

Pro připomenutí uvedme seznam měřených veličin:

- Rychlost letu
- Výška
- Horizontální pozice
- Čas

5.1 Rychlost letu (airspeed)

Experiment vždy probíhá v reálných podmínkách, kde musíme počítat s různou rychlostí a směrem větru, termickou aktivitou, a dalšími rušivými vlivy. Ideální by bylo znát aktuální rychlost a směr větru v těsném okolí letadla prolétávajícího měřený úsek. Potom bychom naprosto přesně znali relativní rychlost pohybu letadla vůči prostředí a byli bychom schopni stanovit přesné výkony. Úloha zjišťování rychlostního pole v prostoru o rozměrech řádově stovky metrů je jistě zajímavá, prakticky však těžce realizovatelná.

V praxi je nejčastější způsob měření rychlosti tlakovou sondou umístěnou vně letadla. Pro další eliminaci vlivu povětrnostních podmínek existuje několik způsobů:

1. Letět dlouhé úseky, střídavě proti větru a po větru těsně po sobě, konstantní rychlostí
2. Redundantní systémy měření vzdušné rychlosti
3. Statické sondy umístěné v letové hladině podél vytyčené trati, které měří rychlost větru, např. drony
4. Měření rychlosti větru při zemi, např. vrtulkovým anemometrem

V modelovém případě uvažujeme měření rychlosti letu tlakovým senzorem vzdušné rychlosti, tzv. pitot-statickou sondou. Specifikace senzoru je uvedena v Tabulce 5.

Tlak	-2 až 2 kPa (-0,3 až 0,3 psi)
Výstup	0,5 až 4,5 V
Hmotnost	4 g převodník + trubice sondy
Frekvence	25 Hz
Přesnost	±0,3 m/s

Tabulka 5 Specifikace tlakového senzoru vzdušné rychlosti; zdroj [16], vlastní měření

5.2 Horizontální vzdálenost

Horizontální vzdálenost je možné měřit buď pozorováním ze země a zaznamenáním času průletu mezi předem stanovenými body, anebo pomocí GPS senzoru v UAV. První možnost však vykazuje nejen nepřesnost zaznamenání času z důvodu lidského faktoru, ale také zanedbává vybočení UAV z přímé trasy. Tomuto vybočení nelze bezvýhradně zabránit, a je tedy nutné s ním počítat. Z těchto důvodů je použit GPS senzor.

Modul GPS HERE GNSS

Na laboratorním demonstrátoru je umístěn jeden senzor GPS, kterým je určována pozice. Specifikace senzoru je zobrazena v Tabulce 6. Pro pohybující se objekty však nastává jev, kdy se celá trajektorie posouvá, tzn. reálné geografické souřadnice se vzhledem k výchozímu bodu liší od měřených. Řešení je v použití tzv. RTK systému (význam zkratky je *real time kinematics*), kdy jsou instalovány přídavné přijímače GPS signálu na zemi v oblasti plánované letové trasy. Nejprve je zaměřena poloha těchto statických antén vzhledem ke geografickým souřadnicím Země. Aktuální pozice létajícího prostředku při testovacích letech je pak určována vzhledem k inerciální soustavě tvořené statickými anténami, a tím je výrazně zvýšena přesnost. Pro jeden přijímač v letadle může odchylka vůči výchozímu bodu dosáhnout řádově jednotek metrů a při použití RTK je chyba v řádu jednotek až malých desítek centimetrů.

[18]

Citlivost	-167 dBm
Výstup	0,5 až 4,5 V
Hmotnost	49 g
Frekvence	10 Hz
Přesnost	horizontálně ± 0,1 m vertikálně ± 0,5 m

Tabulka 6 Specifikace senzoru pozice GPS; zdroj [17], vlastní měření

5.3 Výška

Ke stanovení výšky palubními senzory se používají tlakové senzory nebo laserové dálkoměry. Optické senzory jsou však vhodné pouze pro úzký obor výšek, zhruba pro vzdálenosti menší než 20 m, a proto jsou pro účely měřicí metody použity tlakové senzory.

Tlakový senzor výšky

Platforma Pixhawk 2.1 Cube, která byla použita v laboratorním demonstrátoru, obsahuje dva redundantní tlakové senzory MS5611 a v modulu GPS je další redundantní senzor. Technické údaje jsou uvedeny v Tabulce 7. Pro účely měření jsou tyto senzory plně postačující.

Frekvence	10 Hz
Přesnost	±0,3 m
Vstup	1,8 – 3,6 V
Tlakový rozsah	10 – 1200 mbar
Teplotní rozsah	-40 – 85 °C

Tabulka 7 Specifikace senzoru výšky; zdroj[19], vlastní měření

5.4 Měření času

Je důležité, aby sběr dat probíhal synchronizovaně, a bylo možné přesně přiřadit jednotlivé měřené veličiny začátku a konci měřeného úseku. Na demonstrátoru je toto splněno, neboť řídicí jednotka udává takt všem senzorům z jednoho mikroprocesoru. Přesnost stanovení času je tedy řádově 10^{-3} s. V případě vizuální metody, kdy by byl čas zaznamenáván ručně, bylo by potřeba započítat chybu měřicího přístroje, nejčastěji 0,01 s a reakční dobu člověka, která je průměrně 0,3 s. [11]

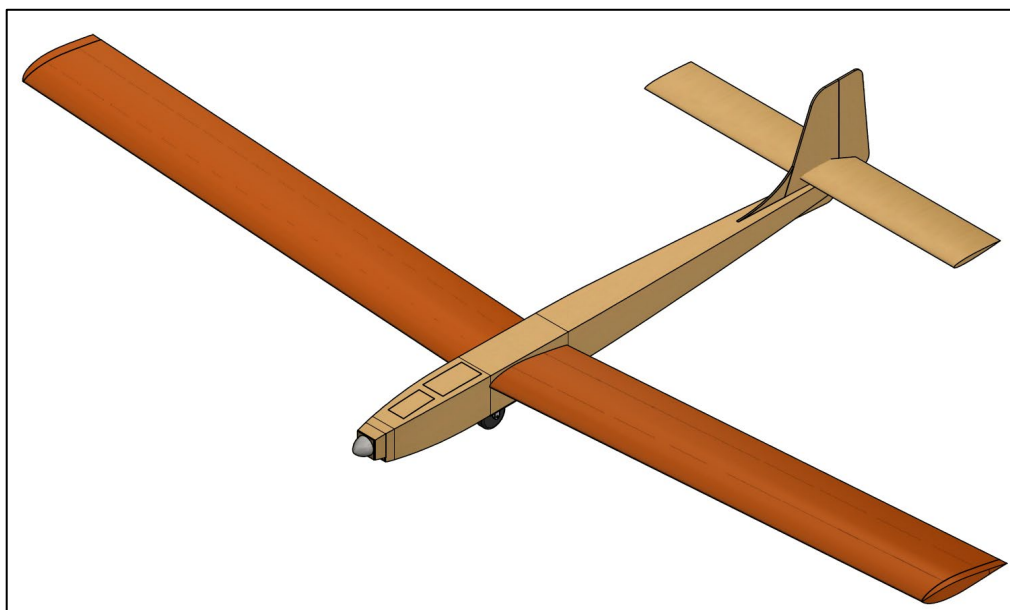
6 MODELOVÝ PŘÍPAD

Metodu měření popsanou v kapitole 4 lze aplikovat na jakékoliv letadlo s pevným křídlem, trupem a ocasními plochami, u kterého jsme schopni určit základní fyzikální vlastnosti. Ve výpočtu výkonů jsou zahrnuty: hmotnost a geometrické rozměry létajícího prostředku a fyzikální vlastnosti prostředí, ve kterém se provádí letové zkoušky. Sem patří gravitační zrychlení g , hustota vzduchu ρ , teplota vzduchu T .

Původní cíl práce spočíval v porovnání teoreticky vypočtených výkonů s reálným experimentem. Zkušební letadlo mělo být postaveno v laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky a následně měl být provedeny testovací lety. Vzhledem ke zdravotní situaci ve světě v první polovině roku 2020 a souvisejícím restrikcím bohužel nebyl tento plán dodržen a experimenty nebyly provedeny. Tato kapitola se zabývá aplikací výše uvedených poznatků na zkušební letadlo a bude sloužit jako výchozí stav pro budoucí letové testy. Letová data jsou nasimulována s ohledem na vnější vlivy i chyby senzorů.

6.1 Popis zkoumaného letadla

Návrh zkušebního modelu letadla byl proveden v předchozí práci autora [13], proto se jím zde nebudeme podrobně zabývat. Stanovení výkonů bude vycházet ze známých základních parametrů, avšak kompletní aerodynamický rozbor v předchozí práci nebyl dokončen, proto bude proveden v této kapitole.



Obrázek 6.1 Schéma vyšetřovaného modelu letadla

<i>Parametr</i>	<i>Označení</i>	<i>Hodnota</i>	<i>Jednotky</i>
Vzletová hmotnost	<i>m</i>	25	<i>kg</i>
Rozpětí křídla	<i>l</i>	5,8	<i>m</i>
Hloubka křídla	<i>b</i>	0,51	<i>m</i>
Plocha křídla (průmět)	<i>S</i>	2,956	<i>m²</i>
Štíhlost křídla	<i>A</i>	11,37	-
Vzepětí křídla	ψ	2	<i>deg</i>
Plocha trupu	<i>S_{trup}</i>	1,74	<i>m²</i>
Kolmý průřez trupu	<i>S_{kolmý}</i>	0,0484	<i>m²</i>
Plocha vrtule	<i>S_{vrtule}</i>	0,0094	<i>m²</i>
Plocha VOP	<i>S_{VOP}</i>	0,6	<i>m²</i>
Plocha SOP	<i>S_{SOP}</i>	0,24	<i>m²</i>
Aerodynamická účinnost	<i>e</i>	0,77	1
Gravitační zrychlení	<i>g</i>	9,80665	<i>m/s²</i>

Tabulka 8 Technické údaje vyšetřovaného modelu letadla

Aerodynamická účinnost letadla, tzv. Oswaldův koeficient byl aproximován dle vztahu v literatuře [14]

$$e = \frac{1}{1,05 + 0,007 \pi A} = 0,77 \quad (6.1)$$

6.2 Teoretické výkony

Aerodynamická polára profilu křídla byla převzata z databáze profilů a ověřena v programu XFLR5. Dále byl zahrnut indukovaný odpor a škodlivé odpory trupu, ocasních ploch, vrtule a interferenční odpor. Z výsledných hodnot součinitelů vztlaku a odporu byla sestrojena polára celého letadla – viz. Obrázek 6.2.

Při výpočtu škodlivých odporů částí letadla byl použit součinitel třecího odporu pro desku obtékanou rovnoběžně s proudem vzduchu $c_{D,rovn} = 0,015$, tvarový odpor tělesa trupu $c_{D,tvar} = 0,06$, součinitel odporu ocasních ploch $c_{D,OP} = 0,02$, součinitel odporu vrtule $c_{D,kolm} = 1$ a interference částí letadla 20% z celkového škodlivého odporu. Vztah pro přepočet odporu jednotlivých částí na vztažnou plochu (plocha křídla) je:

$$c_{D0} = \sum_i c_{Di} * \frac{S_i}{S_k} \quad (6.2)$$

Indukovaný odpor je vypočten dle vztahu

$$c_{D,i} = \frac{c_L^2}{\pi S e} \quad (6.3)$$

A celkový odpor letadla je dán součtem škodlivého a indukovaného odporu.

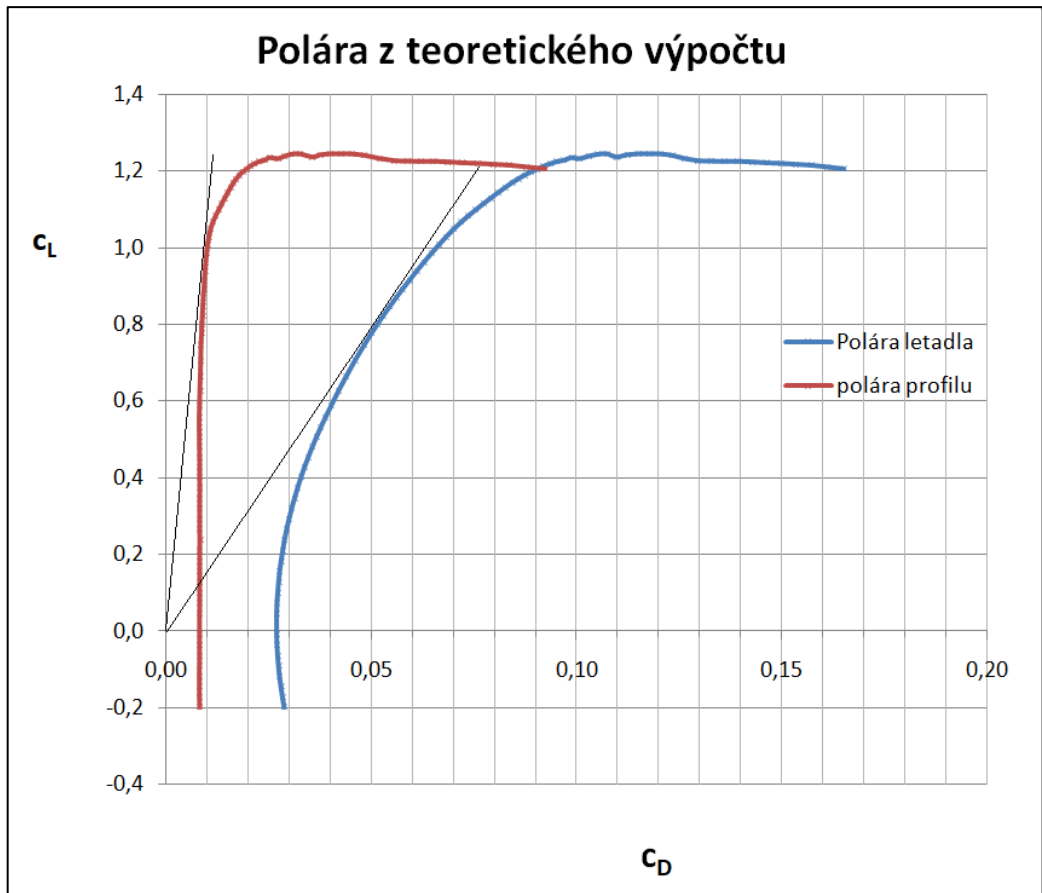
$$c_D = c_{D0} + c_{D,i} \quad (6.4)$$

Škodlivý odpor trupu a ocasních ploch se obecně s úhlem náběhu mění a je určen složitějšími vztahy než jsou použity v této práci. Avšak v úzkém rozsahu úhlů náběhu, do kterého spadají všechny důležité letové režimy, je tato změna zanedbatelná a není při výpočtu uvažována.

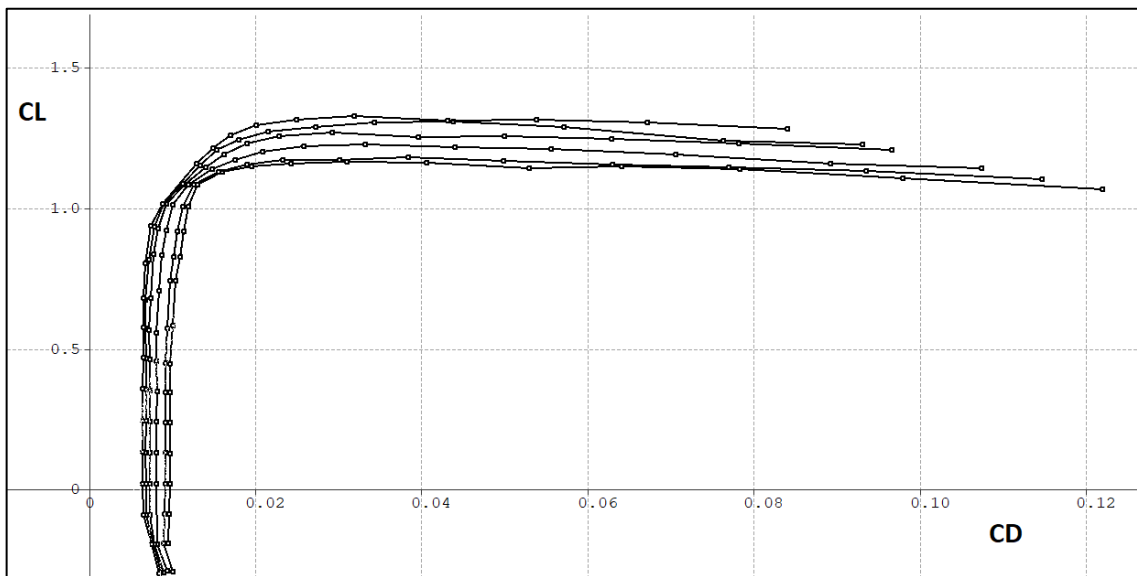
[3], [8]

Fyzikální vlastnosti atmosféry byly přepočteny s využitím zákonitostí mezinárodní standardní atmosféry pro běžné letové podmínky v Praze, teplota $T = 20^\circ C$, nadmořská výška $h = 200 \text{ m n. m.}$ Vypočtené hodnoty jsou: tlak $p = 97773 \text{ Pa}$, hustota vzduchu $\rho = 1,16 \text{ kg/m}^3$, kinematická viskozita $\nu = 1,8 \cdot 10^5 \text{ Pa.s}$. Gravitační zrychlení je $g = 9,80665 \text{ m/s}^2$.

[15], [16]



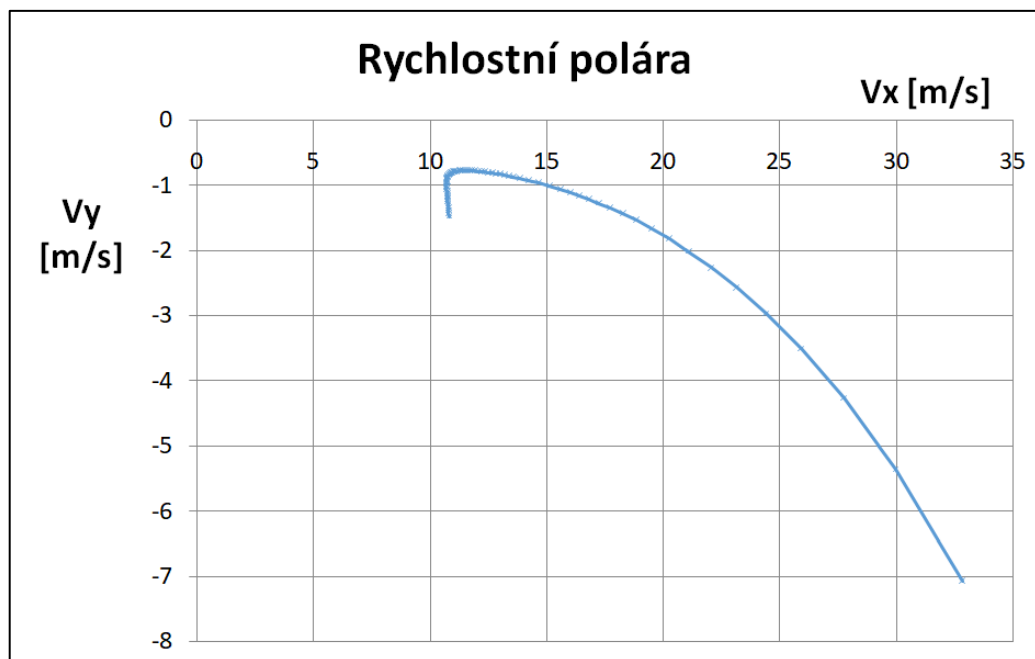
Obrázek 6.2 Polára profilu a polára letadla (osy grafu nejsou ve stejném měřítku)



Obrázek 6.3 Polára profilu z programu XFLR5 (osy grafu nejsou ve stejném měřítku)

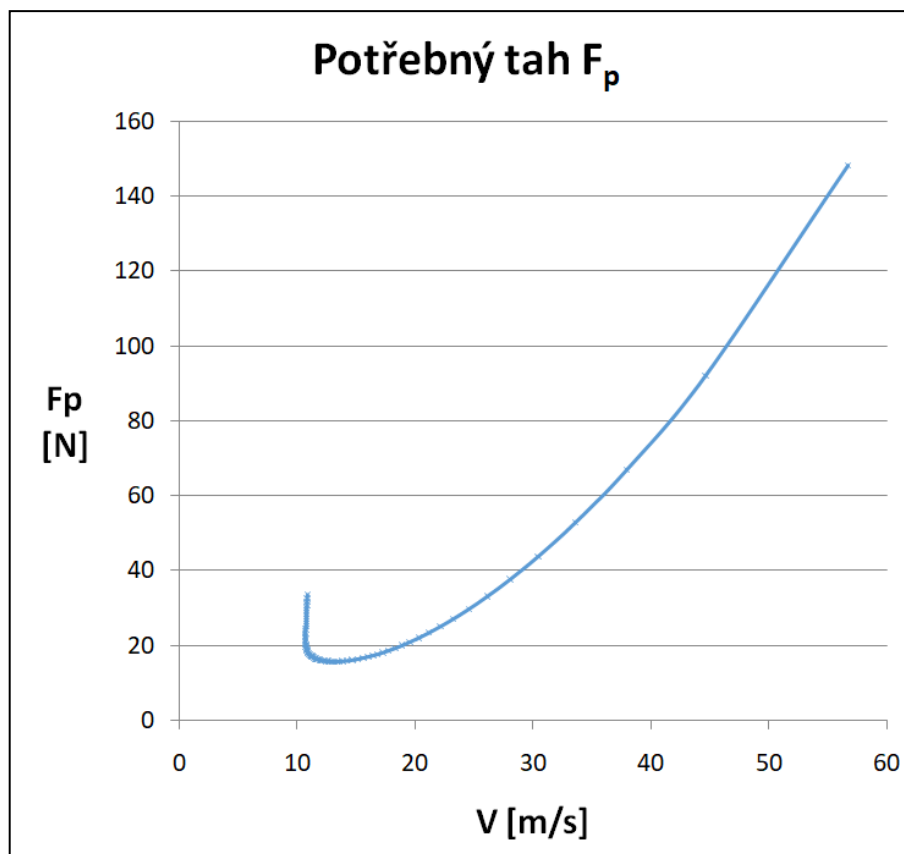
Maximální klouzavost vypočtená pro samotný profil křídla je $K_{max,p} = 100,5$ pro úhel náběhu $\alpha = 6,75^\circ$, zatímco celé letadlo dosáhne odhadem klouzavosti nejlépe $K_{max} = 15,6$ při úhlu náběhu $\alpha = 5^\circ$. Převrácené hodnoty klouzavosti jsou zároveň tangenty úhlů, které svírají tečny ke grafu aerodynamické poláry se svislou osu (osa c_L) na Obrázku 6.2.

Minimální rychlost je $V_{min} = 10,7 \text{ m/s}$ a pro zvolený motor o výkonu 3 kW maximální možná rychlost v ustáleném horizontálním letu $V_{max} = 39,8 \text{ m/s}$. Pomocí rychlosti letu a úhlu klesání byla sestrojena rychlostní polára zobrazená na Obrázku 6.4.

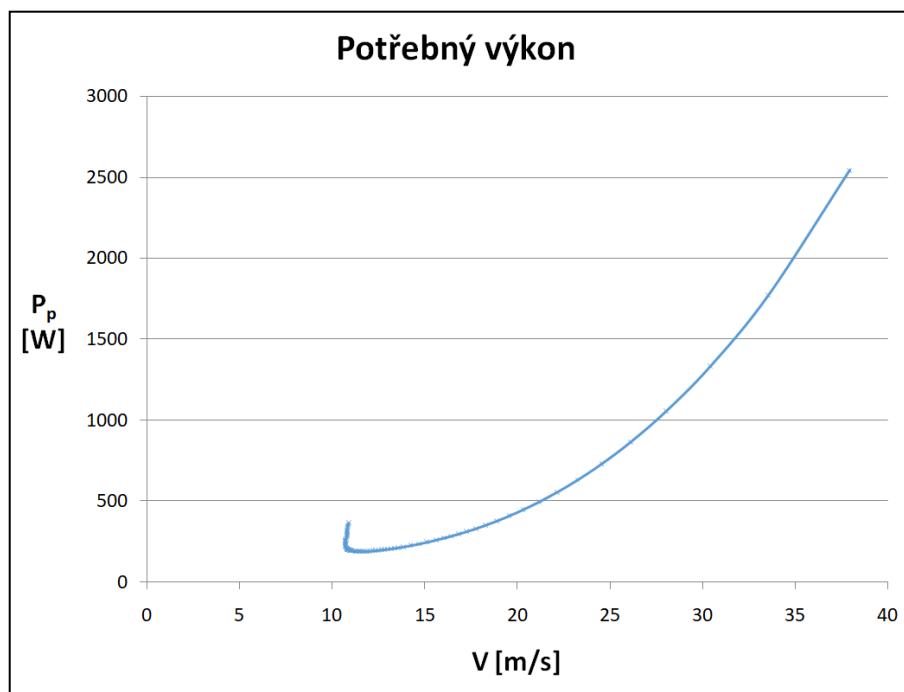


Obrázek 6.4 Vypočtená rychlostní polára letadla

Následně byly zjištěny průběhy potřebného tahu a výkonu - Obrázek 6.5 a 6.6. Režim minimálního potřebného tahu je při rychlosti $V = 13,2 \text{ m/s}$ a minimální potřebný tah vyvolaný pohonnou jednotkou činí $F_{p,min} = 15,8 \text{ N}$. Režim minimálního potřebného výkonu nastane při rychlosti $V = 11,6 \text{ m/s}$ a výkon dosahuje $P_{p,min} = 191 \text{ W}$.



Obrázek 6.5 Vypočtený potřebný tah v závislosti na rychlosti letu



Obrázek 6.6 Vypočtený potřebný výkon v závislosti na rychlosti letu

Vytrvalost letadla se stanoví po započtení parametrů pohonné jednotky. Použité pohonné akumulátory jsou LiPo 10S o jmenovitém napětí $U = 37 \text{ V}$. Odběr z akumulátorů je ještě nutné navýšit z důvodu ztrát na jednotlivých částech pohonné sestavy. Účinnosti regulátoru otáček, motoru a vrtule jsou odhadem: $\eta_{reg} = 0,95$, $\eta_{mot} = 0,85$, $\eta_{vrt} = 0,7$. Tyto hodnoty jsou běžně dosahované pro optimalizované parametry pohonu dle [9]. Odběr energie z akumulátorů se stanoví jako:

$$P_{in} = \frac{P_p}{\eta_{reg} \eta_{mot} \eta_{vrt}} \quad (6.5)$$

Výsledná vytrvalost je pak přímo úměrná celkové kapacitě akumulátorů C a klesá s velikostí odebíraného proudu I . Stanoví se použitím následujících vztahů:

$$P_{in} = U I \quad (6.6)$$

$$t = \frac{C}{I} = \frac{C}{\frac{P_{in}}{U}} = \frac{C U \eta_{reg} \eta_{mot} \eta_{vrt}}{P_p} \quad (6.7)$$

Z výpočtu vyplývá, že pro akumulátory o kapacitě $C = 64 \text{ Ah}$ a využitelnosti energie $\eta_{aku} = 80\%$ letadlo vydrží létat teoreticky 336 min .

Maximální dolet je určen pomocí celkové využitelné energie akumulátorů a minimálního potřebného výkonu.

$$P_{in,min} = \frac{P_{p,min}}{\eta_{reg} \eta_{mot} \eta_{vrt}} \quad (6.8)$$

$$d_{max} = \frac{E}{P_{in,min}} V(d_{max}) \quad (6.9)$$

Maximální dolet pro stejné vstupní parametry jako v případě maximální vytrvalosti je $d_{max} = 245 \text{ km}$.

6.3 Simulace letových dat

Vytvoření souboru simulovaných dat v této práci zastupuje roli reálného měření, i když tento přístup nemůže nahradit měření v reálných podmínkách v plné míře. Vždy závisí na rozměrech a geometrických nepřesnostech konstrukce létajícího prostředku, aktuálním počasí a kalibraci senzorů.

Postup vytvoření simulovaných dat je následující:

- Z teoretického výpočtu je vytvořen vztažný soubor dat s ideálními výkony.
- Na tento soubor jsou aplikovány vlivy vnějších podmínek: a) povětrnostní podmínky, b) chyby měření.
- Nový soubor dat odpovídá datům získaným z metody měření popsané v kapitole 4.
- Nový soubor dat je použit k výpočtu výkonů UAV.

6.3.1 Vnější vlivy

Vliv okolní atmosféry může mít velký vliv na přesnost měření, proto je nutné zachytit co nejpřesněji hlavní údaje o prostředí, ve kterém se letadlo pohybuje. Hlavní zdroje nepřesností jsou horizontální a vertikální složka pohybu okolního vzduchu, značené jako rychlost větru V_v a termika V_t . Lokální turbulence v atmosféře jsou zahrnuty ve veličinách větru a termiky a boční poryvy větru jsou zanedbány. Vítr má směr rovnoběžně s dopřednou rychlostí letadla a termika směřuje svisle a kladný směr je zvolen směrem vzhůru. V modelovém případě bylo vytvořeno několik souborů dat s různými hodnotami V_v a V_t zobrazenými v Tabulce 9 a výsledky jsou porovnány v grafu rychlostní poláry na konci této kapitoly.

6.3.2 Vytvoření souboru simulovaných letových dat

Po definování letových podmínek byly vytvořeny soubory dat nahrazujících reálné letové měření pro dvě metody popsané v kapitole 4. V Tabulce 10 je uveden příklad všech potřebných dat a pro konkrétní metodu 1 nebo 2 byly použity buď rychlost a změna výšky, nebo změna výšky a horizontální vzdálenost. Pokud Tabulku 10 nazveme sadou dat, pak pro vyhodnocení výkonů letadla za konkrétních letových podmínek bylo náhodně vytvořeno 5 sad, ze kterých byly vypočteny průměrné hodnoty.

Proměnné parametry při výpočtu byly: rychlost větru, intenzita termiky, chyby senzorů. Velikost chyby GPS senzoru a rozdílu výšky byla oproti údajům ve specifikaci senzorů navýšena. Důvodem je ověření navržené metody pro nejhorší možný případ, kdy jsou k dispozici nejméně kvalitní senzory v dané kategorii, případně nebyla správně provedena kalibrace. Údaje ve specifikaci od výrobce jsou uváděné pro ideální případ s minimalizováním vnějších vlivů.

<i>Varianta</i>	<i>Vítr</i> [m/s]	<i>Termika</i> [m/s]	<i>Chyba GPS</i> [m]	<i>Chyba výšky</i> [m]	<i>Chyba rychlosti</i> [m/s]
1	1 – 3	0	0	0	0
2	1 – 3	±0,5	0	0	0
3	0	0	±0,4	±0,3	±0,3
4	0 – 1	±0,1	±0,4	±0,3	±0,3

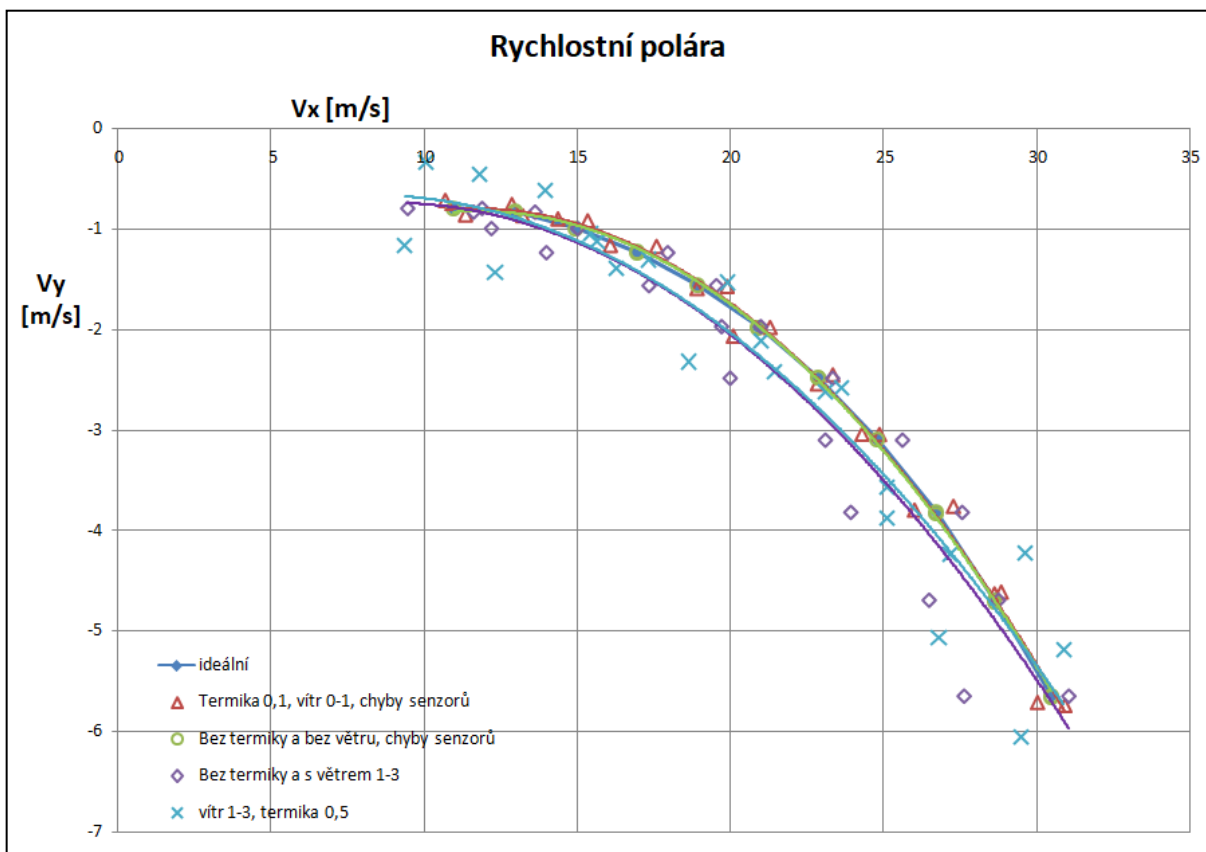
Tabulka 9 Přehled variant vstupních dat, chyby senzorů a vnější vlivy

<i>výpočtové hodnoty</i>				<i>simulované hodnoty</i>					
<i>číslo úseku</i>	<i>Proti /po větru</i>	<i>rychlost letu</i> [m/s]	$K = \frac{c_L}{c_D}$	<i>vítr</i> [m/s]	<i>termika</i> [m/s]	<i>horizontální vzdálenost</i> [m]	<i>Čas</i> [s]	<i>rozdíl výšky</i> [m]	<i>rychlost letu</i> [m/s]
1	proti	11	13,75	-0,66	0,04	500,00	48,52	36,9	10,34
	po	11	13,75	0,59	-0,02	499,69	43,22	35,6	11,59
2	proti	13	15,55	-0,69	0,08	500,08	40,71	31,0	12,31
	po	13	15,55	0,93	0,08	500,23	35,98	27,1	13,92
3	proti	15	15,00	-0,49	0,08	499,95	34,53	31,9	14,51
	po	15	15,00	0,72	-0,02	499,96	31,87	32,6	15,72
4	proti	17	13,70	-0,16	-0,02	499,85	29,76	37,1	16,84
	po	17	13,70	0,91	0,02	500,27	28,00	34,1	17,91
5	proti	19	12,10	-0,31	0,10	499,60	26,82	39,1	18,68
	po	19	12,10	0,66	-0,06	499,73	25,50	41,2	19,66
6	proti	21	10,60	-0,68	-0,01	500,15	24,73	49,2	20,32
	po	21	10,60	0,1	0,07	499,73	23,79	45,5	21,09
7	proti	23	9,20	-0,72	0,09	500,27	22,59	53,9	22,27
	po	23	9,20	0,61	-0,06	500,31	21,31	54,0	23,61
8	proti	25	8,00	-0,21	-0,10	500,01	20,33	64,9	24,80
	po	25	8,00	0,82	-0,07	500,16	19,52	61,8	25,82
9	proti	27	7,00	-0,1	0,04	499,67	18,76	70,7	26,89
	po	27	7,00	0,16	-0,04	499,80	18,59	72,0	27,17
10	proti	29	6,10	-0,75	-0,02	500,20	17,95	84,8	28,27
	po	29	6,10	0,77	0,00	500,13	17,02	79,7	29,76
11	proti	31	5,40	-0,65	-0,02	499,71	16,75	94,8	30,36
	po	31	5,40	0,61	0,03	500,12	16,09	90,4	31,60

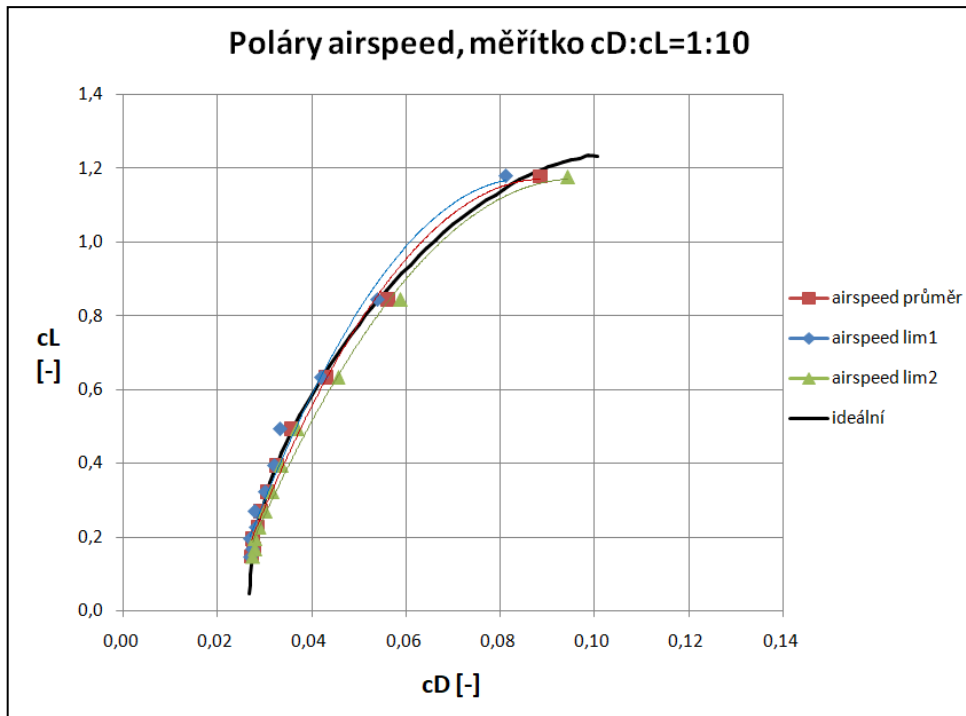
Tabulka 10 Ukázka simulovaných dat. Případ 4 (záporné hodnoty větru jsou záměrně u úseků „proti větru“)

6.4 Výsledky ze simulovaného měření

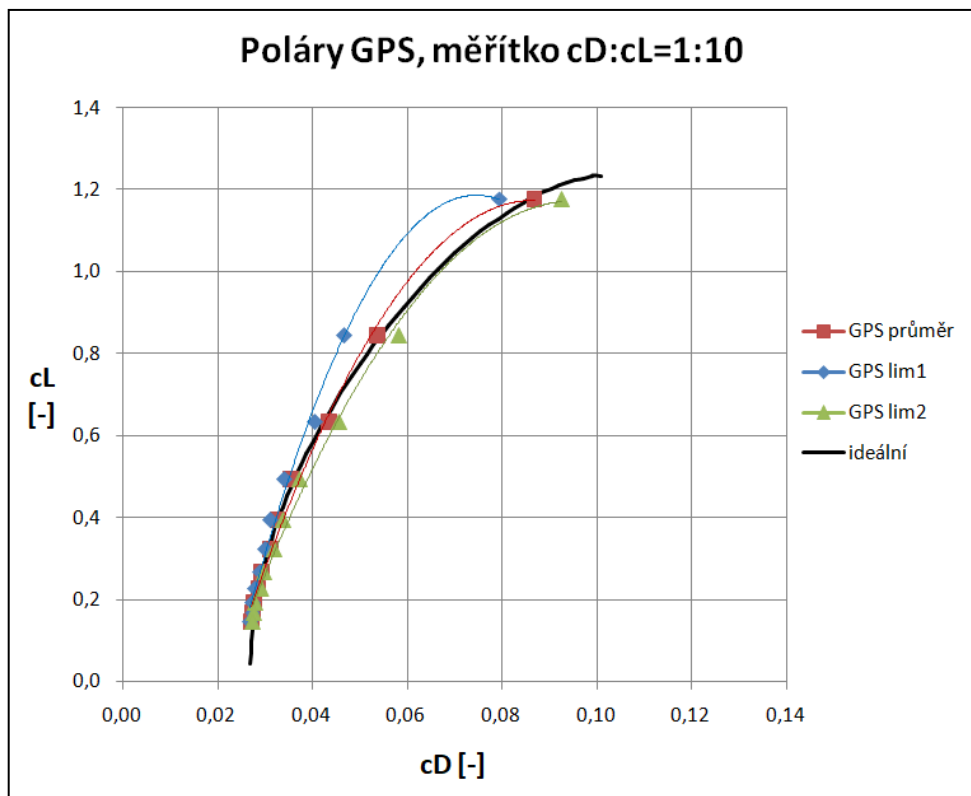
Po výpočetním algoritmu byly získány výsledné výkony modelového letadla. Následující grafy znázorňují rychlostní a aerodynamické poláry získané ze simulovaného měření a pro orientaci je zakreslen také ideální průběh funkcí z teoretického výpočtu. Graf rychlostní poláry pro metodu 1 a 2 vypadal velmi podobně, proto je uveden za obě metody jen jeden graf (Obrázek 6.7). Osy grafu nejsou ve stejném měřítku pro větší přehlednost. Aerodynamické poláry znázorněné na Obrázcích 6.8 a 6.9 vykazují dobrou přiléhavost simulovaných výsledků k teoretickým, zejména v oblasti nižšího součinitele vztlaku c_L . Rozdíly mezi metodami 1 a 2 jsou nepatrné a obě metody vykazují stejný trend přesnosti podél měnícího se součinitele vztlaku c_L .



Obrázek 6.7 Porovnání grafů rychlostní poláry: ideální případ oproti simulovaný datům



Obrázek 6.8 Porovnání grafů aerodynamické poláry: ideální případ proti simulovaným datům. Metoda 1- výška a rychlost.



Obrázek 6.9 Porovnání grafů aerodynamické poláry: ideální případ proti simulovaným datům. Metoda 2 – horizontální vzdálenost a výška

7 ANALÝZA VLASTNOSTÍ NAVRŽENÉ METODY

Navržená metoda má několik parametrů, které lze měnit a tím ovlivňovat přesnost výsledků. Nyní je tedy cílem prozkoumat, které veličiny je potřeba zaznamenávat přesněji, a u kterých nemusí být na přesnost kladen takový důraz. Poté bude zřejmé, na co se zaměřit, a kde je největší potenciál zlepšit metodu měření.

7.1 Porovnání výsledků experimentu a analytického výpočtu

Velkou nepřesnost vytváří termika, zejména při nízkých rychlostech jsou rozdíly v naměřené klouzavosti až desítky procent. Pokud neuvažujeme vítr a termiku, ale pouze chyby senzorů, je chyba v klouzavosti do 1%. Jedno z možných řešení tohoto problému je eliminovat vliv lokálních termických proudů dostatečně dlouhým měřicím úsekem. Dále je výhodné provádět měření v době minimální termické aktivity, tj. brzy ráno. V podmínkách větru do 1 m/s a termice do $\pm 0,1\text{ m/s}$ se výsledky výrazně zpřesní a chyba při nízkých rychlostech dosahuje kolem 5%, zatímco pro vyšší rychlosti klesne na 1 – 2%. Výsledky tohoto případu jsou přehledně zobrazeny v následujících tabulkách. Podle rychlosti jsou seřazeny hodnoty klouzavosti pro průměr z pěti náhodně vygenerovaných sad naměřených hodnot. Dále je uvedena průměrná odchylka z pěti měření a maximální a minimální hodnoty, které se vyskytly v těchto náhodných sadách dat.

Dále může mít vliv boční vítr, a to se stejnou intenzitou jako vítr rovnoběžný se směrem letu. Ten má za následek odklon letadla z plánované trajektorie, avšak nevnáší do našeho měření chybu. Důvodem je způsob zaznamenávání trajektorie pomocí GPS pozice, a tím je měření horizontální vzdálenosti neovlivněno.

Metoda 1 - airspeed			
<i>rychlost letu</i> [m/s]	<i>ideální K</i> [-]	<i>K z</i> <i>experimentu</i> [-]	<i>odchylka K od</i> <i>ideálního</i> [%]
11	13,75	13,29	3,34
13	15,55	14,99	3,59
15	15,00	14,71	1,93
17	13,70	13,81	0,81
19	12,10	12,12	0,19
21	10,60	10,48	1,09
23	9,20	9,19	0,10
25	8,00	7,93	0,93
27	7,00	7,06	0,87
29	6,10	6,03	1,11
31	5,40	5,36	0,65

Tabulka 11 Porovnání parametru klouzavosti pro Metodu 1, ideální hodnoty oproti zjištěným simulovaným

Metoda 2 - GPS			
<i>rychlost letu</i> [m/s]	<i>ideální K</i> [-]	<i>K z experimentu</i> [-]	<i>odchylka K od ideálního</i> [%]
11	13,75	13,60	1,12
13	15,55	15,74	1,21
15	15,00	14,60	2,67
17	13,70	13,96	1,89
19	12,10	12,13	0,22
21	10,60	10,42	1,66
23	9,20	9,18	0,24
25	8,00	7,96	0,53
27	7,00	7,01	0,17
29	6,10	6,13	0,45
31	5,40	5,39	0,13

Tabulka 12 Porovnání parametru klouzavosti pro Metodu 2, ideální hodnoty oproti zjištěným simulovaným

Srovnáním metody 1 – „výška a rychlost“ s metodou 2 – „horizontální vzdálenost a výška“ v Tabulkách 11 a 12 zjistíme, že rozdíl mezi nimi je velmi malý. Obě metody vykazují stejné chování, tj. vyšší chyba je při nízkých rychlostech letu a výrazným faktorem je intenzita termiky. Za účelem získání co nejpřesnějších dat je potřeba provádět experiment v povětří bez termiky, a naopak ustálený vítr měření příliš neovlivňuje. Ideální doba je např. brzy ráno.

7.2 Dolet a vytrvalost

Na závěr byly stanoveny hodnoty integrálních výkonů letadla a jejich rozdíl mezi teoretickým výpočtem a simulovanými měřeními. Z výsledků v Tabulce 13 je patrné, že Metoda 1 (v tabulce značena „airspeed“) vykazuje větší chybu než Metoda 2 (značena „GPS“). Oba parametry, jak vytrvalost, tak dolet jsou nižší než ideální hodnoty. Maximálních hodnot vytrvalosti a doletu je dosahováno ve všech případech velmi blízko minimální rychlosti, kde jsou bohužel rozdíly ve výkonech největší. Proto nelze přesně stanovit příčinu odchylek od ideálního stavu a vzhledem k procentuálnímu rozdílu obou metod navíc není jednoznačně dokázáno, která z použitých metod je přesnější.

	<i>Vytrvalost</i> [min]	<i>Dolet</i> [km]	<i>Rozdíl vytrvalosti</i> [%]	<i>Rozdíl doletu</i> [%]
Teorie	336	245	–	–
Metoda 1 „airspeed“	317	236	5,6	3,7
Metoda 2 „GPS“	324	248	3,6	1,2

Tabulka 13 Porovnání přesnosti navržených dvou metod měření s teoretickým výpočtem pomocí délky doletu a vytrvalosti

8 ZÁVĚR

Na základě průzkumu v oblasti letových testů malých létajících prostředků byla navržena metoda letových měření za účelem stanovení výkonů UAV. Získání dat, což je dílčí část celé metody měření, se dělí na dva způsoby vykazující téměř stejné vlastnosti. Nejprve byly vypočteny teoretické vlastnosti vybraného létajícího prostředku vlastního návrhu. Poté byly na základě specifikace jednotlivých měřicích senzorů a také vlastních dat z letových měření stanoveny chyby senzorů. S ohledem na možné letové podmínky, zejména turbulence v atmosféře, a určené chyby senzorů bylo vytvořeno několik sad simulovaných naměřených dat odpovídajících danému létajícímu prostředku. Simulovaná data byla aplikována na navrženou metodu měření a byly stanoveny výkony létajícího prostředku. Následně byla provedena analýza obou metod lišících se způsobem získání dat, byly porovnány výsledky ze simulovaných měření s teoretickými hodnotami a stanoveny vlivy vnějších podmínek na kvalitu výpočtů. Pro porovnání sloužily výkonové parametry: klouzavost, potřebný tah a potřebný výkon a extrémní hodnoty doletu a vytrvalosti. Nástrojem k výpočtu výkonů byly aerodynamická polára a rychlostní polára.

Obě větve navržené metody mají stejnou trasu letu a liší se pouze typem měřených veličin. V prvním způsobu je klouzavost posuzována na základě rychlosti letu a poklesu výšky za čas, kde rychlost je měřena sondou diferenčního tlaku a rozdíl výšky barometrickým výškoměrem. Druhý způsob vyhodnocuje změnu horizontální a vertikální pozice za čas pomocí GPS senzoru a barometrického výškoměru. Výsledky ukázaly, že oba způsoby vykazují přibližně stejnou přesnost a odchylku od teoretických hodnot, a také jsou použitelné pro stejné rychlosti letu. Důvodem je stále zvyšující se kvalita mikroelektroniky a senzorů, které zároveň zmenšují svoje rozměry a hmotnost, což umožňuje jejich využití i pro velmi malé létající prostředky. Jinými slovy, použité senzory nemají příliš vliv na výsledky. Dále byl posouzen vliv vnějších podmínek, které byly v této práci zastoupeny vodorovnou a svislou složkou pohybu atmosféry, respektive intenzitou větru a intenzitou termiky. Největší vliv měla podle očekávání termika, kdy již při aplikované hodnotě $V_t = \pm 0,5 \text{ m/s}$ činily odchylky od teoretických hodnot desítky procent. Naopak ustálený vítr ovlivňoval měření pouze v malé míře, ale nesměl být příliš nárazový, tj. maximální a minimální hodnota rychlosti větru jsou blízko sebe.

Porovnáním výkonů ze simulovaných dat s teorií pro variantu 4 z Tabulky 9 vplynuly následující poznatky. Lze říci, že přesnost stanovení maximální vytrvalosti a maximálního

doletu byla velmi přesná a pohybovala se kolem 1 – 6%. Mírně přesnější byla metoda s odečtem výšky a horizontální pozice. Odchylna klouzavosti odhalila největší chybu pro malé rychlosti (vysoký součinitel vztlaku c_L), kde však leží režimy zmíněných maximálních integrálních výkonů. Lepších výsledků by bylo dosaženo např. zjemněním škály rychlosti v režimech vysokého c_L . Uvedené výsledky je však nutné brát s rezervou vzhledem k chybějící realizaci letových testů.

Z uvedených poznatků je vyvozen závěr určující ideální podmínky pro použití navržené metody měření ke stanovení výkonů daného létajícího prostředku. V první řadě je důležité provést měření v době, kdy je v atmosféře minimální termická aktivita. Dále není vhodné vyskytovat se v blízkosti možných zdrojů turbulence (např. stromy, budovy). K měření a zaznamenání letových dat je vhodné použít senzory s chybou měření rychlosti $\delta V = \pm 0,3 \text{ m/s}$, GPS pozice $\delta GPS = \pm 0,4 \text{ m}$ výšky $\delta h = \pm 0,3 \text{ m}$ a volit frekvenci odečtu dle délky měřeného úseku, pro krátká měření však alespoň 10 Hz.

Literatura

- [1] MUSIL, M. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Naše vojsko. SVAZARM. 1978. Praha. 273 str. ISBN 28-070-78.
- [2] DANĚK, V. *MECHANIKA LETU I, Letové výkony*. AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM, s.r.o. Brno. 2009. 293 str. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [3] SEKANINA, F. *Aerodynamický výpočet letadla*. Č.A.T. Českomoravské akciové tiskařské a vydavatelské podniky v Praze. Praha. 1944. 91 str.
- [4] ANDERSON, John D. Jr. *Fundamentals of Aerodynamics, Fifth Edition*. McGraw-Hill. 2011. ISBN 978-0-07-339810-5.
- [5] PAVLOCK, K.M. *Aerospace Engineering Handbook. Chapter 2(v): Flight Test Engineering*. Preprint. Dryden Flight Research Center. NASA. 2013.
- [6] HORTON, W., ELDREDGE, R. C. *Flight-determined low-speed lift and drag characteristics of the lightweight M2-F1 lifting body*. NASA Technical note TN D-3021. Flight Research Center, Edwards, Calif. 1965.
- [7] MICHALOWSKI, B., VARANO, N., *UAV flight test characterization using minimal test equipment*. 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Miami, FL, USA. 2017. doi: 10.1109/ICUAS.2017.7991481
- [8] OETTERSHAGEN, P., et al. *A solar-powered hand-launchable UAV for low-altitude multi-day continuous flight*. IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Seattle, WA. 2015. doi: 10.1109/ICRA.2015.7139756.
- [9] NOTH, A. *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. Doctoral dissertation. Autonomous Systems Lab. ETH Zürich. 2008.
- [10] SIMONSEN, R. V., HARTUNG, M., BREJNDAL-HANSEN, K. C., SORENSEN, S. Y., SYLVESTER-HVID, K. O., KLEIN, D. *Global Trends of Unmanned Aerial Systems*. Danish Technological Institute. 2019.
- [11] SHELTON, J., KUMAR, G. P. *Comparison between Auditory and Visual Simple Reaction Times*. Gippsland Physiotherapy Group, Melbourne, Australia. Neuroscience & Medicine. 2010.
- [12] LEAR, D. J. *Development of a Data Acquisition System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System Identification*. Master of Science (MS), thesis, Mechanical & Aerospace Engineering, Old Dominion University. 2017.
- [13] PAPEŽ, V. *Návrh bezpilotního létajícího prostředku pro experimentální účely*. Bakalářská práce. ČVUT v Praze, Fakulta strojní. 2018.
- [14] NITA, M., SCHOLZ, D. *Estimating the Oswald factor from basic aircraft geometrical parameters*. Hamburg University of Applied Sciences. Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress. German Aerospace Congress. 2012.
- [15] DEPERROIS, A. *XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*. XFLR v6.02 Guidelines. 2013
- [16] Aerospaceweb.org. *Atmospheric Properties Calculator*. <http://www.aerospaceweb.org/design/scripts/atmosphere/>. Based on US Standard Atmosphere 1976. Version 2.2.0. Released January 2016.
- [17] NXP Semiconductors. *MPXV7002 Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated*. Datasheet. Rev 4, 03/2017.
- [18] U-Blox. *NEO-M8P u-blox M8 High Precision GNSS Modules*. Datasheet. UBX-15016656 - R08. 2020.

- [19] Measurement specialties. *MS5611-01BA03 Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap*. Datasheet. DA5611-01BA03_011. 2012.
- [20] E-flite. *Carbon Cub 2.2m AS3X BNF Basic*. Katalog, RC letadla. Web: <https://www.astramodel.cz/cz/katalog/e-flite/cub-carbon-z-2-1m-as3x-bnf-basic-p31733.html> 2020.

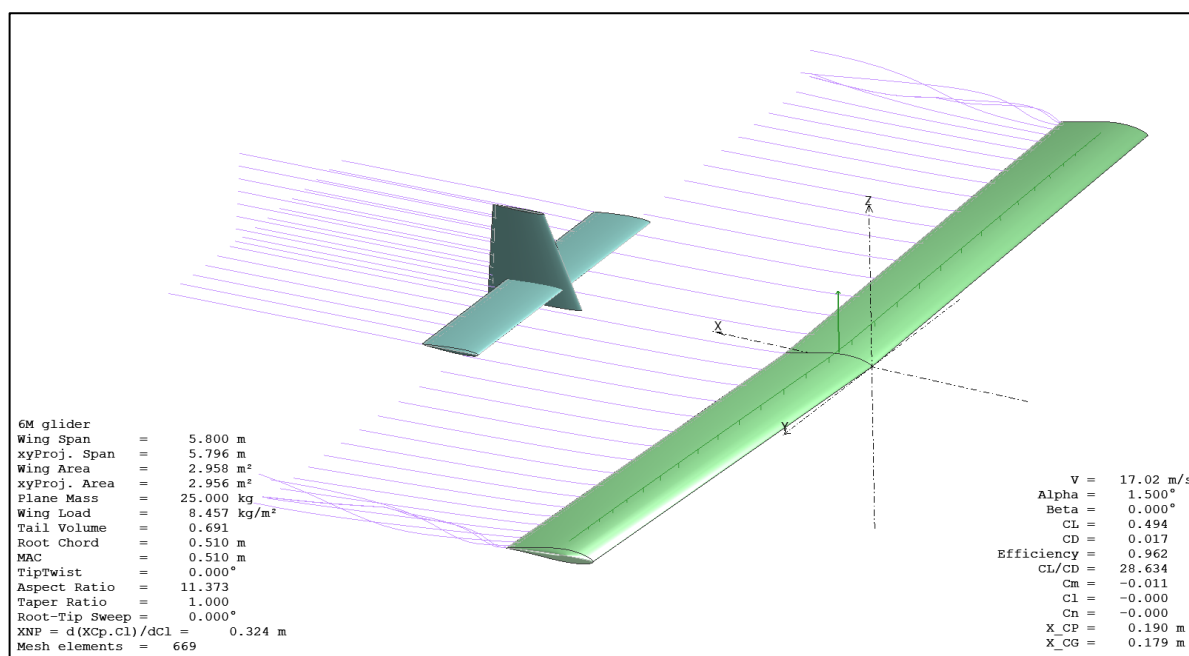
Přílohy

Příloha A – Laboratorní demonstrátor



Obrázek A: Laboratorní demonstrátor E-flite Carbon Cub 2,1m; zdroj [19]

Příloha B – Simulace v XFLR5



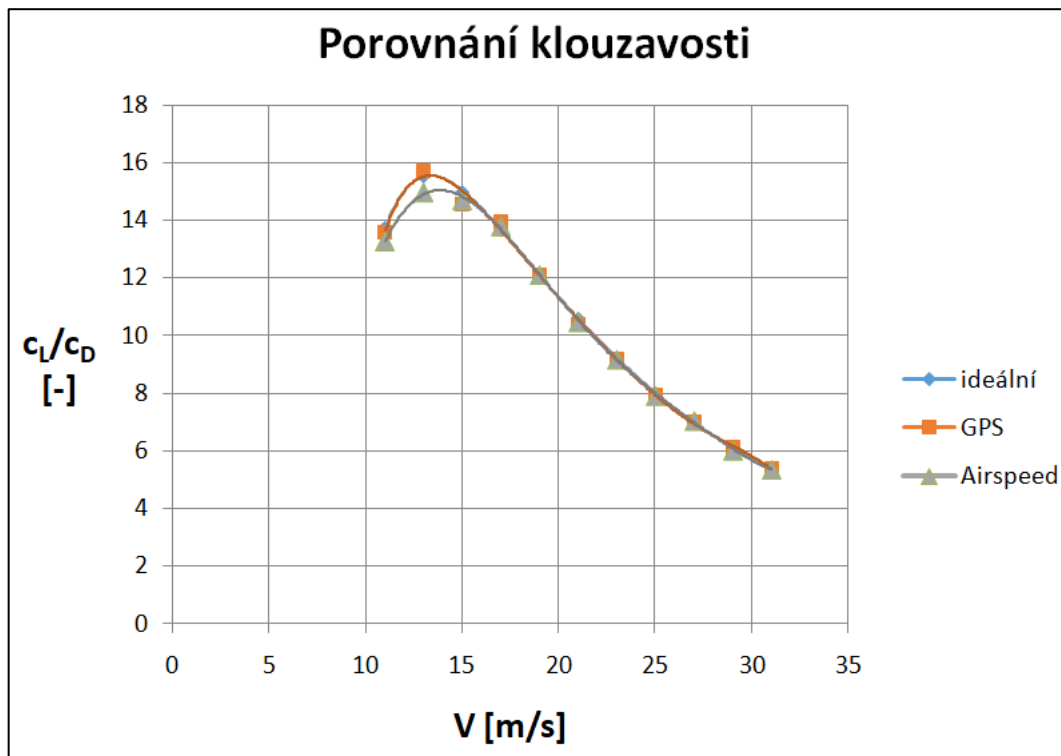
Obrázek B: Simulace křídla a ocasních ploch v programu XFLR5. Do výpočtu byly z XFLR5 převzaty jen hodnoty pro křídlo.

Příloha C – Simulovaná data

výpočtové hodnoty				simulované hodnoty					
číslo úseku	Proti /po větru	rychlost letu [m/s]	$K = \frac{c_L}{c_D}$	vítr [m/s]	termika [m/s]	horizontální vzdálenost [m]	Čas [s]	rozdíl výšky [m]	rychlost letu [m/s]
1	proti	11	13,75	-0,66	0,04	500,00	48,52	36,9	10,34
	po	11	13,75	0,59	-0,02	499,69	43,22	35,6	11,59
2	proti	13	15,55	-0,69	0,08	500,08	40,71	31,0	12,31
	po	13	15,55	0,93	0,08	500,23	35,98	27,1	13,92
3	proti	15	15,00	-0,49	0,08	499,95	34,53	31,9	14,51
	po	15	15,00	0,72	-0,02	499,96	31,87	32,6	15,72
4	proti	17	13,70	-0,16	-0,02	499,85	29,76	37,1	16,84
	po	17	13,70	0,91	0,02	500,27	28,00	34,1	17,91
5	proti	19	12,10	-0,31	0,10	499,60	26,82	39,1	18,68
	po	19	12,10	0,66	-0,06	499,73	25,50	41,2	19,66
6	proti	21	10,60	-0,68	-0,01	500,15	24,73	49,2	20,32
	po	21	10,60	0,1	0,07	499,73	23,79	45,5	21,09
7	proti	23	9,20	-0,72	0,09	500,27	22,59	53,9	22,27
	po	23	9,20	0,61	-0,06	500,31	21,31	54,0	23,61
8	proti	25	8,00	-0,21	-0,10	500,01	20,33	64,9	24,80
	po	25	8,00	0,82	-0,07	500,16	19,52	61,8	25,82
9	proti	27	7,00	-0,1	0,04	499,67	18,76	70,7	26,89
	po	27	7,00	0,16	-0,04	499,80	18,59	72,0	27,17
10	proti	29	6,10	-0,75	-0,02	500,20	17,95	84,8	28,27
	po	29	6,10	0,77	0,00	500,13	17,02	79,7	29,76
11	proti	31	5,40	-0,65	-0,02	499,71	16,75	94,8	30,36
	po	31	5,40	0,61	0,03	500,12	16,09	90,4	31,60

Tab. B Ukázka ideálních a simulovaných dat. Jsou dobře patrné parametry varianty 4: rychlost větru 0 – 1 m/s, termika $\pm 0,1$ m/s, chyba měření GPS $\pm 0,4$ m. Méně patrná je chyba měření výšky $\pm 0,3$ m a rychlosti $\pm 0,3$ m/s.

Příloha D – Porovnání klouzavosti



Obrázek D: Porovnání klouzavosti vypočtené pro ideální případ a pro simulovaná data.

Varianta 4.