

České vysoké učení technické v Praze

Fakulta strojní

Ústav letadlové techniky



Konceptní návrh UAV

Conceptual design of a UAV

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2024

Sebastian VRZAL

Studijní program:

TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor:

Studijní program je bezoborový

Vedoucí BP:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Vrzal** Jméno: **Sebastian** Osobní číslo: **509129**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Návrh bezpilotního prostředku

Název bakalářské práce anglicky:

A design of an unmanned aircraft

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rozbor současného stavu
- 2) Úpravu stávajícího koncepčního návrhu
- 3) Stanovení letových výkonů
- 4) Předběžný návrh konstrukce křídla

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **26.04.2024**

Termín odevzdání bakalářské práce: **24.05.2024**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Milan Dvořák, 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

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v přiloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 22.5.2024

.....

Podpis

Sebastian Vrzal

Poděkování

Tímto chci poděkovat za profesionální práci, pomoc, trpělivost a shovívavost vedoucímu této práce panu Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D., dále také svým kolegům a rodině za podporu při tvorbě této práce.

Anotační list

Autor:	Sebastian VRZAL	
Název BP:	Koncepční návrh UAV	
Rok vyhotovení:	2024	
Studijní program:	B2342 – Teoretický základ strojního inženýrství	
Obor studia:	2301R000 – bez oboru	
Ústav	Ústav letadlové techniky	
Vedoucí BP:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.	
Bibliografické údaje:	Počet stran	63
	Počet obrázků	25
	Počet grafů	27
	Počet tabulek	8
	Počet příloh	0
Klíčová slova:	Bezpilotní prostředek, UAV, koncepční návrh	

Anotace:

Tato práce se zabývá volným pokračováním v koncepčním návrhu UAV z bakalářské práce pana Kmeta s užším zaměřením na civilní sektor zemědělství. Proběhla kontrola původního návrhu, řešerše konkurenčních kamerových systémů, úprava parametrů a optimalizace letounu a zejména křídla pro úspěšné splnění mise skenování povrchu polí. Na základě výstupů optimalizace pak proběhla další úprava rozložení hmotností, byla ověřena statická stabilita letounu a stanoveny předpokládané výkony letounu. Na závěr bude vytvořený předběžný návrh letounu a detailnější návrh konstrukce křídla.

Annotation sheet

Author:	Sebastian VRZAL	
Bachelors thesis title:	Conceptual design of a UAV	
Year:	2024	
Study programme:	B2342 – Theoretical Fundamentals of Mechanical Engineering	
Branch of study programme:	2301R000 – no special fields of study	
Department:	Department of Aerospace Engineering	
Thesis supervisor:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.	
Bibliographic data:	Number of pages	63
	Number of pictures	25
	Number of figures	27
	Number of tables	8
	Number of attachments	0
Key words:	Unmanned vehicle, UAV, Conceptual design	

Annotation:

This study follows up on The conceptual design of a UAV from Mr. Kmet's bachelor's thesis, with a narrower focus on the civil agricultural sector. The original design was reviewed, research concerning useful load (mainly other suitable camera systems), parameters were adjusted, and the aircraft, particularly the wing, was optimized for the successful completion of the mission to scan field surfaces. Based on the optimization outputs, further weight distribution adjustments were made, the static stability of the aircraft was verified, and the expected performance of the aircraft was determined. Final chapter is dedicated to preliminary design of the UAV with higher focus on wing structure.

Obsah

Seznam používaných zkratek	10
1. Úvod	12
2. Shrnutí a zhodnocení předešlé práce	13
2.1 Hmotnost	13
2.2 Tvar	14
2.3 Výkony	15
3. Užitečné zatížení	15
3.1 Původní kamerové vybavení	16
3.1.1 SPECIM AFX17	16
3.1.2 Teledyne Flir STORMCASTER – E	17
4. Rešerše alternativního kamerového vybavení	18
4.1 Další hyperspektrální kamery – Alternativy k AFX17 a AFX10	18
4.1.1 Headwell Nano HP	18
4.1.2 Fly Dragon FD400 4 – Band Multispectral camera	19
4.1.3 Fly Dragon FD600	19
4.1.4 Micasence RedEdge-M	20
4.2 Alternativy k Teledyne Flir STORMCASTER – E	20
4.2.1 UAV Drone Z40KT	21
4.2.2 UAV Drone U30N	21
4.2.3 UAV Drone Z30 – TIR	22
4.2.4 UAV Drone ZT30	22
4.3 Vyhodnocení rešerše	23
5. Úpravy koncepčního návrhu	24
5.1 Kontrola pozice těžiště	24
5.2 Zemědělský účel	26
5.2.1 Mise a její parametry:	26
5.3 Rozbor pevně daných hmotností	29
5.4 Optimalizace hmotnosti křídla a baterie	29
5.4.1 Baterie	29
5.4.2 Křídlo a baterie	30
5.5 Statická podélná stabilita	43

5.6	Aerodynamický střed letounu	44
5.6.2	Výpočet sklonu vztlakové čáry VOP $CL\alpha$:	46
5.6.3	Výpočet sklonu vztlakové čáry letounu:.....	46
5.6.4	Pozice aerodynamického středu letounu:	46
5.6.5	Diskuse výsledků	46
5.7	Předběžné stanovení letových výkonů.....	47
5.7.1	Analytická polára.....	47
5.7.2	Potřebný tah.....	48
5.7.3	Potřebný výkon	49
5.7.4	Rychlostní polára.....	54
5.7.5	Klouzavý let s nejmenší klesací rychlostí.....	55
5.7.6	Režim maximální klouzavosti	55
6.	Předběžný konstrukční návrh křídla	57
6.1	Základní geometrie.....	59
7.	Závěr.....	60
8.	Reference	61

Seznam obrázků

Obrázek 1 koncepční návrh předchozí práce [1]	15
Obrázek 2 Specim AFX-17 [2]	16
Obrázek 3 STORMCASTER – E [3]	17
Obrázek 4: Rozdílu mezi multispektrálním a hyperspektrálním snímkováním [5]	18
Obrázek 5 Headwell Nano HP [6]	18
Obrázek 6: Fly Dragon FD400 [7]	19
Obrázek 7: Fly Dragon [7]	19
Obrázek 8: Micasence RedEdge-M [10]	20
Obrázek 9: UAV Drone Z40KT [11]	21
Obrázek 10 UAV Drone U30N [11]	22
Obrázek 11 UAV Drone Z30 – TIR [11]	22
Obrázek 12 UAV Drone ZT30 [11]	23
Obrázek 13 původní rozložení komponent [1]	24
Obrázek 14 původní rozložení komponent a jejich hmotnosti [1]	25
Obrázek 15 schéma výpočtu šířky zabírané plochy	27
Obrázek 16 schéma mise skenování	28
Obrázek 17 Rozložení hmotností v letounu	43
Obrázek 18 geometrická konstrukce nalezení 25% MAC křídla a VOP	44
Obrázek 19 schéma rychlostí	51
Obrázek 20 render konstrukce křídla	57
Obrázek 21 render detail kořenového žebra	57
Obrázek 22 návrh konstrukce křídla	58
Obrázek 23 základní geometrie letounu	59
Obrázek 24 render letounu při plnění mise 1	59
Obrázek 25 render letounu při plnění mise 2	59

Seznam grafů

Figure 1 výsledky metody Raymer – 3D pohled	34
Figure 2 výsledky metody Raymer – plocha	34
Figure 3 výsledky metody Raymer – štíhlost	34
Figure 4 výsledky metody Raymer – štíhlost	35
Figure 5 výsledky metody Raymer - plocha	35
Figure 6 výsledky metody Nicolai – 3D pohled	36
Figure 7 výsledky metody Nicolai – štíhlost	36
Figure 8 výsledky metody Nicolai – štíhlost	36
Figure 9 výsledky metody Gerard – 3D pohled	37
Figure 10 výsledky metody Gerard – štíhlost	38
Figure 11 výsledky metody Gerard – plocha	38
Figure 12 výsledky metody USAF - 3D pohled	39
Figure 13 výsledky metody USAF - plocha	39
Figure 14 výsledky metody USAF - štíhlost	39
Figure 15 výsledky metody USN - 3D pohled	41

Figure 16 výsledky metody USN – štíhlost	41
Figure 17 výsledky metody USN – plocha	41
Figure 18 výsledky průměru metod	42
Figure 19 výsledky průměru metod – plocha	42
Figure 20 výsledky průměru metod – štíhlost	42
Figure 21 analytická polára	47
Figure 22 Závislost potřebného tahu na rychlosti s rozlišenými členy	49
Figure 23 závislost potřebného výkonu na rychlosti s rozlišenými členy	50
Figure 24 závislost potřebného výkonu na rychlosti s vynesenými letovými režimy	51
Figure 25 detailní pohled – závislost potřebného tahu na rychlosti – režim stoupání.....	52
Figure 26 závislost stoupací rychlosti na rychlosti	53
Figure 27 rychlostní polára	55

Seznam tabulek

Tabulka 1 předpokládané absolutní hmotnosti	13
Tabulka 2 odhadované hmotnosti a jejich metody určení	14
Tabulka 3 hmotnosti a jejich původní pozice.....	25
Tabulka 4 výpočet vzdálenosti těžiště	26
Tabulka 5 úprava pozice baterie	26
Tabulka 6 pozice těžiště (CG) k 25% MAC.....	26
Tabulka 7 ukázka funkce programu v Excel	33
Tabulka 8 hmotnosti a jejich pozice k 25% MAC	44

Použité programy

MS Word, MS Excel, Autodesk Inventor, Autodesk Fusion, Matlab

Seznam používaných zkratek

α	úhel záběru
η_{mot}	účinnost motoru
η_{prop}	účinnost vrtule
γ	úhel stoupavého letu
$\bar{\gamma}$	úhel klesavého letu
$\Lambda_{\frac{c}{4}}$	šípovitost křídla
Λ_{LE}	úhel náběžné hrany křídla
ρ	hustota vzduchu u hladiny moře standardní atmosféry
a	hrana čtverce snímané plochy
A	šťíhlost
A_e	efektivní šťíhlost
b	rozpětí
b_f	šířka trupu
b_z	šířka záběru
\bar{c}	MAC, (střední aerodynamická tětíva)
C_{cell}	kapacita článku [Ah]
C_D	součinitel odporu
$C_{D_{\text{opt}}}$	optimální součinitel odporu
C_{D0}	součinitel odporu při nulovém vztlaku
C_L	součinitel vztlaku
c_l	součinitel vztlaku letounu
$C_{L\alpha}$	sklon vztlakové čáry letounu
$C_{L\alpha_{\text{wf}}}$	sklon vztlakové čáry letounu bez VOP
$C_{L\alpha_{\text{h}}}$	sklon vztlakové čáry VOP
$C_{L_{\text{max}}}$	maximální součinitel vztlaku letounu
$C_{L_{\text{wmax}}}$	maximální součinitel vztlaku křídla
$C_{L_{\text{opt}}}$	optimální součinitel vztlaku
$C_{L_{\text{w}\alpha}}$	sklon vztlakové čáry křídla
D	Odporová síla
$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}$	derivate úhlu zešikmění proudu VOP dle úhlu náběhu
D_{fus}	průměr trupu
e	Oswaldův faktor
E_{batt}	energie uložená v baterii
E_{cell}	energie uložená v samostatném článku baterie
e_{cell}	energetická hustota článku
F	tah
g	gravitační zrychlení
h	výška nad terénem
h_f	výška trupu
K_w	koeficient měnitelné geometrie křídla
l_{fn}	délka trupu před náběžnou hranou MAC křídla

L_{fus}	délka trupu
l_h	vzdálenost mezi 25 % MAC křídla a VOP
m_{batt}	hmotnost baterie
m_{cell}	hmotnost článku
m_{fus}	hmotnost trupu
m_{FV}	hmotnost paliva v křídle
m_{stab}	hmotnost OP
m_{total}	celková hmotnost
m_{wing}	hmotnost křídla
$n_{pruleť}$	počet průletů
n_{ult}	maximální násobek zatížení
P	výkon
P_{batt}	výkon odebíraný z baterie
P_p	potřebný výkon
P_{prop}	výkon propulzoru (vrtule)
q	dynamický tlak v cestovní výšce
$\frac{q_h}{q}$	poměrná tlaková ztráta VOP
S	snímaná plocha
s	délka
S_h	plocha VOP
S_{net}	plocha křídla bez průmětu trupu
S_w	plocha křídla
$\frac{t}{c}$	poměrná tloušťka profilu
t_{total}	celkový čas
u	horizontální složka rychlosti letu
V_{dive}	maximální rychlost při klesání
V_H	maximální rychlost u hladiny moře
V_{opt}	optimální rychlost
V_S	pádová rychlost
w	vertikální složka rychlosti letu
x_{ac}	pozice aerodynamického středu měřená od náběžné hrany MAC
x_n	pozice aerodynamického středu letounu měřená od náběžné hrany MAC

1. Úvod

Tato bakalářská práce je pokračováním a navázáním na práci pana Bc. Kmeta. Jeho práce se zabývala koncepčním návrhem modulárního UAV použitelného v civilním i vojenském oboru. Jeho koncepční návrh se nicméně vydal cestou spíše vojenského využití. V této práci se naopak podíváme hlavně na civilní využití letounu. Práce se bude věnovat hlavně následujícím tématům v oblasti samotné konstrukce bezpilotního prostředku:

Prvním tématem bude revize původního návrhu a ověření správnosti výpočtů týkajících se pozice těžiště, navážeme rešeršním tématem užitečného zatížení v podobě kamer a dalších optických systémů. Poté se práce bude věnovat optimalizaci komponent, zejména křídla pro úspěšné splnění dané mise zemědělského charakteru. Na základě výstupních parametrů optimalizace pak znovu proběhne kontrola statické podélné stability a úprava rozmístění komponent v trupu letounu. Proběhne také kontrola podélné statické stability letounu a případně další úprava konceptu. Práce se dále bude věnovat předpokládaným výkonům navrhovaného bezpilotního prostředku. Nakonec bude vytvořen nový 3d návrh letounu, s detailnější konstrukcí křídla.

2. Shrnutí a zhodnocení předešlé práce

Zadáním dokumentu, na který tato práce navazuje byl koncepční návrh UAV. V anotaci se můžeme dočíst, že návrh zmíněného bezpilotního prostředku byl zamýšlen jak pro vojenské, tak i civilní použití. Z dalšího postupu je ale zřejmé, že koncept, jako celek spadá spíše do vojenského sektoru. Tento fakt vyjde najevo, při porovnání návrhu s prostředky zmíněnými v rešeršní části práce.

2.1 Hmotnost

Letoun má předpokládané poměrně vysoké plošné zatížení ($765,18 \text{ N/mm}^2$). Konkurence z civilního sektoru bývají často mnohem lehčí. Drony pro civilní použití zpravidla nedosahují tak vysokých rychlostí a výkonů jako ty vojenské, k dosažení požadovaných výkonů nepotřebují tak silné a nevyhnutelně těžší motory a baterie. Nosná konstrukce není tolik namáhaná, to vede na její nižší hmotnost.

Vojenský dron se ve většině případů ovládá nebo je vypuštěn z místa, které je mimo dosah například nepřátelské palby. Je tedy žádoucí, aby měl prostředek poměrně velký dolet. To ale opět nevyhnutelně vede na zvýšení hmotnosti. Primárně z důvodu nutnosti instalace většího a těžšího zdroje energie (baterie).

Původní odhady hmotnosti se od hotového prostředku mohou značně lišit, při návrhu bylo totiž hlavně v oblasti konstrukce užito empirických vzorců. Je třeba podotknout, že pan Kmet nespolehal pouze na vzorce jediného zdroje, ale výpočty často ověřil více metodami, z nichž se od sebe některé značně lišily.

Přehled jednotlivých hmotností je uveden v tabulkách. Tabulky jsou rozděleny na tabulku s hmotnostmi které ovlivnit nemůžeme, mají poměrně přesně danou hmotnost a změna v jejich hmotnosti by znamenala nahrazení součásti některou její alternativou. Druhá tabulka se věnuje součástem (drak), které nemají pevně určenou hmotnost a dosavadně byla jen odhadována.

Tabulka 1 předpokládané absolutní hmotnosti

součást	předpokládaná hmotnost [kg]
pohonný systém	5
přistávací zařízení	2,64
řídící systém	0,64
avionika	0,8
náklad (kamery)	3,5
celkem	12,58

Tabulka 2 odhadované hmotnosti a jejich metody určení

součást	metoda určení	předpokládaná hmotnost [kg]
křídla	Raymer	1,013
	Nicolai	0,962
	Gerard	1,24
	USAF	0,97
	USN	6,66
trup	Raymer	12,95
	Nicolai	5,6
	USAF	0,776
	Torenbeek	24,6
ocasní plochy	neuvedeno	0,14

Hmotnost křídla byla určena jako průměr odhadu dle metod USAF a USN a následně byla přenásobena 70 % za účelem korekce hmotnosti při použití kompozitních materiálů. Odhad hmotnosti je 2,67 kg. Hmotnost trupu byla určena jako 70 % z vypočtené hodnoty metodou Nicolai – 3,92 kg.

Výsledné hodnoty se jeví jako příliš pesimistické. Hmotnost křídla i trupu mohla pohybovat v obou případech o kilogram níže. Celková odhadovaná hmotnost nyní činí 19,31 kg Máme-li se vejít do předem stanovené požadované vzletové hmotnosti – 20 kg zbývá jen 0,69 kg rezerva.

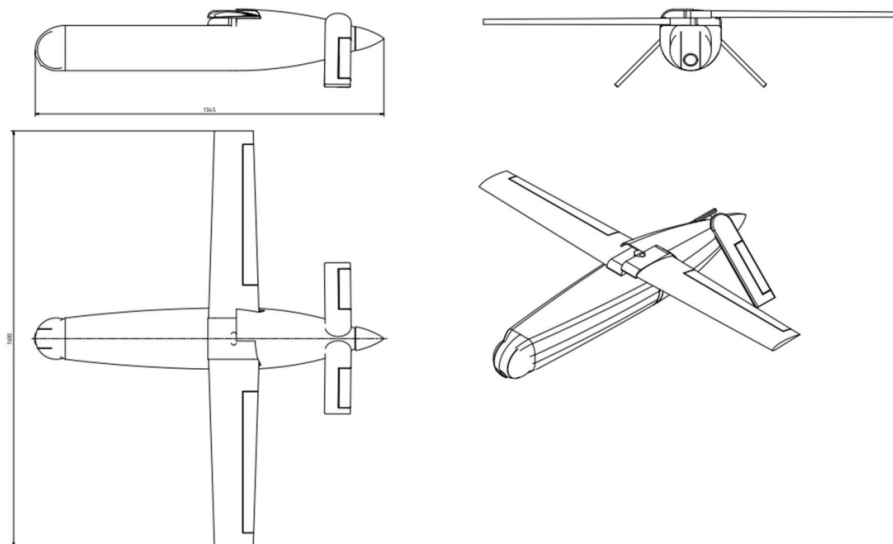
2.2 Tvar

Finálním konceptem předešlé práce je letoun s výklopnými křídly a ocasními plochami ve stylu obráceného motýlka. Tato konfigurace byla zvolena kvůli metodě vypuštění. Je zamýšleno, že dron bude vystřelován (pravděpodobně stlačeným vzduchem) z odpalovací roury.

Ocasní plochy určitě by mohly být řešeny i v konvenční konfiguraci – směrové a výškové kormidlo. Letounu by to mohlo přidat na ovladatelnosti a stabilitě. Znamenalo by to ale servomotor navíc a tím pádem by mělo za následek i nepatrné navýšení vzletové hmotnosti. V místě, kam by se ocasní plochy skládaly je umístěno přistávací zařízení – jde o systém celkem dvou padáků které mají zajistit bezpečné přistání letounu i v členitých oblastech. Vzdálenost center vzlaku křídla a ocasních ploch je volená jako trojnásobek aerodynamické těživy. Křídlo je ale poměrně štíhlé a vzdálenost se tak zdá příliš malá. Bude nutné provést kontrolu stability výpočtem.

Návrh by mohl pracovat s možností montáže křídel těsně před vypuštěním. Křídlo by se bezprostředně před vypuštěním pro obsluhu jednoduchým způsobem připevnilo k trupu a v nesloženém stavu by taková konfigurace šetřila místo a v případě, že by se jednalo o křídlo pevné i hmotnost.

Letoun má vyměnitelný nos s myšlenkou možnosti plnění více účelů s jednou základní platformou. Počítá se s posuvnou baterií, jako členem, jímž lze letadlo podélně vyvážit. Tvar a délka nosu nebude závislá pouze na použitém vybavení ale i na jeho hmotnosti. Nos se v poměru ku zbytku trupu jeví nestandardně dlouhý. Taková konfigurace může způsobit aerodynamickou nestabilitu, popřípadě může posunout těžiště tak daleko, že již nebude možné páku vyrovnat posunutím akumulátoru.



Obrázek 1 konceptní návrh předchozí práce [1]

2.3 Výkony

Maximální vodorovná rychlost letounu při plném výkonu ($P=1100\text{ W}$) je $192,6\text{ km/h}$, při cestovním výkonu (825 W) je teoreticky spočtená rychlost 162 km/h . Obě se pohybují poměrně vysoko nad požadovanou cestovní rychlostí. Znamená to pro nás poměrně výrazný nárůst dosahu oproti prvním odhadům. Tuto skutečnost ale bude nutné ověřit zpřesněnými výpočty.

3. Užitečné zatížení

Jednou z klíčových rolí při designu letadla je hmotnost a její rozložení. K předběžnému určení těchto hodnot se v praxi běžně užívá empirických vztahů, které vznikly na základě historických dat a zkušeností. I přesto, že je odvětví bezpilotních letounů poměrně mladé, je možné užít vztahů pro klasická pilotovaná letadla jen s malými, nicméně důležitými úpravami. V praxi již mnohokrát došlo k situaci, kdy byla původní předpokládaná hmotnost značně překročena.

Pokud navrhujeme daný letoun je nutné abychom nevynechali žádnou ze součástí, jelikož každá má vliv na hmotnost, těžiště a setrvačné vlastnosti. Od těchto základních vlastností se pak odvíjí celá řada výsledných parametrů.

V rámci této práce se bude k užitečnému zatížení přistupovat jako bezpilotnímu prostředku pro vizuální sběr dat. Věnovat se tedy bude hlavně kamerovým systémům. Původní koncept již pracoval s konkrétními kamerami, nevěnoval se tomuto tématu ale nějak podrobně. V oboru kamerových systémů se navíc rychle inovuje. Snižuje se hmotnost komponent, zvyšuje se jejich přesnost, rozlišení, rozšiřují se jejich schopnosti a s časem se i snižuje pořizovací cena.

3.1 Původní kamerové vybavení

3.1.1 SPECIM AFX17

Jde o hyperspektrální kameru. Spektroskopie zkoumá, jakým způsobem interferuje světlo se zkoumaným objektem, dokáže tak od sebe odlišit nehomogenní složky objektu, a dále určit z čeho se pravděpodobně skládají. Hyperspektrální kamery obsahují senzory, které nezachytí světlo pouze jako složení viditelného spektra RGB, každý pixel má k sobě přiřazené spektrum s jeho intenzitou.

Kamery mají svůj rozsah vlnových délek, v případě AFX17 je to 900 až 1700 nm. Kamera pořídí v jeden (relativně krátký) moment desítky nebo stovky snímků. Z takového množství snímků, z nichž každý dodá nějakou informaci lze pak poskládat obrazy které nám řeknou rychle mnohem více než obyčejné lidské oko a jsou tak svými schopnostmi ideální pro zemědělství.



Obrázek 2 Specim AFX-17 [2]

Otázkou je, jak kvalitní data bychom z našeho prostředku mohli obdržet. Maximální snímkovací frekvence je 150fps, doporučená pak 100fps, přičemž je dodáno, že uvedené frekvence jsou pro použití celého snímače (320x640px). Mělo by tedy být možné, aby kamera snímkovala s dvojnásobnou frekvencí za cenu polovičního rozlišení.

Vojenské použití kamery je ale poměrně nejisté. Dron by se musel pohybovat znepokojivě nízko nad nepřátelskými pozicemi, výrobce udává pracovní výšku nad terénem 50 až 150 m, vysoká cestovní rychlost by sice znamenala obtížnější dopadení dronu, měla by však za následek i horší výsledky snímání. V původním návrhu je tato kamera pevně umístěná objektivem k zemi. Výrobce udává, že kamera může být instalována na multikoptéry i letouny s nebo bez stabilizace (gimbalu), která by značnou mírou přispěla ke kvalitě pořízených snímků, takové řešení ale podstatně zvýší hmotnost.

Výrobce nabízí i o něco lehčí variantu (2,1 kg vs 2,4 kg) s podobnými parametry ale jiným rozsahem vlnové délky snímaného světla (400 až 1000 nm). [2]

3.1.2 Teledyne Flir STORMCASTER – E

Je integrovaný systém kamery s optickým přiblížením a tříosého gimbalu. Systém je poměrně lehký, hmotnost činí 1,1kg. Výrobce uváděné aplikace jsou policejního i vojenského charakteru. Zvětšení obrazu je až 120násobné, z toho 30násobný zoom je optický a další 4násobné zvětšení pak digitální. Kamera disponuje senzorem s FullHD rozlišením (1080P), při 60fps. Systém zvládá takzvaný geopointing a z něj vycházející další užitečné nástroje jako je určování rychlosti objektu nebo jeho směru pohybu. Dokáže sledovat uživatelem definované a pohybující se objekty a pravděpodobně i další funkce o kterých se z veřejně dostupného specsheetu ani nedovíme.



Obrázek 3 STORMCASTER – E [3]

Geopointing je schopnost, jejíž taktický význam je nedocenitelný je možné určovat souřadnice (GPS) vybraného objektu v obraze kamery na základě znalosti vlastní polohy, vzdálenosti od objektu a směru. Z katalogového listu ale není jasné, jakým způsobem systém vzdálenost měří. Na ilustračních obrázcích není vidět žádný prostředek uzpůsobený k takovému měření. [4]

S využitím takového systému ale může být problém. Výrobce píše o jednoduché montáži na jím vyráběné platformy, nikde se ale nepíše o užití mimo tyto prostředky ani o možných komunikačních kanálech pro ovládání jako je například protokol SBUS. Informace o systému jsou velmi omezené a o další je nutné podávat žádosti. Prodej je na poptávku a o tom, zdali se vůbec uskuteční nebo ne rozhoduje jeden z orgánů vlády Spojených států. Teledyne má v nabídce více modelů, každý z nich ale podléhá zmíněným omezením, u některých nejsou dostupné ani základní informace.

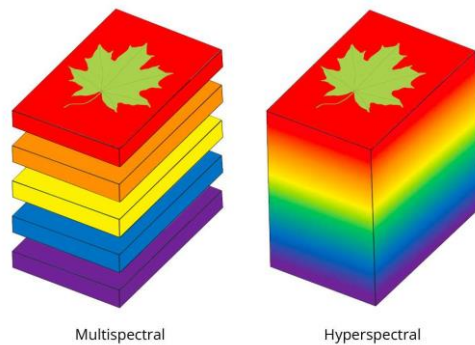
V předešlé práci byl systém navrhovaný pro použití obou kamer zároveň. Účely obou systémů se ale značně rozcházejí. Nést je při jednom typu mise tak může znamenat zbytečnou hmotnostní penalizaci. Použití osamělé kamery nebo systému se projeví navýšením doletu, popřípadě snížením hmotnosti baterie. Při snímkování povrchu by k orientaci určitě stačila levnější a lehčí varianta, ať už se stabilizací nebo bez.

4. Rešerše alternativního kamerového vybavení

4.1 Další hyperspektrální kamery – Alternativy k AFX17 a AFX10

Systémů v nabídce je nepřeborné množství. Omezíme se na systémy, které jsou stejně těžké nebo lehčí, se stejnými nebo menšími rozměry a s podobnými schopnostmi. Poslední a velmi důležité kritérium je cena. Bohužel ale většina výrobců tento údaj neuvádí a o nabídky se musí dopředu žádat. Hyperspektrální kamery lze nahradit do jisté míry lehčími, menšími a levnějšími multispektrálními kamerami.

Multispektrální kamery na rozdíl od těch hyperspektrálních dokáží detekovat pouze diskrétní vlnové délky, a to zpravidla od 400 do 1000 nm.

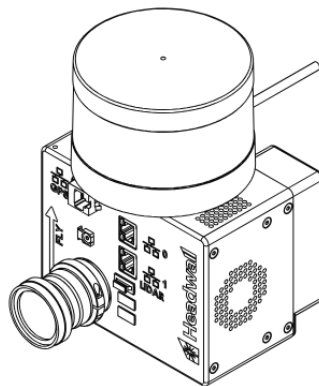


Obrázek 4: Rozdíl mezi multispektrálním a hyperspektrálním snímkováním [5]

To znamená, že můžeme přijít o značnou část užitečných dat. Jednotlivé frekvence snímačů jsou ale voleny tak, aby tomu alespoň částečně zabránily. O tom, zdali je zvolená technologie dostatečná rozhodují hlavně požadavky uživatele [5].

4.1.1 Headwell Nano HP

Tato kamera je kompaktnější (132x102x73 mm, s LiDarem 132x175x99 mm vs 202x152x131 mm) a lehčí než výchozí varianty. Dokáže zaznamenat světlo vlnových délek stejných jako AFX10 (400 až 1000 nm), při hmotnosti pouhých 1,05kg bez LiDaru a 1,73kg s LiDarem, který by mohl být velikým přínosem a bylo by tak možné rychle a přesně vytvářet 3d mapy prostředí. HP taky disponuje vyšší snímkovací frekvencí – 250fps. Má ale užší teplotní operační okno (0 až 40 °C).



Obrázek 5 Headwell Nano HP [6]

4.1.2 Fly Dragon FD400 4 – Band Multispectral camera

FD400 není hyperspektrální kamerou, místo toho obsahuje 4 individuální spektrální senzory a jeden RGB senzor. To sebou nese výhody ale i nevýhody. Kamera nedokáže snímat celé spektrum způsobem jako AFX17 nebo AFX10, nemusí ale mezi jednotlivými vlnovými délkami přepínat a je schopná tak zaznamenat všechna 4 spektra v jeden okamžik, snímky se tak budou dokonale prolínat. Snímané vlnové délky jsou 555nm, 660nm, 720nm, 840nm a RGB. Maximální frekvence snímání je pouze 1 Hz. Teplotní pracovní okno je ale poměrně široké (-10 až 50 °C). Podle slov výrobce by systém pro zemědělské účely měl bohatě stačit. Největší výhodou tohoto systému je jeho velikost (55x65x50 mm) a hmotnost pouhých 175 g. [7]



Obrázek 6: Fly Dragon FD400 [7]

Tento systém je zatím jediný, pro který se podařilo najít cenovku na internetovém tržišti Aliexpress. Nabídka činí 18 500 USD. Je tedy jasné, že taková kamera by tvořila značnou část pořizovací ceny bezpilotního prostředku. [8]

4.1.3 Fly Dragon FD600

Je větší bratr systému FD400 a ve výbavě má navíc ještě 5. spektrální senzor citlivý pro vlnovou délku 450nm. Je taky o něco větší (80x80x78 mm) a těžší (415 g). V porovnání s AFX17 a AFX10 jde však o stále výrazně lehčí a kompaktnější systém. [7]



Obrázek 7: Fly Dragon [7]

Výrobce nabízí kameru v provedení s integrovaným gimbalem, ten je ale vybaven rozhraním určeným pro řadu dronů DJI M300 a M300RTK. Systémy DJI mají svůj vlastní protokol, použití varianty s integrovanou mechanickou stabilizací je tedy prakticky nemožné. Je jasné, že pro všechny multi i hyperspektrální kamery by ale mechanická stabilizace znamenala výrazné zlepšení spolehlivosti a kvality bez významného zvýšení ceny.

4.1.4 Micasense RedEdge-M

Je dalším systémem ze souboru multispektrálních kamer, s nejnižší nalezenou cenovkou 5 928 USD. [9] Jednotka má k dispozici pětici senzorů od 475 nm do 840 nm. Hmotnost systému je pouhých 170 g. Vnější rozměry jsou 94x63x46 mm, jde tedy o velmi kompaktní design. Z boční strany je možné připojit USB Wifi modul, jednotka se tak dá jednoduše nastavit zařízením s operačním systémem Android. Na stránkách výrobce je také veřejně dostupný manuál. Tato možnost se zdá jako vítězná v kategorii poměru cena/výkon. [10]



Obrázek 8: Micasense RedEdge-M [10]

Společnost Micasense má v nabídce celou řadu produktů s podobnými vlastnostmi.

4.2 Alternativy k Teledyne Flir STORMCASTER – E

Tak jako u hyper a multispektrálních kamer i v případě systému se schopností několikanásobného přiblížení, trackingu (sledování) a dalších funkcí podporovaných systémem STORMCASTER existuje velké množství alternativ. Stejný problém ale nastává v cenovém porovnání, kdy většina výrobců údaj o ceně veřejně neuvádí.

Jedny z nejlepších dostupných systémů prodává čínská společnost DJI. Jejich kompletní produkty ale nepodporují užití mimo jimi vyráběné Industrial platformy (řada DJI Matrice), použití jejich systémů je tak předem prakticky vyloučeno.

Standardem v oblasti je tříosá mechanická stabilizace gimbaly, dodatečně pak další softwarová (často pětiosá) stabilizace obrazu. Některé nabízené systémy dovolují pohyb (stabilizaci) pouze ve dvou osách – zatáčení a klopení. Tato stabilizaci by ale pro účely sledování nestačila.

Některé z níže zmíněných alternativ nabízí navíc ještě další užitečné optické senzory.

4.2.1 UAV Drone Z40KT

Tato kamera nabízí podobné výkony jako systém STORMCASTER. Ovládání natočení podporuje protokoly PWM (analog), TTL (protokol DJI) a SBUS – open source protokol, který je v komunitě stavitelů dronů všech kategorií velmi oblíbený. Pro komunikaci s kamerou jsou podporovány protokoly PELCO-D, Hitachi protocol a VISCA. Okamžitý obrazový výstup je pak řešený mini HDMI portem s rozlišením 1080P a frekvencí 60 Hz.



Obrázek 9: UAV Drone Z40KT [11]

Tracking objektů by neměl být problémem, minimální velikost objektu v obraze je pouhých 32x32 pixelů a s optickým 40násobným přiblížením v kombinaci s 4K senzorem zaručí funkci i na dlouhé vzdálenosti. Světelnost senzoru je pouhých F1.6, taková hodnota může znamenat poměrně dobré výkony i při zhoršených světelných podmínkách. Systém pravděpodobně nedokáže přímo měřit vzdálenosti objektů a odhadovat jejich rychlosti. Určitě by ale bylo možné vytvořit software, který by tyto veličiny dokázal dopočítávat v reálném čase z geometrie (2 snímky pořízené z odlišných míst a následné dopočtení goniometrickými funkcemi). Operační teplotní okno je od -20 do 60°C. Systém je menší než STORMCASTER E (153x96x140mm), hmotnost ale není jasně daná, výrobce uvádí netto 647 g ale gross 2660 g. Nedává smysl, aby stabilizační mechanismus vážil necelé 2 kg v porovnání se samotnou kamerou. I v případě, že hmotnost celé sestavy by byla zmíněných 2,6 kg, bez dalšího nákladu v podobě kamery pro zemědělské účely by tato skutečnost nemusela znamenat vyřazení systému z výběru. Cena na online tržišti Aliexpress činí 10 285 USD. [11]

4.2.2 UAV Drone U30N

Je integrovaný systém dvou kamer s 30násobným optickým zvětšením a kamery s nočním viděním v provedení IR. Noční vidění na principu IR funguje tak, že osvítlí snímanou oblast pro lidské oko neviditelným infračerveným zářením. Zařízení tak může být lehce odhaleno optickým senzorem citlivým na vlnové délky infračerveného světla. Výrobce uvádí dosah až 500 m, což by pro platformu, která se prostorem bude pohybovat poměrně rychle mohlo stačit. Problém této jednotky je v její hmotnosti (3 kg) a zástavbových rozměrech (230x230x270 mm). Obraz je v reálném čase přenášen rozhraním HDMI. Cenu výrobce neuvádí. [11]



Obrázek 10 UAV Drone U30N [11]

4.2.3 UAV Drone Z30 – TIR

Tato jednotka kombinuje dvě kamery, první s 30násobným optickým zoomem, druhou s termovizí. Navíc nabízí i sledování objektů. Tak jako ostatní výrobky firmy UAV Drone, i tento disponuje vysokou mírou kompatibility. Sledovat objekty dokáže jak kamera, která snímá viditelné spektrum, tak i termální. Optika termální kamery ale neumožňuje přiblížení. Možnost trackingu za použití tohoto senzoru je tedy značně omezená. Hmotnost i velikost je oproti předchozímu systému příznivá (1,22 kg, 163x164x147 mm). Přenos obrazu v reálném čase je řešený skrze micro HDMI rozhraní (1080P, 60fps). [11]



Obrázek 11 UAV Drone Z30 – TIR [11]

4.2.4 UAV Drone ZT30

Tento systém kombinuje vlastnosti většiny předem zmíněných. Skládá se ze tří kamer (30násobný zoom (doplněný o digitální – maximálně tedy 180násobné zvětšení), širokoúhlá kamera a termovize). Navíc má ale ještě laserový dálkoměr (rangefinder) se schopností přesného určení vzdálenosti od 5 do 1200 m. Živý obraz je řešen opět rozhraním HDMI se snímkovací frekvencí 30fps. Nahrávání je možné až ve 4K rozlišení. Širokoúhlá kamera (FOV je 88°) může navíc pomoci s obecnou orientací v prostoru a trackingu blízkých, nebo rychle se pohybujících objektů. Termovize, je tak jako u předešlých modelů bez možnosti optického přiblížení.

Pokud by bylo usilováno o co nejvšestranější využití při použití jediného nosu, byla by právě tato kamera zajímavou možností. Hmotnost činí přívětivých 0,87kg se zástavbovými rozměry 182x140x135mm. [11]



Obrázek 12 UAV Drone ZT30 [11]

4.3 Vyhodnocení rešerše

Na trhu je nepřehledné množství kamerového vybavení. To, jaké použijeme, silně závisí na našich požadavcích. Výše zmíněné kamery jsou spíše alternativami k předem zvolenému systému. V některých ohledech původní vybavení převyšují, v jiných jsou jejich výkony podobné nebo horší. Značnou roli při výběru bude hrát také jejich cena, ta se podařila najít jen u některých. Na stránkách UAV Drone je nyní nově možnost žádosti o cenové nabídky zdarma.

Pokrok v tomto odvětví je nicméně rychlý, je tedy možné, že i v krátké době se na trhu objeví výkonnější, kompaktnější a lehčí jednotky. Než se projekt dostane do vzduchu bude nutné osazení znovu přehodnotit. Při vývoji těchto integrovaných systémů se klade velký důraz právě na kompaktnost, výrobci pak musí přistoupit ke kompromisům. Jeden z častých je pak třeba vynechání možnosti optického přiblížení u thermal imaging senzorů. To dokazuje, jak důležité je předem stanovit úkol vyměnitelného modulu (nosu) bezpilotního prostředku.

Pokud by tedy naším požadavkem bylo například sledování objektů za relativně dobrých světelných podmínek, dával by jak finančně (pravděpodobně), tak i funkcí největší smysl právě systém Z40KT. Všechny zmíněné konkurenty v kategorii optického zvětšení převyšuje. Analogicky bychom mohli hledat i jednotky pro nejlepší možný thermal imaging a další.

Jako nejvšestrannější, z vybraných možností se jeví ZT30. Byl by dobrou volbou pro uživatele, kteří si buď nejsou jistí použitím nebo jednoduše chtějí všestrannou platformu, která bude schopná na poměrně vysoké úrovni plnit nejrůznější typy sledovacích nebo vyhledávacích misí bez nutnosti přepravy množství různých nosných částí s různými užitečnými zatíženími.

Každý z výše zmíněných systémů (se stabilizací) by na letounu nemohl být jen tak zavěšen. Kvůli požadavkům na cestovní rychlost a dalších kritérií by systémy prakticky určitě musely být umístěny za dobře průzračnou aerodynamicky tvarovanou kupolí. Je ale nutné brát ohled na funkci vybraných senzorů jako jsou například rangefindery a termovize, kterým by další rozhraní mohlo dělat potíže.

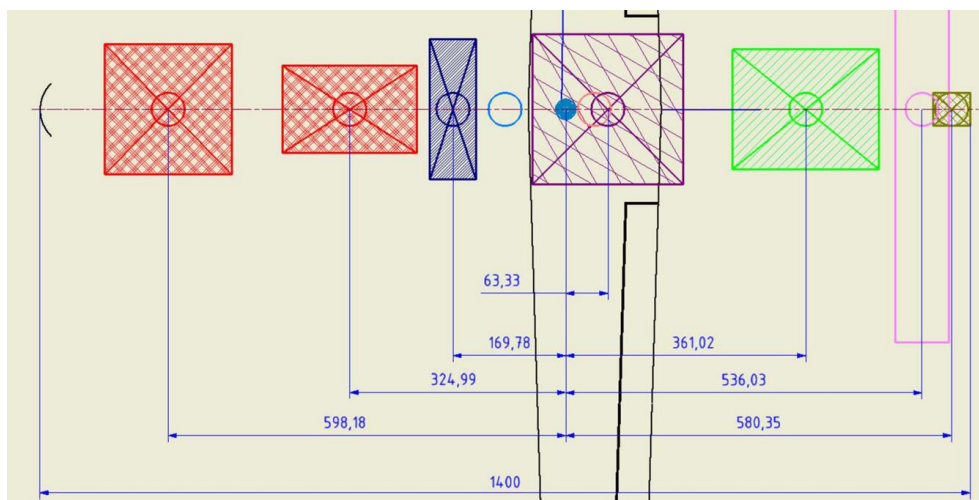
5. Úpravy koncepčního návrhu

5.1 Kontrola pozice těžiště

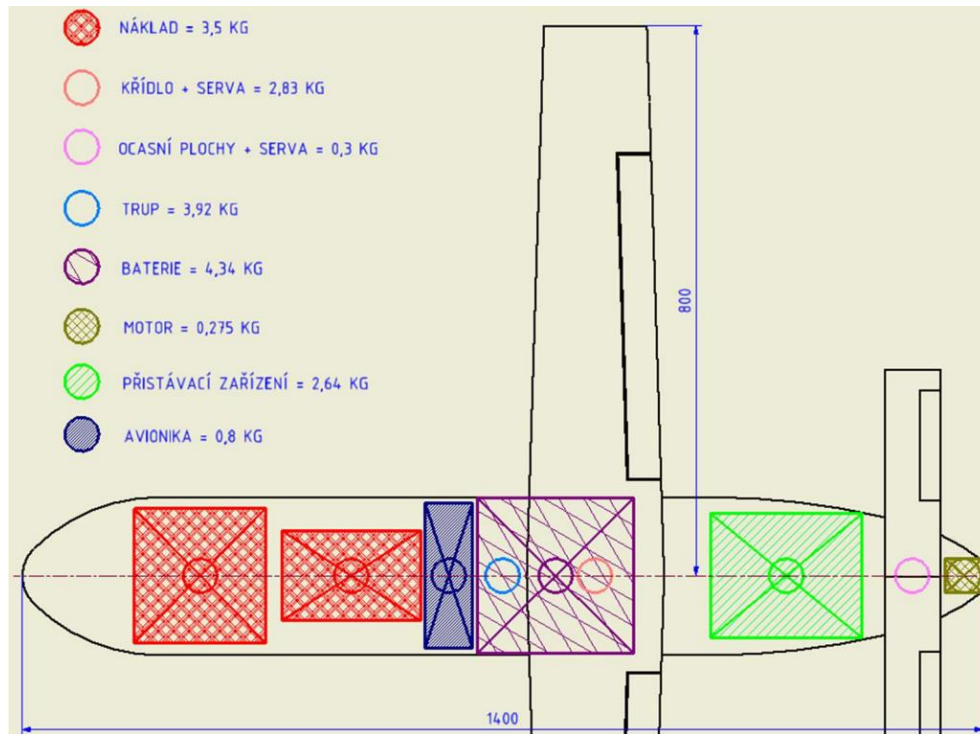
Rozmístění komponent v práci pana Kmeta se zdá od pohledu z hlediska rozložení hmotností chybné, a je tedy nutné přepočítat statickou podélnou stabilitu, tedy pozici těžiště vůči centru vztlaku. Procentuální rozdíl těchto dvou míst pak napoví, zdali bude letoun stabilní nebo nestabilní. Původní odhad centra vztlaku se nachází v jedné třetině tedy spíše 30 % hloubky profilu. V dalším postupu bude toto místo určeno přesnějšími metodami a výpočty.

Je nutné podotknout, že ne všechny komponenty měly ve výkresu v práci pana Kmeta okótované pozice komponent a bylo je nutné z poměru délek přibližně jejich umístění dopočítat. Vzdálenost jednotlivých komponent byla měřena relativně k 25 % hloubky střední aerodynamické tětiny (MAC). Pozice vzdálené od 25 % MAC ve směru letu budou uvažovány jako kladné, pozice za jako záporné. Stejný souřadnicový systém bude použit i v dalších výpočtech týkajících se těžiště letounu.

Obvykle se nedopustíme velké chyby, pokud se budeme snažit dostat těžiště právě k 25 % MAC.



Obrázek 13 původní rozložení komponent [1]



Obrázek 14 původní rozložení komponent a jejich hmotnosti [1]

Pozice těžiště se jednoduše spočte jako: [12]

$$x_t = \frac{x_1 \cdot m_1 + x_2 \cdot m_2 + \dots + x_n \cdot m_n}{m_1 + m_2 + \dots + m_n} \quad (1)$$

V tabulce jsou rozeepsané jednotlivé hmotnosti a pozice relativně k těžišti. Hmotnost každé komponenty je pak přenásobená jeho vzdáleností od centra vztlaku, tím získáme moment působící od každé ze součástí.

Tabulka 3 hmotnosti a jejich původní pozice

komponenta	hmotnost [kg]	vzdálenost [mm]	určeno	moment k těžišti [kg*mm]
kamera hyper	2,4	325	přesně	780
kamera storm	1,1	598	přesně	657,8
křídlo se servy	2,83	-20	dopočteno	-56,6
ocasní plochy se servy	0,3	-536	přesně	-160,8
trup	3,92	90	dopočteno	352,8
baterie	4,34	-63	přesně	-273,42
motor	0,275	-580	přesně	-159,5
přistávací zařízení	2,64	-361	přesně	-953,04
avionika	0,8	170	přesně	136

Po sečtení všech dílčích momentů dostaneme výsledný působící moment. V ideálním případě by moment k 25% MAC byl nulový. Celkovou hmotnost získáme prostým sečtením všech dílčích hmotností. Po vydělení momentu celkovou hmotností pak dostaneme polohu těžiště.

Tabulka 4 výpočet vzdálenosti těžiště

celková hmotnost	18,605	kg
výsledný moment k 25% MAC	323,24	kg*mm
pozice CG k 25% MAC	17,37382424	mm
25% MAC (172 mm)	43	mm
pozice CG relativně z MAC	14,9%	

Jak se ukázalo, při stávající konfiguraci by byl letoun „těžký na čumák“, chybí přibližně 10 %. Těžiště je tedy nutné dostat blíže 25 % MAC. Nejjednodušším řešením je posunutí těžké komponenty – baterie. S baterií jako s vyvažovacím prvkem se počítalo již v předešlé bakalářské práci.

Tabulka 5 úprava pozice baterie

komponenta	hmotnost [kg]	vzdálenost [mm]	určeno	moment k těžišti [kg*mm]
baterie	4,34	-135	přesně	-585,9

Po přemístění baterie na pozici – 135 mm od těžiště pak vznikne moment, který zapříčiní jen malou vzdálenost těžiště od 25% MAC.

Tabulka 6 pozice těžiště (CG) k 25% MAC

celková hmotnost	18,605	kg
výsledný moment k 25% MAC	10,76	kg*mm
pozice CG k 25% MAC	0,578339156	mm
25% MAC (172 mm)	43	mm
pozice CG relativně z MAC	24,7%	

Rozdíl mezi předpokládaným aerodynamickým středem by pak byl 5,3 % hloubky křídla u kořene, což je poměrně příznivá hodnota.

5.2 Zemědělský účel

Další úpravy a optimalizace koncepce byly prováděny za účelem splnění mise se zemědělským zaměřením se specifickými parametry.

5.2.1 Mise a její parametry:

Letoun musí být schopný na jedno nabití pokrýt a naskenovat multispektrální kamerou čtvercovou plochu o rozloze 2000000 m², tedy 200 ha z místa startu i přistání vzdáleného 50 km. To je poměrně velká vzdálenost a v praxi by to tak být nemuselo, do nadbytečného doletu se schovávají režimy jako je stoupání, let proti větru nebo přilet na místo cestovní nebo jinou rychlostí. Prozatím budeme uvažovat hmotnost letounu s oběma kamerami zvolenými v předchozí práci na palubě.

Rychlost letounu při snímkování nesmí být příliš vysoká, nejlépe okolo 100 km/h nebo méně, aby se zaručila dostatečně vysoká kvalita zachycených snímků. V datasheetu kamery se uvádí pracovní výška mezi 50 a 150 metry nad snímaným polem. Výška letu nad povrchem bude mít vliv nejen na rozlišení ale taky na šířku zabírané plochy pod prostředkem. Výchozí výška tedy byla stanovena na 100 metrech – v půlce výškového rozmezí.

Kamera disponuje šířkou záběru (FOV) 38°. Díky tomuto úhlu pak lze jednoduše dopočítat šířku zabíraného pole pomocí goniometrické funkce:

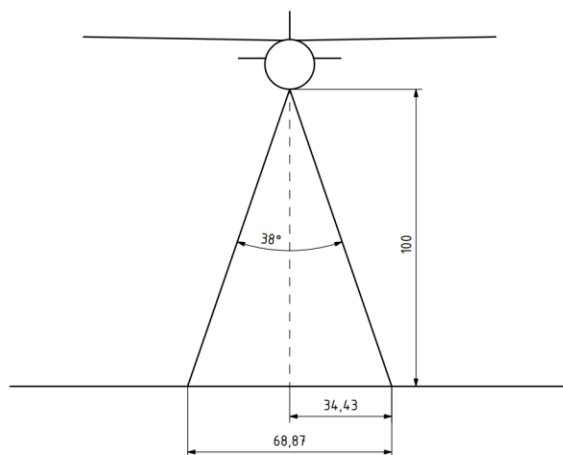
$$h = 100 \text{ m}$$

$$\alpha = 38^\circ$$

$$\frac{b_z}{2} = \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot h = \tan(19^\circ) \cdot 100 = 34,43 \text{ m}$$

$$b_z = 2 \cdot \frac{b}{2} = 34,43 \cdot 2 = 68,87 \text{ m} \quad (2)$$

Nicméně je v katalogu pro výšku 100 m uvedena hodnota šířky záběru 70 m. Rozdíl v těchto rozměrech je ale zanedbatelný vzhledem k tomu, že při dalších výpočtech bude uvažované 20% šířkové překrytí snímků. Dále tedy bude počítáno s katalogovou šířkou záběru. Pomocí výše zmíněného vzorce pak za použití stejného vybavení bude možné dle podmínek a požadované kvality jednoduše přepočítat šířku pro mise podobného charakteru.



Obrázek 15 schéma výpočtu šířky zabírané plochy

Nejvýhodnější bude pravděpodobně povrch snímat navzájem paralelními průlety. Po každém z průletů se letoun otočí a plochu bude snímat z druhé strany. Při uvažování čtvercového pole o rozloze 2000000 m² bude mít strana čtverce:

$$S = a^2 \rightarrow a = \sqrt{S} = \sqrt{2 \cdot 10^6} \cong 1414,2 \text{ m} \quad (3)$$

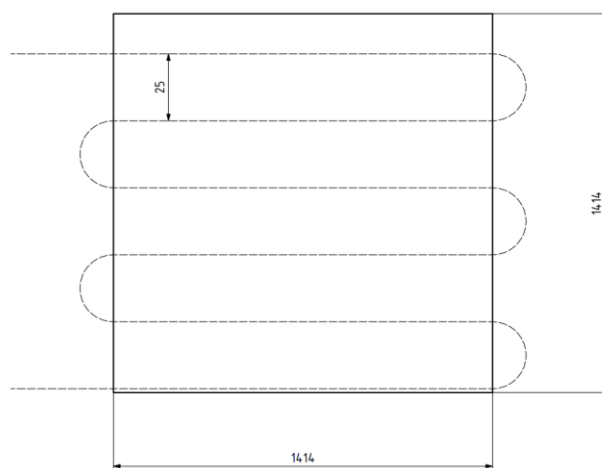
Šířka jednoho průletu po uvážení 20% překrytí bude:

$$b'_z = 0,8 \cdot b_z = 0,8 \cdot 70 = 56 \text{ m} \quad (4)$$

A pro pokrytí celé plochy tedy bude nutné provést:

$$n_{prulety} = \frac{a}{b'} = \frac{1414,2}{56} = 25,25 \rightarrow 26 \quad (5)$$

26 průletů bude znamenat, že po posledním průletu bude letoun nasměrován v ideálním případě zpět k základně, pokud se tedy přiblížil v kurzu svírajícím s dráhou skenování malý úhel bude prodloužení cesty v důsledku posunu o 1,4km zanedbatelné. Následuje výpočet délky dráhy potřebné pro skenování.



Obrázek 16 schéma mise skenování

5.2.1.1 Dráha průletů

$$S_{prulety} = n \cdot a = 26 \cdot 1414,2 = 36769,2 \text{ m} \quad (6)$$

5.2.1.2 Dráha vratných oblouků

$$S_{oblouky} = \frac{\pi \cdot b'_z}{2} = 109,95 \text{ m} \quad (7)$$

K provedení mise bude nutné se minimálně 25krát otočit.

$$S_{oblouky} = S_{oblouky} \cdot n_{oblouky} = 109,95 \cdot 25 = 2748,75 \text{ m} \quad (8)$$

5.2.1.3 Celková dráha skenování:

$$S_{snimkovani} = S_{oblouky} + S_{prulety} = 36769,2 + 2748,75 = 39517,95 \text{ m} \quad (9)$$

5.2.1.4 Celková dráha mise:

$$s_{total} = s_{snimkovani} + 2 \cdot s_{cesta} = 39517,95 + 2 \cdot 50000 = 139517,95 \text{ m} \quad (10)$$

5.3 Rozbor pevně daných hmotností

Většina komponent s neměnnou hmotností je zachována z předešlé práce. Je mezi nimi hmotnost řídicí jednotky (0,8 kg), hyperspektrální kamery Specim AFX-17 (2,4 kg), kamery STORMCASTER – E (1,1 kg) a motor (0,275 kg).

Po tom, co byly provedeny hmotnostní výpočty, vyšlo najevo, že letoun by se mohl dostat pod hranici 17 kg a bylo by tak možné do trupu namontovat výrazně lehčí variantu přistávacího zařízení (původní jednotka měla mít hmotnost 2,64 kg). Tato varianta (GBS 10/150) je vyráběna českým výrobcem Galaxy GRS a v provedení pro UAV do 17 kg váží pouhých 0,37kg, jedná se tak o poměrně výraznou hmotnostní ale i prostorovou ($\varnothing 100 \times 110$ mm) úsporu.

Do výbavy je navíc přidán regulátor otáček. Dodavatel ho doporučuje právě ve spojení s předem zvoleným motorem. Jedná se o výrobek značky Graupner/SJ. Maximální proud odebíraný z baterie je 70 A a při napětí 22,2 V (6S) by měl výkonově stačit. Navíc má v sobě zabudovanou napěťovou a proudovou sondu pro telemetrii. Hmotnost činí 0,067 kg.

5.4 Optimalizace hmotnosti křídla a baterie

Máme definované prakticky všechny potřebné parametry mise a letounu pro další výpočty. Tato část bude zaměřena na optimalizaci parametrů křídla a baterie. Cílem této části bude dosažení co nejnižší kombinované hmotnosti obou komponent.

5.4.1 Baterie

Baterie je jednou z nejtěžších součástí letounu a bude tak mít velký vliv jak na celkovou hmotnost, tak i hmotnost křídla. To bude svou hmotnost v závislosti na zvyšující se celkové hmotnosti letounu rovněž zvyšovat. Začneme aproximací hmotnosti baterie.

5.4.1.1 Aproximace hmotnosti baterie

Protože se hmotnost bude poměrně značně měnit pro každou možnou kombinaci těchto dvou komponent, bylo by časově velmi náročné vytvořit kompletní databázi možných baterií, ze které by si program pro celý výpočet bral data. Bude jednodušší hmotnost baterie aproximovat pomocí jedné existující. Finální hmotnost baterie se tedy bude pochopitelně trochu lišit od hmotnosti která vyplyne z následujících výpočtů.

Baterie, kterou pro aproximaci hmotnosti použijeme byla zmíněna jako menší ze dvou možných variant navržených v předchozí práci. Původně se jedná o čtyřčlánek (14,8 V), každý z článků s nominálním napětím 3,7 V, kapacitou 60 Ah, energetickou využitelnou kapacitou 220,8 Wh a hmotností 1,085 kg. Pro delší dolet byla uvažovaná ještě baterie složená z článků o energetické kapacitě 419,5Ah o hmotnosti 1,92kg. Baterie obecně mají tím vyšší energetickou hustotu, čím větší články stejného typu jsou tvořeny. Dále ale tedy bude počítáno s první možností, ta nám dá nižší energetickou hustotu a tím pádem pesimističtější odhad hmotnosti baterie. Je nutné podotknout, že motor zvolený v předchozí práci má maximální výkon 1100 W v kombinaci se šestičlávkovou (nominálně 22,2V) baterií. Jelikož jsou ale

aproximace a další výpočty založeny na energetické hustotě, hraje pro nás napětí baterie roli až při výběru konkrétního produktu.

- $E_{cell} = 220,8Wh$
- $m_{cell} = 1,085kg$

$$e_{cell} = \frac{E_{cell}}{m_{cell}} = \frac{220,8}{1,085} = \frac{203,5Wh}{kg} \quad (11)$$

5.4.2 Křídlo a baterie

Hmotnost křídla bude určena pomocí vzorců použitých již v předchozí práci. V praxi koncepčních návrhů bezpilotních prostředků obecně platí, že nejpřesnějším odhadem bývá průměr více použitých metod. Konkrétně se v našem případě budeme opírat o metody Raymer, Nicolai, Gerard, USAF a USN – tedy stejné, jaké byly použity v předchozí práci.

Jak již bylo výše zmíněno, hmotnost křídla je úzce závislá na hmotnosti letounu jako celku. To vyplývá ze vzorců pro odhad hmotnosti křídla. Jelikož každá z metod obsahuje člen týkající se vzletové hmotnosti, není možné pro přesné výsledky používat pevné hodnoty, ať už jde o hmotnost baterie nebo samotného křídla nebo trupu. Jestliže se tedy zvýší hmotnost baterie, povyroste i hmotnost křídla a trupu.

Hmotnost trupu byla v předchozí práci počítána třemi metodami. Jak se ale ukázalo, smysluplného výsledku dosáhla pouze metoda Nicolai, ponížená na 70 % výsledné hodnoty, tak aby se zahrnulo použití kompozitních materiálů. Výpočty byly prováděny na základě odhadu celkové hmotnosti. V této práci se pokusíme o přesný odhad hmotností pomocí iterací. Protože máme jasně definované požadavky skrze parametry mise, očekáváme konvergenci výsledných hodnot.

Vstupními parametry, pro které budeme hmotnost křídla kalkulovat jsou jeho štíhlost, plocha a zpětně celková hmotnost. Štíhlost byla zkoušená od původní hodnoty 7 až do 25 s krokem 0,1, to je hodnota, které dnes dosahují ty nejvýkonnější kluzáky a pravděpodobně povede na poměrně těžké křídlo s vysokou efektivitou tedy vysokým poměrem C_L ku C_D . Plocha bude zkoušená od původní hodnoty 0,28 m² po 5 % až do 0,45 m².

Výpočty budou prováděny na optimální rychlosti, kdy by letoun měl mít maximální dolet.

5.4.2.1 Metoda Raymer

Tato metoda je určena pro výpočet hmotnosti křídla letadel s vysokou letovou hmotností a její výsledky se tak mohou značně lišit od reality v případě použití u malých bezpilotních prostředků. Ukázalo se ale, že v porovnání s ostatními metodami se od jejich průměru liší jen nepatrně.

Rovnice pro odhad hmotnosti křídla: [13]

$$m_{wing} = 0,036 \cdot S_w^{0,758} \cdot m_{FW}^{0,0035} \cdot \left(\frac{A}{\cos^2 \frac{\Lambda_c}{4}} \right)^{0,6} \cdot q^{0,006} \cdot \lambda^{0,04} \cdot \left(\frac{100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)}{\cos \frac{\Lambda_c}{4}} \right)^{-0,3} \cdot (n_{ult} \cdot m_{total})^{0,49} \quad (12)$$

- m_{wing} – předpokládaná hmotnost křídla v $[lb_f]$
- S_w – plocha křídla S v $[ft^2]$ převedená z m^2 od hodnoty $0,28m^2$ po pěti procentech do $0,45m^2$.
- m_{FW} – hmotnost paliva v křídle, v případě, kdy $m_{FW} = 0$ bude $W_{FW}^{0,035} = 1$
- A – štiřlost křídla od hodnoty 7 do 25 s krokem 0,1
- $\frac{\Lambda_c}{4}$ – šípovitost křídla 0°
- q – dynamický tlak v cestovní výšce a rychlosti $q = 505,06 \frac{N}{m^2} = 10,5 \frac{lb_f}{ft^2}$
- λ – zúžení křídla 0,78
- $\frac{t}{c}$ – poměrná tloušťka profilu je 0,12
- n_{ult} – maximální početní násobek 9
- m_{total} – návrhová hmotnost, mění se na základě iterace
- V_H – maximální rychlost u hladiny moře $45,6 \frac{m}{s} = 149,61 \frac{ft}{s}$, tato rychlost je pouhým odhadem, nehraje ale při očekávaných rychlostech příliš velkou roli.

Pro výpočty všech uvedených metod navíc musíme znát:

Optimální rychlost v_{opt} : [14]

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{total} \cdot g}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L_{opt}}}} \quad (13)$$

Celkový čas:

$$t_{total} = \frac{S_{total}}{V_{opt}} \quad (14)$$

Optimální $C_{L_{opt}}$: [14], pro výpočet e [13]

$$C_{L_{opt}} = \sqrt{\pi \cdot A_e \cdot C_{D_0}} \quad (15)$$

$$A_e = A \cdot e \quad (16)$$

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot A^{0,68}) - 0,64 \quad (17)$$

- e – Oswaldův faktor se mění pro každé volené A

Optimální $C_{D_{opt}}$: [14]

$$C_{D_{opt}} = 2 \cdot C_{D_0} = 2 \cdot 0,025 = 0,05 \quad (18)$$

- $C_{D_0} = 0,025$

Propulzní výkon P_{prop} :

Vzorec uvedený v [15]:

$$P_{prop} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{opt}^3 \cdot S \cdot C_{D_{opt}} \quad (19)$$

Výkon z baterie je povýšen účinností vrtule a motoru:

$$P_{batt} = P_{prop} \cdot \eta_{prop} \cdot \eta_{mot} \quad (20)$$

- $\eta_{prop} = 0,85$
- $\eta_{mot} = 0,875$

Kapacita baterie:

$$E_{batt} = P_{batt} \cdot \left(\frac{t_{total}}{3600} \right) \quad (21)$$

Hmotnost baterie:

$$m_{batt} = \frac{E_{batt}}{e_{cell}} \quad (22)$$

5.4.2.1.1 Hmotnost trupu dle Nicolai:

Rovnice pro odhad hmotnosti trupu: [16]

$$m_{fus} = 0,0737 \cdot (2 \cdot D_{fus} \cdot V_{dive}^{0,338} \cdot L_{fus}^{0,857} \cdot (m_{total} \cdot n_{ult})^{0,286})^{1,1} \quad (23)$$

- m_{fus} – předpokládaná hmotnost trupu v [lbs]
- D_{fus} – průměr trupu $D_{fus} = 0,22 \text{ m} = 0,722 \text{ ft}$

- V_{dive} – maximální rychlost při klesání $V_{dive} = 370 \frac{km}{h} \cong 200 KEAS$ – odhadnutá hodnota převzatá z předchozí práce
- L_{fus} – délka trupu $L_{fus} = 1,285 m = 4,215 fts$
- m_{total} – vzletová hmotnost – iteračně dopočítávaná
- n_{ult} – maximální početní násobek $n_{ult} = 9$

Odhad hmotnosti trupu bude prováděn pouze dle výše uvedené metody na základě zprůměrovaných hodnot celkových hmotností letounu. Odhad touto metodou je součástí iteračního cyklu. Výsledná hmotnost trupu je dále přenásobena 70 % aby bylo zahrnuto použití kompozitních materiálů.

5.4.2.1.2 Hmotnost ocasních ploch

Hmotnost ocasních ploch je v minulé práci počítaná pomocí vzorce, který je závislý na plošné hustotě použitého materiálu a ploše VOP. Plocha VOP je v praxi běžně volena jako pětina plochy křídla. Plocha VOP, i přesto, že je závislá na ploše křídla se aktivně iterací neúčastnila a odhad její hmotnosti měl být stanoven až po proběhnutí iterací. Shodou okolností bylo ale možné nakonec použít hodnotu z práce pana Kmeta – $m_{stab} = 0,14 kg$, jelikož pro úkol ideální plocha křídla byla stanovena na $0,28 m^2$. Po připočtení hmotnosti serv byla odhadnuta hmotnost na $0,3 kg$.

5.4.2.1.3 Celková hmotnost m_{total} :

$$m_{total} = m_{abs} + m_{batt} + m_{wing} + m_{fus} \quad (24)$$

5.4.2.1.4 Princip výpočtu:

Tabulka 7 ukázka funkce programu v Excel

lambda	lambda_e	S [m^2]	m_wing [kg]	m_total [kg]	c_L_opt	c_D_opt	v_opt [m/s]	t_total [s]	P_prop [W]	P_batt [W]	E_batt [Wh]	m_batt [kg]	m_(batt+wing) [kg]
7	5,874	0,28	0,830	13,47	0,679	0,05	33,684	4142	327,7	499,4	574,6	2,823	3,653
voleno	vypoč.	voleno	iterace	iterace	vypoč.	vypoč.	iterace	iterace	iterace	iterace	iterace	iterace	iterace

Excelový program funguje následovně. Hodnoty λ (zde bráno jako štíhlost A , nikoli zúžení) a S (S_w) jsou voleny. Pro každou štíhlost jsou zkoušeny všechny volené plochy křídla. λ_e (A_e), $C_{L_{opt}}$ a $C_{D_{opt}}$ lze přímo dopočítat bez závislosti na celkové hmotnosti z výše zmíněných vzorců. Ostatní hodnoty (závislé na hmotnosti) program dopočítává iterativně. Dokument je nastavený na provedení 1000 iterací, to by mělo zaručit poměrně přesné výsledky. Každá z iterovaných buněk obsahuje jeden z výše zmíněných vzorců. Aby program mohl pracovat, potřebuje alespoň jednu odhadnutou hodnotu. Prakticky by nemělo záležet na tom, které z iterovaných polí zvolíme – v našem případě je to celková hmotnost ($m_{total} = 20 kg$), která byla uvažovaná v předchozí práci. Program si pak z této hodnoty přesně dopočte všechny zbylé. Do buňky je poté nutné vrátit vzorec dle kterého se spočítá celková hmotnost. V tuto chvíli vznikne cyklický odkaz, tedy iterace. Nakonec stačí tabulku roztáhnout a dostaneme tak hodnoty pro všechny uvažované kombinace.

Výsledné hodnoty (kombinovaná hmotnost křídla a baterie) byly následovně vyneseny do 3d grafu vytvořeného v programu Matlab.

5.4.2.1.5 Výsledky metody Raymer:

Metoda Raymer napovídá, že nejnižší kombinované hmotnosti ($m_{wing+batt} = 3,126 \text{ kg}$) dosáhneme při štíhlosti $A = 17,7$ a minimální uvažované ploše $S_w = 0,28 \text{ m}^2$. Míra štíhlosti je v tomto případě poměrně vysoká a vedla by tedy až na neprakticky velké rozpětí. Při této konfiguraci by letoun cestoval optimální rychlostí $V_{opt} = 26,18 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 94,25 \frac{\text{km}}{\text{h}}$.

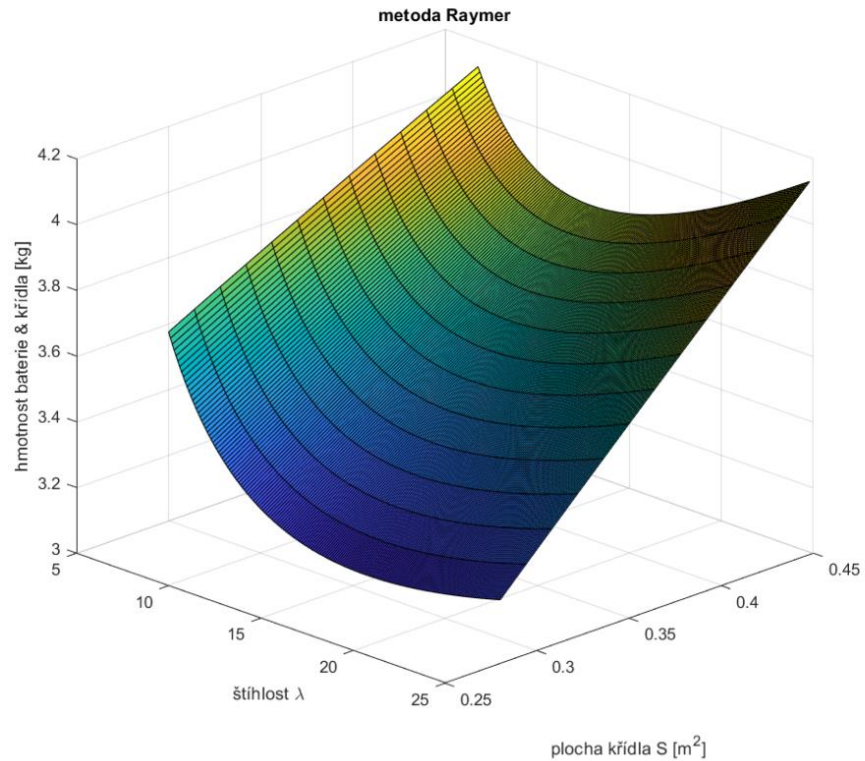


Figure 1 výsledky metody Raymer – 3D pohled

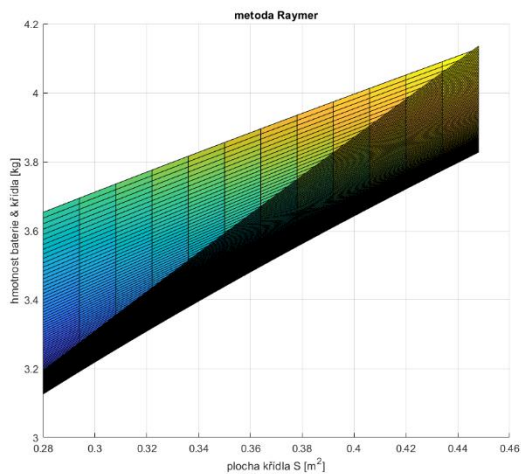


Figure 2 výsledky metody Raymer – plocha

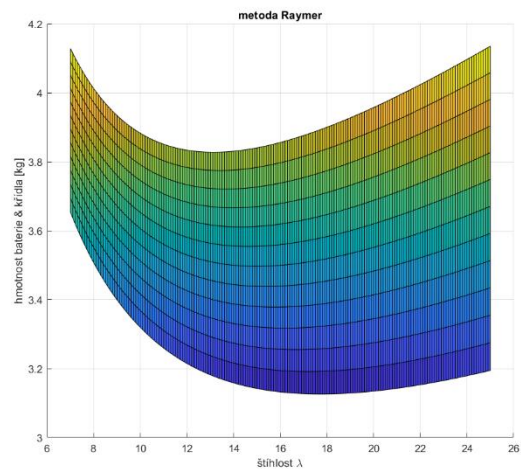


Figure 3 výsledky metody Raymer – štíhlost

5.4.2.2 Metoda Nicolai

Rovnice pro odhad hmotnosti křídla: [13]

$$m_{wing} = 96,948 \cdot \left(\frac{n_{ult} \cdot m_{total}}{10^5} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{\frac{c}{4}}} \right)^{0,57} \cdot \left(\frac{S_w}{100} \right)^{0,61} \cdot \left(\frac{1 + \lambda}{2 \cdot \frac{t}{c}} \right)^{0,36} \cdot \sqrt{1 + \frac{V_H}{500}}^{0,993} \quad (25)$$

Figure 5 výsledky metody Raymer - plocha

Figure 4 výsledky metody Raymer – štíhlost

- S_w – plocha křídla S_w v [ft^2] převedená z m^2 od hodnoty $0,28m^2$ po pěti procentech do $0,45m^2$.
- A – štíhlost křídla od hodnoty 7 do 25 s krokem 0,1
- $\Lambda_{\left(\frac{c}{4}\right)}$ – šípovitost křídla 0°
- λ – zúžení křídla 0,78
- $\frac{t}{c}$ – poměrná tloušťka profilu je 0,12
- n_{ult} – maximální početní násobek 9
- m_{total} – návrhová hmotnost, mění se na základě iterace
- V_H – maximální rychlost u hladiny moře $45,6 \frac{m}{s} = 149,61 \frac{ft}{s}$

5.4.2.2.1 Výsledky metody Nicolai:

Tato metoda předpovídá nejnižší kombinovanou hmotnost ($m_{wing+batt} = 2,872 \text{ kg}$) při volených hodnotách $A = 21,3$ a $S_w = 0,28$, tedy hodnotu plochy opět na zkoušeném minimu. Optimální štíhlost je v tomto případě ještě vyšší než u metody Raymer a povede na křídlo ještě větších rozměrů. Optimální rychlost při této konfiguraci je $V_{opt} = 24,75 \frac{m}{s} = 89,1 \frac{km}{h}$.

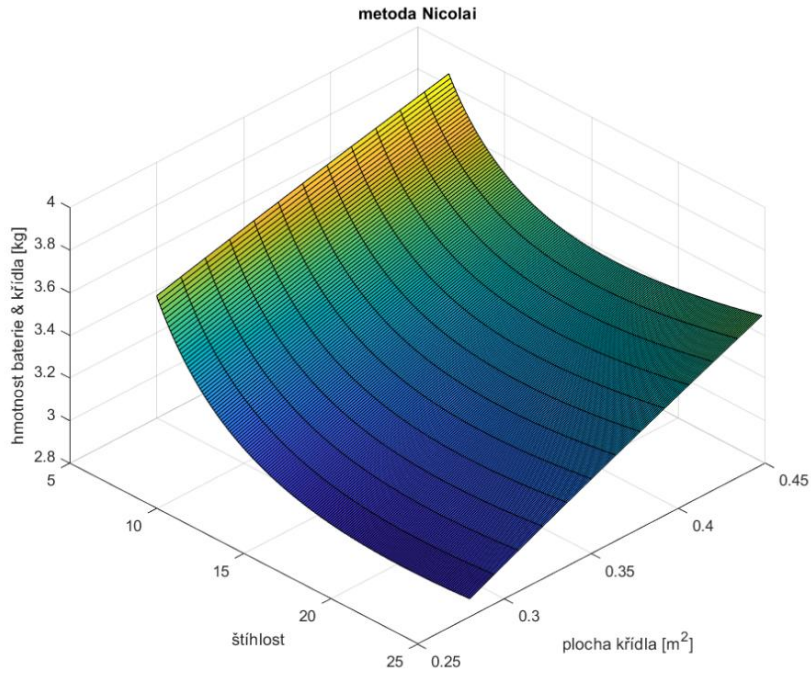


Figure 6 výsledky metody Nicolai – 3D pohled

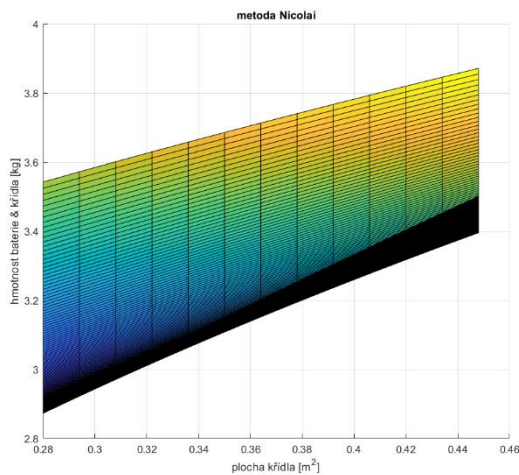


Figure 7 výsledky metody Nicolai – štíhlost

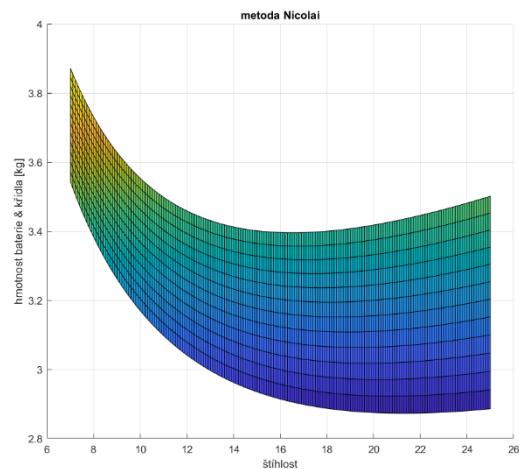


Figure 8 výsledky metody Nicolai – štíhlost

5.4.2.3 Metoda Gerard

Rovnice pro odhad hmotnosti křídla: [17]

$$m_{wing} = 0,0038 \cdot (n_{ult} \cdot m_{total})^{1,06} \cdot A^{0,38} \cdot S_w^{0,25} \cdot (1 + \lambda)^{0,21} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^{0,14} \quad (26)$$

- m_{wing} – předpokládaná hmotnost křídla [kg]
- n_{ult} – maximální početní násobek 9
- m_{total} – návrhová hmotnost, mění se na základě iterace
- A – štíhlost křídla od hodnoty 7 do 25 s krokem 0,1
- S_w – plocha křídla S_v [m²] od hodnoty 0,28m² po pěti procentech do 0,45m².
- λ – zúžení křídla 0,78
- $\frac{t}{c}$ – poměrná tloušťka profilu je 0,12

5.4.2.3.1 Výsledky metody Gerard:

Metoda Gerard určila optimální parametry na maximální hranici štíhlosti $A = 25$ a spodní hranici plochy $S_w = 0,28 \text{ m}^2$. Při této konfiguraci bude kombinovaná hmotnost $m_{wing+batt} = 2,578 \text{ kg}$. Metoda vede na extrémně tenké křídlo s velkým rozpětím $b = \sqrt{A \cdot S_w} = \sqrt{25 \cdot 0,28} = 2,65 \text{ m}$. Optimální rychlost V_{opt} je $23,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

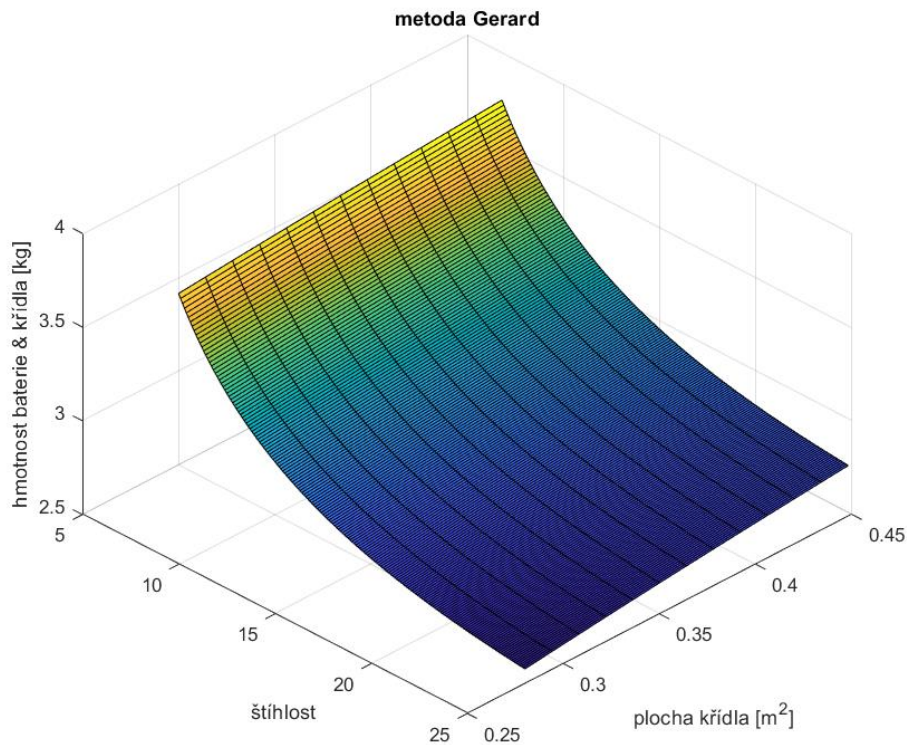


Figure 9 výsledky metody Gerard – 3D pohled

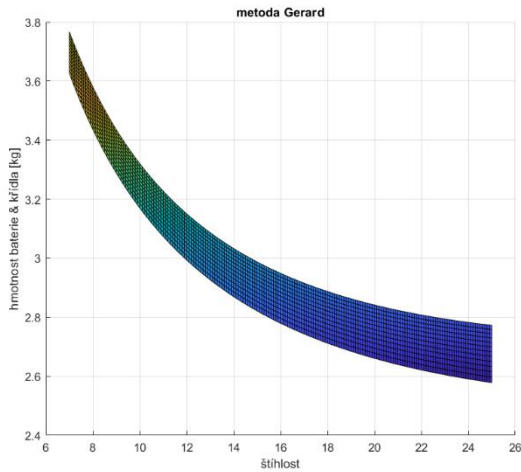


Figure 10 výsledky metody Gerard – štlhlost

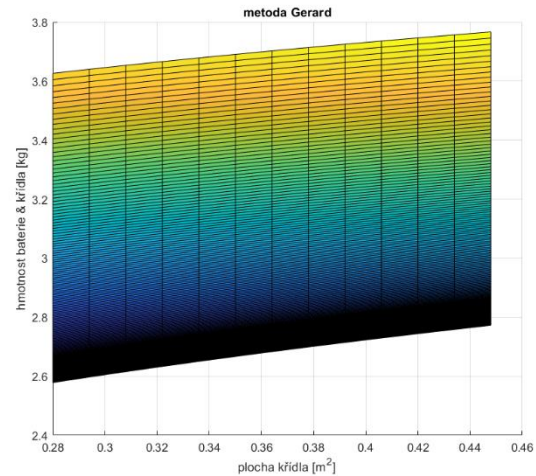


Figure 11 výsledky metody Gerard – plocha

5.4.2.4 Metoda USAF

Rovnice pro odhad hmotnosti křídla: [18]

$$m_{wing} = 3,08 \cdot \left(\left(\frac{K_W \cdot n_{ult} \cdot m_{total}}{\frac{t}{c}} \right)^{0,593} \cdot \left(\left(\tan \Lambda_{LE} - \frac{2 \cdot (1 - \lambda)}{A \cdot (1 + \lambda)} \right)^2 + 1 \right) \cdot (A \cdot (1 + \lambda))^{0,89} \cdot S_w^{0,741} \right) \cdot 10^{-6} \quad (27)$$

- m_{wing} – předpokládaná hmotnost křídla [lb_f]
- n_{ult} – maximální početní násobek 9
- m_{total} – návrhová hmotnost, mění se na základě iterace
- A – štlhlost křídla od hodnoty 7 do 25 s krokem 0,1
- $\frac{t}{c}$ – poměrná tloušťka profilu je 0,12
- λ – zúžení křídla 0,78
- S_w – plocha křídla S v [ft^2] převedená z m^2 od hodnoty 0,28 m^2 po pěti procentech do 0,45 m^2
- Λ_{LE} – úhel náběžné hrany křídla $\Lambda_{LE} = 1,8^\circ$
- K_W – koeficient měnitelné geometrie křídla, pro pevné křídlo $K_W = 1$

5.4.2.4.1 Výsledky metody USAF:

Tato metoda předpovídá optimální hmotnost $m_{wing+batt} = 3,189 \text{ kg}$ při kombinaci parametrů křídla $\lambda = 12,5$ a $S_w = 0,28 \text{ m}^2$. Optimální rychlost $V_{opt} = 28,63 \frac{\text{km}}{\text{h}}$.

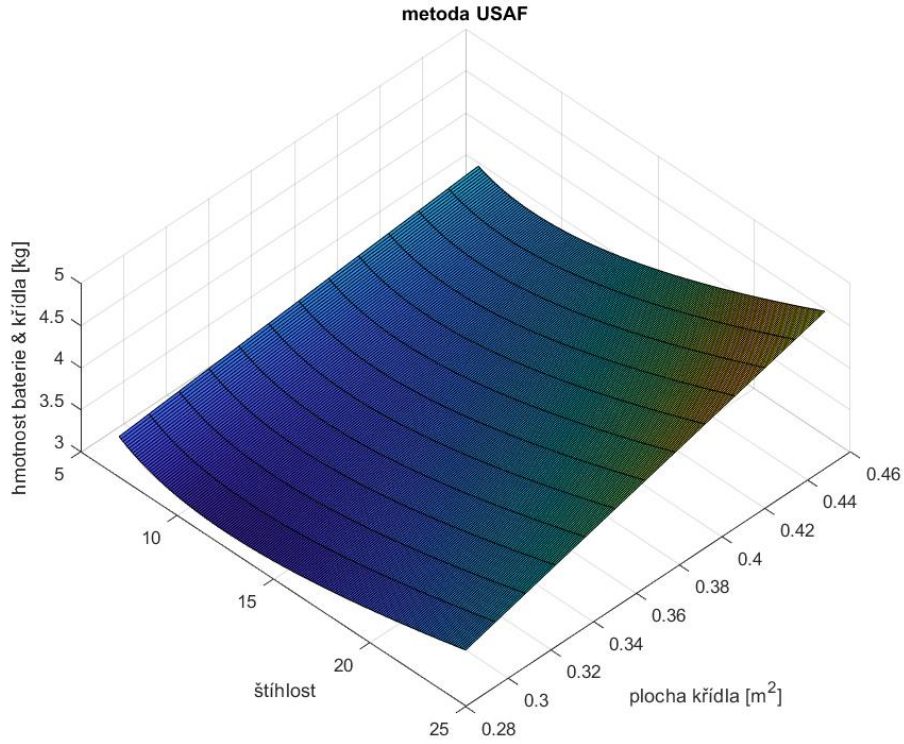


Figure 12 výsledky metody USAF - 3D pohled

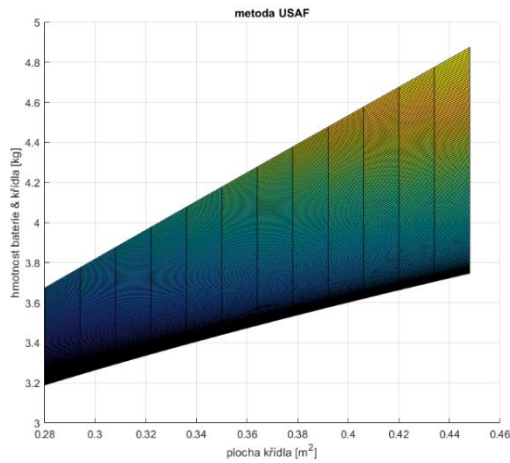


Figure 13 výsledky metody USAF - plocha

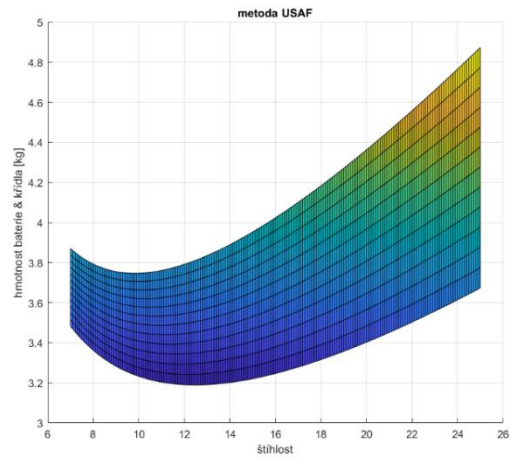


Figure 14 výsledky metody USAF - šťíhlost

5.4.2.5 Metoda USN

Tato metoda používá prakticky stejnou rovnici jako metoda USAF, se pouze mocninami nad jednotlivými členy.

Rovnice pro odhad hmotnosti křídla: [18]

$$m_{wing} = 19,29 \cdot \left(\left(\frac{K_W \cdot n_{ult} \cdot m_{total}}{\frac{t}{c}} \right) \cdot \left(\left(\tan \Lambda_{LE} - \frac{2 \cdot (1 - \lambda)}{A \cdot (1 + \lambda)} \right)^2 + 1 \right) \cdot 10^{-6} \right)^{0,464} \cdot (A \cdot (1 + \lambda))^{0,7} \cdot S_w^{0,58} \quad (28)$$

- m_{wing} – předpokládaná hmotnost křídla [lb_f]
- n_{ult} – maximální početní násobek 9
- m_{total} – návrhová hmotnost, mění se na základě iterace
- A – štíhlost křídla od hodnoty 7 do 25 s krokem 0,1
- $\frac{t}{c}$ – poměrná tloušťka profilu je 0,12
- λ – zúžení křídla 0,78
- S_w – plocha křídla S v [ft^2] převedená z m^2 od hodnoty $0,28m^2$ po pěti procentech do $0,45m^2$
- Λ_{LE} – úhel náběžné hrany křídla $\Lambda_{LE} = 1,8^\circ$
- K_W – koeficient měnitelné geometrie křídla, pro pevné křídlo $K_W = 1$

5.4.2.5.1 Výsledky metody USN:

Metoda USN poskytla zdaleka nejpesimističtější odhad optimální hmotnosti ($m_{wing+batt} = 10,479kg$). Oba hlavní parametry zůstaly na spodní hranici volených hodnot ($A = 7$ a $S_w = 0,28m^2$). Optimální rychlost V_{opt} byla vypočtena na $41,35 \frac{m}{s} = 148,86 \frac{km}{h}$, což je hodnota poměrně vysoko nad předpoklady určené mise.

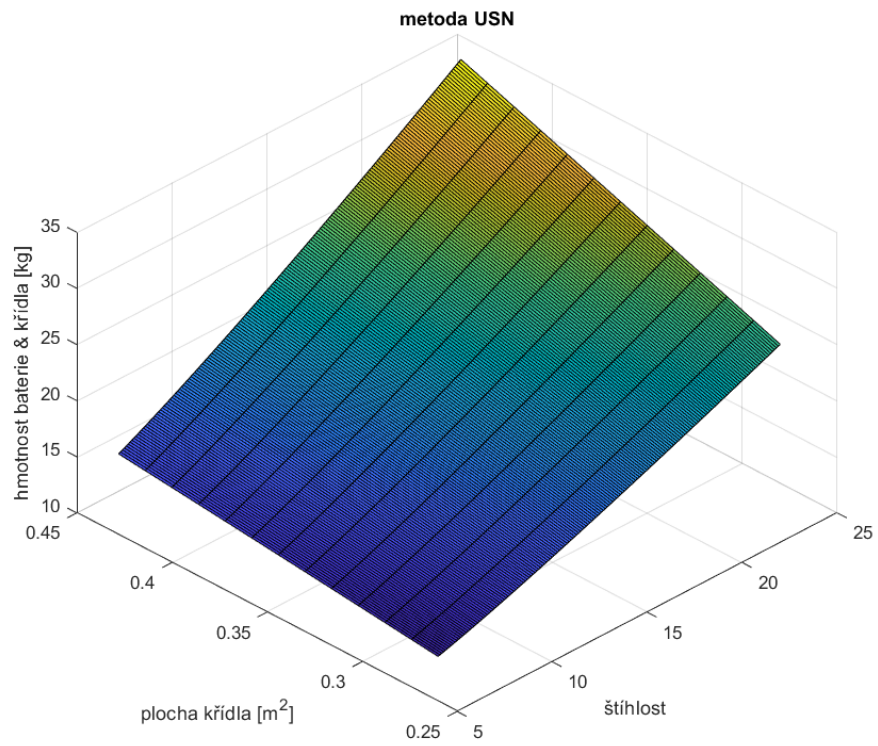


Figure 15 výsledky metody USN – 3D pohled

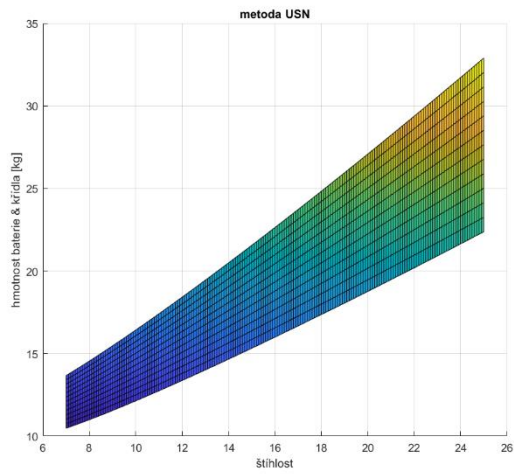


Figure 16 výsledky metody USN – šťíhlost

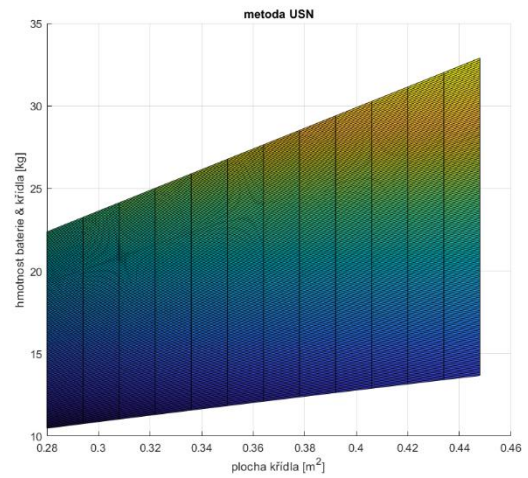


Figure 17 výsledky metody USN – plocha

5.4.2.6 Průměr

V předešlé práci byl průměr počítán pouze ze dvou metod (USAF a USN) z důvodu návrhu měnitelné geometrie křídla. V našem případě návrhu pro zemědělské využití ale předpokládáme pevné křídlo, a tak budou zprůměrovány všechny použité odhady. Reálná hmotnost křídla může být poměrně výrazně nižší – metoda USN je výrazně nejpesimističtější z hlediska hmotnosti.

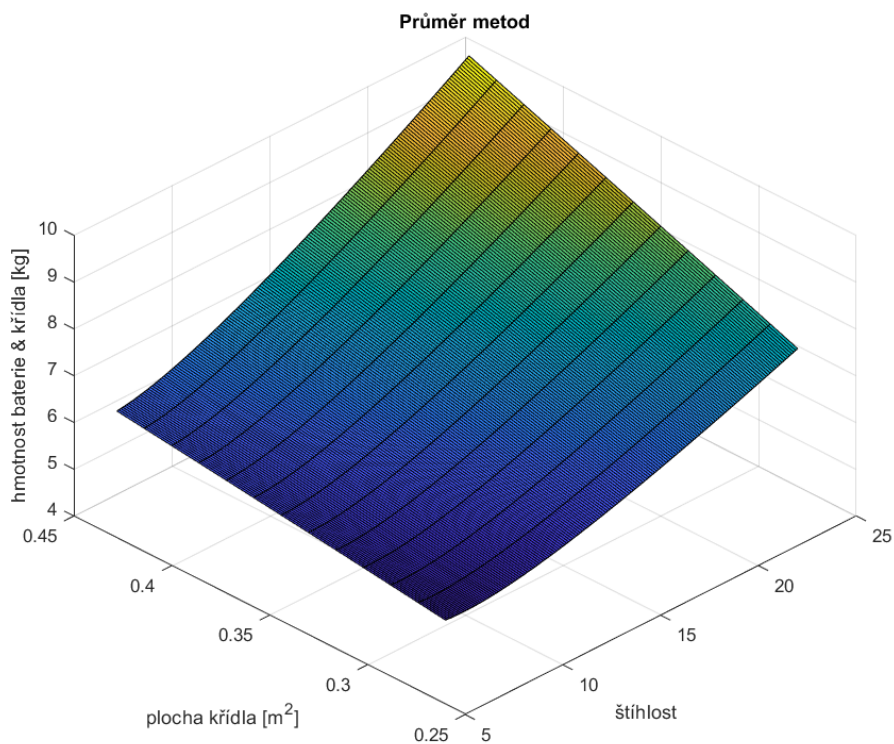


Figure 18 výsledky průměru metod

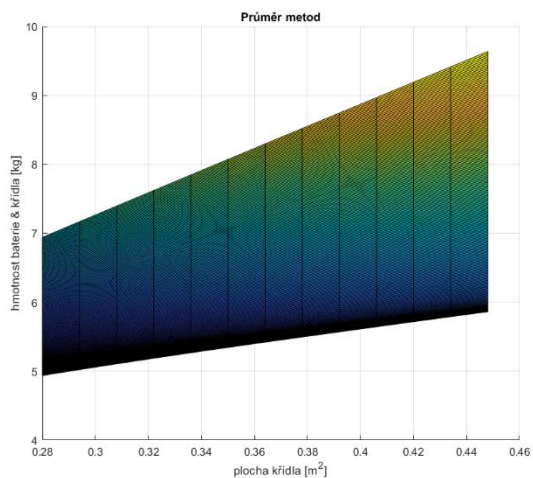


Figure 19 výsledky průměru metod – plocha

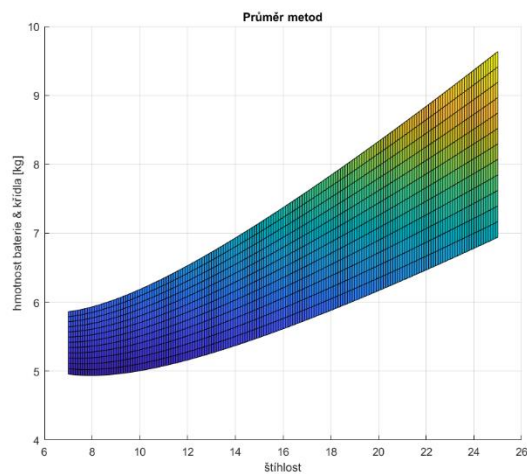


Figure 20 výsledky průměru metod – štiřlost

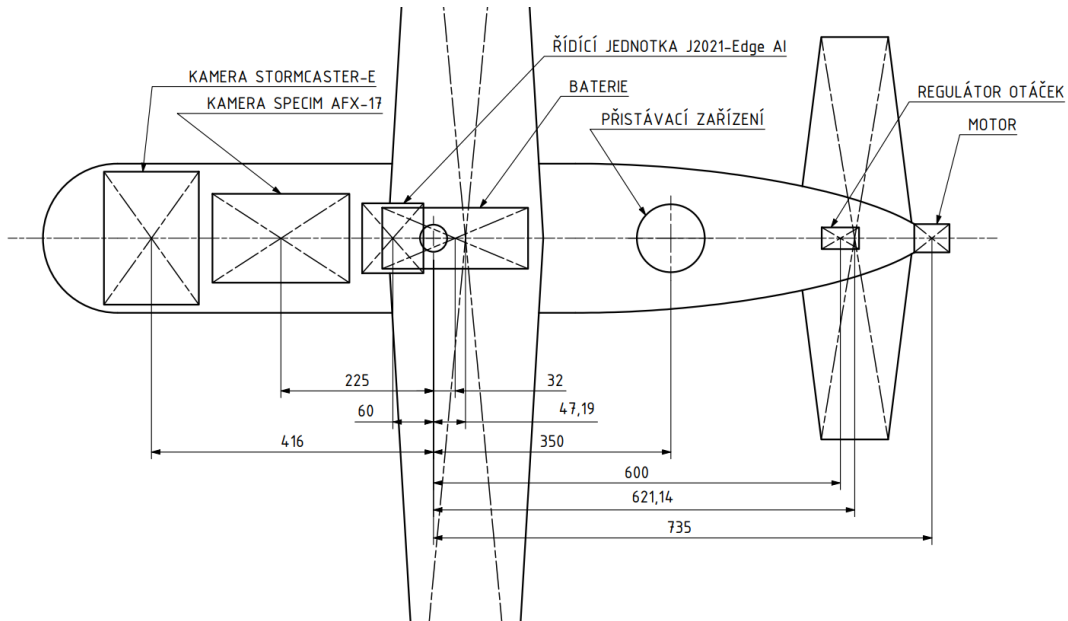
Zprůměrováním jsme získali následující hodnoty.

- Optimální štíhlost křídla $A = 7,9$
- Optimální plocha křídla $S_w = 0,28 \text{ m}^2$
- Rozpětí $b = \sqrt{A \cdot S_w} = \sqrt{7,9 \cdot 0,28} = 1,487 \text{ m}$, volím $b = 1,49 \text{ m}$
- Optimální rychlost $V_{opt} = 34,05 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 122,58 \frac{\text{km}}{\text{h}}$
- Celkový čas $t_{total} = 68,3 \text{ min}$
- Nutná kapacita článku při 6S $C_{cell} = 26,7 \text{ Ah}$
- Celková hmotnost $m_{total} = 14,757 \text{ kg}$
- Hmotnost trupu $m_{fus} = 4,508 \text{ kg}$
- Hmotnost křídla $m_{wing} = 2,026 \text{ kg}$
- Hmotnost baterie $m_{batt} = 2,911 \text{ kg}$

Po změně parametrů je nutné znovu přepočítat těžiště

5.5 Statická podélná stabilita

Po změně parametrů je nutné znovu přepočítat statickou podélnou stabilitu. Při výpočtu postupujeme analogicky jako při úpravě pozice baterie z předchozí práce.



Obrázek 17 Rozložení hmotností v letounu

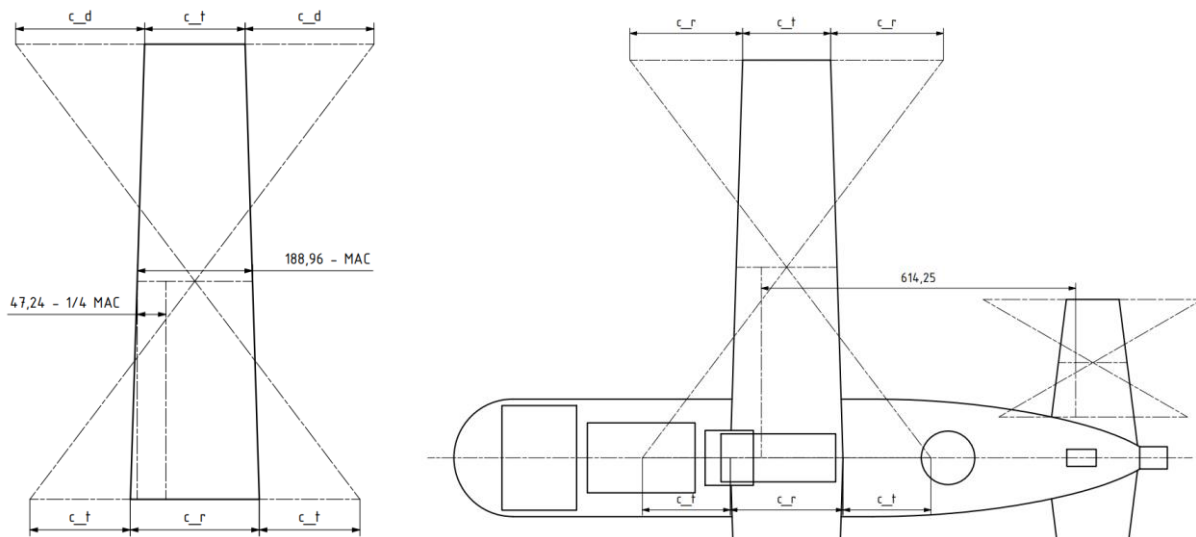
Tabulka 8 hmotnosti a jejich pozice k 25% MAC

komponenta	hmotnost [kg]	vzdálenost k 25% MAC [mm]	moment k těžišti [kg*mm]
hyperspek. Kamera	2,4	225	540,000
kamera stormcaster	1,1	416	457,600
křídlo se servy	2,026	-47,2	-95,625
ocasní plochy se servy	0,3	-621	-186,300
trup	4,508	-66,5	-299,763
baterie	2,911	-32	-93,149
motor	0,275	-735	-202,125
přístávací zařízení	0,37	-350	-129,500
avionika	0,8	60	48,000
regulátor	0,067	-600	-40,200
m_total	14,757	-0,07195952	-1,062

Baterie před sebou má k dispozici dalších 40 mm na posun těžiště dopředu pro lehčí užitečné zatížení a mnohem více dozadu pro varianty s těžším zatížením. Je možné, že 40 mm na dovážení lehčího nákladu nebude stačit a bude třeba provést další koncepční změny. Pro tuto konfiguraci ale rozložení vyhovuje s rezervou.

5.6 Aerodynamický střed letounu

Aerodynamické centrum je bod tělesa, vůči kterému se jeho aerodynamický moment rovná nule. Zjednodušeně lze říci, že aerodynamický střed letounu by se měl nacházet zhruba v 1/3 hloubky MAC. MAC tedy mean aerodynamic chord (střední aerodynamickou tětívu) lze spočítat analyticky nebo jednoduchou geometrickou konstrukcí. Vzdálenost mezi statickým těžištěm a aerodynamickým centrem by se měla pohybovat okolo 5 %. V našem případě se těžiště nachází ve 25% MAC by se aerodynamické těžiště mělo nacházet zhruba ve 30% MAC. Je možné, že tyto hodnoty bude po výpočtech třeba upravit. Uvedené vzorce a postupy jsou z [19].



Obrázek 18 geometrická konstrukce nalezení 25% MAC křídla a VOP

Abychom se k pozici aerodynamického těžiště dostali, potřebujeme získat hodnoty ve finálním vzorci:

$$\frac{x_n}{\bar{c}} = \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{C_{L_{h\alpha}}}{C_{L_\alpha}} \cdot \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}\right)\right) \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q} \quad (29)$$

Kde $\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$ je aerodynamické centrum letounu bez VOP dále značeno jako $\left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_{wf}$.

$$\left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_{wf} = \left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_w + \frac{\Delta_{f1}x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{\Delta_{f2}x_{ac}}{\bar{c}} \quad (30)$$

5.6.1.1 Výpočet aerodynamického středu křídla $\left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_w$:

- $x_{ac} = 0,04724 \text{ m}$
- $\bar{c} = 0,18896 \text{ m}$

$$\left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_w = \frac{0,04724}{0,18896} = 0,24995 \quad (31)$$

5.6.1.2 Sklon vztakové čáry křídla:

$$C_{L_{W\alpha}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2}{A} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{1 + \lambda}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2}{7,9} \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0,78}{1 + 0,78}} = \frac{4,606}{\text{rad}} \quad (32)$$

5.6.1.3 Sklon vztakové čáry křídla s trupem:

Člen κ_1 můžeme díky kruhovému profilu trupu spočítat jako:

$$\begin{aligned} \kappa_1 &= \left(1 + 2,15 \cdot \frac{b_f}{b}\right) \cdot \frac{S_{net}}{S_w} + \frac{\pi}{2 \cdot C_{L_{W\alpha}}} \cdot \frac{b_f^2}{S} \\ &= \left(1 + 2,15 \cdot \frac{0,22}{1,49}\right) \cdot \frac{0,2344}{0,28} + \frac{\pi}{2 \cdot 4,606} \cdot \frac{0,22^2}{0,28} \\ &= 1,16184 \end{aligned} \quad (33)$$

$$(C_{L_\alpha})_{wf} = \kappa_1 \cdot C_{L_{W\alpha}} = 1,16184 \cdot 4,606 = 5,3516 \quad (34)$$

5.6.1.4 Výpočet posunu aerodynamického středu kvůli částem trupu před a za křídlem $\frac{\Delta_{f1}x_{ac}}{\bar{c}}$:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta_{f1}x_{ac}}{\bar{c}} &= -\frac{1,8}{(C_{L_\alpha})_{wf}} \cdot \frac{b_f \cdot h_f \cdot l_{fn}}{S_w \cdot \bar{c}} = -\frac{1,8}{5,3516} \cdot \frac{0,22 \cdot 0,22 \cdot 0,52}{0,28 \cdot 0,18896} \\ &= -0,15996 \end{aligned} \quad (35)$$

5.6.1.5 Výpočet posunu aerodynamického středu letounu od vztakové ztráty přechodu křídlo/trup $\frac{\Delta_{f2}x_{ac}}{\bar{c}}$:

$$\frac{\Delta_{f2}x_{ac}}{\bar{c}} = \frac{0,273}{1 + \lambda} \cdot \frac{b_f \cdot c_g \cdot (b - b_f)}{\bar{c}^2 \cdot (b + 2,15 \cdot b_f)} \cdot \tan \Lambda_{\frac{1}{4}} \quad (36)$$

Jelikož je ale úhel $\Lambda_1 = 0^\circ$ bude i celý člen roven nule.

Nyní máme všechny potřebné hodnoty pro výpočet kombinovaného aerodynamického středu křídla a trupu:

$$\begin{aligned} \left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_{wf} &= \left(\frac{x_{ac}}{\bar{c}}\right)_w + \frac{\Delta_{f1}x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{\Delta_{f2}x_{ac}}{\bar{c}} = 0,24995 - 0,15996 + 0 \\ &= 0,08998 \end{aligned} \quad (37)$$

5.6.2 Výpočet sklonu vztlakové čáry VOP $C_{L_{h\alpha}}$:

Způsobů, jak tento údaj spočítat je více. Byl zvolen stejný jako u výpočtu křídla.

$$C_{L_{h\alpha}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2}{A} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{1 + \lambda}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{2}{3,5} \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0,78}{1 + 0,78}} = 3,4488 \quad (38)$$

5.6.3 Výpočet sklonu vztlakové čáry letounu:

- $\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \cong 0,4$ – je derivace úhlu zešikmení proudu VOP podle úhlu náběhu, tato hodnota je odhadovaná [20]
- $\frac{q_h}{q}$ je poměrná tlaková ztráta, pro stabilizátor upevněný na trupu $\frac{q_h}{q} = 0,85$

$$\begin{aligned} C_{L\alpha} &= (C_{L\alpha})_{wf} + C_{L_{h\alpha}} \cdot \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}\right)\right) \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{q_h}{q} \\ &= 5,3516 + 3,4488 \cdot (1 - 0,4) \cdot \frac{0,056}{0,28} \cdot 0,85 \\ &= 5,7033 \end{aligned} \quad (39)$$

5.6.4 Pozice aerodynamického středu letounu:

$$\begin{aligned} \frac{x_n}{\bar{c}} &= \frac{x_{ac}}{\bar{c}} + \frac{C_{L_{h\alpha}}}{C_{L\alpha}} \cdot \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha}\right)\right) \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q} \\ &= 0,08998 + \frac{3,4488}{5,7033} \cdot (1 - 0,4) \cdot \frac{0,056 \cdot 0,614}{0,28 \cdot 0,18896} \\ &\cdot 0,85 = 0,2904 = 29,04\% \end{aligned} \quad (40)$$

5.6.5 Diskuse výsledků

Vzdálenost mezi těžištěm letounu a jeho aerodynamickým středem je 4 %, což je poměrně příznivá hodnota, která zajistí dobrou stabilitu a ovladatelnost. Není tedy třeba provádět další úpravy konfigurace nebo rozložení hmotností.

5.7 Předběžné stanovení letových výkonů

5.7.1 Analytická polára

Analytická polára je nejjednodušší formou. Pro její tvorbu je třeba zjistit koeficienty C_L a C_D na ekvivalentních rychlostech. Postupy a vzorce z této kapitoly jsou uvedeny v [15].

5.7.1.1 Koeficient odporu C_D :

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (41)$$

5.7.1.2 Koeficient vztlaku C_L :

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (42)$$

Rychlost bude dosazovaná od 10 m/s do 96 m/s s krokem 1 m/s.

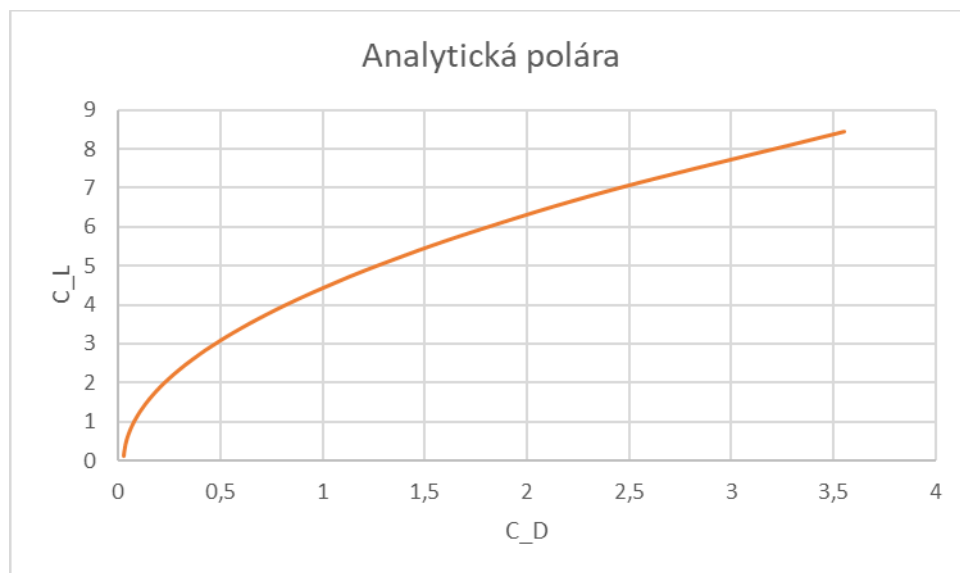


Figure 21 analytická polára

5.7.2 Potřebný tah

Je minimální tah nutný k dlouhodobému udržení dané rychlosti horizontálního letu. Použité vzorce jsou těmi nejjednoduššími, které lze pro tento problém aplikovat. Využitelný propulzní výkon/tah uvažujeme konstantní a je nutné si uvědomit, že skutečný tah nebo výkon se bude v závislosti na rychlosti letu měnit. Reálné rychlostní výkony budou pravděpodobně na horší úrovni než ty spočtené. Pro určení tahové nebo výkonové křivky neznáme nutné údaje jako je charakteristika vrtule. Potřebný tah určíme dle následujícího vzorce. První člen se má význam tahu nutného k překonání škodlivého odporu, je to křivka druhého stupně stoupající s rychlostí. Druhý člen se zabývá tahem potřebným k překonání indukovaného odporu, ten zas s rostoucí rychlostí klesá.

$$F_P = C_{D0} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} + \frac{2 \cdot (m \cdot g)^2}{\pi \cdot A \cdot e \cdot \rho \cdot S \cdot V^2} \quad (43)$$

Kde:

- C_{D0} – součinitel odporu letadla při nulovém vztaku – $C_{D0} = 0,025$ – jedná se o odhad a výpočet součinitele by mohl být jedním z předmětů navazujících prací.
- $S = 0,28 \text{ m}$
- $\rho = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ za standardního tlaku 1013,25hPa u hladiny moře
- V - rychlost, volená od 10 m/s do 80 m/s, s krokem 1
- $m = 14,757 \text{ kg}$
- $g = 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$
- A – štíhlost $A = 7,9 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$
- $e = 0,8134$ – Oswaldův faktor

Pro vykreslení grafu potřebujeme následující vzorce:

5.7.2.1 Tah potřebný pro překonání škodlivého odporu:

$$F_{P_1} = C_{D0} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (44)$$

5.7.2.2 Tah potřebný pro překonání indukovaného odporu:

$$F_{P_2} = \frac{2 \cdot (m \cdot g)^2}{\pi \cdot A \cdot e \cdot \rho \cdot S \cdot V^2} \quad (45)$$

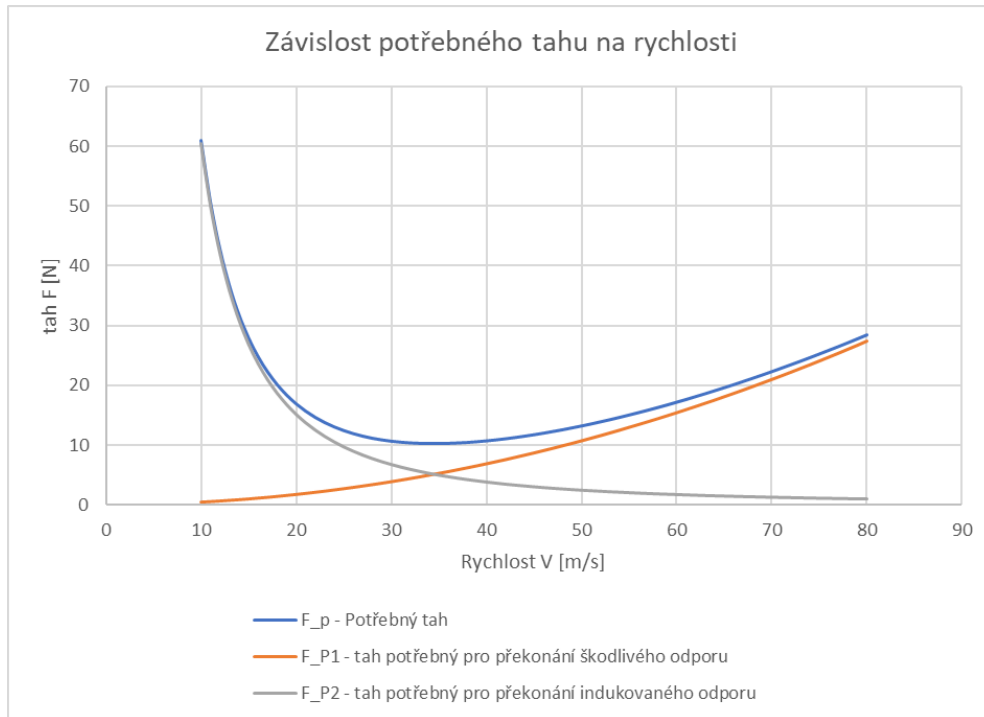


Figure 22 Závislost potřebného tahu na rychlosti s rozlišenými členy

5.7.3 Potřebný výkon

K potřebnému výkonu se lehce dostaneme přenásobením potřebného tahu danou rychlostí. Z křivek tahu druhého stupně se stanou křivky třetího stupně. Členy hrají analogickou roli jako ve vzorci pro tah.

$$P_P = C_{D0} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^3}{2} + \frac{2 \cdot (m \cdot g)^2}{\pi \cdot A \cdot e \cdot \rho \cdot S \cdot V^3} \quad (46)$$

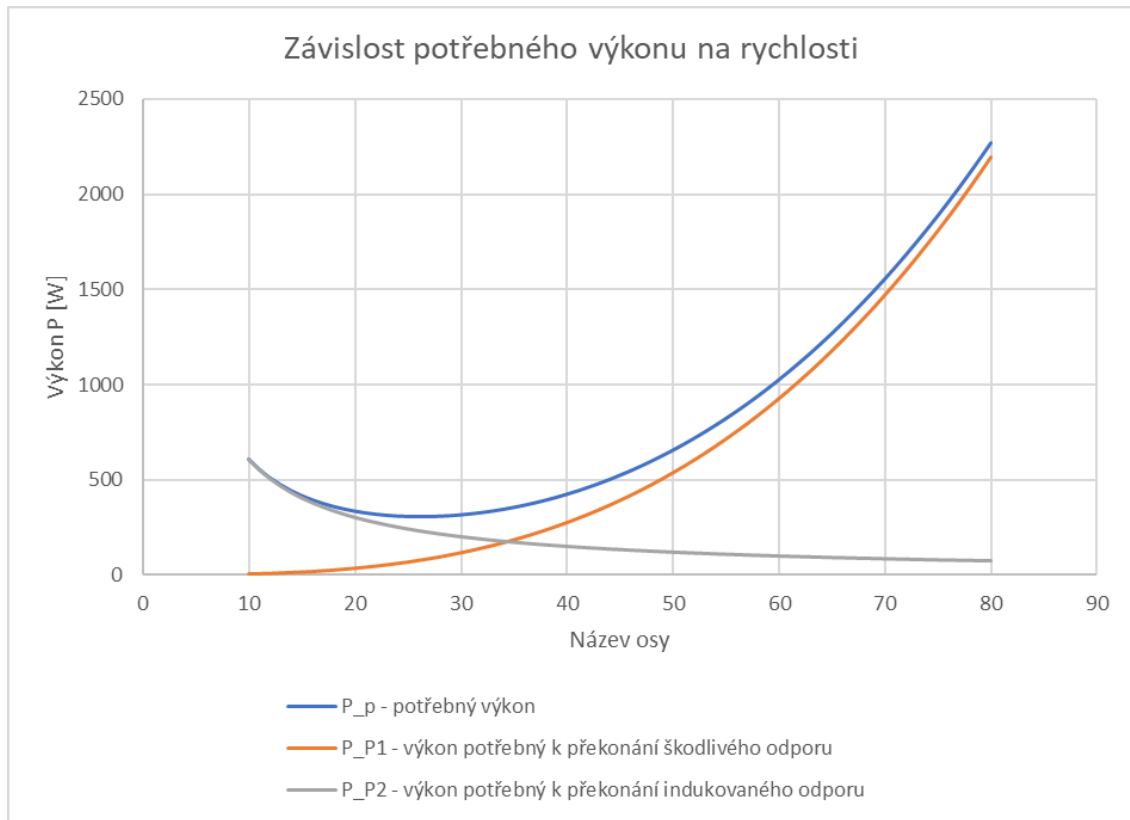


Figure 23 závislost potřebného výkonu na rychlosti s rozlišenými členy

5.7.3.1 Výkony v režimech

Potřebné výkony byly zkoumány pro čtyři letové režimy:

1. Let na optimální rychlosti $V_{opt} = 34,05 \frac{m}{s} = 122,58 \frac{km}{h}$

Tato rychlost byla již známá, uvažujeme účinnost vrtule $\eta_{prop} = 0,85$, potřebný výkon motoru je $P_{opt} = 409,61 W$

2. Let na cestovní rychlosti $V_{cruise} = 53 \frac{m}{s} = 190,8 \frac{km}{h}$

Na cestovní rychlosti předpokládáme účinnost vrtule $\eta_{prop} = 0,85$, při 80 % výkonu $P_{cruise} = 0,8 \cdot 0,85 \cdot 1100 = 748 W$

3. Let na maximální rychlosti vodorovného přímočarého letu $V_{max} = 58 \frac{m}{s} = 208,8 \frac{km}{h}$

V tomto režimu rovněž očekáváme účinnost vrtule $\eta_{prop} = 0,85$ při 100 % výkonu $P_{max} = 1 \cdot 0,85 \cdot 1100 = 935 W$

4. Let v režimu maximálního stoupání

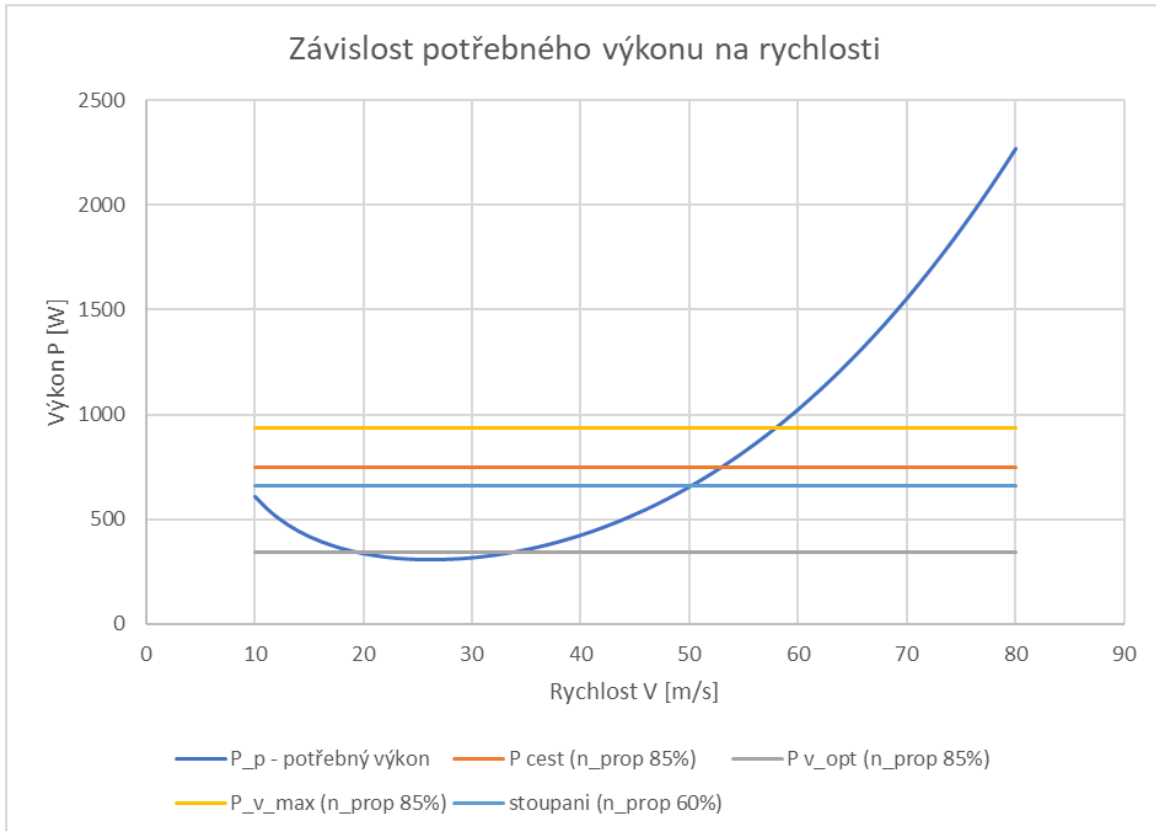
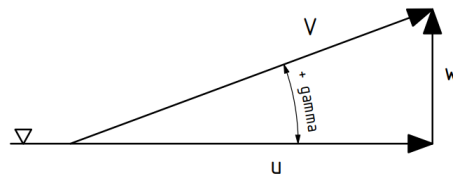


Figure 24 závislost potřebného výkonu na rychlosti s vynesými letovými režimy

5.7.3.2 Ustálený stoupavý let

Stoupací rychlost je vertikální složka rychlosti letadla. Z hlediska stanovení výkonů nás zajímá hlavně maximální stoupací rychlost w_{max} . Maximální stoupací rychlosti dosáhneme ve chvíli, kdy máme k dispozici nejvyšší možný přebytek výkonu P_{climb} nad výkonem potřebným P_p k ustálenému vodorovnému letu.



Obrázek 19 schéma rychlostí

A tedy platí vzorec pro w :

$$w = \frac{\Delta P}{G} = \frac{(F - D) \cdot V}{m \cdot g} \quad (47)$$

Kde w je vertikální složka rychlosti, tedy stoupací rychlost nebo stoupavost

D je odpor a spočítá se jako:

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \quad (48)$$

Koeficienty C_D a C_L spočítáme dle vzorců zmíněných výše.

5.7.3.3 Maximální stoupací rychlost

Maximální stoupací rychlost nejjednodušeji určíme jako:

$$w_{max} = \frac{\Delta P_{max}}{G} = \frac{P_{climb} - P_P}{m \cdot g} \quad (49)$$

Rychlost letounu V pak zpětně určíme ze vztahu:

$$w = V \cdot \sin\gamma \rightarrow V = \frac{w}{\sin\gamma} \quad (50)$$

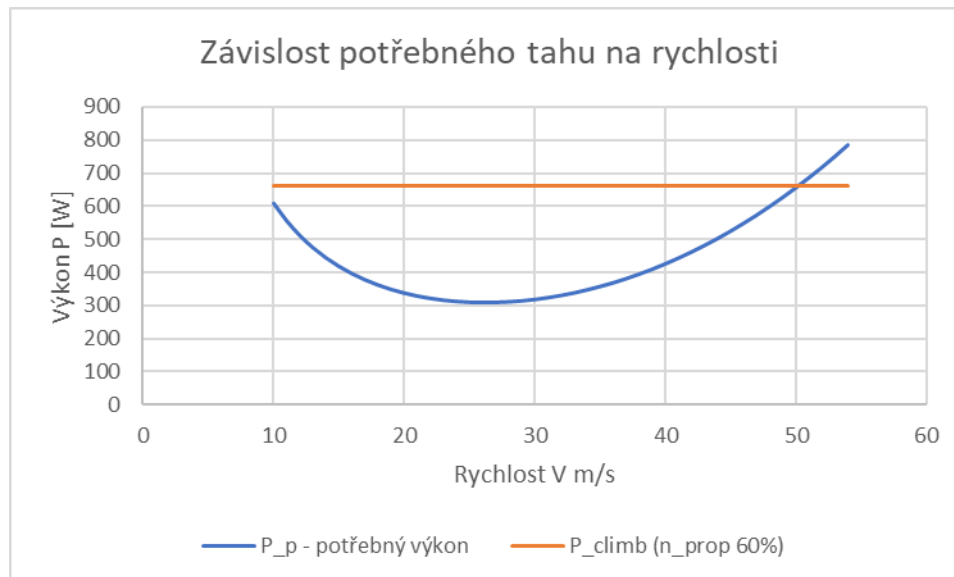


Figure 25 detailní pohled – závislost potřebného tahu na rychlosti – režim stoupání

Z grafu můžeme určit, že největší přebytek výkonu existuje na rychlosti $V_{climb} = 26 \frac{m}{s}$

$$\begin{aligned} \Delta P_{max} &= 351,8 \text{ W} \\ w_{max} &= \frac{\Delta P_{max}}{g \cdot m} = \frac{351,8}{9,81 \cdot 14,757} = 2,43 \frac{m}{s} \end{aligned} \quad (51)$$

Závislost rychlosti stoupání na rychlosti:

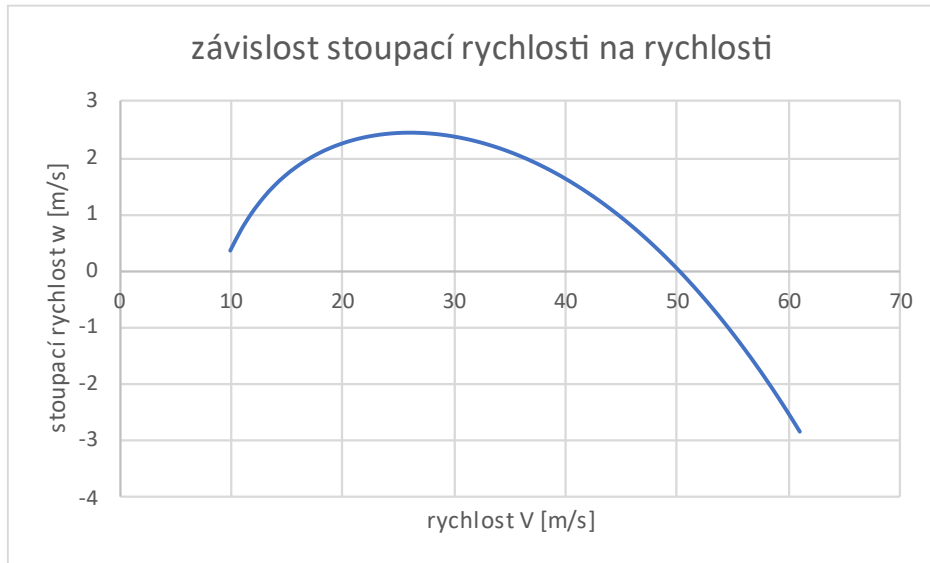


Figure 26 závislost stoupací rychlosti na rychlosti

Je třeba zmínit, že tato závislost je zjednodušená a zkreslená zvláště v části grafu, kde se stoupací rychlost blíží nule kvůli uvažování konstantní účinnosti vrtule $\eta_{prop} = 0,6$ zatímco u vodorovného letu uvažujeme $\eta_{prop} = 0,85$.

5.7.3.3.1 Úhel stoupání γ při stoupací rychlosti w_{max} :

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{w_{max}}{V_{climb}}\right) = \arcsin\left(\frac{2,43}{26}\right) = 5,36^\circ \quad (52)$$

5.7.3.4 Pádová rychlost

Pro menší výšky letu je minimální rychlost letu dána aerodynamickými možnostmi letounu tedy maximálním dosažitelným součinitelem vztlaku. Minimální rychlost letu je tedy i pádovou rychlostí letounu.

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_{L_{max}} \cdot \rho \cdot S}} \quad (53)$$

$C_{L_{max}}$ určíme dle následujících vztahů: [21]

k – koeficient tvaru křídla, pro lichoběžníkové křídlo $k = 0,95$

c_l – maximální součinitel vztlaku profilu, pro NACA 4412 $c_l = 1,42$, převzato z předchozí práce [1].

$$C_{L_{maxW}} = k \cdot c_l = 0,95 \cdot 1,42 = 1,349 \quad (54)$$

k_a – součinitel zohledňující, že maximální součinitel vztlaku letounu je nižší než jeho křídla $k_a = 1,05$, jedná se o odhadnutou hodnotu zohledňující 5 % kvůli vyvažovacím silám.

$$C_{L_{max}} = \frac{C_{L_{maxW}}}{k_a} = \frac{1,349}{1,05} = 1,285 \quad (55)$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 14,757 \cdot 9,81}{1,285 \cdot 1,225 \cdot 0,28}} = 25,63 \frac{m}{s} = 92,268 \frac{km}{h} \quad (56)$$

Stoupací rychlost není nijak závratná a je velmi blízko pádové rychlosti, která je naopak v porovnání k velikosti letounu vysoká. Do budoucna by bylo dobré uvažovat silnější pohonnou jednotku s vyšším přebytkem výkonu, křídlo o větší ploše nebo kombinace obojího. V našem případě by pravděpodobně bylo nutné při vzletu letoun urychlit katapultem.

5.7.4 Rychlostní polára

Rychlostní polára je polární diagram, kde polární souřadnicí je rychlost klouzavého letu V a argumentem je úhel klouzání $\bar{\gamma}$. V kartézském souřadnicovém systému je to tedy horizontální rychlost klouzavého letu u a klesací rychlost w .

5.7.4.1 Úhel klouzání $\bar{\gamma}$:

$$\bar{\gamma} = \arctg\left(\frac{C_D}{C_L}\right) \quad (57)$$

5.7.4.2 Rychlost klouzavého letu:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos\bar{\gamma}}{C_L \cdot \rho \cdot S}} \quad (58)$$

5.7.4.3 Horizontální rychlost u :

$$u = V \cdot \cos\bar{\gamma} \quad (59)$$

5.7.4.4 Klesací rychlost w :

$$w = V \cdot \sin\bar{\gamma} \quad (60)$$

Nyní máme všechny potřebné údaje k sestrojení grafu rychlostní poláry.

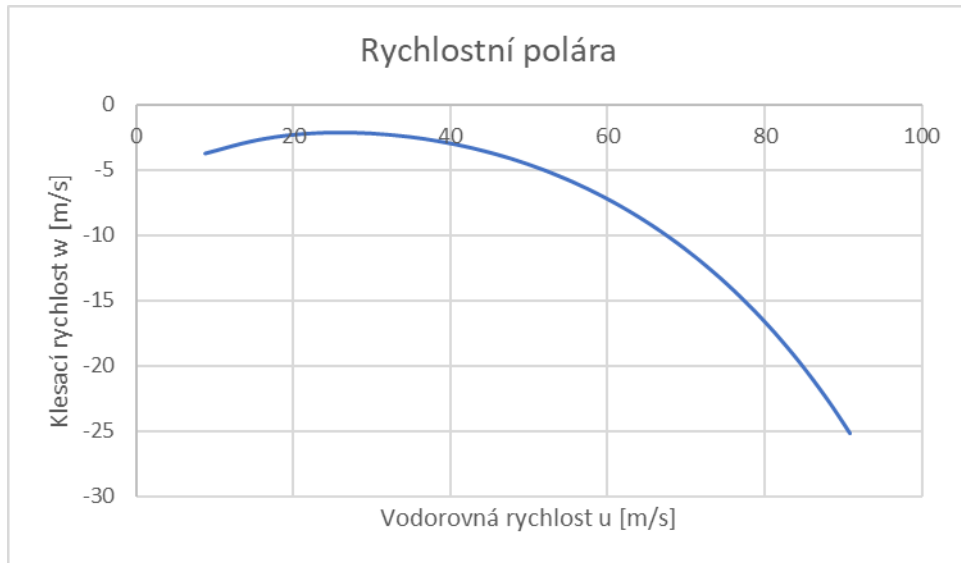


Figure 27 rychlostní polára

5.7.5 Klouzavý let s nejmenší klesací rychlostí

Nejnižší klesací rychlost, tedy klesací rychlost, při které letoun s vypnutým motorem vydrží nejdéle ve vzduchu nalezneme jako bod, kdy polára s vodorovnou osou svírá nulový úhel $w_{min} \cong -2,12 \frac{m}{s}$.

5.7.6 Režim maximální klouzavosti

Je režim, při kterém je letoun z daného místa schopen uletět největší vzdálenost. Zajímá nás tedy hlavně klesací rychlost w a horizontální rychlost u . Úhel, při kterém letadlo doklouže nejdále je definován jako:

$$\bar{\gamma}_{min} = \arctg\left(\frac{C_D}{C_L}\right)_{min} = \arctg\left(\frac{0,04852}{0,68906}\right) = 0,0703 \text{ rad} = 4,03^\circ \quad (61)$$

Rychlost letu pak určíme jako:

$$\begin{aligned} V_{\bar{\gamma}_{min}} &= \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos \bar{\gamma}_{min}}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{D0}}}} \\ &= \sqrt{\frac{2 \cdot 14,757 \cdot 9,81 \cdot \cos(4,03^\circ)}{1,225 \cdot 0,28 \cdot \sqrt{\pi \cdot 7,9 \cdot 0,8134 \cdot 0,025}}} \\ &= 34,43 \frac{m}{s} = 123,95 \frac{km}{h} \end{aligned} \quad (62)$$

Analogicky jako výše pak:

$$u_{\bar{\gamma}_{min}} = V_{\bar{\gamma}_{min}} \cdot \cos \bar{\gamma}_{min} = 34,34 \frac{m}{s} \quad (63)$$

a

$$w_{\bar{\gamma}_{min}} = V_{\bar{\gamma}_{min}} \cdot \sin \bar{\gamma}_{min} = 2,42 \frac{m}{s} \quad (64)$$

6. Předběžný konstrukční návrh křídla

Konstrukce křídla byla navržena na základě parametrů vycházejících z předchozích kapitol.

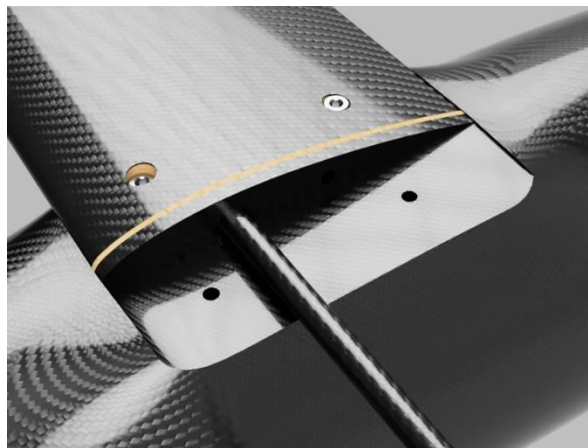
Křídlo je tvořeno pěnovým jádrem s žebrovými výztužemi a uhlíkovou trubkou. Mezi jednotlivými žebry z 3 mm překližky vyřezanými na laseru se nachází pěnová jádra, vyrobená z extrudovaného polystyrénu, které lze díky jednoduchému tvaru křídla jednoduše vyrobit metodou řezání odporovým drátem. Odtoková hrana křídla a náběžná hrana křídélka budou v místě napojení na křídélko vyztužené dřevěným nosníkem, tak aby bylo možné pevně uložit panty. Extrudovaný polystyrén je náchylný k leptání například kyanoakryláty, bylo by tedy vhodné, aby k sobě byly jednotlivé součásti lepené například epoxidovým lepidlem.

Vzniklá konstrukce se vlepi do uhlíkové skořepiny křídla tvořené horní a dolní polovinou. Poloviny budou vytvořené na negativních frézovaných formách křídla ze dvou nebo více laminovaných vrstev, ideálně tvrzených ve vakuu. Je nutné, aby měla skořepina i interní konstrukce křídla vůči sobě přesný tvar, aby bylo zajištěno dokonalé slepení těchto tří celků. V případné nepřesnosti bude nutné nanést více lepidla a došlo by tak k nežádoucímu navýšení hmotnosti nebo bez dostatečného množství k poklesu únosnosti celé konstrukce. Náběžná a odtoková hrana se přelaminují jednou nebo více vrstvami uhlíkové tkaniny. Konce křídla budou tvořeny plastovými koncovkami tištěnými z plastu na 3D tiskárně, ideálně z PLA nebo z lehčího LW PLA, to je ale mnohem křehčí a má hrubou texturu. Křídlo je k trupu připevněno pomocí 4 ocelových šroubů a bude jej možné transportovat rozdělené (do nosné trubky bude při přípravě letu zasunuta další). Šrouby jsou uloženy v kovových pouzdech a ta jsou usazena ve vyfrézovaných překližkových výztužích vlepených do konstrukce křídla. V trupu je navíc vlepené kořenové žebro frézované z 4 mm uhlíkové desky, které se postará o přenos posouvajících sil a přesné sesazení křídla vůči trupu.

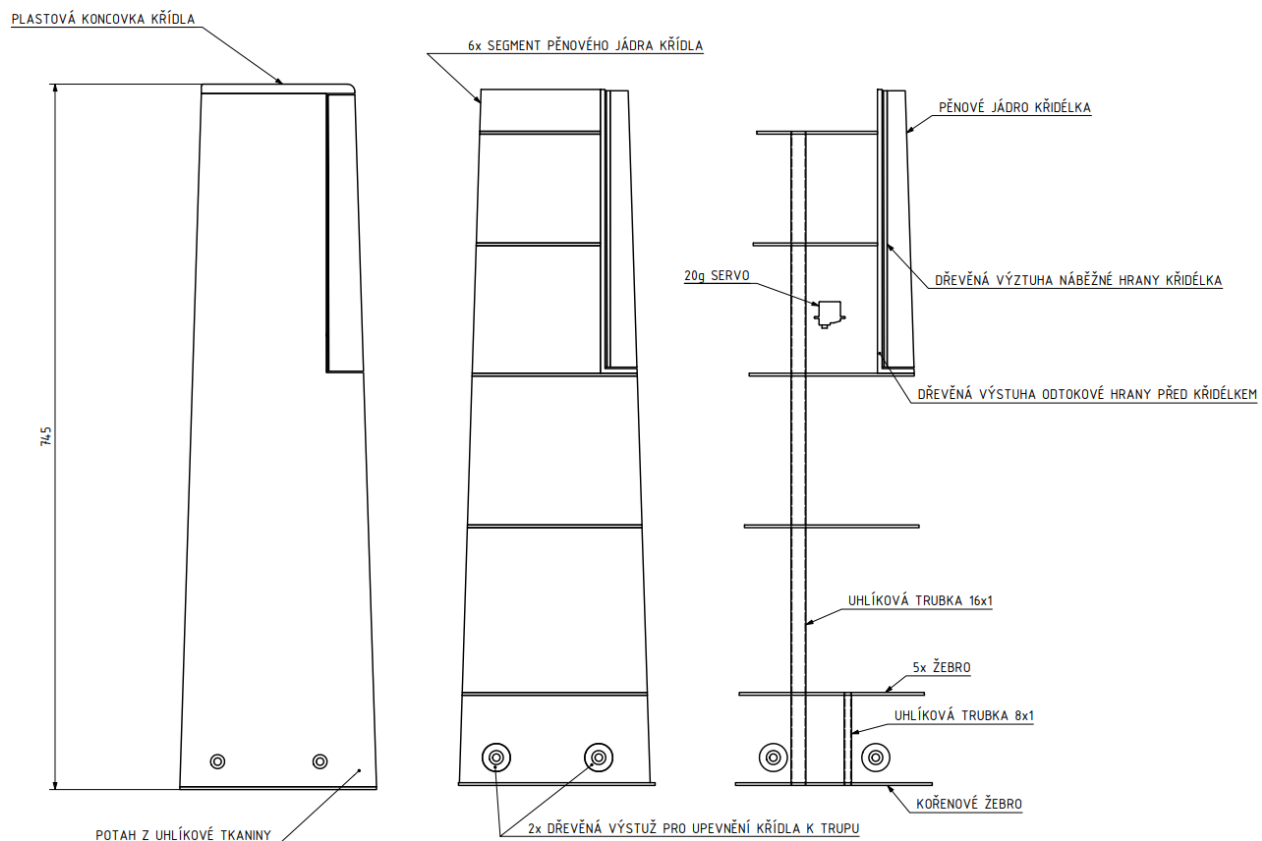
V křídle je také umístěno řídicí servo křídélka. Jedná se o standardní 20 g digitální servo s kroutícím momentem okolo 8 kg/cm. Kabel k jeho napájení a řízení bude veden dutinou vedoucí od serva po kořen křídla.



Obrázek 20 render konstrukce křídla



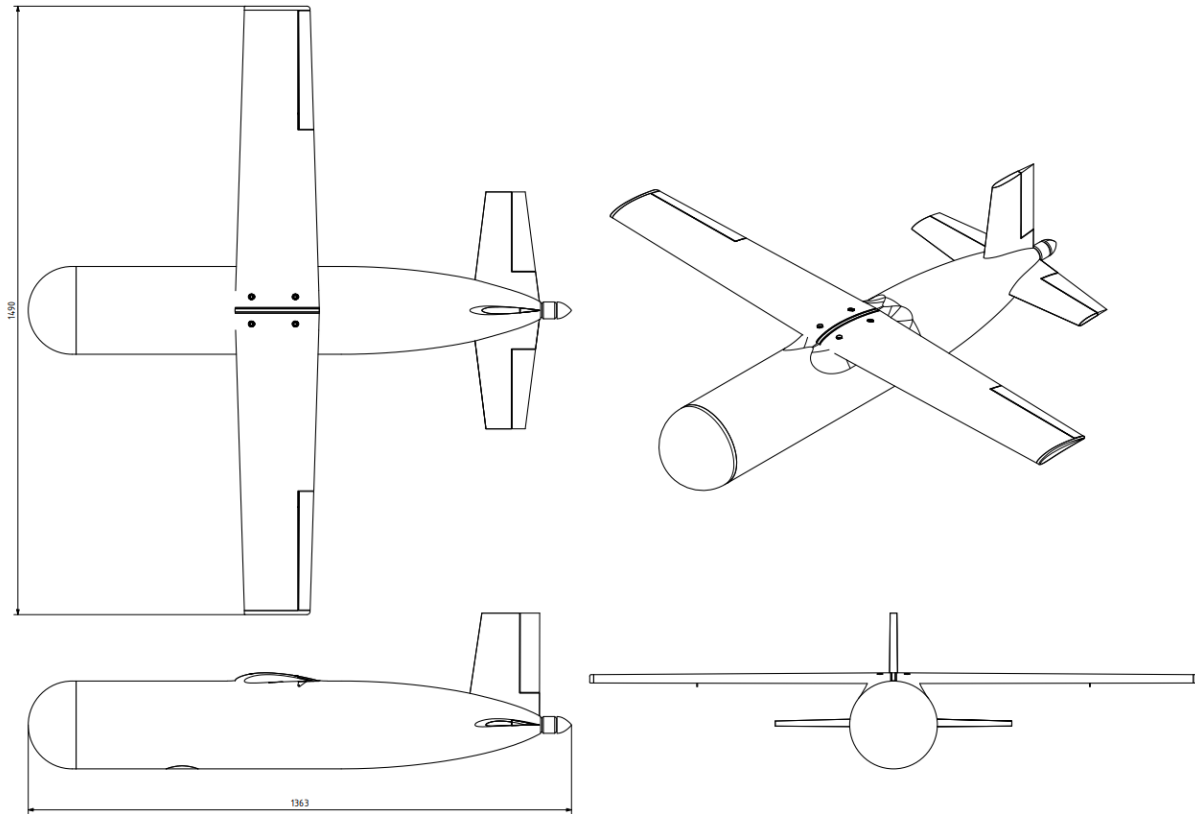
Obrázek 21 render detail kořenového žebra



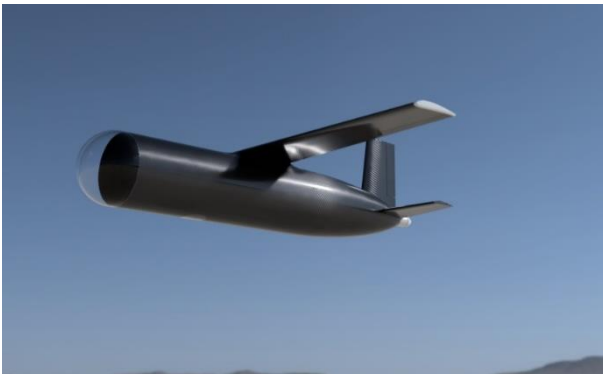
Obrázek 22 návrh konstrukce křídla

6.1 Základní geometrie

Na základě výstupů předchozích kapitol byla vytvořena základní geometrie.



Obrázek 23 základní geometrie letounu



Obrázek 24 render letounu při plnění mise 1



Obrázek 25 render letounu při plnění mise 2

7. Závěr

Cílem rešeršní části této práce bylo hledání možných užitečných nákladů. Byly nalezeny alternativní systémy k původním vybraným. Pro budoucí pokračování tohoto návrhu by bylo vhodné vybrat systémy s menšími zástavbovými rozměry. Právě v důsledku rozměrů vybraného zatížení je trup letounu vzhledem k jeho celkové velikosti neobvykle široký.

Byla provedena kontrola a následná úprava původního hmotnostního rozložení. Následovně jsme se věnovali optimalizaci parametrů křídla a baterie za účelem úspěšného splnění mise zemědělského charakteru při minimální možné kombinované hmotnosti obou komponent ($m_{wing+batt} = 4,937 \text{ kg}$). To se podařilo při štíhlosti křídla $A = 7,9$ a jeho ploše $S = 0,28 \text{ m}^2$. Poté bylo zkontrolováno a navrženo nové rozložení komponent v trupu prostředku.

Následně byly prováděny výpočty za účelem zjištění a ladění aerodynamického středu letounu. Vzájemná pozice aerodynamického středu a hmotnostního těžiště letounu nabyla příznivé hodnoty 4 %.

Na základě parametrů získaných v předchozích kapitolách pak byly stanoveny jednotlivé výkony – maximální rychlost $V_{max} = 58,8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, cestovní rychlost $V_{cruise} = 53 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, optimální rychlost $V_{opt} = 34,05 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, pádová rychlost $V_S = 25,63 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, maximální stoupací rychlost $w_{max} = 2,43 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ a další. Výkony a s nimi spojené parametry byly počítány dle těch nejjednodušších vzorců a předpokladů, reálné hodnoty se tak mohou v některých ohledech značně lišit.

Poslední bod této bakalářské práce se věnoval předběžnému konstrukčnímu návrhu křídla a návrhu základní geometrie letounu.

Jak již bylo zmíněno, výkony v reálném světě se od spočtených v této práci mohou značně lišit, předpokládáme je horší. Následující bakalářské práce by se tedy mohly věnovat zejména detailnějšímu aerodynamickému rozboru letounu, nebo letovým výkonům při uvažování detailní charakteristiky vrtule a motoru. Zároveň by mohly prozkoumat další obory využití tohoto letounu a stavět tak jak na základech této, tak i předešlé práce.

8. Reference

- [1] B. K. Matouš, „dspace.cvut.cz,“ 26 5 2023. [Online]. Available: <https://dspace.cvut.cz/handle/10467/109892>. [Přístup získán 8 11 2023].
- [2] Specim, Spectral Imaging Ltd., „Specim AFX17,“ [Online]. Available: <https://www.specim.com/products/specim-afx17/#>. [Přístup získán 13 12 2023].
- [3] Teledyne Flir, "Flir/support/products/stormcaster," [Online]. Available: <https://www.flir.eu/support/products/stormcaster-e/?vertical=uas&segment=uis#Documents>. [Accessed 25 11 2023].
- [4] E. J. Stich, 01 11 2013. [Online]. Available: <https://www.semanticscholar.org/paper/Geo-pointing-and-threat-location-techniques-for-Stich/77bab495926d8171b510e5b7674a0f86541873c0>. [Přístup získán 13 12 2023].
- [5] Specim, Spectral Imaging Ltd., [Online]. Available: <https://www.specim.com/technology/hyperspectral-vs-multispectral-cameras/>. [Přístup získán 14 12 2023].
- [6] Headwall Photonics, „headwallphotonics/sharefile,“ 2023. [Online]. Available: <https://headwallphotonics.sharefile.com/share/view/1d0b8fe811324408>. [Přístup získán 8 11 2023].
- [7] Fly Dragon, [Online]. Available: <https://www.dronefromchina.com/product/4-Band-Agriculture-Multispectral-Camera.html>. [Přístup získán 14 12 2023].
- [8] Fly Dragon, [Online]. Available: https://www.aliexpress.com/item/1005005741481487.html?src=google&src=google&albch=shopping&acnt=494-037-6276&slnk=&plac=&mtctp=&albbt=Google_7_shopping&albagn=888888&isSmbAutoCall=false&needSmbHouyi=false&albcp=19374039247&albag=&trgt=&crea=en100500574148. [Přístup získán 14 12 2023].
- [9] Aliexpress, [Online]. Available: https://www.aliexpress.com/item/1005005594790170.html?spm=a2g0o.detail.1000014.1.37e5oRYIoRYIJA&gps-id=pcDetailBottomMoreOtherSeller&scm=1007.40000.326746.0&scm_id=1007.40000.326746.0&scm-url=1007.40000.326746.0&pvid=7474f76b-0841-47df-8f55-4f8b627e9a59&_. [Přístup získán 14 12 2023].
- [10] MicaSense, Inc, 2017. [Online]. Available: https://support.micasense.com/hc/en-us/article_attachments/115004168274. [Přístup získán 14 12 2023].

- [11] UAV Drone, [Online]. Available: <https://www.uavfordrone.com/product/40x-zoom-4k-drone-gimbal-camera-with-object-tracking-function/>. [Přístup získán 14 12 2022].
- [12] J. Reichl a M. Všetická, „Mechanika tuhého tělesa/ těžiště tělesa,“ [Online]. Available: <http://fyzika.jreichl.com/index.php/main.article/view/101-teziste-telesa>. [Přístup získán 6 1 2024].
- [13] S. Gudmundsson, General aviation aircraft design: applied methods and procedures, Langford Lane, Kidlington, Oxford OX5 1GB, UK 225 Wyman Street, Wltham, MA 02451: Elsevier Inc., 2014.
- [14] V. Tichopád, Letové výkony, Praha: Vydavatelství ČVUT, 2001.
- [15] D. I. V. C. Daněk, Mechanika letu 1 - Letové výkony, Brno: Akademické nakladatelství CERM, s.r.o. Brno, 2009.
- [16] O. & D. A. Al-Shamma, „Aircraft weight estimation in interactive design process,“ University of Hertfordshire, [Online]. Available: <https://core.ac.uk/download/pdf/12983145.pdf>. [Přístup získán 10 4 2024].
- [17] J. Gundlach, Designing Unmanned Aircraft Systems - A Comprehensive Approach, Reston, Virginia, Polytechnic Institute and State Universtiy: 1st American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [18] D. J. Roskam, Airplane Design: Part V: Component Weight Estimation, Suite 500 Lawrence, Kansas 66049, USA: Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 2018.
- [19] E. Torenebeek, Synthesis of subsonic airplane design - Appendix E. Prediction methods for lift and pitching moment of aircraft in the en route configuration, Delft University Press, 1976.
- [20] E. Torenbeek, Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes, 2013.
- [21] J. Dr. Roskam, Airplane Design Part VI : Preliminary Calculation of Aerodynamic Thrust and Power Characteristics, 2017.