



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

Koncepční návrh UAV

Conceptual design of a UAV

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2023

Matouš KMET

Studijní program: TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor: Studijní program je bezoborový

Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Kmet** Jméno: **Matouš** Osobní číslo: **501497**
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:

Koncepční návrh bezpilotního prostředku

Název bakalářské práce anglicky:

Conceptual design of a UAV

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši existujících řešení
- 2) Koncepční návrh
- 3) Předběžné stanovení letových výkonů

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: **28.04.2023**

Termín odevzdání bakalářské práce: **26.05.2023**

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

PODĚKOVÁNÍ

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

ANOTAČNÍ LIST

Autor:	Matouš KMET
Název BP:	Koncepční návrh UAV
Rok vyhotovení:	2023
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Bibliografické údaje:	počet stran 51 Počet obrázků 16 Počet grafů 8 Počet tabulek 2 Počet příloh 0
Klíčová slova:	Bezpilotní prostředek, UAV, Koncepční návrh

Anotace:

V této práci je pojednáno o koncepčním návrhu UAV, které bude schopné plnit požadavky uživatelů z civilního i vojenského sektoru. Na základě řešené jsou určeny základní parametry, které slouží jako podklad k návrhu. Návrhovými výpočty je ověřena realizovatelnost počáteční ideje.

ANOTATION SHEET

Author: Matouš KMET
Bachelors thesis title: Conceptual design of UAV
Year: 2023
Study programme: (B2342) Theoretical Fundamentals of Mechanical Engineering
Branch of study: 2301R000 No special fields of study
Department: Department of Aerospace Engineering
Thesis supervisor: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Bibliographic data: Number of pages 51
Number of pictures 16
Number of figures 8
Number of tables 2
Number of attachments 0
Key words: Unmanned vehicle, UAV, Conceptual design

Annotation:

This thesis is about the conceptual design of a UAV that will be able to meet the requirements of users from the civil and military sectors. Based on the research, the basic parameters are determined, which serve as a basis for the design process. Design calculations verify the feasibility of the initial idea.

Obsah

Seznam obrázků	9
Seznam grafů.....	9
Seznam tabulek	9
Seznam použitých programů	9
1. Úvod	10
2. Rešerše existujících řešení	11
2.1. Civilní využití UAS	11
2.2. Vojenské využití a strategická podstata UAS	12
2.3. Vyčkávací munice (UAV).....	14
2.3.1. Morální a etické důsledky vyplývající z užití přesně naváděné munice	14
2.3.2. AeroVironment Switchblade 600	15
2.3.3. Area-I ALTIUS 600.....	16
2.3.4. IAI Green Dragon LM	16
2.3.5. IAI Mini Harpy	17
2.3.6. WB Group WARMATE.....	17
2.4. Pozorovací UAV	18
2.4.1. senseFly eBee X.....	18
2.4.2. senseFly eBee Ag.....	19
2.4.3. Elbit systems SKYLAR 3 Hybrid	20
2.4.4. Northrop Grumman Bat UAS	20
2.5. Souhrn parametrů rešerše.....	21
2.6. Návrh parametrů letounu	21
2.6.1. Maximální dostup a operační výška	21
2.6.2. Maximální hmotnost a vytrvalost	22
3. Koncepční návrh.....	24
3.1. Shrnutí požadovaných parametrů UAV pro vojenské využití.....	24
3.2. Souhrn požadovaných parametrů UAV pro civilní využití.....	24
3.2.1. Průnik parametrů pro civilní a vojenské využití	24
3.3. Návrh plošného a výkonového zatížení.....	24
3.4. Výpočet výkonu motoru.....	26
3.5. Výpočet plochy křídla a pádové rychlosti	28
3.6. Výpočet výkonu motoru.....	28
3.7. Návrh parametrů baterie a motoru	28
3.8. Návrh geometrie křídla	29
3.9. Hmotový rozbor.....	30
3.9.1. Hmotnost pohonného systému.....	30
3.9.2. Hmotnost přistávacího zařízení.....	30
3.9.3. Hmotnost řídicího systému	30
3.9.4. Hmotnost avioniky	31
3.9.5. Hmotnost nákladu.....	31
3.9.6. Hmotnost draku letounu	31
3.9.7. Hmotnost křídla	31



3.9.7.1.	Metoda Raymer	31
3.9.7.2.	Metoda Nicolai.....	32
3.9.7.3.	Metoda Gerard	32
3.9.7.4.	Metoda USAF.....	33
3.9.7.5.	Metoda USN	33
3.9.7.6.	Diskuse výpočtů:	34
3.9.8.	Hmotnost trupu	34
3.9.8.1.	Metoda USAF.....	34
3.9.8.2.	Metoda Nicolai.....	35
3.9.8.3.	Metoda Torenbeek.....	35
3.9.8.4.	Metoda Raymer	35
3.9.8.5.	Diskuse výpočtů:	36
3.9.9.	Hmotnost ocasních ploch	36
3.9.10.	Diskuse výpočtů:	37
3.10.	Koncepce a návrh rozložení hmotností	37
3.11.	Volba profilu křídla a základní návrh geometrie	38
4.	Předběžné stanovení letových výkonů	41
4.1.	Základní aerodynamické charakteristiky.....	41
4.2.	Charakteristiky při pádové a cestovní rychlosti	41
4.2.1.	Potřebný tah a výkon	42
5.	Závěr.....	47
	Bibliografie	48

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1: Switchblade 600 [11]	15
Obrázek 2: Area-I ALTIUS 600 [13]	16
Obrázek 3: IAI Green Dragon LM [15].....	16
Obrázek 4: IAI Mini Harpy [17]	17
Obrázek 5: WB Group Warmate [19].....	18
Obrázek 6: SenseFly eBee X [22]	19
Obrázek 7: SenseFly eBee Ag [24]	19
Obrázek 8: Elbit Systems SKYLAR 3 Hybrid [25].....	20
Obrázek 9: Northrop Grumman Bat, troj Pohled [28]	21
Obrázek 10: Návrh geometrie v půdorysu.....	30
Obrázek 11: Rozložení hmotností (těžišť) jednotlivých částí.....	37
Obrázek 12:Návrh rozložení hmotností zajišťující podélnou statickou stabilitu	38
Obrázek 13: Tvar profilu	39
Obrázek 15: Základní geometrie v rozloženém stavu.....	39
Obrázek 16: Základní geometrie ve složeném stavu	40

SEZNAM GRAFŮ

Graf 1 Korelace výšky letu a doletu	22
Graf 2 Korelace hmotnosti a vytrvalosti	23
Graf 3 Závislost poměru tahu a hmotnosti na plošném zatížení	26
Graf 4 Závislost propulzního výkonu na plošném zatížení.....	27
Graf 5 Závislost pro pádovou rychlost (vlevo), závislost pro cestovní rychlost (vpravo).....	41
Graf 6 Závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu	44
Graf 7 Polára letounu	45
Graf 8 Rovnovážný diagram výkonů	45

SEZNAM TABULEK

Tabulka 1 Souhrn parametrů rešerše	21
Tabulka 2 Vypočtené hodnoty.....	44

SEZNAM POUŽITÝCH PROGRAMŮ

Xflr5 6.59 Win64
Autodesk Inventor

1. Úvod

Tato bakalářská práce se zabývá koncepčním návrhem modulárního UAV použitelného v civilním i vojenském sektoru. Je pojednáno o možnostech využití jak v civilním, tak i ve vojenském sektoru a o možnostech prolnutí požadavků obou odvětví. Na základě shodných požadavků je uvedena krátká rešerše letounů, které zmíněné požadavky částečně nebo zcela splňují. Z technických kritérií letounů uvedených v rešerši vyplývá, co lze považovat za dosažitelné. Dále je z požadavků a rešerše vyvozen závěr o tom, jaké parametry jsou cílem návrhu. Na základě těchto poznatků pokračuje praktická část práce. V praktické části je proveden základní návrh letounu. Bylo postupováno od prvotního odhadu výkonů vyplývajících z požadavků na maximální hmotnost a dalších definujících parametrů, jako je návrh hmotností jednotlivých částí a předběžný výpočet jejich rozložení, aby byla zachována podélná statická stabilita. Nakonec je proveden prvotní návrh geometrie letounu.

2. Rešerše existujících řešení

2.1. Civilní využití UAS

V civilním sektoru nachází UAS velmi široké využití. Je zřejmé, že v mnoha sektorech průmyslu může být užitečné mít možnost monitorovat infrastrukturu. A v některých aplikacích je nutné využívat létajících strojů. Například pro monitoring vedení vysokého napětí. Dále je možné využít UAS i v zemědělství na monitoring rozlehlých území za účely vyhodnocování a sběru dat, nebo třeba plánování obdělávání půdy. V neposlední řadě je možné využívat UAS pro bezpečnostní účely. Tedy od hledání osob až po zabezpečování chráněných prostor, jelikož poskytují dobrý přehled o situaci a možnost sledovat veškeré dění v zájmové oblasti.

Stejná konstrukce letounu jako pro vyčkávací munici je vhodná i pro civilní využití. S tím rozdílem, že nákladový prostor neponese v sobě výbušninu, ale vybavení relevantní pro konkrétní účel. Příkladem může být nošení multispektrálních kamer a termokamer. Tato optická zařízení jsou vhodná pro predikování obsahu vody v půdě, která má potenciál být zemědělsky užitečná. Tedy například v Subsaharské Africe, kde je sucho a není vždy možné jakýkoliv kus země dostatečně zavlažit kvůli nedostatku vody, tak se využije dat získaných z UAV a vzorků půdy nasbíraných v terénu. Vzorky jsou otestovány na obsah vody a konkrétní data o obsahu vody jsou zkalibrována se snímky z UAV. Následně může UAV přelétat nad rozlehlým územím a čistě na základě snímkování získávat poměrně přesné odhady o vlhkosti půdy. Tento proces velmi zefektivní výběr půdy vhodné pro pěstování plodin. Tedy kompaktní přenosné UAV, které může být odpáleno z trubky a je schopné létat po delší časové intervaly nahrazuje pracovníky, kteří by museli projít rozlehlé území a všude nasbírat vzorky půdy. [1]

Dalším konkrétním příkladem využití UAV lze přímo navázat na předchozí příklad. Jedná se totiž o využití multispektrálních snímků polí sóji luštinaté (*Glycine max*) k odhadu množství plodů. Tento problém se řeší především v západní Africe, kde je produktivita sóji velmi nízká a sice méně než tuna na hektar půdy. Letoun opatřený multispektrální kamerou může přelétat nad poli sóji a pořizovat snímky. Tyto snímky jsou následně pomocí příslušných softwarů analyzovány a poskytnou data o množství plodů a celkovém zdraví rostlin. Na základě těchto dat je možné optimalizovat celý proces pěstování a je třeba menší množství lidských pracovníků na polích. Opět letoun vhodný pro pořizování snímků by měl být ideálně člověkem přenosný a snadno vypustitelný. Proto UAV odpalované z trubky se jeví jako nejlepší koncepce. Takový letoun nepotřebuje žádný terén na vzlet a je snadno uskladnitelný. [2]

Jelikož civilní využití tohoto typu letounu bude spočívat především v přelétání oblasti za pozorovacími účely, tak se stává relevantním další parametr, který u vojenského využití nehrál roli a sice plocha, jež lze letounem pokrýt. Běžně dostupné letouny pro tento účel jsou schopny pokrýt plochu od 40 do 200 hektaru. A letová výška nad terénem obvykle

nepřesahuje 150 m a není menší než 40 m tedy konstrukce letounu pro vojenské využití s optimální letovou výškou 200 m je zcela vyhovující i pro civilní využití. [3] [4] [5]

Je zřejmé, že stejně jako mělo malé UAV veliký potenciál pro vojenské užití, tak potenciál pro civilní využití není o nic menší. Letoun stejné konstrukce jako vyčkávací munice může létat nad vedením vysokého napětí a termokamerou monitorovat, zda není někde rizikové místo, nebo může monitorovat dění v národním parku a sledovat, zda se nepohybují lidé, kde nemají, či nelegálně netáboří. Univerzálnost tohoto typu letounu je očividně velká a konstrukční rozdíl oproti vyčkávací munici je pouze v nahrazení výbušninou příslušnou aparaturou.

2.2. Vojenské využití a strategická podstata UAS

Za předpokladu, že se uskupení vojenského charakteru z jakéhokoliv důvodu rozhodne pro vedení válečného konfliktu, pak je vhodné postupovat v souladu s konkrétní válečnou doktrínou. Dále prezentovaný strategický postup vychází z doktríny uznávané a používané většinou na západ orientovaných zemí, jež disponují vojenskou silou.

Ač je možné se setkat s tvrzeními, že specifický druh techniky je zcela rozhodující pro dosažení vítězství ve válečném konfliktu, toto tvrzení je mylné. Pro dosažení vítězství je nutná precizní kombinace mnoha druhů techniky a správných strategických rozhodnutí. Území lze považovat za dobyté, jestliže nad ním máme plnou kontrolu. Tudiž je třeba pozemních sil, aby získaly kontrolu nad strategickými místy a následně kontrolovaly veškeré dění na zemi. Tato snaha může být narušena především hrozbami ze vzduchu a nepřímou dělostřeleckou palbou nepřátelských sil. Tedy je zřejmé, že je vhodné získat vzdušnou nadvládu a mít dělostřelectvo schopné vyššího dostřelu než nepřítel.

Vybojování vzdušné nadvlády je bezesporu co do prostředků nejnáročnější, ale má největší potenciál v boji minimalizovat ztráty materiální a na životech. Pokud máme možnost kdykoliv bezpečně provádět útoky pomocí leteckých sil, tak je likvidace nepřátelských důležitých míst výrazně jednodušší, než když je nutné je dobýt čistě v pozemním boji. Jelikož v současné době se již neprovádí plošné kobercové bombardování, ale strategické bombardování, které je téměř úplně přesné, tak likvidace sebemenších cílů nepředstavuje problém. Strategické bombardování musí být prováděno pomocí letounů osazených buď laserovými značkovači, pomocí kterých se navádí munice na cíl, nebo musí nést zbraně vybavené vlastním navigačním systémem. Tyto parametry představují onu cenovou náročnost. Prostředky na provedení strategického bombardování budou násobně vyšší, když není vzdušná nadvláda vybudována zcela a je nutné použít ještě sofistikovanější letoun i municí. Například shoz bomb rodiny Paveway 3 z letounu F16 bude výrazně levnější než shoz střely LRASM z letounu B-21 Raider. Ovšem o shozu střely LRASM z letounu B-21 Raider se nepřítel dozví pravděpodobně až po dopadu na cíl. Tedy strategická užitečnost musí zohledňovat, jak moc rizikové je současné prostředí a podle toho nasadit odpovídající techniku. [6]

Dělostřelectvo, ať už raketové nebo nejrozšířenější kanónové, je také velmi efektivní na likvidaci cílů i za nepřátelskou linií. Přesnost je ovšem výrazně menší než u strategického bombardování. Tomu ale také odpovídá cena. Cena dělostřelecké munice je až o 3 řády menší než cena naváděné munice pro strategické bombardování.

Tedy velmi významná po strategické stránce by byla munice s dosahem obdobným nebo větším než běžné dělostřelectvo, cenou maximálně o 1 řád větší než dělostřelecká munice a s přesností na úrovni naváděné munice pro strategické bombardování. Tyto požadavky splňuje UAV osazené hlavicí o obdobné síle jako minometný granát, které je schopné po delší časová období létat nad rizikovou oblastí do té doby, než je zvolen nejvhodnější cíl. Poté, co je vybrán cíl, se UAV navede podobně jako střela s plochou dráhou letu a dojde k efektivní eliminaci cíle. A toto není jediný způsob využití UAS.

Je-li vedena ofenzivní nebo defenzivní akce ze strany nepřátelských sil, pak je pro plánování adekvátní reakce ze strany spojeneckých sil vhodné mít co možná nejpřesnější informace o pohybu nepřátel. Zároveň je užitečné znát i co nejpřesněji, jakými konkrétně typy techniky a v jakých počtech nepřítel disponuje. Získávání těchto informací bylo do počátku minulého století úkolem zvědů. To se změnilo po vynálezu letadla. Především během první světové války se jednoznačně prokázalo, že využití letadel za výzvědnými účely je velmi efektivní. Od té doby primární zdroj informací o pohybu nepřítele je právě využití letectva nebo satelitů. Pokud je ale například z důvodů oblačnosti nebo jakýchkoliv jiných nemožné použít satelity, tak se o informace musí postarat právě letectvo. Nutno podotknout, že pro řízení pohybu pozemního vojska a zejména těžké techniky se stále využívá pěších zvědů. A to proto, že zatímco letadla poskytují obecný strategický přehled o umístění a počtech nepřátel, tak řízení pozemního vojska by mělo být prováděna se znalostí terénu v očekávaném místě střetu s nepřítelem. Výzvědné jednotky získávají informace, které zpřesní přehled o bojišti a umožní provedení přesné a precizní akce, která nenechává okolnosti střetu náhodě. [6] [7]

Výzvědné útvary, které zajišťují zpřesňující informace o pohybu a počtech nepřítele, tak činí na základě vizuálního kontaktu s nepřítelem. V ideálním případě ale nepřátelské síly vůbec nezjistí, že k vizuálnímu kontaktu došlo. Tento druh získávání informací je ovšem pro příslušníky výzvědných útvarů velmi riskantní. Je-li to alespoň trochu možné, tak výzvědné jednotky využijí prostředky, kterými mohou navázat vizuální kontakt na co největší vzdálenost a tím minimalizovat riziko ze strany nepřítele. Za tímto účelem se mnohdy využívají malé, tiché UAS, které mohou vojáci bez větších obtíží nést s sebou i na delší vzdálenosti v terénu a pěšky. Ve chvíli, kdy útvar těžkého pozemního vojska dosáhne předem stanovené odhadované vzdálenosti od nepřítele, je vyslán výzvědný útvar ověřit pozici nepřítele a získat co nejpřesnější informace pro naplánování úderu. Pro zachování bezpečnosti útvaru těžkého pozemního vojska je výzvědná operace vedena z jiného směru. Tedy výzvědný útvar se nejprve přemístí na stanovenou počáteční pozici vůči nepříteli při zachování původní vzdálenosti od předpokládané pozice nepřítele. Tedy výzvědný útvar se

přemístí po kružnici, jejímž středem je předpokládaná pozice nepřítele a poloměr je roven vzdálenosti útvaru těžkého pozemního vojska od předpokládané pozice nepřítele. Z tohoto výchozího stanoviště následně výzvědný útvar zahájí postup k nepříтели. Ale namísto, aby se výzvědný útvar spoléhal pouze na navázání vizuálního kontaktu okem, tak využije přenosné UAV, které může nepozorovaně vystoupat a přeletět jakékoliv bariéry dělící je od nepřítele. Takové UAV poskytne vizuální kontakt s nepřítelem, aniž by se výzvědný útvar dostal na dohled od nepřítele. Na základě získaných informací může být rozhodnuto o způsobu provedení akce těžkou pozemní technikou. [7]

Po učinění rozhodnutí zahájit ofenzivní akci dojde k vypuštění dalších UAV, která budou během přesunu pozemního vojska kontinuálně monitorovat pohyb nepřítele. Ve chvíli, kdy jsou veškeré pozemní jednotky na palebné pozici, může dojít k synchronizovanému úderu všech sil naráz. Tedy pozemní vojsko zahájí palbu a vyčkávající UAV, jež jsou osazena hlavicí, dostanou za cíl navést se na nepřítele a detonovat.

Výše popsané UAV může být vojskem využito na výzvědné účely a je-li to strategické, tak může splnit i úlohu přesně naváděné munice a cíl, který objeví, rovnou eliminovat. Tento druh UAV nazýváme „vyčkávací munice“.

2.3. Vyčkávací munice (UAV)

2.3.1. Morální a etické důsledky vyplývající z užití přesně naváděné munice

Je vhodné věnovat se etickému a morálnímu ospravedlnění použití přesně naváděné munice. Do kategorie přesně naváděné munice patří i vyčkávací munice. Tato otázka byla řešena již ve starověké Číně. Dokladem o tom je kniha Umění Války, nebo Válečná Strategie Rodu Sun od mudrce Sun'c. Dokonce se tématem morality užití násilí zabývala i nejstarší epická písemnost a sice Epos o Gilgamešovi. Na základě poznatků psychologických historických a i moderních je nutné počítat s faktem, že s největší pravděpodobností není ve světě složeném z individuálních bytostí možné předejít vzniku válečného konfliktu. Co je ale možné udělat, je minimalizovat škody konfliktem způsobené. Škody, které budou způsobeny na materiálním bohatství, nelze dostatečně efektivně snížit. Je tomu tak, protože infrastruktura nutná pro fungování společnosti bývá tím nejnákladnějším, co se na území dané země vyskytuje. Je to ovšem právě tato infrastruktura, na co se bude strategicky postupující oponent zaměřovat jako první. Likvidace této infrastruktury vede ke značnému oslabení bojeschopnosti protivníka. Tedy dokud budou válečné konflikty, tak bude docházet k likvidaci klíčové infrastruktury, a tedy k finančním škodám. Co ovšem lze efektivně minimalizovat, jsou škody na životech nevojenského obyvatelstva. Likvidace civilního obyvatelstva nemá téměř nikdy strategický přínos. Ba naopak cílená minimalizace škod na civilním obyvatelstvu a majetku může vést ke vzniku sympatií k okupačním silám. Důkazem jsou konflikty poslední doby, kde se angažovalo NATO nebo USA. K tomuto jevu může docházet pouze v pár posledních dekádách, jelikož technologie nutné pro tento styl vedení boje jsou relativně nové. A nejvýznamněji v tomto ohledu přispívá užití přesně

naváděné munice. Jelikož pokud disponuje vojsko velmi dobrým přehledem o pozicích nepřítele a rovněž schopností likvidovat nepřátelské pozice a uskupení s přesností na 1 m, tak je možné v podstatě úplně předejít ztrátám na životech lidí, kteří se konfliktu straní. Je samozřejmě nutné, aby byly tyto strategické výhody aplikovány v souladu s morálními a etickými pravidly zásahu. Ale jelikož celá aliance NATO sdílí velmi podobná pravidla zásahu, tak ze strany NATO lze očekávat dodržování těchto strategických postupů. Proto je možné považovat přesně naváděnou municí za ten nejmorálnější druh zbraně. V dnešní době je možné na likvidaci továrny poslat jedinou přesně naváděnou střelu namísto letky bombardérů, která srovná se zemí továrnu a celé široké okolí. [7] [8] [9] [10]

2.3.2. AeroVironment Switchblade 600

Jedná se o jednu z nejmodernějších interpretací konceptu vyčkávací munice. Firma AeroVironment nabízí trojici různě velkých UAV, z nichž je největší právě Switchblade 600.

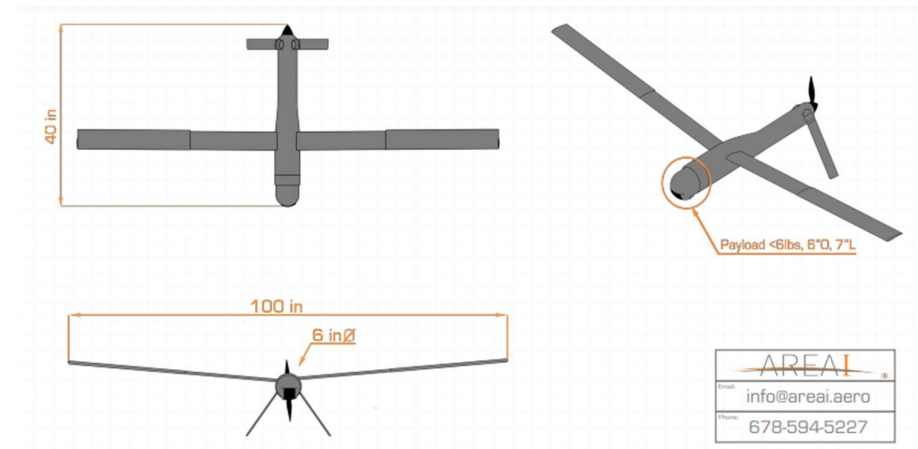


Obrázek 1 Switchblade 600 [11]

K vypuštění letounu dochází odpálením z trubky buď na dálku, nebo operátorem na místě. Délka samotného letounu v odpalovací trubce je 1300 mm. Hmotnost letounu s odpalovací trubkou činí 22,7 kg což je vzhledem k velikosti zcela přijatelné. Samotný letoun pak váží 15 kg. Díky relativně malým rozměrům a hmotnosti je možné, aby byl letoun přenášen vojákem a neomezoval jeho bojeschopnost. Minimální udávaný dolet je 40 km a minimální udávaná výdrž ve vzduchu je 40 minut. Cestovní rychlost letounu činí 113 km/h a maximální rychlost vodorovného letu je 185 km/h ve výšce 200 m nad povrchem. Maximální dostup letounu činí přibližně 4572 m. Hmotnost hlavičky není výrobcem uváděna. Ovšem na základě propagačního videa na webu výrobce má mít hlavičku schopnou penetrovat střechu tanku T72B3, tedy lze předpokládat, že svým výkonem se bude blížit víceúčelové hlavičce Javelin, která váží 8,4 kg. Na základě toho odhadu lze předpokládat, že Switchblade 600 je vybaven hlavičkou o hmotnosti alespoň 5 kg. Cena jednoho letounu se pohybuje okolo 10 000 USD, zatímco cena jedné střely Javelin je přibližně 78 000 USD. [12]

2.3.3. Area-I ALTIUS 600

Letoun ALTIUS-600 je příslušníkem rodiny ALTIUS autonomních UAS, která mohou být odpalována ze vzduchu, moře i země.



Obrázek 2 Area-I ALTIUS 600 [13]

Letoun je vypouštěn z odpalovací trubky. Délka letounu činí 1016 mm a rozpětí křídel 2540 mm. Trup letounu je válcovitého tvaru o průměru 152,4 mm. Hmotnost samotného letounu činí 12,2 kg. Nízká hmotnost umožňuje umístit na vypouštěcí zařízení větší množství letounů. Udávaný dolet činí 440 km a výdrž ve vzduchu činí 4 hodiny. Takovéto hodnoty jsou pro tuto kategorii letounu velmi nadprůměrné. Cestovní rychlost vodorovného letu činí 111 km/h s tím, že maximální rychlost vodorovného letu je 167 km/h. Optimální výška letu je do 200 m nad povrchem. Maximální hmotnost nákladu je 2,7 kg. Letoun může nést mnoho různých druhů nákladu namísto pouze explozivní hlavičky. Cena jednoho kusu není výrobcem uváděna a může se velmi lišit podle toho, zda se jedná o ALTIUS 500, 600, nebo 900, které se liší všemi parametry. [14]

2.3.4. IAI Green Dragon LM

Populární a bojem prověřený letoun od Izraelského výrobce Israel Aerospace Industries. Letoun je odpalovaný z přenosného kontejneru. Může být odpalován z lehkých vozidel nebo pozemních stanovišť. Vysoká maximální rychlost mu umožňuje na cíl nalétat pod vysokým úhlem, což z něj dělá ideální zařízení pro boj v městské zástavbě nebo hornatých oblastech.



Obrázek 3 IAI Green Dragon LM [15]

Délka letounu je 1600 mm a rozpětí činí 1700 mm. Odpalovací kontejner je trubka o vnějším průměru 300 mm a délce 2000 mm. Samotný letoun váží 15 kg, přičemž odpalovací kontejner s letounem uvnitř váží 25 kg. Letoun má dolet 40 km a výdrž ve vzduchu je 75 minut. Cestovní rychlost se pohybuje od 120 km/h do 157 km/h při vodorovném letu. Maximální rychlost je 370 km/h. Optimální operační výška začíná na 304 m a maximálně dosahuje 912 m. Letoun může nést explozivní hlavici určenou na likvidaci obrněných i měkkých cílů. Maximální hmotnost hlavičky je 2,5 kg. Jednotková cena není výrobcem udávána. [16]

2.3.5. IAI Mini Harpy

Co do hmotnosti se řadí mezi těžší z kategorie lehkých UAV. To je ovšem vynahrazeno téměř dvojnásobným časem vyčkávání nad zájmovou oblastí a větší hlavičkou než u menšího Green Dragonu.



Obrázek 4 IAI Mini Harpy [17]

Letoun je vypouštěn z odpalovacího kontejneru, který může být upevněn na jakýkoliv pozemní nebo námořní kus techniky. Trup je dlouhý 2500 mm a rozpětí křídel činí 2900 mm. Samotný letoun váží 40 kg. Jedná se tedy o stroj, jež nemůže pěchota nosit jako součást výstroje a je nutné využití mobilní techniky. Dolet je až 100 km, přičemž výdrž ve vzduchu dosahuje až 2 hodin. Cestovní rychlost letu se pohybuje od 102 km/h do 157 km/h a maximální rychlost vodorovného letu je 370 km/h. Výška letu může být od 304 m do 1524 m v závislosti na úkolu, který má letoun plnit. Letoun může být osazen explozivní multifunkční hlavičkou o maximální hmotnosti 8 kg. Letoun je jediný této kategorie, který kombinuje EO/IR (Electro-Optical/Infra-Red) optický snímač pro pozorování a navádění spolu s antiradiačním naváděním. [18]

2.3.6. WB Group WARMATE

Letoun moderní konstrukce, který se naopak řadí mezi nejlehčí této kategorie. Disponuje jak schopnostmi létání v hejnu, tak například systémem snadné a rychlé výměny hlaviček nebo plně autonomním plněním zadané mise.



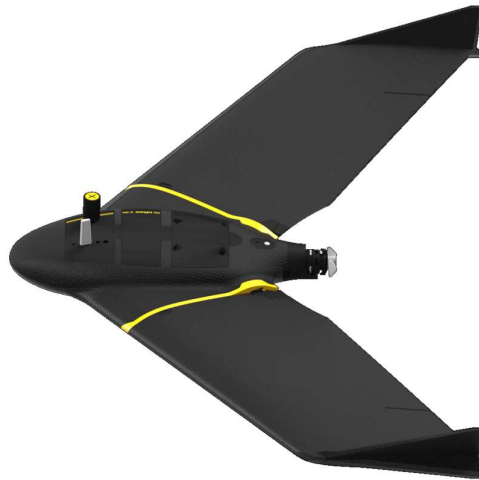
Obrázek 5 WB Group Warmate [19]

Samotný letoun je vypouštěn z pneumatického katapultu viz. Obrázek 5. Rozpětí křídel letounu je 1600 mm a délka 1170 mm. Rozložený letoun lze přepravovat v transportním kufru. Hmotnost letounu je 5,7 kg. Dolet se řadí mezi nižší, jelikož je 30 km, ale vzhledem k hmotnosti stroje je velmi dobrý. Výdrž ve vzduchu je 1 hodina. Cestovní rychlost je 80 km/h a maximální rychlost, které letoun dosáhne při útoku na cíl ve finální části letu, je 150 km/h. Optimální výška letu se pohybuje od 150 m do 300 m. Maximální dostup pak je 3000 m, ale to je z taktického hlediska málo využitelné. Hmotnost samotné hlavičky je přibližně 1,4 kg v závislosti na konkrétním typu. Letoun může být používán i v noci, jelikož kombinuje EO a IR senzory nutné pro navigaci. [20] [21]

2.4. Pozorovací UAV

2.4.1. senseFly eBee X

Jedná se o letoun využívaný především pro zemědělské mapování a sběr dat, ale i pro správu rozlehlých území, jako je kontrola chráněných krajinných oblastí nebo monitoring rozvoje rostlin v rezervacích. Je schopný jednoho z největších pokrytí ve své kategorii, jelikož dokáže na jeden nálet pokrýt až 500 ha. A jeho mapování dosahuje vynikající přesnosti na 3 cm.



Obrázek 6 SenseFly eBee X [22]

Letoun je vypouštěn ručně člověkem. Přistání sice vyžaduje volný prostor bez překážek, ale může být provedeno velmi příkré přistání díky možnosti obrácení tahu motoru. Rozpětí křídel je 1160 mm a trup plynule přechází v křídlo (Blended Wing). Vzletová hmotnost letounu je pouze 1,4 kg. Dolet je podmíněn dosahem rádiového spojení, což je nominálně 3 km, ale může být až 8 km. Maximální čas letu s prodlouženou výdrží je 90 minut. Cestovní rychlost letu je 40 až 110 km/h s odolností proti větru až 46 km/h. Ideální výška pro snímkování je 122 m. Hmotnost nákladu je v řádu stovek gramů, ale výrobce ji přímo neuvádí. Letoun je především uzpůsoben pro nošení kamerových systémů. [23] [5]

2.4.2. senseFly eBee Ag

Velmi populární a spolehlivý letoun malých rozměrů hojně využívaný pro zemědělské účely, ale i pro industriální mapování a kontroly infrastruktury. Co do pokrytí na jeden nálet, tak je zcela průměrný se schopností pokrýt spolehlivě 160 ha.



Obrázek 7 SenseFly eBee Ag [24]

Tento letoun startuje a přistává stejným způsobem jako eBee X. Rozpětí letounu je 1160 mm a v rozloženém stavu (oddělená křídla od trupu) se vejde do batohu o rozměrech 750 x 500 x 290 mm. Samotný letoun (bez baterie a nákladu) váží 0,8 kg a maximální vzletová hmotnost je 1,6 kg. Dolet letounu je až 36 km, ale přelétaná oblast je podmíněna vzdáleností od rádiového vysílače, což je maximálně 8 km. Výdrž ve vzduchu je až 50 minut.

Cestovní rychlost se pohybuje od 40 do 110 km/h. Optimální výška letu je 120 m nad povrchem. Do výšky 120 m je letoun schopen kopírovat terén pomocí LiDARu. Náklad tvoří baterie o hmotnosti cca 0,42 kg a kamerový systém o hmotnosti cca 0,38 kg. [4]

2.4.3. Elbit systems SKYLAR 3 Hybrid

Tento pozorovací letoun je primárně určen pro pozorovací a výzvědnou činnost. Konstrukčně vychází ze staršího modelu SKYLAR 3, oproti kterému disponuje hybridním systémem pohonu, který kombinuje elektrický a spalovací motor. Pro rychlé umístění letounu do zájmové oblasti slouží spalovací motor v přední části. Následně letoun přepne na zadní elektrický motor pro minimalizaci zvukové stopy.

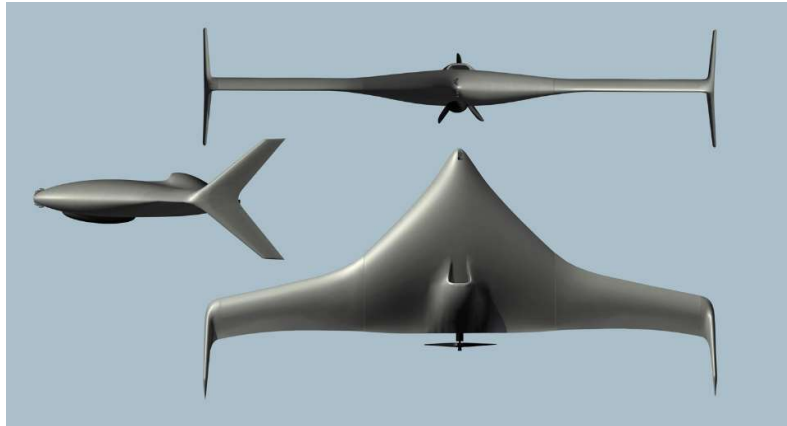


Obrázek 8 Elbit Systems SKYLAR 3 Hybrid [25]

Tento letoun je vypouštěn pomocí kolejnicového katapultu, který se vejde na malý vozík za auto. Přistání je prováděno vypuštěním padáku a současným nafouknutím air-bagů na nose a ocase letadla, které utlumí dopad letounu na zem. Letoun na zem dopadne břichem vzhůru, aby se ochránila optika na spodní části letounu. Maximální vzletová hmotnost činí 48 kg a původní jednomotorová verze váží pouze 40 kg. Výdrž ve vzduchu je 18 hodin a dolet je 120 km. Cestovní rychlost není výrobcem udávána. Jednomotorová verze má výdrž a dolet výrazně nižší a sice 5 hodin a 100 km. A maximální dostup hybridního letounu je 3658 m a u čistě elektrické verze je to 4572 m. Letoun může nést přibližně 10 kg nákladu. Nákladem jsou především optická EO/IR zařízení. [26] [27]

2.4.4. Northrop Grumman Bat UAS

Rodina letounů Bat jsou modulární víceúčelové letouny schopné nést mnoho různých nákladů podle potřeb mise. Letoun je rozdělen do modulů, které mohou být snadno vyměněny v polních podmínkách. Jedná se o bojem ověřenou konstrukci, která byla poprvé použita k výzvědným a pozorovacím účelům už při operaci Trvalá svoboda. Zároveň je schopný operovat zcela autonomně.



Obrázek 9 Northrop Grumman Bat, trojpohled [28]

Nezávislost na ranveji je zajištěna mobilním katapultem a přistání je provedeno do sítě. Letoun je dlouhý 1700 mm, má rozpětí 3600 mm a výška je 1200 mm. Maximální vzletová hmotnost je 95 kg. Tento letoun na rozdíl od ostatních výše uvedených disponuje pouze spalovacím motorem. Výrobce uvádí výdrž letounu až 8 hodin a cestovní rychlost 111 km/h. Tedy dolet je přibližně 800 km. Maximální rychlost dosahuje 165 km/h. Maximální dostup je 5480 m nad hladinou moře. Maximální hmotnost nákladu je 34 kg. [29]

2.5. Souhrn parametrů rešerše

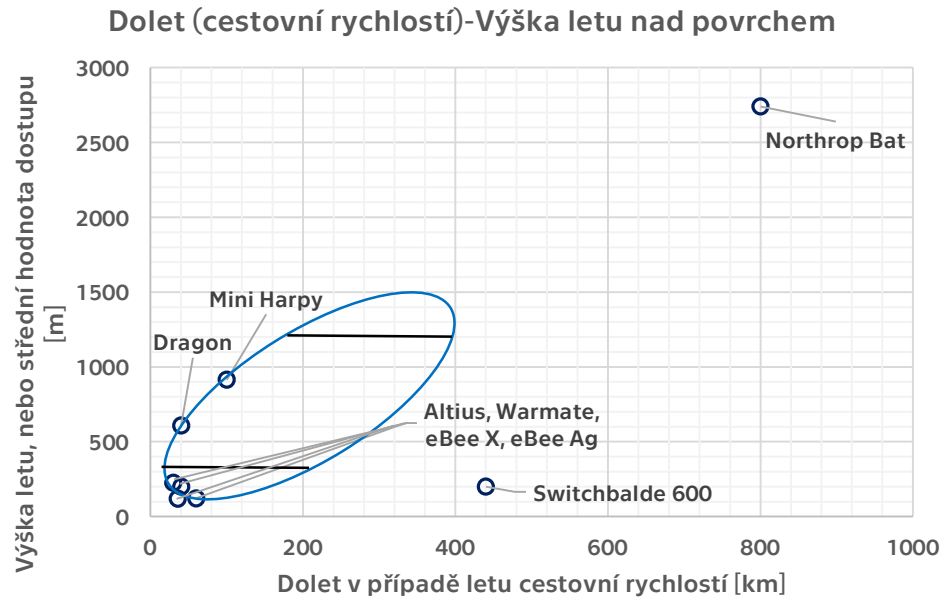
Tabulka 1 Souhrn parametrů rešerše

	hmotnost [kg]	cest. výška [m]	vytrvalost [h]	cest. rychlost [km/h]	dolet [km]
Switchblade 600	15	200	0,67	113	40
ALTIUS 600	12,2	200	4	111	440
Green Dragon	15	608	1,25	138,5	40
Mini Harpy	40	914	2	129,5	100
Warmate	5,7	225	1	80	30
eBee X	1,4	122	1,5	75	60
eBee Ag	1,6	120	0,83	75	36
Northrop Bat	95	2740	8	111	800
Skylar 3 Hybrid	48	1829	18	x	120
Skylar 3	40	2286	5	x	100

2.6. Návrh parametrů letounu

2.6.1. Maximální dostup a operační výška

Z výše uvedené rešerše vyplývá následující korelace doletu a výšky letu. Modrá elipsa přibližně vyznačuje oblast, ve které by se měl pohybovat i navrhovaný letoun.



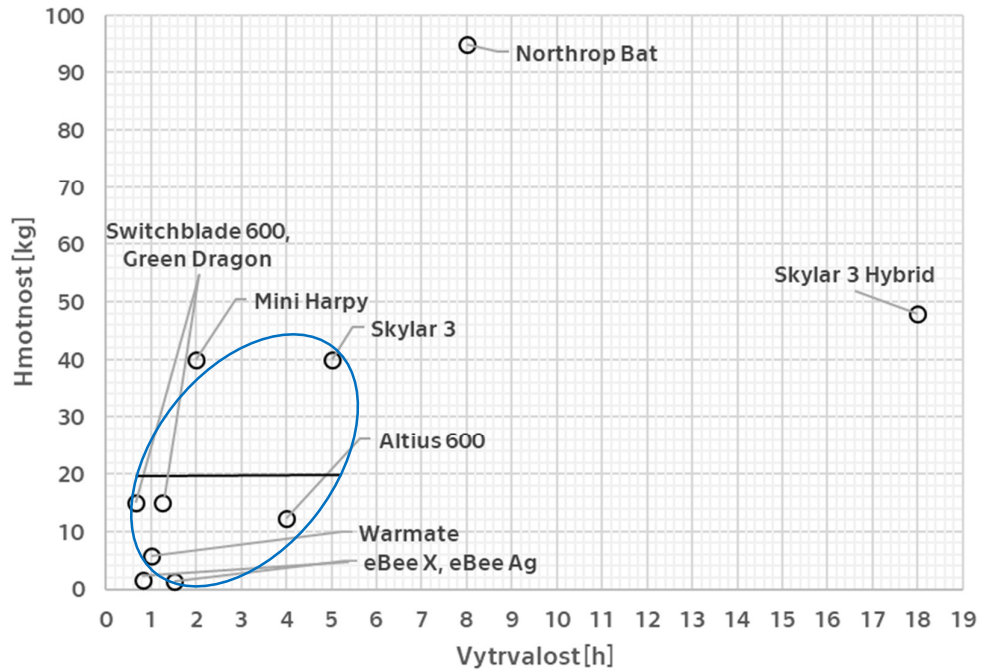
Graf 1 Korelace výšky letu a doletu

Výška letu je méně ovlivněna pohonem letounu, když je využit elektromotor jako pohonná jednotka. Elektrický pohon může být provozován bez podstatného omezení až do výšky přibližně 3 km nad mořem. V této výšce totiž hustota klesne přibližně o čtvrtinu a teplota atmosféry je okolo -5°C . Nízká teplota by mohla negativně ovlivnit fungování baterie, čemuž se ale předejde čistě tím, že baterie se při procesu vybíjení zahřívá dost na to, aby nebyla takto nízkou teplotou negativně ovlivněna. Pokles tahu vlivem snížení objemového průtoku vrtulí bude malý a také částečně kompenzovaný snížením odporů kvůli nižší hustotě. Pro navrhovaný letoun bude tedy uvažován bezpečný dostup až 3000 m nad mořem. Operační výška ovšem nebude ze strategických a praktických důvodů nižší než 120 m nad povrchem. Ideální operační výška by byla v rozmezí 300 až 1200 m nad mořem, kdy parametry atmosféry jsou jen marginálně jiné oproti parametrům u hladiny moře. V tomto rozmezí by mělo být možné pokrýt všechny druhy misí, na které by byl letoun využit. A maximální dostup by měl umožnit využití letounu téměř kdekoliv. [30]

2.6.2. Maximální hmotnost a vytrvalost

Nutno podotknout, že se zvyšujícím se doletem roste hmotnost, a tedy i velikost letounu. Za tímto účelem byl vytvořen graf korelace vytrvalosti a hmotnosti letounu. Trend rozložení parametrů je podobný jako v předešlém grafu, ale elipsou vyznačená oblast je pro navrhovaný letoun relevantní pouze v okolí hmotnosti 20 kg ze strategických a praktických důvodů popsaných v předešlých kapitolách.

Vytrvalost-Hmotnost



Graf 2 Korelace hmotnosti a vytrvalosti

Z grafu je zřejmé, že s využitím baterií jako zdroje energie je možné s letounem o hmotnosti 20 kg dosáhnout vytrvalosti okolo 3 hodin. Vytrvalost může být dále prodloužena optimalizací spotřeby energie. Tedy snížením rychlosti letu lze dosáhnout nižší spotřeby a významně prodloužit dolet, respektive vytrvalost. Pro ještě vyšší vytrvalost by bylo možné přistoupit ke změně zdroje energie a namísto baterií použít palivový článek. Palivový článek má jakožto zdroj elektrické energie vyšší potenciál než baterie. Ovšem cenově je výrazně méně dostupný než běžná baterie. [31]

3. Koncepční návrh

3.1. Shrnutí požadovaných parametrů UAV pro vojenské využití

Na základě existujících zařízení stejné nebo podobné kategorie by bylo vhodné, aby letoun dosahoval dále uvedených parametrů. Kategorie stroje o hmotnosti samotného letounu do 20 kg (15 kg). S délkou letu alespoň 1 hodina. Z taktického hlediska nejspíš elektrický pohon (kvůli hluku). Hmotnost užitečného zatížení alespoň 4 kg. Nutno počítat i s optickými zařízeními pro navedení na cíl. Dolet ideálně 100 km, ale ne méně než 40 km. A ideální cestovní výška nad terénem 200 m. Maximální rychlost až 370 km/h a cestovní rychlost přibližně 110 km/h.

3.2. Souhrn požadovaných parametrů UAV pro civilní využití

Pro letouny této kategorie je nutné, aby čas letu nebyl nižší než 1 hodina. Plocha pokrytá na jeden nálet by měla být alespoň 200 ha. Letouny tohoto typu jsou výrazně lehčí, a tedy i menší, než by bylo nutné pro vojenské využití. Hmotnosti se pohybují do 5 kg a nosnost okolo 1,5 kg. Rychlost letu se pohybuje v rozmezí 40 až 110 km/h. Optimální výška na pořizování snímků je okolo 120 m až 200 m nad terénem. Ve vyšších výškách jsou vyšší nároky na optiky. Pohon je zajištěn zpravidla elektrickým motorem osazeným vrtulí, a proto by mohlo být využito i elektrické dmychadlo.

3.2.1. Průnik parametrů pro civilní a vojenské využití

Na letoun je kladen vyšší požadavek při vojenském využití. Tudíž vstupní parametry letounu jsou tímto dány následovně. Cestovní rychlost alespoň 120 km/h. Vzletová hmotnost by měla být do 20 kg. A maximální dostup 3000 m nad mořem. Pro civilní využití by vyšší hmotnost mohla být využita pro nesení většího množství baterií, tudíž by letoun mohl pokrýt větší plochu na jedno nabití.

3.3. Návrh plošného a výkonového zatížení

Návrh je prováděn postupy, které jsou publikované v [32], [33].

Poměr tahu ku hmotnosti je funkcí plošného zatížení křídla.

$$\frac{T}{W} = f\left(\frac{W}{S}\right) \quad (1)$$

Poměr T/W vypočtu pro požadovanou cestovní rychlost (2) a požadovaný dostup (3).

$$\frac{T}{W} = q \cdot c_{Dmin} \cdot \left(\frac{1}{\frac{W}{S}}\right) + k \cdot \left(\frac{1}{q}\right) \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (2)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{v_v}{\sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \sqrt{\frac{k}{3 \cdot c_{Dmin}}}}} + 4 \cdot \sqrt{\frac{k \cdot c_{Dmin}}{3}} \quad (3)$$

Pro:

q - je dynamický tlak ve výšce letu

c_{Dmin} - je minimální koeficient odporu (volím 0,025)

k - je parazitní odpor od vztlaku

ρ - je hustota vzduchu v maximální výšce

$$k = \frac{1}{\pi \cdot \lambda \cdot e} \quad (4)$$

e - je Oswaldův faktor, který se vypočte jako:

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot \lambda^{0,68}) - 0,64 \quad (5)$$

Oswaldův faktor je závislý na štíhlosti λ . Letoun bude mít spíše štíhlé křídlo, které bude možné složit podél trupu, tudíž volím $\lambda = 7$.

Dosazení do rovnice (4) a (3):

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot 7^{0,68}) - 0,64 = 0,839185$$

$$k = \frac{1}{\pi \cdot 7 \cdot 0,839185} = 0,054187$$

Je třeba znát hodnotu dynamického tlaku ve výšce letu. Výpočet bude proveden pro horizontální let cestovní rychlostí v maximální výšce nad mořem.

$h = 3000 [m]$ - je výška letu

$\rho = 0,9093 [kg \cdot m^{-3}]$ - Hustota odpovídající výšce letu

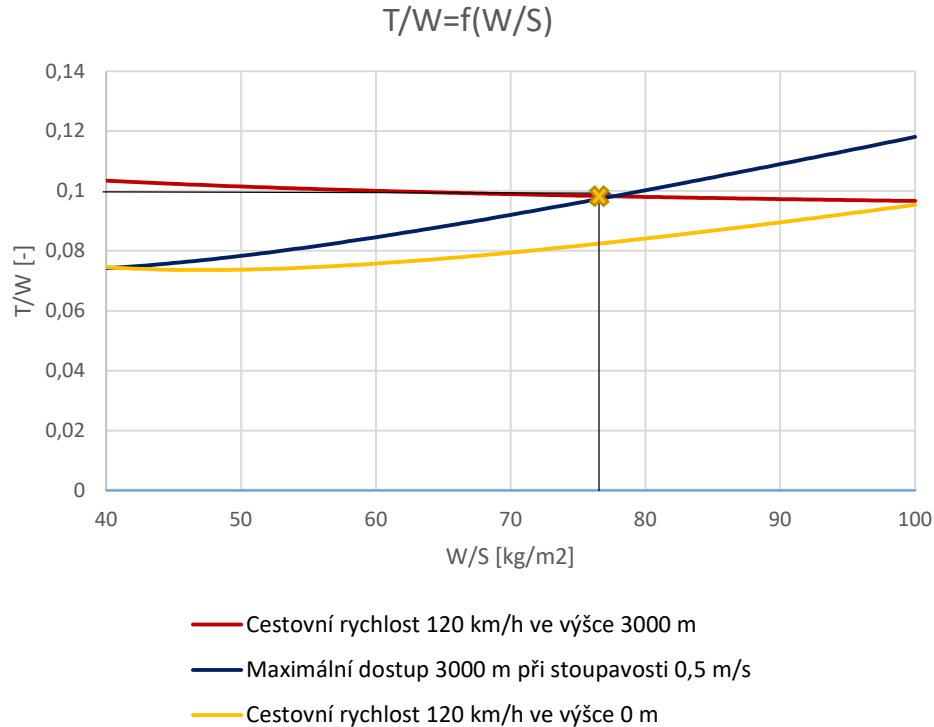
$v_{\infty} = 33,33 [m \cdot s^{-1}]$ - Dynamický tlak se vypočte ze vztahu:

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \quad (6)$$

Dosazení do rovnice (5):

$$q = \frac{1}{2} \cdot 0,9093 \cdot 33,33^2 = 505,06 N \cdot m^{-1}$$

Abychom poměr tahu ku hmotnosti vyšel jako bezrozměrná hodnota, tak je nutné přepočítat plošné zatížení z hodnoty v $[kg \cdot m^{-2}]$ na hodnotu v $[N \cdot m^{-2}]$.



Graf 3 Závislost poměru tahu a hmotnosti na plošném zatížení

Plošné zatížení volím z rozmezí $40 \div 100 \text{ [kg} \cdot \text{m}^{-2}\text{]}$. Letoun může mít poměrně vysoké plošné zatížení. Oblast nad rudou a modrou křivkou je oblast, ve které může být voleno plošné zatížení a odpovídající poměr tahu ku hmotnosti a bude zajištěno, že letoun dosáhne požadované rychlosti v požadované výšce.

$$\left(\frac{W}{S}\right) \cdot g = 78 \cdot 9,81 = 765,18 \text{ [N} \cdot \text{m}^{-2}\text{]}$$

Nyní jsou známy všechny potřebné hodnoty pro dosažení a výpočet rovnice (3).

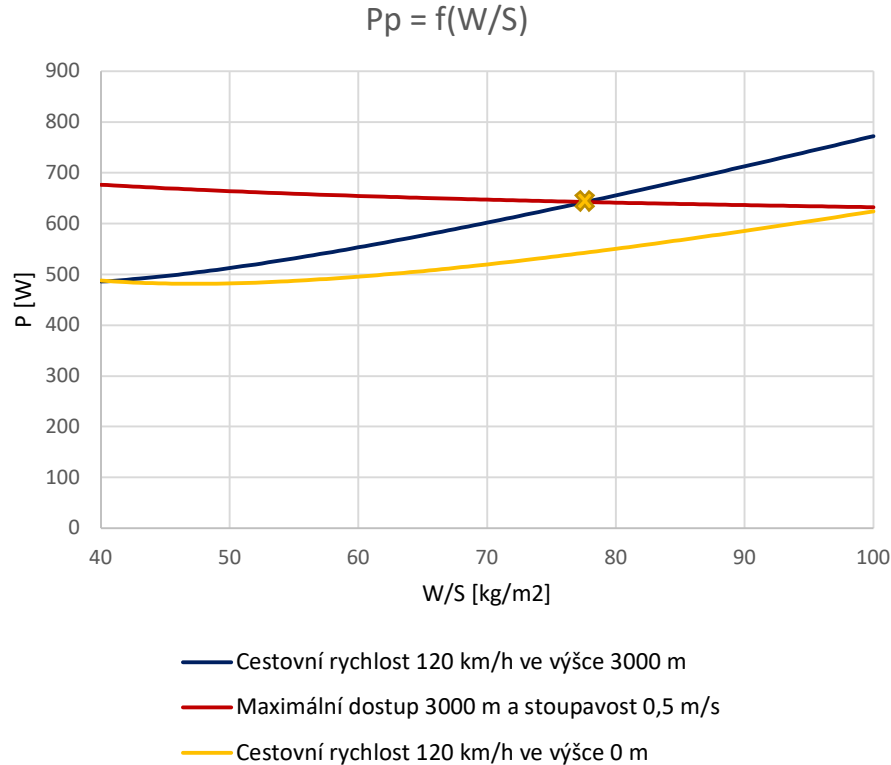
$$\frac{T}{W} = \frac{0,5}{\sqrt{\frac{2}{0,9093} \cdot 765,18 \cdot \sqrt{\frac{0,054187}{3 \cdot 0,025}}}} + 4 \cdot \sqrt{\frac{0,054187 \cdot 0,025}{3}} = 0,0983$$

3.4. Výpočet výkonu motoru

Propulzní výkon lze vyjádřit, jako

$$P_p = T \cdot v_\infty \tag{7}$$

$$P_p = 19,29 \cdot 33,33 = 643 \text{ W}$$



Graf 4 Závislost propulzního výkonu na plošném zatížení

Z grafické závislosti je vidět, že minimální potřebný výkon pro dosažení maximální výšky, cestovní rychlosti v dané výšce a požadované stoupavosti je v průsečíku rudé a modré křivky vyznačený žlutým křížkem, a to je přibližně 650 W. Tedy nejnižší hodnota výkonu bude pro plošné zatížení $78 \text{ [kg} \cdot \text{m}^{-2}\text{]}$.

Aby byl návrh na straně bezpečnosti, tak je v prvotním návrhu uvažována propulzní účinnost $\eta_{prop} = 0,8$. Tato snížená účinnost by měla zabezpečit dostatečný výkon motoru a zároveň zajistit, že dopočtená výdrž baterie bude na straně bezpečnosti.

Výkon motoru se tedy vypočítá následovně.

$$P_M = \frac{P_p}{\eta_{prop}} = \frac{643}{0,8} = 803,75 \approx 810 \text{ W} \quad (8)$$

Z tohoto výpočtu vyplývá, že lze použít standardní motor o výkonu 900 [W] s dostatečnou výkonovou rezervou.

Jelikož motor poběží při cestovním letu zhruba na 75 % nominálního výkonu, tak bude volen motor o výkonu 1100 [W].

3.5. Výpočet plochy křídla a pádové rychlosti

Plocha křídla byla vypočtena z plošného zatížení.

$$\frac{W}{S} = 78 [kg \cdot m^{-2}] \rightarrow S = \frac{W}{78} = \frac{20}{78} = 0,26 m^2 \quad (9)$$

Výpočet pádové rychlosti je proveden ze vztahu

$$c_{Lmax} = \frac{1}{q_{stall}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (10)$$

c_{Lmax} - maximální koeficient vztlaku byl pro prvotní výpočet odhadnut $c_{Lmax} = 1,5$

q_{stall} - je dynamický tlak ve výšce 0 metrů nad mořem při letu minimální rychlostí v_{stall}

v_{stall} - je minimální rychlost letu (pádová rychlost) (5)

Hustota vzduchu je $\rho = 1,225 [kg \cdot m^{-3}]$

$$q_{stall} = \frac{(W/S)}{c_{Lmax}} = \frac{765,18}{1,5} = 510,12 N \cdot m^{-1}$$

$$q_{stall} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{stall}^2 \rightarrow v_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot q_{stall}}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 510,12}{1,225}} = 28,86 m \cdot s^{-1}$$

$$v_{stall} = 28,86 \cdot 3,6 = 103,9 km \cdot h^{-1}$$

Letoun bude přistávat pomocí otevření padáku za letu. Jeví se to být vhodnějším řešením než implementace vztlakové mechanizace a přistávacího zařízení.

3.6. Výpočet výkonu motoru

3.7. Návrh parametrů baterie a motoru

Pro jednoduchost návrhu bude uvažován výkon baterie roven výkonu motoru.

$$P_{batt} = P_M = 810 [W]$$

Výdrž baterie, tedy čas, po který je schopna podávat požadovaný výkon, je klíčovou hodnotou návrhu, jelikož bylo definováno, že letoun musí vydržet ve vzduchu minimálně 1 hodinu. Vztah pro výdrž E (Endurance) je:

$$E = \frac{ENERGY_{batt}}{P_{batt}} \quad (11)$$

Kde $ENERGY_{batt}$ je užitečná energie uložená v baterii, která se zjednodušeně dá vypočítat následovně.

$$ENERGY_{batt} = C \cdot U \cdot \eta_{batt} \cdot f_{usable} \quad (12)$$

Kde C je kapacita baterie v $[A \cdot h]$, U je provozní napětí baterie $[V]$, η_{batt} je účinnost baterie zahrnující především tepelné ztráty a f_{usable} je poměr užitečné energie ku celkové energii uložené v baterii. Pro zjednodušení výpočtů neuvažujeme ve výpočtu η_{batt} a f_{usable} za předpokladu, že jsme stále na straně bezpečnosti díky zvýšenému výkonu P_{batt} .

Tedy pro zvolenou kapacitu $C = 60 [A \cdot h]$ a nominální napětí $U = 14,8 [V]$ dosadíme do vztahu (15).

$$E = \frac{ENERGY_{batt}}{P_{batt}} = \frac{C \cdot U}{P_{batt}} = \frac{60 \cdot 14,8}{810} = 1,1 [hod.] \quad (13)$$

$1,1 > 1 \rightarrow$ *Splněn požadavek na minimální výdrž*

Pro další návrh bude uvažován motor o výkonu 1100 W a hmotnosti 275 g. [34]

Pro požadovanou výdrž alespoň 1 hodina hmotnostně nejlépe vychází čtyř článková baterie sestavena z článků od firmy Kokam. Kapacita jednoho článku je 60 Ah respektive 220,8 Wh, nominální napětí je 3,7 V a hmotnost je 1,085 kg. Celá baterie tedy bude vážit 4,34 kg. [35]

V případě, že by požadovaná výdrž byla alespoň 2 hodiny, pak hmotnostně nejlépe vychází čtyř článková baterie sestavena rovněž z článků od firmy Kokam. Kapacita jednoho článku je 114 Ah respektive 419,5 Wh, nominální napětí je také 3,7 V a hmotnost je 1,92 kg. Celá baterie bude tedy vážit 7,68 kg. [35]

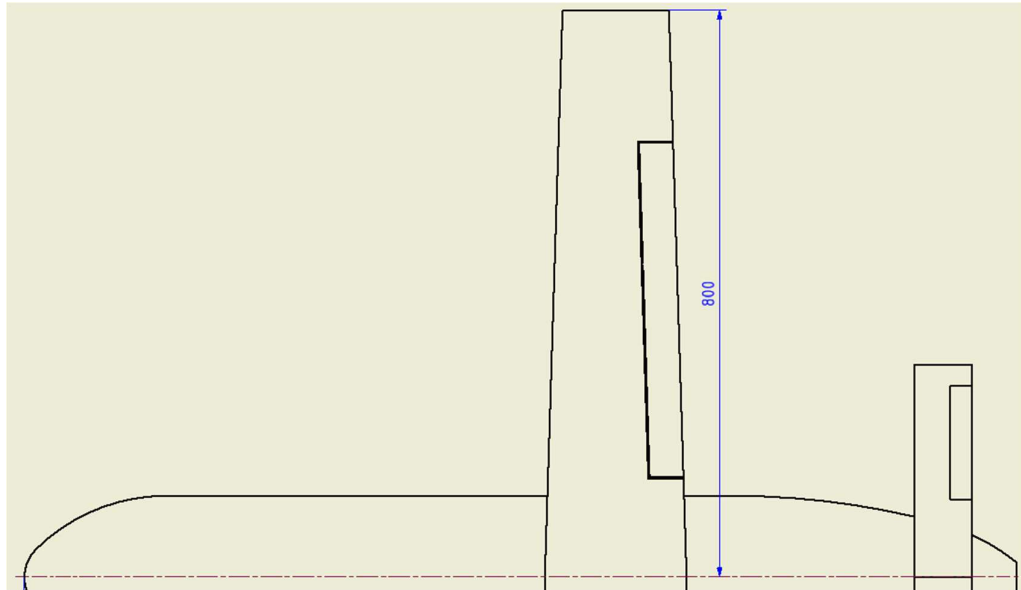
Pro výdrž alespoň 1 hodina bude uvažována nutná hmotnost pro baterii včetně veškerého příslušenství v podobě kabeláže, řídicích jednotek a motoru rovna 5 kg. Kdy samotná baterie s motorem váží 4,615 kg a na příslušenství tedy případně 0,385 kg. [35], [36]

3.8. Návrh geometrie křídla

Ze známé štíhlosti λ a plochy křídla S lze dopočítat rozpětí b podle následujícího vztahu.

$$\lambda = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{7 \cdot 0,26} = 1,349 \text{ m} \quad (14)$$

Hloubka křídla bude u kořene $c \approx 200 \text{ mm}$ a na konci křídla $c \approx 150 \text{ mm}$. Křídlo bude mít lichoběžníkový tvar a plochu $S = 0,28 \text{ m}^2$.



Obrázek 10 Návrh geometrie v půdorysu

Tvar trupu je především diktován velikostí plochých článků baterie a dokud bude zachováno správné hmotnostní rozložení s ohledem na stabilitu, tak lze geometrii upravovat.

3.9. Hmotový rozbor

3.9.1. Hmotnost pohonného systému

Pohonný systém zahrnuje baterii a motor včetně kabelů a řídicích jednotek nutných pro jejich chod. Kdy baterie s motorem váží 4,615 kg. Dále kabely a řídicí jednotky váží maximálně 0,385 kg. Tedy hmotnost pohonného systému je 5 kg. [35]

3.9.2. Hmotnost přistávacího zařízení

Letoun bude přistávat pomocí otevření padáku za letu. Budou osazeny dva padáky, kdy menší z padáků bude otevřen pomocí bombičky se stlačeným CO_2 a ten následně vytáhne větší padák, které zajistí dostatečné zpomalení pro bezpečné přistání. Dva padáky se dvěma bombičkami pro zajištění redundantního otevření budou dohromady vážit přibližně 1,65 kg. Dále bude systém vybaven mechanismem, který se postará o vypuštění CO_2 , což bude řídicí jednotka s mechanickým ventilem. Hmotnost celého systému by měla být maximálně 2,64 kg.

3.9.3. Hmotnost řídicího systému

Letoun bude vybaven jedním servem na každém křídle a jedním servem na každé ocasní ploše. Ocasní plochy budou do V tudíž budou sloužit jako výškovky i směrovky zároveň. Hmotnost jednoho serva je maximálně 0,08 kg a tažnou sílu může poskytovat maximálně 31 kg. Celková hmotnost zahrnující 4 serva, 4 servo páky a nutnou kabeláž je 0,46 kg. [37]

3.9.4. Hmotnost avioniky

Avionika zahrnuje řídicí jednotku, která bude obstarávat správný chod všech subsystémů. Letoun musí mít dostatečně výkonný počítač, aby zvládl základní zpracování dat ze zařízení na palubě. Tedy zvolen byl počítač reComputer J2021-Edge AI, který je osazen jednotkou NVIDIA Jetson Xavier NX o celkové hmotnosti 0,8 kg. [38]

3.9.5. Hmotnost nákladu

Letoun bude moci nést optická a jiná zařízení všeho druhu, ale pro účely návrhu je uvažováno, že by měl spolehlivě uvést hyperspektrální kameru SPECIM AFX17, která slouží především k zemědělským účelům nebo detekci požárů v přírodě. Tato kamera váží 2,4 kg. Letoun ovšem bude dále vybaven kamerou Teledyne Flir STORMCASTER – E, která pokryje požadavek na navigaci, detekci objektů a osob, automatické sledování objektů a osob, nebo určování souřadnic sledovaného objektu. Kamera STORMCASTER – E váží 1,1 kg i se stabilizačním uchycením. Celková hmotnost kamer je tedy 3,5 kg. [39] [40]

3.9.6. Hmotnost draku letounu

Součet všech výše součástí mimo drak je 12,4 kg tudíž na zbytek celého letounu připadá 7,6 kg. Do těchto 7,6 kg patří hmotnost křídel a ocasních ploch, hmotnost trupu a veškeré další hmotnosti, které nebyly explicitně navrženy zvlášť.

3.9.7. Hmotnost křídla

Byly použity následující metody výpočtu hmotnosti.

3.9.7.1. Metoda Raymer

Výchozí rovnice: [33]

$$W_W = 0,036 S_W^{0,758} W_{FW}^{0,0035} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{c/4}} \right)^{0,6} q^{0,006} \lambda^{0,04} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda_{c/4}} \right)^{-0,3} (n_Z W_0)^{0,49} \quad (15)$$

W_W – předpokládaná hmotnost křídla v [lb_f]

S_W – plocha křídla $S = 0,28 m^2 = 3,014 ft^2$

$W_{FW}^{0,0035}$ – hmotnost paliva v křídle (pro případ, že $W_{FW} = 0$ je $W_{FW}^{0,0035} = 1$)

AR – štíhlost křídla 7

$\Lambda_{c/4}$ – šípovitost křídla 0°

q – dynamický tlak v cestovní výšce a rychlosti $q = 505,06 N/m^2 = 10,5 lb_f/ft^2$

λ – zúžení křídla je 0,78

t/c – poměrná tloušťka profilu 0,15

n_Z – maximální početní násobek 9

W_0 – návrhová hmotnost $20 kg = 44,092 lb_f$

V_H – maximální rychlost u hladiny moře $45,6 m * s^{-1} = 149,61 ft/s$

Dosazení do rovnice (16):

$$W_W = 0,036 \cdot 3,014^{0,758} \cdot 1 \cdot \left(\frac{7}{\cos^2 0}\right)^{0,6} \cdot 10,5^{0,006} \cdot 0,78^{0,04} \cdot \left(\frac{100 \cdot 0,15}{\cos 0}\right)^{-0,3} \cdot (9 \cdot 44,092)^{0,49}$$

$$W_W = 2,233 \text{ lb}_f = 1,013 \text{ kg}$$

Tato metoda je určena pro výpočet hmotnosti křídla letadel s vyšší vzletovou hmotností, může tedy vykazovat velkou odchylku. Reálná hmotnost bude vyšší.

3.9.7.2. Metoda Nicolai

Výchozí rovnice: [33]

$$W_W = 96,948 \left[\left(\frac{n_Z W_O}{10^5}\right)^{0,65} \left(\frac{AR_W}{\cos^2 \Lambda_{c/4}}\right)^{0,57} \left(\frac{S_W}{100}\right)^{0,61} \left(\frac{1+\lambda}{2(t/c)}\right)^{0,36} \sqrt{1 + \frac{V_H}{500}} \right]^{0,993} \quad (16)$$

W_W – předpokládaná hmotnost křídla v [lb_f]

S_W – plocha křídla $S = 0,28 \text{ m}^2 = 3,014 \text{ ft}^2$

AR_W – štiřlost křídla 7

$\Lambda_{c/4}$ – šípovitost křídla 0°

λ – zúžení křídla je 0,78

t/c – poměrná tloušťka profilu 0,15

n_Z – maximální početní násobek 9

W_O – návrhová hmotnost $20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lb}_f$

V_H – maximální rychlost u hladiny moře $45,6 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 149,61 \text{ ft/s}$

Dosazení do rovnice (17):

$$W_W = 96,948 \cdot \left[\left(\frac{9 \cdot 44,092}{10^5}\right)^{0,65} \left(\frac{7}{\cos^2 0^\circ}\right)^{0,57} \left(\frac{3,014}{100}\right)^{0,61} \left(\frac{1+0,78}{2 \cdot 0,15}\right)^{0,36} \sqrt{1 + \frac{149,61}{500}} \right]^{0,993}$$

$$W_W = 2,121 \text{ lbs} = 0,962 \text{ kg}$$

U této metody dochází ke stejné chybě, jako u metody Raymer.

3.9.7.3. Metoda Gerard

Výchozí rovnice: [41]

$$W_{wing} = 0,0038 \cdot (N_Z W_{TO})^{1,06} AR^{0,38} S_W^{0,25} (1+\lambda)^{0,21} (t/c)^{0,14} \quad (17)$$

W_{wing} – předpokládaná hmotnost křídla [kg]

N_Z – maximální početní násobek $N_Z = 9$

W_{TO} – maximální vzletová hmotnost $W_{TO} = 20 \text{ kg}$

AR – štíhlost křídla $AR = 7$

S_W – plocha křídla $S_W = 0,28 \text{ m}^2$

λ – zúžení křídla $\lambda = 0,78$

t/c – poměrná tloušťka profilu $t/c = 0,15$

Dosazení rovnice (18):

$$W_{wing} = 0,0038 \cdot (9 \cdot 20)^{1,06} \cdot 7^{0,38} \cdot 0,28^{0,25} \cdot (1 + 0,78)^{0,21} \cdot 0,15^{0,14}$$

$$W_{wing} = 1,24 \text{ kg}$$

3.9.7.4. Metoda USAF

Výchozí rovnice: [42]

$$W_W = 3,08 \cdot \left[\left(\frac{K_w n_{ult} W_{TO}}{(t/c_m)} \right) \left\{ \left(\tan \Lambda_{LE} - \frac{2(1-\lambda)}{A(1+\lambda)} \right)^2 + 1 \right\} \cdot 10^{-6} \right]^{0,593} \cdot (A(1+\lambda))^{0,89} \cdot (S)^{0,741} \quad (18)$$

W_W – předpokládaná hmotnost křídla

n_{ult} – maximální početní násobek $n_{ult} = 9$

W_{TO} – vzletová hmotnost $W_{TO} = 20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lbs}$

A – štíhlost křídla $A = 7$

t/c – poměrná tloušťka profilu $t/c = 0,15$

λ – zúžení křídla $\lambda = 0,78$

S – plocha křídla $S = 0,28 \text{ m}^2 = 3,014 \text{ ft}^2$

Λ_{LE} – úhel náběžné hrany křídla $\Lambda_{LE} = 1,8^\circ$

K_w – koeficient zohledňující měnitelnou geometrii křídla $K_w = 1,175$

Dosazení do rovnice (20):

$$W_W = 3,08 \cdot \left[\left(\frac{1,175 \cdot 9 \cdot 44,092}{0,15} \right) \cdot \left\{ \left(\tan 1,8^\circ - \frac{2 \cdot (1 - 0,78)}{7 \cdot (1 + 0,78)} \right)^2 + 1 \right\} \cdot 10^{-6} \right]^{0,593} \cdot (7 \cdot (1 + 0,78))^{0,89} \cdot 3,014^{0,741}$$

$$W_W = 0,97 \text{ kg}$$

3.9.7.5. Metoda USN

Výchozí rovnice: [42]

$$W_W = 19,29 \cdot \left[\left(\frac{K_w n_{ult} W_{TO}}{(t/c_m)} \right) \left\{ \left(\tan \Lambda_{LE} - \frac{2(1-\lambda)}{A(1+\lambda)} \right)^2 + 1 \right\} \cdot 10^{-6} \right]^{0,464} \cdot (A(1+\lambda))^{0,7} \cdot (S)^{0,58} \quad (19)$$

W_W – předpokládaná hmotnost křídla

n_{ult} – maximální početní násobek $n_{ult} = 9$

W_{TO} – vzletová hmotnost $W_{TO} = 20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lbs}$

A – štíhlost křídla $A = 7$

t/c – poměrná tloušťka profilu $t/c = 0,15$

λ – zúžení křídla $\lambda = 0,78$

S – plocha křídla $S = 0,28 \text{ m}^2 = 3,014 \text{ ft}^2$

Λ_{LE} – úhel náběžné hrany křídla $\Lambda_{LE} = 1,8^\circ$

K_w – koeficient zohledňující měnitelnou geometrii křídla $K_w = 1,175$

Dosazení do rovnice (20):

$$W_W = 19,29 \cdot \left[\left(\frac{1,175 \cdot 9 \cdot 44,092}{0,15} \right) \cdot \left\{ \left(\tan 1,8^\circ - \frac{2 \cdot (1 - 0,78)}{7 \cdot (1 + 0,78)} \right)^2 + 1 \right\} \cdot 10^{-6} \right]^{0,464} \cdot (7 \cdot (1 + 0,78))^{0,7} \cdot 3,014^{0,58}$$

$$W_W = 14,677 \text{ lbs} = 6,66 \text{ kg}$$

3.9.7.6. Diskuse výpočtů:

Hodnoty, které vyšly metodami Nicolai a Raymer, jsou příliš optimistické a hmotnosti příliš nízké. Metoda Gerard je určena pro výpočet hmotností křídla kompozitních kluzáků s velmi malou šípovitostí křídla, tudíž její výsledek je relevantnější, ale stále poměrně optimistický. Jako nejrelevantnější metody se jeví metody USAF a USN, protože zohledňují měnitelnou geometrii křídla. Jejich zprůměrováním dostáváme hodnotu 3,815 kg, což je realistický výsledek. Tento výsledek ponížíme na 70 % původní hodnoty, jelikož se jedná o kompozitní konstrukci a získáme předpokládanou hmotnost křídla 2,67 kg.

3.9.8. Hmotnost trupu

3.9.8.1. Metoda USAF

Výchozí rovnice: [42]

$$W_f = 200 \left[\left(\frac{W_{TO} n_{ult}}{10^5} \right)^{0,286} \left(\frac{l_f}{10} \right)^{0,857} \left(\frac{(w_f + h_f)}{10} \right) \left(\frac{v_c}{100} \right)^{0,338} \right]^{1,1} \quad (20)$$

W_f – předpokládaná hmotnost trupu v [lbs]

W_{TO} – vzletová hmotnost $W_{TO} = 20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lbs}$

n_{ult} – maximální početní násobek $n_{ult} = 9$

l_f – délka trupu $l_f = 1,4 \text{ m} = 4,593 \text{ ft}$

w_f – maximální šířka trupu $w_f = 0,22 \text{ m} = 0,722 \text{ ft}$

h_f – maximální výška trupu $h_f = 0,22 \text{ m} = 0,722 \text{ ft}$

v_c – návrhová cestovní rychlost $v_c = 33,33 \text{ m/s} = 65 \text{ KEAS}$

Dosazení do rovnice (17):

$$W_f = 200 \left[\left(\frac{44,092 \cdot 9}{10^5} \right)^{0,286} \left(\frac{4,593}{10} \right)^{0,857} \left(\frac{(0,722 + 0,722)}{10} \right) \left(\frac{65}{100} \right)^{0,338} \right]^{1,1}$$

$$W_f = 1,71 \text{ lbs} = 0,776 \text{ kg}$$

3.9.8.2. Metoda Nicolai

Výchozí rovnice: [43]

$$W_{fus} = 0,0737 \cdot (2 D_{fus} V_{dive}^{0,338} L_{fus}^{0,857} \cdot (W_{to} N_{ult})^{0,286})^{1,1} \quad (21)$$

W_{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 $V_{dive} = 370 \text{ km/h} \approx 200 \text{ KEAS}$

L_{fus} – délka trupu $L_{fus} = 1,4 \text{ m} = 4,593 \text{ ft}$

W_{to} – vzletová hmotnost $W_{TO} = 20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lbs}$

N_{ult} – maximální početní násobek $N_{ult} = 9$

Dosazení do rovnice (18):

$$W_{fus} = 0,0737 \cdot (2 \cdot 0,722 \cdot 200^{0,338} \cdot 4,593^{0,857} \cdot (44,092 \cdot 9)^{0,286})^{1,1}$$

$$W_{fus} = 13,04 \text{ lbs} = 5,6 \text{ kg}$$

3.9.8.3. Metoda Torenbeek

Výchozí rovnice: [43]

$$W_{fus} = 0,23 \cdot S_{fuswet}^{1,2} \cdot \sqrt{\frac{V_{dive} \cdot l_h}{2 \cdot D_{fus}}} \quad (22)$$

W_{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 $V_{dive} = 370 \text{ km/h} \approx 200 \text{ KEAS}$

S_{fuswet} – omočená plocha trupu $S_{fuswet} \approx 0,929 \text{ m}^2 \approx 9,997 \text{ ft}^2$

l_h - vzdálenost center vztaku křídla a ocasních ploch $l_h \approx 0,49 \text{ m} \approx 1,61 \text{ ft}$

Dosazení do rovnice (19):

$$W_{fus} = 0,23 \cdot 9,997^{1,2} \cdot \sqrt{\frac{200 \cdot 1,61}{2 \cdot 0,722}}$$

$$W_{fus} = 54,4 \text{ lbs} = 24,6 \text{ kg}$$

Tato hodnota je zcela mimo realitu, což je způsobeno nevhodností této konkrétní metody. Zároveň je nutno podotknout, že V_{dive} , S_{fuswet} a l_h jsou pouze hrubým odhadem a mohou se ke konci návrhu výrazně lišit.

3.9.8.4. Metoda Raymer

Výchozí rovnice: [43]

$$W_{fus} = 0,4886 \cdot \sqrt{W_{to} N_{ult}} l_{fus}^{0,25} S_{fuswet}^{0,302} (1 + kws)^{0,4} \quad (23)$$

Kde:

$$kws = 0,75 \cdot \frac{\left(\frac{(1+2\lambda)}{(1+\lambda)}\right) (AR_W S_{ref})^2 \tan \Lambda_{C/4}}{l_{fus}} \quad (24)$$

W_{fus} – předpokládaná hmotnost trupu v [lbs]

W_{to} – vzletová hmotnost $W_{TO} = 20 \text{ kg} = 44,092 \text{ lbs}$

N_{ult} – maximální početní násobek $N_{ult} = 9$

l_{fus} – délka trupu $l_{fus} = 1,4 \text{ m} = 4,593 \text{ ft}$

AR_W – štíhlost křídla $AR_W = 7$

S_{fuswet} – omočená plocha trupu $S_{fuswet} \approx 0,929 \text{ m}^2 \approx 9,997 \text{ ft}^2$

λ – zúžení křídla je 0,78

$\Lambda_{C/4}$ – šípovitost křídla 0°

S_{ref} - plocha křídla $S = 0,28 \text{ m}^2 = 3,014 \text{ ft}^2$

Dosazení do rovnice (21):

$$kws = 0,75 \cdot \frac{\left(\frac{(1+2 \cdot 0,78)}{(1+0,78)}\right) (7 \cdot 3,014)^2 \tan 0^\circ}{4,593}$$

$$kws = 0$$

Dosazení do rovnice (20):

$$W_{fus} = 0,4886 \cdot \sqrt{44,092 \cdot 9} \cdot 4,593^{0,25} \cdot 9,997^{0,302} \cdot (1+0)^{0,4}$$

$$W_{fus} = 28,56 \text{ lbs} = 12,95 \text{ kg}$$

Tato hodnota je také přehnaně vysoká, což je opět způsobeno nevhodností této metody pro navrhovanou kategorii letounu a také hrubým odhadem některých vstupních dat.

3.9.8.5. Diskuse výpočtů:

Nejrealističtější výsledek poskytla metoda Nicolai. Tedy bude uvažováno, že na trup případně 5,6 kg poníženo na 70 %, čímž je zohledněno využití kompozitních materiálů. Hmotnost trupu bude tedy uvažována jako 3,92 kg.

3.9.9. Hmotnost ocasních ploch

Výchozí rovnice: [41]

$$W_{EMP} = WA_{Emp} \cdot S_{Emp} \text{ [lbs]} \quad (25)$$

WA_{Emp} – plošná hmotnost ocasních ploch v [lb/ft^2]. Pro taktická UAV z kompozitních materiálů je doporučena hodnota $WA_{Emp} = 0,5 \text{ lb/ft}^2$

S_{Emp} – je plocha ocasních ploch, která je rovna zhruba 20% plochy křídla

$$S_{Emp} \approx 0,2 \cdot 0,28 \text{ m}^2 = 0,2 \cdot 3,014 \text{ ft}^2 = 0,6028 \text{ ft}^2$$

Dosazení do rovnice (22):

$$W_{EMP} = 0,5 \cdot 0,6028 = 0,3014 \text{ lbs} = 0,14 \text{ kg}$$

3.9.10. Diskuse výpočtů:

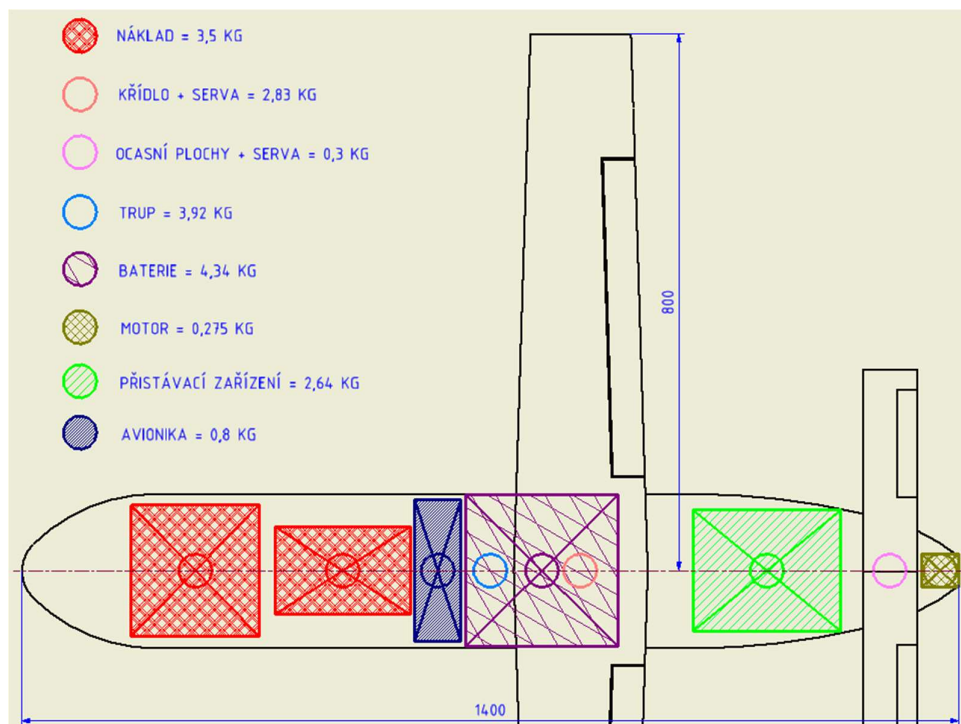
Hmotnost křídla byla vypočtena jako 2,67 kg, hmotnost trupu byla vypočtena jako 3,92 kg a hmotnost ocasních ploch byla vypočtena jako 0,14 kg.

Součet hmotností trupu, křídla a ocasních ploch je roven 6,73 kg. Tato orientační hodnota je menší než 7,6 kg do kterých se tato hmotnost musí vejít. Tedy provedený návrh má hmotnostní rezervu 0,87 kg.

Veškeré hmotnosti se mohou dále změnit, ale lze předpokládat, že letoun bude moci splnit veškeré kladené požadavky při vzletové hmotnosti 20 kg.

3.10. Koncepce a návrh rozložení hmotností

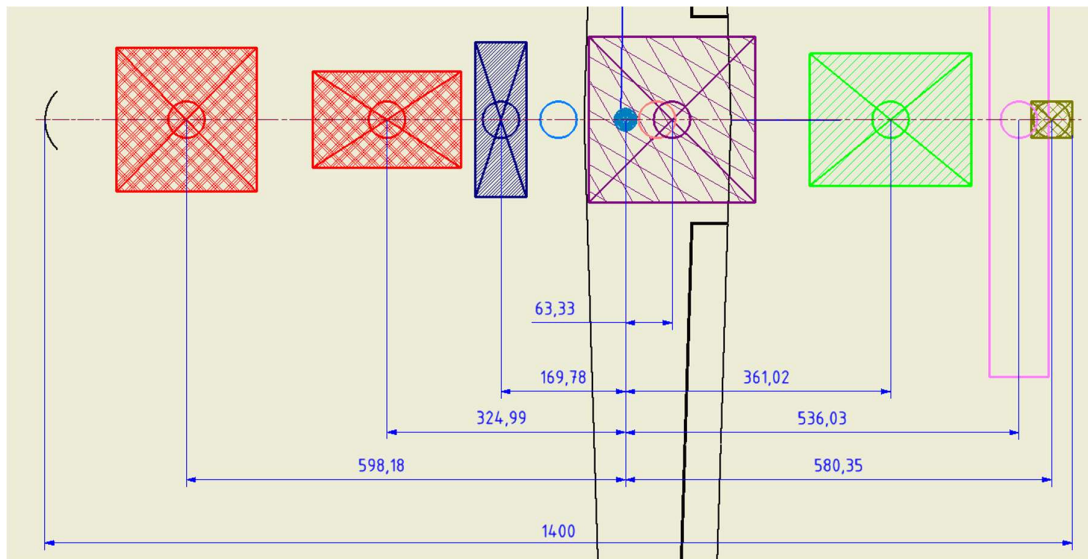
Hmotnosti jednotlivých částí letounu musí být umístěny tak, aby bylo centrum hmotnosti před centrem vztlaku. Tedy letoun musí být podélně staticky stabilní. Níže je uveden prvotní návrh rozmístění jednotlivých částí v trupu letounu včetně jednotlivých hmotností daných částí. U letounu by mělo jít velmi snadno vyměnit náklad v přední části. V současném návrhu je velikost trupu dána největší komponentou, což je baterie. Pokud by ale bylo potřeba letoun osadit nákladem, který by se do současného návrhu nevešel, tak je konstrukce zamýšlena jako modulární. Tudiž by se celá přední část letounu obsahující náklad oddělila a zaměnila za jinou, která bude přizpůsobená podle potřeby. Změny rozložení komponent se samozřejmě promítnou na podélné stabilitě.



Obrázek 11 Rozložení hmotností (těžišť) jednotlivých částí

Pro navržení polohy ocasních ploch je postupováno následovně. Rameno ocasních ploch obvykle bývá 2,5 až 3,5krát délka tětivy. [44]

V případě našeho návrhu je aerodynamická tětíva dlouhá 172 mm, tudíž centrum vztlaku křídla a ocasních ploch bude od sebe vzdáleno 2,5 až 3,5krát 172 mm. Je uvažováno tedy, že vzdálenost center vztlaku bude 3krát 172 mm tudíž 516 mm. Na obrázku 3 je navrženo rozložení hmotností zajišťující podélnou statickou stabilitu.

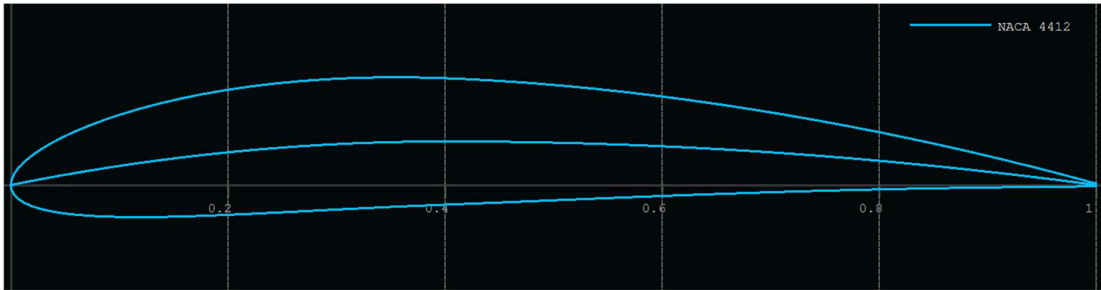


Obrázek 12 Návrh rozložení hmotností zajišťující podélnou statickou stabilitu

Pro prvotní návrh letounu bylo navrhováno uspořádání letounu tak, aby bylo těžiště ve 25 % aerodynamické tětivy. Plný modrý bod uprostřed v jedné čtvrtině hloubky křídla je promítnutý aerodynamický střed křídla, vůči kterému byla vypočtena momentová rovnováha. Suma statických momentů k aerodynamickému středu musí být nulová. Na základě tohoto rozložení by měly komponenty mít kolem sebe dostatek prostoru pro uchycení k trupu a zároveň se jedná o co možná nejkompaktnější uspořádání. Změny ve hmotnostech nákladu mohou být snadno kompenzovány posunutím baterie jakožto nejtěžší komponenty. V budoucnu by bylo nutné, aby byl návrh koncepce zpřesněn a měla by být provedena detailnější kontrola zásoby podélné statické stability, ale v tuto chvíli je použitý přístup dostačující.

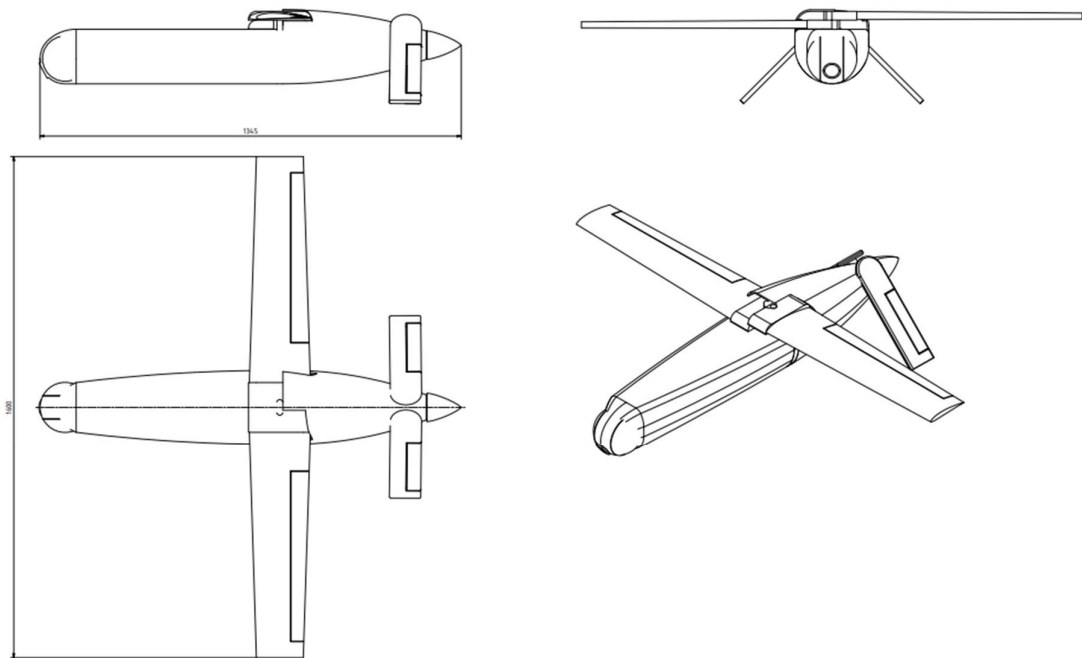
3.11. Volba profilu křídla a základní návrh geometrie

Jako vhodný profil se jeví NACA 4412. A to pro své dobré aerodynamické chování. Z parametrů vyplývá, že profil má maximální součinitel vztlaku až $c_l = 1,6$ při $Re = 1\,000\,000$, $\alpha = 5,25^\circ$ nebo $c_l = 1,45$ při $Re = 340\,000$, $\alpha = 5^\circ$, což jsou parametry pro let pádovou rychlostí. Zároveň se jedná o profil přiměřené tloušťky 12 %, což znamená, že by nebyl problém se skládáním křídel, což by byl problém v případě profilu velké tloušťky. [45], [46]



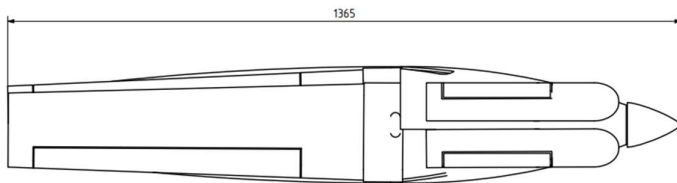
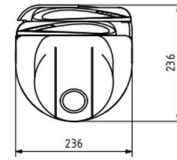
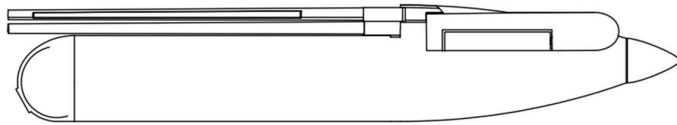
Obrázek 13 Tvar profilu

Na základě zvolených rozměrů křídla, profilu a komponent byla vytvořena základní geometrie. Letoun má být vypouštěn, přepravován a skladován v trubkovém kontejneru. Tento požadavek byl při návrhu brán v úvahu. Obrázek číslo 6 zobrazuje letoun v cestovní konfiguraci.



Obrázek 14 Základní geometrie v rozloženém stavu

Obrázek číslo 7 zobrazuje letoun ve složeném stavu, tak jak bude umístěn do kontejneru, ze kterého bude odpalován.



Obrázek 15 Základní geometrie ve složeném stavu

4. Předběžné stanovení letových výkonů

4.1. Základní aerodynamické charakteristiky

Vlastnosti profilu závisí na rychlosti letu. Výpočet je tedy proveden pro pádovou rychlost, cestovní rychlost a maximální rychlost. Pro tyto rychlosti jsou vypočtena Reynoldsova čísla.

$$Re = \frac{v_{\infty} \cdot l}{\nu} \quad (26)$$

v_{∞} - rychlost vzduchu [$m \cdot s^{-1}$]

l - charakteristický rozměr, respektive střední hloubka křídla [m]

ν - kinematická viskozita vzduchu [$m^2 \cdot s^{-1}$]

4.2. Charakteristiky při pádové a cestovní rychlosti

$$v_{\infty} = 28,86 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}; l = 0,175 \text{ m}; \nu = 1,511 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1} (20^{\circ}\text{C})$$

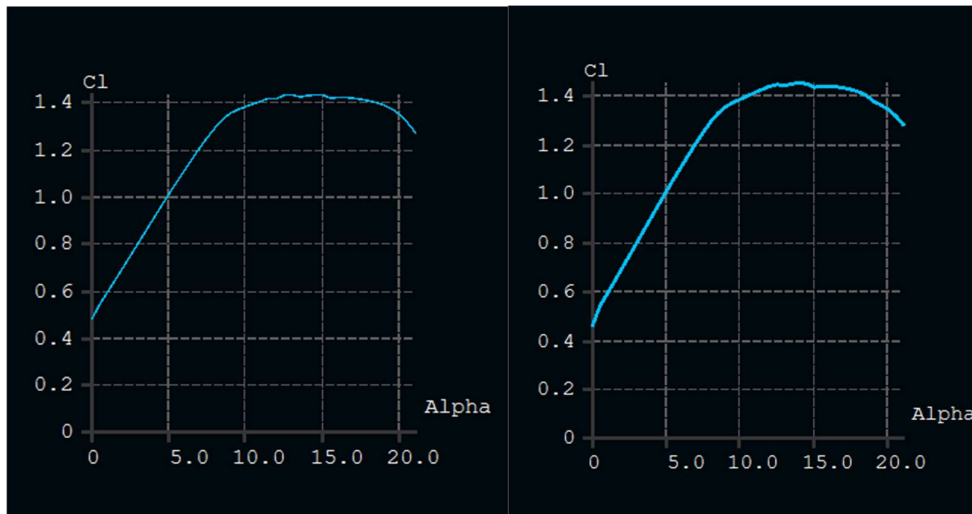
Dosazení do rovnice (27):

$$Re = \frac{28,86 \cdot 0,175}{1,511 \cdot 10^{-5}} = 334\,248$$

$$v_{\infty} = 33,33 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}; l = 0,175 \text{ m}; \nu = 1,511 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1} (20^{\circ}\text{C})$$

Dosazení do rovnice (27):

$$Re = \frac{33,33 \cdot 0,175}{1,511 \cdot 10^{-5}} = 386\,019$$



Graf 5 Závislost pro pádovou rychlost (vlevo), závislost pro cestovní rychlost (vpravo)

Na závislosti vlevo je vidět, že maximálního vztlaku $c_l = 1,42$ profil dosáhne až při úhlu náběhu $\alpha = 12^\circ$. Na závislosti vpravo, je vidět, že maximálního vztlaku $c_l = 1,42$ profil dosáhne až při úhlu náběhu $\alpha = 12^\circ$.

4.2.1. Potřebný tah a výkon

Maximální a cestovní rychlost bude určena ze závislosti potřebného výkonu na rychlosti letu.

Výpočet je pro veden následovně:

Potřebný výkon:

$$P_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_D \cdot v \quad (27)$$

ρ – hustota vzduchu u hladiny moře $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$

S – plocha křídla $S = 0,28 \text{ m}^2$

v – rychlost letu je proměnná

c_D – součinitel odporu

Pádovou rychlost lze vypočítat ze vztahu:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} \quad (28)$$

v_s - pádová rychlost

m – hmotnost letounu $m = 20 \text{ kg}$

ρ – hustota vzduchu u hladiny moře $\rho = 1,225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$

S - plocha křídla $S = 0,28 \text{ m}^2$

c_{Lmax} – maximální součinitel vztlaku letounu

Je třeba dopočítat maximální součinitel vztlaku letounu. Výchozím parametrem je maximální součinitel vztlaku profilu $c_l = 1,42$.

Pro maximální součinitel vztlaku křídla platí:

$$c_{LmaxK} = k \cdot c_l \quad (29)$$

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

Dosazení do rovnice (29):

$$c_{LmaxK} = 0,95 \cdot 1,42 = 1,35$$

Pro výpočet pádové rychlosti je ale třeba vypočítat maximální součinitel vztlaku letounu. Ten se spočítá dosazením do následující rovnice. Kde jmenovatel zohledňuje, že maximální součinitel vztlaku letounu bývá o 5 až 10 % menší než maximální součinitel vztlaku křídla.

$$c_{Lmax} = \frac{c_{LmaxK}}{1,05} \quad (30)$$

Dosazení do rovnice (30):

$$c_{Lmax} = \frac{1,35}{1,05} = 1,29$$

Nyní může být dosazeno do rovnice (28):

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 20 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,28 \cdot 1,29}} = 29,78 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Tato pádová rychlost je nepatrně vyšší než prvotní navržená, která vyšla 28,86 [m/s]. Další parametry závislé na rychlosti letu lze spočítat podle následujících vztahů. Vztahy byly převzaty z [47].

Součinitel odporu:

$$c_D = c_{D0} + \frac{c_L^2}{\pi \cdot \lambda_e} \quad (31)$$

λ_e - efektivní štíhlost křídla $\lambda_e = \lambda \cdot e = 7 \cdot 0,839185 = 5,87$

c_{D0} - součinitel odporu $c_{D0} = 0,025$

Součinitel vztlaku:

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v^2} \quad (32)$$

Využitelný tah:

$$T_v = P_v \cdot \eta \quad (33)$$

Potřebný tah:

$$T_p = \frac{c_D}{c_L} \cdot G \quad (34)$$

Potřebný výkon:

$$P_p = T_p \cdot v \quad (35)$$

Stoupací rychlost:

$$v_y = \frac{T_v - T_p}{G} \cdot v \quad (36)$$

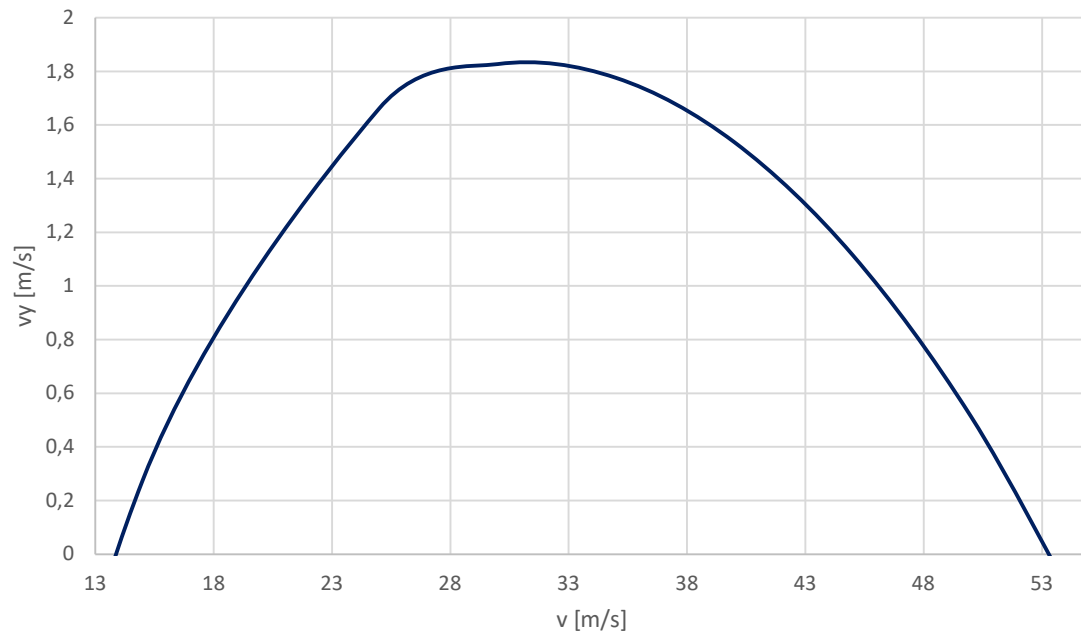
Tabulka vypočtených hodnot:

Tabulka 2 Vypočtené hodnoty

v [m/s]	cL	cD	Tp	Pp	vy
25	1,83	0,21	22,15	553,85	1,66
30	1,27	0,11	17,38	521,48	1,83
35	0,93	0,07	15,19	531,59	1,78
40	0,72	0,05	14,47	578,69	1,54
45	0,56	0,04	14,69	661,18	1,12
50	0,46	0,04	15,59	779,37	0,51
55	0,38	0,03	16,99	934,63	-0,28
60	0,32	0,03	18,82	1128,96	-1,27
65	0,27	0,03	21,00	1364,71	-2,47
70	0,23	0,03	23,49	1644,49	-3,90

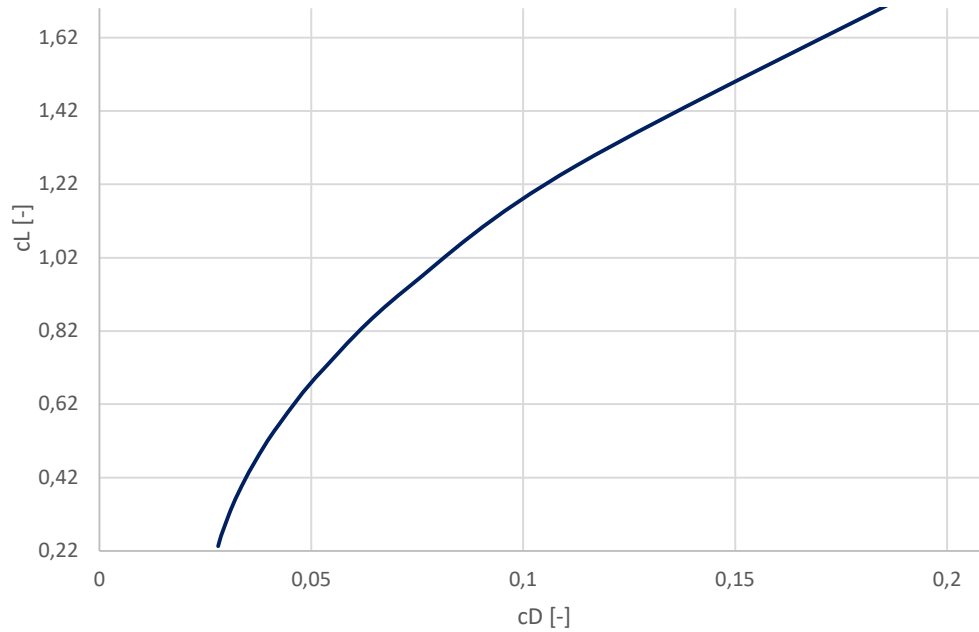
Závislosti:

Závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu



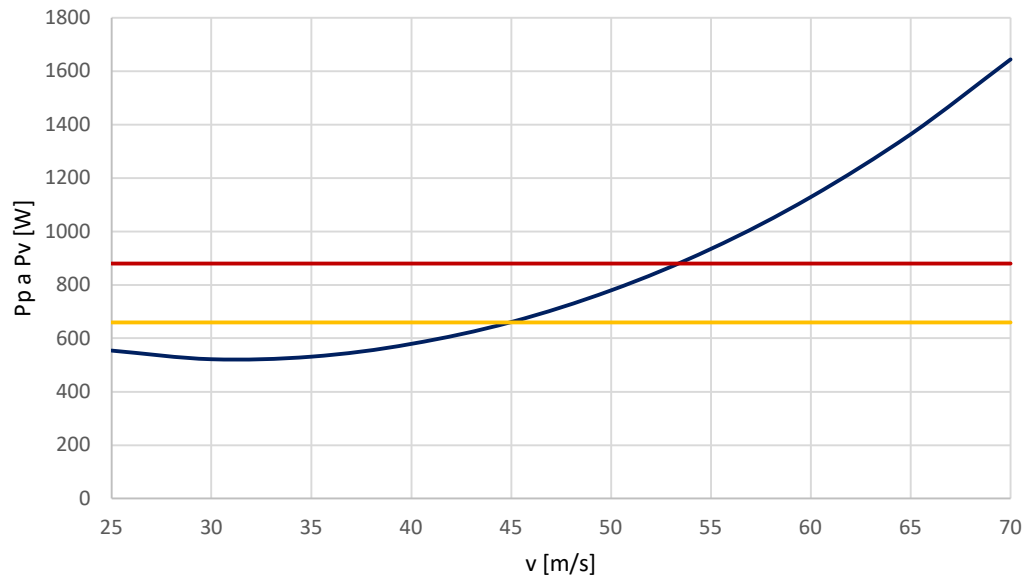
Graf 6 Závislost stoupací rychlosti na rychlosti letu

Polára letounu ($c_L \times c_D$)



Graf 7 Polára letounu

Rovnovážný diagram výkonů



- Potřebný výkon v závislosti na rychlosti letu
- Cestovní výkon motoru
- Maximální výkon motoru

Graf 8 Rovnovážný diagram výkonů



Průběh potřebného výkonu byl vyneseno do Grafu 8. Dále do grafu byl vyneseno maximální výkon motoru ponížený o propulzní účinnost a cestovní výkon motoru ponížený navíc na 75 % hodnoty maximálního.

Z Grafu 5 je vidět, že při maximálním výkonu motoru $P_m = 1100 \text{ W}$ lze dosáhnout maximální rychlosti $v_{max} = 53,5 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 192,6 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$.

A při cestovním výkon $P_m = 825 \text{ W}$ lze dosáhnout maximální cestovní rychlosti $v_{cmax} = 45 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 162 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. Obě tyto rychlosti jsou vyšší než požadované rychlosti, tudíž je návrh na straně bezpečnosti.

5. Závěr

Cílem práce bylo nalezení průniku parametrů bezpilotních letounů využívaných v civilním i vojenském sektoru a koncepční návrh modulárního UAV. Byla provedena rešerše existujících řešení. Na jejím základě byl nalezen průnik parametrů, které byly vstupními požadavky pro další návrh. Z těchto parametrů byl proveden koncepční návrh letounu. Zda je letoun schopen plnit požadavky, které byly definované v rešeršní části, bylo ověřeno v poslední kapitole stanovením letových výkonů. Na základě provedených výpočtů se ukazuje, že letoun požadavek na cestovní rychlost splňuje, jelikož dosažená rychlost při cestovním výkonu je 45 m/s a požadovaná rychlost byla 33,3 m/s. Hmotnostně letoun opět vyhovuje požadavku na maximální hmotnost 20 kg. V hmotnostním rozboru byla zahrnuta baterie splňující požadavek na výdrž alespoň 1 hodina. A poslední požadavek na dostup 3000 m je na základě zvoleného plošného zatížení rovněž splněn. Zatímco v počátku návrhu bylo počítáno s tloušťkou profilu 15 %, tak byl zvolen profil o tloušťce 12 %, což negativně ovlivní výpočet hmotnosti křídla. Tedy v dalším postupu by bylo vhodné spočítat hmotnostní rozbor pomocí přesnějších metod. Výpočet stoupací rychlosti byl rovněž spíše pro názornost, vypočtené hodnoty totiž mohou být výrazně nadhodnoceny. Tudíž stoupací rychlosti by bylo rovněž třeba v dalším postupu spočítat pomocí přesnějších metod. Dále je třeba zmínit, že výkony byly počítány velmi zjednodušeně a v dalším postupu by bylo vhodné je zpřesnit s použitím reálných charakteristik vrtule a přesnějších aerodynamických charakteristik.

Bibliografie

- [1] BERTALAN, László, Imre HOLB, Angelika PATAKI, Gábor NÉGYESI, Gergely SZABÓ, Annamária SZALÓKI a Szilárd SZABÓ. UAV-based multispectral and thermal cameras to predict soil water content-A machine learning approach. *Computers and Electronics in Agriculture*. Centre for Agricultural Research, Budapest, University of Debrecen, Debrecen, Hungary, **2022**(200). 107262.
- [2] ALABI, Tunrayo, Abush ABEBE, Godefroy CHIGEZA a Kayode FOWOBAJE. Estimation of soybean grain yield from multispectral high-resolution UAV data with machine learning models in West Africa. *Remote Sensing Applications: Society and Environment*. International Institute of Tropical Agriculture (IITA), Ibadan, Nigeria; (IITA), International Institute of Tropical Agriculture, Lusaka, Zambia, **2022**(27). 100782.
- [3] *AgEagle RX-60 Datasheet*. 14.11.2022. Dostupné také z: <https://pdf.directindustry.com/pdf/ageagle/ageagle-rx-60-uav/182402-822091.html>
- [4] *SenseFly eBee Ag Datasheet*. 2022. Dostupné také z: <https://ageagle.com/wp-content/uploads/2022/06/AgEagle-eBee-AG-EN-2022-2.pdf>
- [5] *SenseFly eBee X Datasheet*. 2019. Dostupné také z: <https://bezpilotne.cz/wp-content/uploads/2019/04/eBee-X-CZ.pdf>
- [6] HALL, R. Cargill, ed. *Case Studies in Strategic Bombardment*. U.S. Government Printing Office, Washington, DC 20403-9328: AIR FORCE History and Museums PROGRAM, 1998. ISBN 0-16-049781-7. Dostupné také z: <https://media.defense.gov/2010/Oct/12/2001330115/-1/-1/0/AFD-101012-036.pdf>
- [7] *OFFENSE AND DEFENSE VOLUME 1: FM 3-90-1, C2*. Change No. 2. Washington, DC: Headquarters, Department of the Army, 2015. Dostupné také z: https://armypubs.army.mil/epubs/DR_pubs/DR_a/NOCASE-FM_3-90-1-002-WEB-0.pdf
- [8] MURRAY, Lt Col Scott F. *The Moral and Ethical Implications of Precision-Guided Munitions*. Maxwell Air Force Base, Alabama 36112-5962, 2002. Completion of Graduation Thesis. School of Advanced Air and Space Studies.
- [9] MILLEY, Mark a Gerald O'KEEFE, ed. *Techniques for Combined Arms for Air Defense: ATP 3-01.8*. Field Manual. Washington, DC: Headquarters, Department of the Army, 2016.
- [10] WALSH, James Igoe. Precision Weapons, Civilian Casualties, and Support for the Use of Force. *Political Psychology*. University of North Carolina at Charlotte, North Carolina, USA, 2015, (36). Dostupné z: doi:10.1111
- [11] *Switchblade 600* [online]. In: . [cit. 2022-10-25]. Dostupné z: https://1884403144.rsc.cdn77.org/foto/drony-switchblade/Zml0LWluLzEwNTF4NjlxL2ZpbHRlcnM6cXVhbGl0eSg4NSkvaW1n/7562796.jpg?v=0&st=polN3BogNaNZ8R1fKLqKGR0X2PXpHvHDM_R0E0u0gU&ts=1600812000&e=0

- [12] *Switchblade 600 Loitering Missile: Datasheet*. 19.7.2021. Dostupné také z:
https://www.avinc.com/images/uploads/product_docs/Switchblade_600_Datasheet_07192021.pdf
- [13] *Area-I ALTIUS 600, Obrázek*. Dostupné také z:
<https://pbs.twimg.com/media/EyRKObaVEAEFpCu.png>
- [14] *Area-I ALTIUS 600 Datasheet*. Dostupné také z: <https://areai.com/wp-content/uploads/Slick-600-V1.pdf>
- [15] *IAI Green Dragon, Obrázek* [online]. [cit. 20.11.2022]. Dostupné z:
<https://www.iai.co.il/drupal/sites/default/files/2019-03/Product%20TOP%201920X525%20GREEN%20DRAGON.jpg>
- [16] *IAI Green Dragon, Datasheet* [online]. 2019 [cit. 20.11.2022]. Dostupné z:
<https://www.iai.co.il/sites/default/files/2019-05/Green%20Dragon%20Brochure.pdf>
- [17] *IAI Mini Harpy, Obrázek* [online]. [cit. 20.11.2022]. Dostupné z:
https://www.iai.co.il/drupal/sites/default/files/2019-05/Mini%20HARPY_1920x525.jpg
- [18] *IAI Mini Harpy, Datasheet*. 2019. Dostupné také z:
<https://www.iai.co.il/sites/default/files/2019-05/Mini%20HARPY%20Brochure.pdf>
- [19] *WB Group WARMATE, Obrázek* [online]. [cit. 20.11.2022]. Dostupné z:
https://www.defenceview.in/wp-content/uploads/2022/06/warmate_polsko_10b.jpg
- [20] *WB Group WARMATE, Datasheet*. 2022. Dostupné také z:
https://www.wbgroup.pl/app/uploads/2017/06/warmate_eng_large_22q2.pdf
- [21] WB GROUP. *Loitering munitions system WARMATE* [online]. 28.1.2019. [cit. 20.11.2022]. Dostupné z:
https://www.youtube.com/watch?v=zzzOH5fBAqw&t=35s&ab_channel=WBGROUP
- [22] *SenseFly eBee X, Obrázek* [online]. [cit. 21.11.2022]. Dostupné z: <http://sensefly.aero/wp-content/uploads/2022/01/eBeeX.0010-1.png>
- [23] *SenseFly eBee X, User manual* [online]. 2019 [cit. 21.11.2022]. Dostupné z:
<https://www.manualslib.com/download/1697391/Sensefly-Ebee-X.html>
- [24] *SenseFly eBee Ag, Obrázek* [online]. [cit. 4.12.2022]. Dostupné z:
https://www.precisionfarmingdealer.com/ext/resources/images/products/new-products/2017/november-2017/sense-fly-eBee-SQ-drone_1117-copy.png?t=1509564212&width=700
- [25] *Elbit Systems SKYLAR 3 Hybrid, Obrázek* [online]. [cit. 4.12.2022]. Dostupné z:
<https://www.joint-forces.com/wp-content/uploads/2022/02/Skylark-3-Hybrid.jpg>
- [26] *Elbit Systems SKYLAR 3 Hybrid, Datasheet* [online]. [cit. 29.11.2022]. Dostupné z:
<https://elbitsystems.com/media/SKYLARK-3-Hybrid.pdf>

- [27] *Elbit Sytems SKYLAR 3, Datasheet* [online]. 2016 [cit. 29.11.2022]. Dostupné z: https://elbitsystems.com/media/SKYLARK-3_2016.pdf
- [28] *Northrop Grumman Bat UAS, Obrázek 2* [online]. [cit. 4.12.2022]. Dostupné z: https://s3.amazonaws.com/cms.ipressroom.com/295/files/20166/578fea672cfac2624bbd1d9b_pgL_BA-10006_001/pgL_BA-10006_001_bfee9ec5-e352-41e5-9da9-5353eeec605-prv.jpg
- [29] *Northrop Grumman Bat UAS, Datasheet* [online]. [cit. 29.11.2022]. Dostupné z: https://www.northropgrumman.com/wp-content/uploads/BAT_Datasheet.pdf
- [30] CAVCAR, Mustafa. *The International Standard Atmosphere (ISA)* [online]. Anadolu University, 26470 Eskisehir, Turkey [cit. 29.11.2022]. Dostupné z: <http://fisicaatmo.at.fcen.uba.ar/practicas/ISAwab.pdf>
- [31] ZHANG, Bowen, Zaixin SONG, Fei ZHAO a Chunhua LIU. Overview of Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles. *Energies*. , City University of Hong Kong, Shenzhen 518057, China; Harbin Institute of Technology, Shenzhen 518055, China: MDPI, 2022.
- [32] GUNDLACH, Jay. AURORA FLIGHT SCIENCES MANASSAS, VIRGINIA. *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, Virginia 20191-4344, 2012. AIAA education series. ISBN 978-1-60086-843-6. Dostupné z: doi:10.2514/4.868443
- [33] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. 1. Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier The Boulevard, Langford Lane, Kidlington, Oxford OX5 1GB, UK 225 Wyman Street, Waltham, MA 02451, USA: Elsevier Inc., 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [34] Motor. In: *Conrad: Hacker A40-14L V4 14-Pole brushless elektromotor* [online]. [cit. 2023-05-08].
- [35] *Baterie KOKAM Datasheet* [online]. [cit. 3.4.2023]. Dostupné z: https://kokam.com/uploaded/filebox/143/2022%20Cell%20Brochure_10.pdf
- [36] Bateriový článek Sony. In: *Rotorama: Sony/Murata 21700 4000mAh 40A* [online]. [cit. 2023-05-08].
- [37] *BH Servo 3388* [online]. [cit. 3.4.2023]. Dostupné z: <https://www.bighobby.cz/bh-3388-servo-58g-0-1s-32kg-120--digitalni/>
- [38] *ReComputer J2021/J2022 Datasheet* [online]. [cit. 3.4.2023]. Dostupné z: <https://files.seeedstudio.com/wiki/reComputer/reComputer-J202x-datasheet.pdf>
- [39] *Teledyne FLIR StormCaster™-E Datasheet* [online]. [cit. 3.4.2023]. Dostupné z: <https://flir.netx.net/file/asset/47162/original/attachment>
- [40] *Specim AFX17 Datasheet* [online]. [cit. 3.4.2023]. Dostupné z: <https://qd-uki.co.uk/wp-content/uploads/2020/02/Specim-AFX17-Technical-Datasheet-01.pdf>

- [41] GUNDLACH, Jay. *Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach*. 1. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2012. ISBN 978-1-60086-843-6.
- [42] ROSKAM, Dr. Jan. *Airplane Design: Part V: Component Weight Estimation*. 1440 Wakarusa Drive, Suite 500 Lawrence, Kansas 66049 U.S.A.: Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 2018. ISBN 978-1-884885-50-1.
- [43] AL-SHAMMA, Omran a Dr. ALI. *Aircraft weight estimation in interactive design process* [online]. University of Hertfordshire [cit. 9.4.2023]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/12983145.pdf>
- [44] ROSKAM, Jan. *Airplane Design: Part: I Preliminary Sizing of Airplanes* [online]. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985 [cit. 2.5.2023].
- [45] ZHU, Zhe, Hongwu GUO a Jianjun MA. *Aerodynamic layout optimization design of a barrel-launched UAV wing considering control capability of multiple control surfaces*. College of Intelligence Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha, 510003, China, 2019. Dostupné také z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963819311654>
- [46] NACA 4412. In: *Airfoil Tools: NACA 4412* [online]. [cit. 2023-05-08].
- [47] TICHOPÁD, Vladimír. *Letové výkony*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1995. ISBN 80-01-01340-5.