



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH SOUTĚŽNÍHO MODELU S VERTIKÁLNÍM STARTEM A PŘISTÁNÍM

CONCEPTUAL DESIGN OF COMPETITION MODEL WITH VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Paulína Monková

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Tomáš Hájek

BRNO 2022

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Studentka: **Paulína Monková**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojírenství
Vedoucí práce: **Ing. Tomáš Hájek**
Akademický rok: 2021/22

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Koncepční návrh soutěžního modelu s vertikálním startem a přistáním

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V rámci soutěžní sezóny 2021–2022 proveďte koncepční návrh soutěžního modelu letounu s vertikálním startem a přistáním. Proveďte rozbor soutěžních pravidel a jeho základě navrhnete soutěžní model.

Cíle bakalářské práce:

- Proveďte rešerši současných bezpilotních systémů shodné kategorie.
- Zanalyzujte pravidla soutěže na rok 2022 a formulujte závěry analýzy.
- S ohledem na výsledky provedené rešerše a analýzy navrhnete soutěžní letoun a vytvořte jeho systémový model.

Seznam doporučené literatury:

RAYMER, D. Aircraft design: a conceptual approach. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 09-304-0351-7.

GUDMUNDSSON, S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2021/22

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Bakalárska práca sa zaoberá návrhom súťažného modelu lietadla na medzinárodnú konštruktérsku študentskú súťaž uskutočnenú v roku 2022. Úvod práce je zameraný na analýzu pravidiel súťaže. Rešeršná časť je zameraná na možné konfigurácie lietadiel a následne aj na už existujúce komerčne dostupné modely, ktoré sú rovnakej kategórie ako stanovujú pravidlá súťaže. V praktickej časti práce je spracovaný výber a bližšia charakteristika jednotlivých častí letúnu, spracovaný hmotnostný rozbor a určenie aerodynamického stredu letúnu. Výstupom práce je koncepčný návrh konštrukcie a systémový model.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Koncepčný návrh, študentská súťaž, model letúnu, hmotnostný rozbor, New Flying Competition 2022, VTOL, UAV

ABSTRACT

The bachelor thesis deals with the conceptual design of the competitive model of the aircraft for the international design student competition held in 2022. The introduction of the work focuses on the analysis of the rules of competition. The research section focuses on possible aircraft configurations and existing commercially available models of the same category as the competition rules. The practical part of the work processes the selection and closer characteristics of the individual parts of the aircraft, the mass analysis process and the determination of the aerodynamic centre of the model. The output of the work is a conceptual design and system model.

KEY WORDS

Conceptual design, student competition, aircraft model, mass analysis, New Flying Competition 2022, VTOL, UAV

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

MONKOVÁ, Paulína. *Koncepční návrh soutěžního modelu s vertikálním startem a přistáním* [online]. Brno, 2022 [cit. 2022-05-14]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/140288>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Hájek.

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Ja, Paulína Monková, prehlasujem, že táto bakalárska práca je mojim pôvodným dielom, spracovala som ju samostatne pod vedením Ing. Tomáša Hájka a s použitím informačných zdrojov uvedených v zozname.

V Brne, dňa 20. mája 2022

X

Paulína Monková

POĎAKOVANIE

Ďakujem tímu Chicken Wings, ktorý ma sprevádzal celým bakalárskym štúdiom, vedúcemu práce Ing. Tomášovi Hájkovi za celoročné vedenie a cenné rady týkajúce sa tejto práce a v neposlednom rade mojej rodine, ktorá ma v štúdiu neustále podporuje.

OBSAH

ÚVOD	7
1 ANALÝZA PRAVIDIEL	8
1.1 Základné informácie o súťaži	8
1.2 Misia	8
1.3 Obmedzenia vyplývajúce z pravidiel	8
1.3.1 Obmedzenia kladené na model	8
1.3.2 Pohonná jednotka	9
1.3.3 Batéria	9
1.3.4 Elektronika	9
1.3.5 Platiace zaťaženie (Payload)	9
1.3.6 Senzor misie	10
1.3.7 Terče	10
1.4 Bodovanie	11
1.5 Anotácia v zadaní súťaže	12
1.6 Závety vyplývajúce z pravidiel súťaže	12
1.6.1 Zhrnutie možného bodového zisku v súťaži	13
2 KONCEPT LIETADLA	14
2.1 Druhy základných konfigurácií lietadla	14
2.1.1 Podľa počtu trupov	14
2.1.2 Podľa počtu nosných plôch	14
2.1.3 Podľa výšky umiestnenia krídla voči trupu	15
2.1.4 Pôdorysný tvar krídla	16
2.1.5 Konceptia chvostových plôch	17
2.1.6 Prevedenie vertikálneho štartu a pristátia	19
2.1.7 Usporiadanie pevných vertikálnych motorov	20
2.1.8 Umiestnenie horizontálneho pohonu	21
2.1.9 Podvozok	22
2.2 Štatistický rozbor	23
3 SÚŤAŽNÝ LETÚN	28
3.1 Konceptný návrh súťažného modelu	28

4	KRÍDLO.....	32
4.1	Výber profilu.....	34
4.2	Vztlaková mechanizácia.....	37
4.2.1	Krídello.....	37
5	CHVOSTOVÉ PLOCHY.....	40
5.1	Analýza chvostových plôch existujúcich modelov.....	40
5.2	Výber profilu.....	43
5.3	Kormidlá.....	43
6	TRUPOVÁ GONDOLA.....	45
7	VERTIKÁLNE POHONNÉ JEDNOTKY.....	47
8	HORIZONTÁLNA POHONNÁ JEDNOTKA.....	48
9	PODVOZOK.....	49
10	HMOTNOSTNÝ ROZBOR.....	50
10.1	Hmotnostný rozbor jednotlivých častí.....	50
10.2	Centráž.....	53
11	POLOHA AERODYNAMICKÉHO STREDU LIETADLA.....	56
12	OBÁLKA ZAŤAŽENIA.....	61
12.1	Obratová obálka.....	61
12.2	Obálka poryvov.....	63
13	ZHODNOTENIE KONCEPČNÉHO NÁVRHU.....	67
14	ZÁVER.....	69
15	BIBLIOGRAFIA.....	70
16	ZOZNAM OBRÁZKOV.....	76
17	ZOZNAM TABULIEK.....	78
18	ZOZNAM POUŽITÝCH OZNAČENÍ.....	79
19	ZOZNAM PRÍLOH.....	81

ÚVOD

Obsahom predloženej bakalárskej práce je vytvorenie koncepčného návrhu súťažného modelu lietadla študentského tímu Chicken Wings. Tím Chicken Wings sa zúčastňuje súťaží už od roku 2014. Tento rok sa bude tím s novým modelom prezentovať na medzinárodnej súťaži New Flying Competition 2022. Navrhovaný letún je v histórii tímu prvým modelom s vertikálnym štartom a pristátím.

V prvej časti práce sú zhrnuté pravidlá súťaže a z nich vyplývajúce požiadavky a obmedzenia, ktoré slúžia ako základné body pri návrhu letúnu.

Rešeršná časť práce sa zaoberá možnými usporiadaniami jednotlivých častí modelu so zohľadnením ich výhod a nevýhod. Následne je vytvorená analýza existujúcich modelov zhodnej kategórie, ktorá slúži ako východiskové stanovisko, vzhľadom na to, že tím s konceptom vertikálneho štartu a pristátia doposiaľ nepracoval.

Na základe týchto poznatkov je vytvorený koncepčný návrh, ktorý je bližšie rozpracovaný.

V nadväzujúcej časti práce je spracovaný hmotnostný rozbor a nato určenie aerodynamického stredu letúnu, na ktorých vypracovanie bol využitý systémový model.

V rámci práce je tiež spočítaná letová obálka podľa predpisu CS-22, ktorá ďalej posluží ostatným členom tímu pri návrhu vnútornej štruktúry modelu.

V závere práce je zhrnutý celkový návrh letúnu so základnými konštrukčnými parametrami.

1 ANALÝZA PRAVIDIEL

1.1 Základné informácie o súťaži

New Flying competition (NFC) je súčasťou registrovanej asociácie Neues Fliegen e.V., ktorá bola založená v roku 2014 študentmi a ústavom automobilového a leteckého inžinierstva na Univerzite aplikovaných vied v Hamburgu, Nemecko.

Hlavným cieľom tejto študentskej medzinárodnej súťaže leteckých modelov je hľadanie nových, inovatívnych konfigurácií letúnov a ich technických vymožeností tak, aby letúny zároveň spĺňali čo najlepšie ekonomické a ekologické požiadavky. Súťaž je charakteristická uplatňovaním kritérií skutočného procesu tvorenia dizajnu. Prvý ročník NFC sa konal v októbri 2016 a zúčastnili sa ho tímy z celého sveta. Súťaž sa uskutočňuje každé dva roky.

Pravidlá súťaže sú pripravované organizátorom a pre každú sezónu sú odlišné. Letúny musia spĺňať všetky požiadavky a obmedzenia stanovené pravidlami, aby sa súťaže mohli zúčastniť. Každý ročník preto vznikajú nové unikátne letúny. [32]

1.2 Misia

Cieľom súťaže je zväčšiť rádius vyhľadávania na pevnine s pomocou snímkovacích UAS zariadení „Flying eye“. Hlavnými požiadavkami sú spoľahlivosť a možnosť použitia v takzvaných Nordic conditions, ktoré sú definované pravidlami súťaže ako podmienky do rýchlosti vetra 10 m/s.

Je potrebné zaletieť vzdialenosť aspoň 10 km v časovom okne maximálne 30 minút a poskytnúť GPS lokáciu piatich pozemných terčov, ktoré budú umiestnené v snímkovacej zóne o rozlohe 1200x400 m. Snímkovacia zóna je približne 350 metrov od miesta vzletu. Dráha letu nie je predurčená a každý tím si musí zvoliť spôsob, akým bude čo najefektnejšie prehľadávať snímkovaciu zónu. Pristávací a vzletový plocha pre vertikálny štart a pristátie je vymedzená štvorcami o rozmeroch 8x8 m. Po vzlete je potrebné dosiahnuť výšku 30 m predtým ako prejde letún do režimu prechodného letu, v ktorom má aktívne všetky motory (horizontálne aj vertikálne). [7]

1.3 Obmedzenia vyplývajúce z pravidiel

1.3.1 Obmedzenia kladené na model

V rámci súťaže môžu tímy použiť letún ľubovoľnej konfigurácie s možnosťou vertikálneho vzletu a pristátia, ktorého rozpätie krídel nesmie prekročiť 3 m. Maximálna vzletová hmotnosť tohto letúnu je obmedzená na 15 kg a letún musí vydržať preťaženie 2,5 g. [7]

1.3.2 Pohonná jednotka

Pohonná jednotka musí byť napájaná na elektrický zdroj a konfigurácia pohonných jednotiek musí byť typu multirotor. Na typ vrtule ani na príkon nie sú kladené pravidlami žiadne obmedzenia. [7]

1.3.3 Batéria

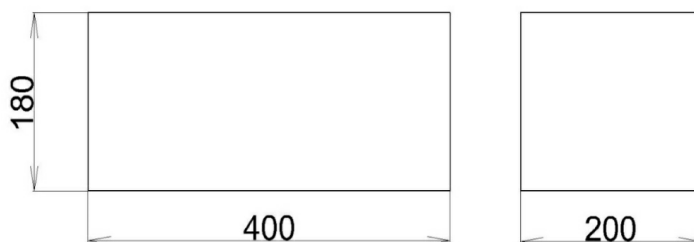
Použitie môžu byť všetky Li-Po batérie s XT pripojením, ktoré sú odnímateľné na externé nabíjanie. Batérie, na ktoré je pripojený pohon nesmú napájať žiadne iné elektrické zariadenia. Je potrebné aby model disponoval fyzickým bezpečnostným vypínačom (ističom), aby sa predišlo nechcenému štartu motorov. [7]

1.3.4 Elektronika

Pravidlá vyžadujú, aby bol každý model vybavený rádiovým systémom s frekvenciou 2,4 GHz, autopilotom a GPS záznamníkom pre zisťovanie rýchlosti a vzdialenosti letúnu, aby mohli byť tieto údaje poskytnuté po dolete spolu s polohou a snímkami terčov. [7]

1.3.5 Platiace zaťaženie (Payload)

Každý model musí byť schopný preniesť hmotnosť 2 kg vo forme krabice o rozmeroch 400x200x180 mm. Platiace zaťaženie musí byť plne zakryté nákladným priestorom a nesmie byť ku nemu pripevnené. Nákladný priestor musí byť navrhnutý tak, aby bolo možné platiace zaťaženie odstrániť. Platiace zaťaženie musí byť počas letu zafixované a musí byť v horizontálnej polohe. [7]



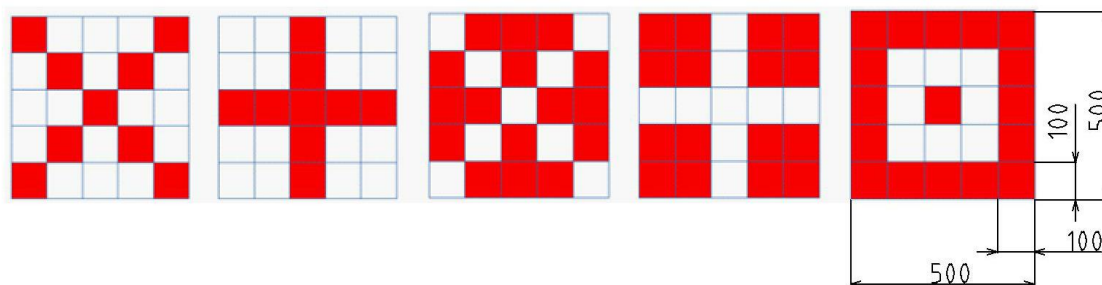
Obr. 1-1 Platiace zaťaženie

1.3.6 Senzor misie

Korešpondujúce snímky snímkovacej zóny sú vytvárané snímkovacím zariadením. [7]

1.3.7 Terče

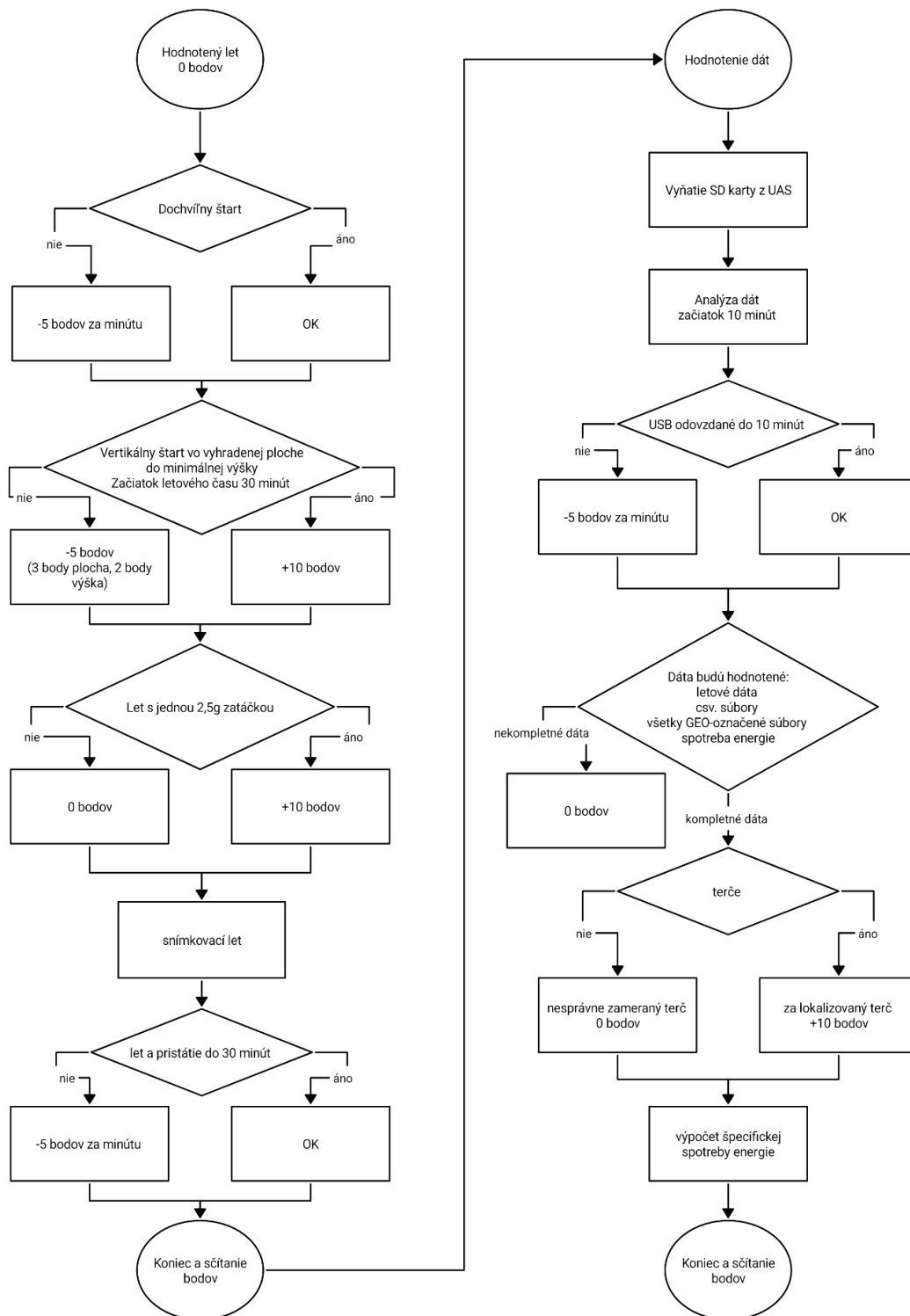
Úlohou je určiť GPS polohu piatich rôznych terčov o veľkosti 500x500 mm. Terče sú tvorené červenými a bielymi štvorcami o veľkosti 100x100 mm. [7]



Obr. 1-2 Pozemné terče [7]

1.4 Bodovanie

Postup bodovania súťaže je určený hodnotiacim vývojovým diagramom, ktorý vychádza z hodnotenia splnenia, respektíve nesplnenia požadovaných úkonov je zobrazený v Obr. 1-3.



Obr. 1-3 Vývojový diagram hodnotenia [7]

1.5 Anotácia v zadaní súťaže

Konfigurácia letúnu nie je predom zadaná a jej výber je ponechaný na tím. Celý letún musí byť navrhnutý a skonštruovaný tímom. Úprava už existujúceho komerčne dostupného letúnu alebo zahrnutie neakademickej tretej strany nie je dovolená. [7]

1.6 Závery vyplývajúce z pravidiel súťaže

Z požiadaviek súťaže je nutné navrhnuť letún tak, aby bolo prevedené snímkovanie v dostatočnej kvalite a teda aby bol letún schopný čo najstabilnejšieho letu aj pri nordických podmienkach, ktoré sú v pravidlách definované do rýchlosti vetra 10 m/s. Vzhľadom k tomu, že nie je udaná presná poloha snímkovacej oblasti je potrebné predpokladať buď pilota, ktorý by bol schopný vidieť a navigovať letún vizuálne alebo je potrebné umiestnenie snímačov na letún, ktoré by predišli kolízii letúnu s prekážkami počas letu. Konštrukcia musí byť dostatočne pevná aby spĺňala požiadavky aj pri maximálnom požadovanom 2,5 g manévri, ktorý musí byť zaznamenaný systémom v letúne. Z hľadiska čo najnižšej spotreby energie pri maximálnom rozpätí 3 m je potrebné dosiahnuť čo najvyššiu kĺzavosť. Konštrukciu letúnu je potrebné navrhnuť tak, aby bolo zaistené, že spolu s platiacim zaťažením, snímkovaním, pohonnou jednotkou, batériami a ostatnými komponentami neprekročila maximálnu povolenú hmotnosť 15 kg.

Z hodnotiaceho algoritmu vychádza, že je potrebné, aby bol letún schopný vykonať všetky požadované operácie, a preto musí byť konštrukcia dostatočne spoľahlivá. Je potrebné už pri koncepčnom návrhu uvažovať, akým spôsobom bude v letúne umiestnená SD karta, tak, aby bolo možné čo najrýchlejšie odňatie a splnenie odovzdania USB kľúča s už spracovanými dátami do 10 minút. Zároveň je potrebné myslieť aj na umiestnenie platiaceho zaťaženia, ktoré musí byť možné z letúnu vybrať, avšak letún nemusí byť schopný letu bez platiaceho zaťaženia, preto pri hmotnostnom rozbere nie je uvažované nutné umiestnenie platiaceho zaťaženia do ťažiska letúnu.

Do samotného hodnotenia sa započítavajú aj správy a to predbežná dizajnová správa, za ktorú môže byť udelené až 25 bodov a finálna dizajnová správa, za ktorú je maximálny bodový zisk taktiež 25 bodov. Okrem toho musí tím spracovať business plán, ktorý by mal zhrňať výhody modelu a jeho hlavný účel. Pri business pláne sa hodnotí aj spôsob, akým bol plán odprezentovaný pred komisiou. Business plán môže byť hodnotený bodovým ziskom maximálne 15 bodov a prezentácia modelu ziskom maximálne 15 bodov.

Z pravidiel vyplýva:

- tím, ktorý identifikuje najviac terčov vo vymedzenej ploche a zaletí požadovanú vzdialenosť
- zaletí s najnižšou spotrebou energie
- doručí rýchlu analýzu dát po pristátí
- napíše excelentný report a ukáže presvedčivú prezentáciu

Hodnotenie spotreby energie: [7]

$$\text{energetický faktor} = \frac{\text{špecifická spotreba energie najlepšieho tímu}}{\text{špecifická spotreba energie tímu}}$$

Skóre spotreby energie: 50 bodov vynásobené energetickým faktorom

1.6.1 Zhrnutie možného bodového zisku v súťaži

zálet: 20 bodov

určenie polohy terčov: 50 bodov

špecifická spotreba energie: 50 bodov

správy: 50 bodov

prezentácia: 30 bodov

Maximálny bodový zisk, ktorý je v súťaži NFC 2022 možné dosiahnuť je 200 bodov.

2 KONCEPT LIETADLA

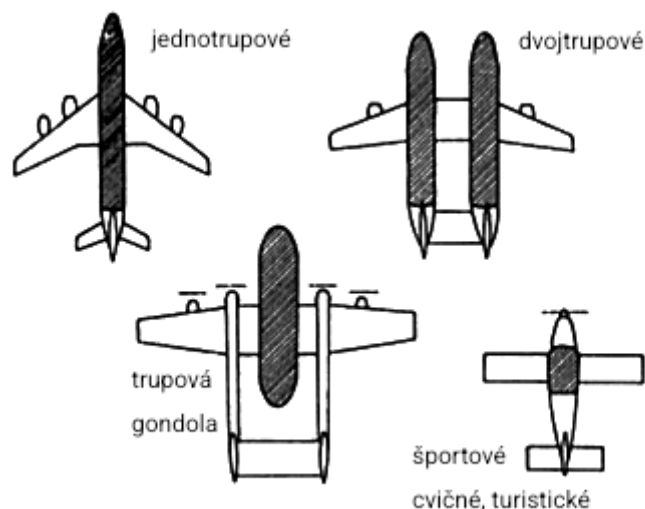
2.1 Druhy základných konfigurácií lietadla

2.1.1 Podľa počtu trupov

Jednotrupová konštrukcia – jednotrupová konštrukcia je najčastejšie používaná a má najmenší negatívny vplyv na aerodynamické charakteristiky krídla a chvostových plôch.

Dvojtrupová konštrukcia – dvojtrupová konštrukcia je riešením, keď jedno trupová konštrukcia nie je dostatočujúca z hľadiska efektívnej využiteľnosti nákladného priestoru. Zvýšením prepravnej kapacity sa však výrazne zvyšuje aj celkový odpor letúnu.

Trupová gondola – výhodou usporiadania trupovej gondoly je, že nie je nutné aby bola zadná časť trupu zosilnená s ohľadom na zaťaženie od chvostových plôch, pretože sú chvostové plochy uchytané na samostatných ramenách. Toto usporiadanie zhoršuje aerodynamické charakteristiky krídla a chvostových plôch. [49]

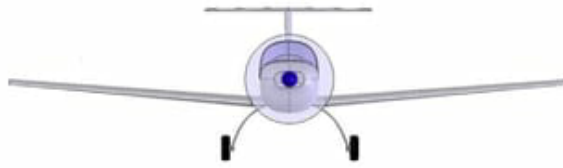


Obr. 2-1 Rozdelenie konfigurácií lietadla podľa počtu trupov [49]

2.1.2 Podľa počtu nosných plôch

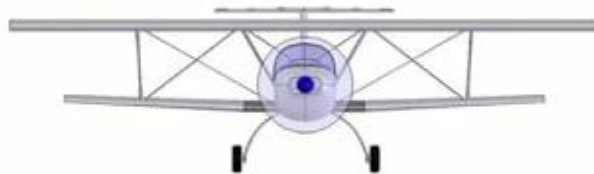
Jednoplošník – v súčasnej dobe je jednoplošník najčastejšou konfiguráciou. Táto konfigurácia je najjednoduchšia na vytvorenie dostatočnej aerodynamickej efektivity.

- Samostatnou kategóriou jednoplošníkov je samokrídlo – Má najlepšiu aerodynamickú efektivitu. Je však pomerne nestabilné a uskladnenie platiaceho zaťaženia a nákladu je značne obmedzené. Najčastejšie uloženie nákladu pri tomto type je do priestoru v krídlach.



Obr. 2-2 Konfigurácia jednoplošník [24]

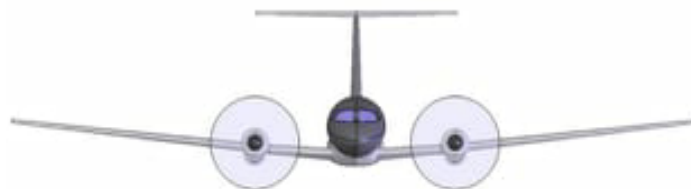
Dvojplošník – najväčšou výhodou dvojplošníkov je možnosť väčšej plochy krídla pri menšom rozpätí a vyššia konštrukčná pevnosť. Nevýhodou tejto konfigurácie je možná nedostatočná aerodynamická efektívnosť spôsobená umiestnením oblasti s nízkym tlakom spodného krídla blízko k oblasti s vysokým tlakom horného krídla, čo znižuje vznik vztlaku, požaduje vyšší uhol nábehu na dosiahnutie rovnakého C_L a následne vyšší indukovaný odpor. [24]



Obr. 2-3 Konfigurácia dvojplošník [24]

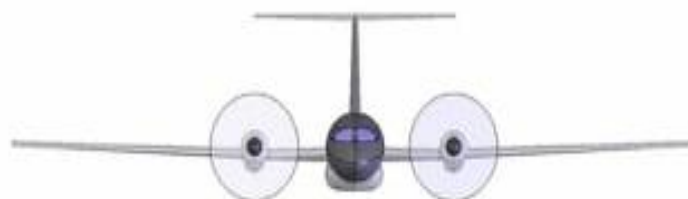
2.1.3 Podľa výšky umiestnenia krídla voči trupu

Dolnoplošník – pri dolnoplošníkovej konfigurácii môže byť vnútorná štruktúra využitá na upevnenie podvozku, ktorého konštrukcia tak môže byť nižšia a ľahšia. Umožňuje jednoduchší prístup ku nákladu a komponentom v trupe modelu. Nevýhodou je umiestnenie ťažiska nad krídlom, čo spôsobuje nižšiu stabilitu.



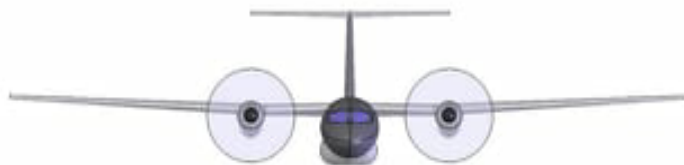
Obr. 2-4 Konfigurácia dolnoplošník [24]

Stredoplošník – nosník prechádza trupom, čím sa zmenšuje úložný priestor. Tento problém je možné riešiť takzvanými obručovými rámami, tie sú však málo efektívne a majú veľkú hmotnosť. Umožňuje najaerodynamickejšie prepojenie trupu a krídel.



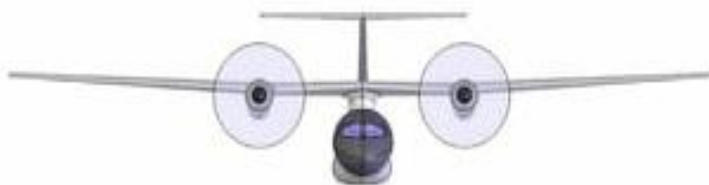
Obr. 2-5 konfigurácia stredoplošník [24]

Hornoplošník – pri konfigurácii hornoplošníka je ťažisko umiestnené pod krídlom a zabezpečuje lepšiu stabilitu letúnu. Nevýhodou je nižšia ovládateľnosť a v prípade modelov aj horší prístup k nákladu a komponentom.



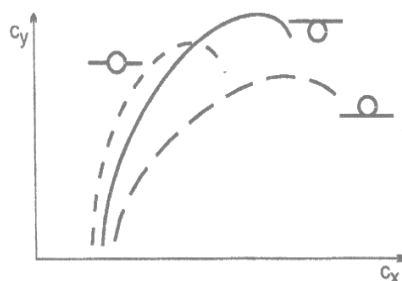
Obr. 2-6 Konfigurácia hornoplošník [24]

Parasol – umiestnenie typu parasol poskytuje najefektívnejšie krídlo, keďže zväčšuje plochu krídla. Na druhej strane je však toto usporiadanie zdrojom interferenčných odporov. [24], [34]



Obr. 2-7 Konfigurácia parasol [24]

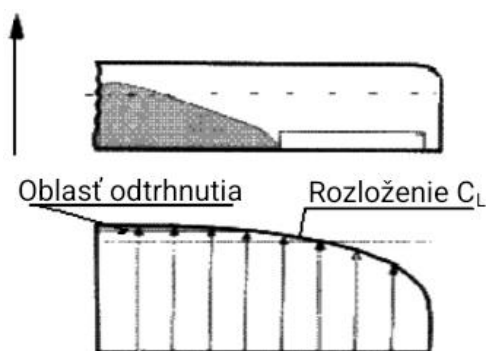
Na obr. 2-8 je znárodnená polára v závislosti na výškovej polohe krídla. Koeficient C_y predstavuje koeficient vztlaku a C_x predstavuje koeficient odporu.



Obr. 2-8 Výšková poloha krídla a aerodynamické charakteristiky [12]

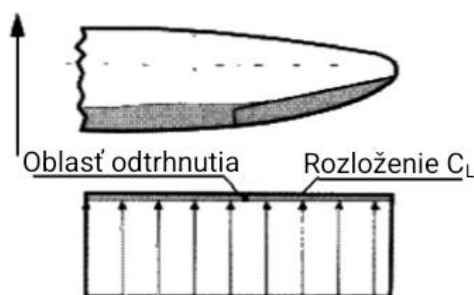
2.1.4 Pôdorysný tvar krídla

Obdĺžnikové krídlo – pri obdĺžnikovom krídle sa prúd vzduchu začína odtrhávať pri koreni krídla a letún tak ostáva priečne ovládateľný. Zároveň nie je potrebné aerodynamické ani geometrické krútenie krídla a jedná sa o najjednoduchší pôdorysný tvar krídla pre výrobu. Nevýhodou je vysoký indukovaný odpor.



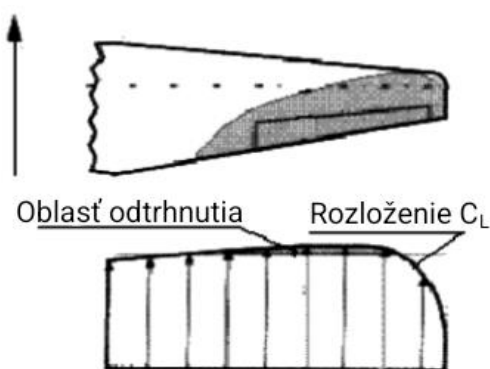
Obr. 2-9 Obdĺžnikový tvar krídla [48]

Eliptické krídlo – výhodou eliptického krídla je malý indukovaný odpor spôsobený rovnomerným rozložením tlaku pozdĺž krídla a lepšie využitie materiálu pri rovnakej pevnosti a tým nižšia hmotnosť krídla. Nevýhodou sú zlé pádové vlastnosti, kde sa medzná vrstva odtrháva po celom rozpätí krídla naraz.



Obr. 2-10 Eliptický tvar krídla [48]

Lichobežníkové krídlo – pri lichobežníkovom krídle je výhodou nižší indukovaný odpor než pri obdĺžnikovom krídle a pomerne jednoduchá výroba. Nevýhodou je zlé odtrhávajúce prúdy vzduchu, ku ktorému dochádza v oblasti krídeliek a z toho vyplývajúca potreba krídlo geometricky alebo aerodynamicky krútiť. [48]

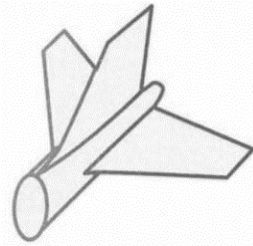


Obr. 2-11 Lichobežníkový tvar krídla [48]

2.1.5 Koncepcia chvostových plôch

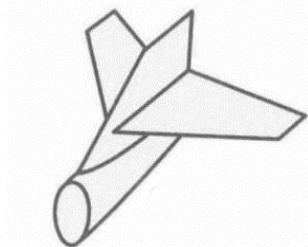
Konvenčné usporiadanie – konvenčné usporiadanie je najbežnejšie používaná konfigurácia, preto je bezpečná a odskúšaná. Zaisťuje dobrú stabilitu a ovládateľnosť letúnu. Nevýhodou je

krídlom ovplyvnený nabiehajúci prúd vzduchu a problémy so z боку nabiehajúcim vetrom pri veľkých rozmeroch SOP.



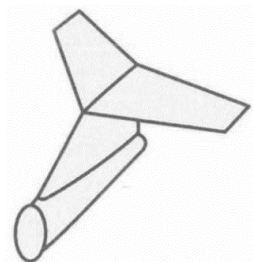
Obr. 2-12 Konvenčné usporiadanie chvostových plôch [42]

Usporiadanie do kríža – výhodou usporiadania do kríža je menšie zaťaženie ako pri konvenčnom usporiadaní a nižšia hmotnosť. Nevýhodou je vznik väčšieho interferenčného odporu a nevyhnutné delenie SOP pre umiestnenie VOP, ktoré je následne náročnejšie na výrobu.



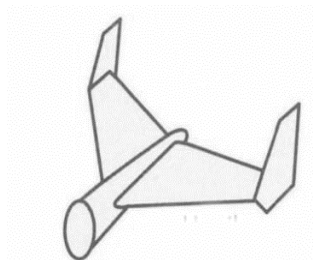
Obr. 2-13 Usporiadanie chvostových plôch do kríža [42]

Usporiadanie do T – pri usporiadaní to T umiestnenie VOP do hornej časti zamedzuje poškodenie týchto plôch pri pristávaní a toto umiestnenie VOP zároveň nie je ovplyvnené nabiehajúcim rozrušeným prúdom vzduchu od krídla ako to bolo v prípade konvenčného usporiadania. Nevýhodou je vyššia hmotnosť z dôvodu nutnosti použitia pevnejších SOP. Týmto usporiadaním sa zvyšuje namáhanie trupu na krut a usporiadanie je náchylné k aeroelastickým kmitom.

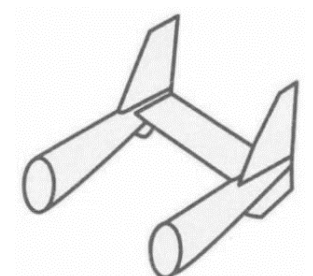


Obr. 2-14 Usporiadanie chvostových plôch do T [42]

Usporiadanie do H – výhodou usporiadania do H je nízka stavebná výška SOP a pri vysokých uhloch nábehu nie sú chvostové plochy ovplyvnené prúdením z trupu. Nevýhodou je vyššia hmotnosť konštrukcie a nutná vyššia pevnosť VOP, ktorá slúži ako podpora pre zvislé plochy.

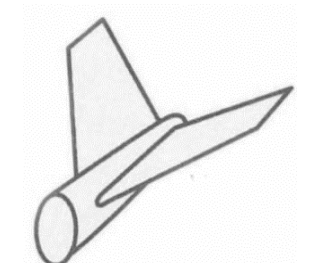


Obr. 2-15 Usporiadanie chvostových plôch do H na jednotrupovej konštrukcii [42]

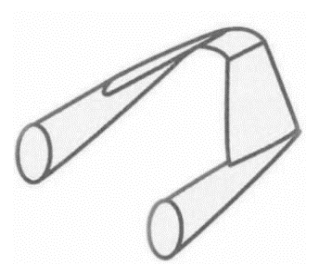


Obr. 2-16 Usporiadanie do H na dvojtrupovej konštrukcii [42]

Usporiadanie do V – usporiadanie do V nazývané aj združené alebo motýlikove usporiadanie. Najväčšou výhodou je zníženie hmotnosti chvostových plôch a zníženie indukovaného odporu. Táto konfigurácia umožňuje najvýhodnejšie použitie tlačnej konfigurácie pohonnej jednotky. Nevýhodou je komplikovanejšie riadenie pri zatáčaní a nepriaznivý druhotný klopiači moment. [42]



Obr. 2-17 Usporiadanie chvostových plôch do V na jednotrupovej konštrukcii [42]

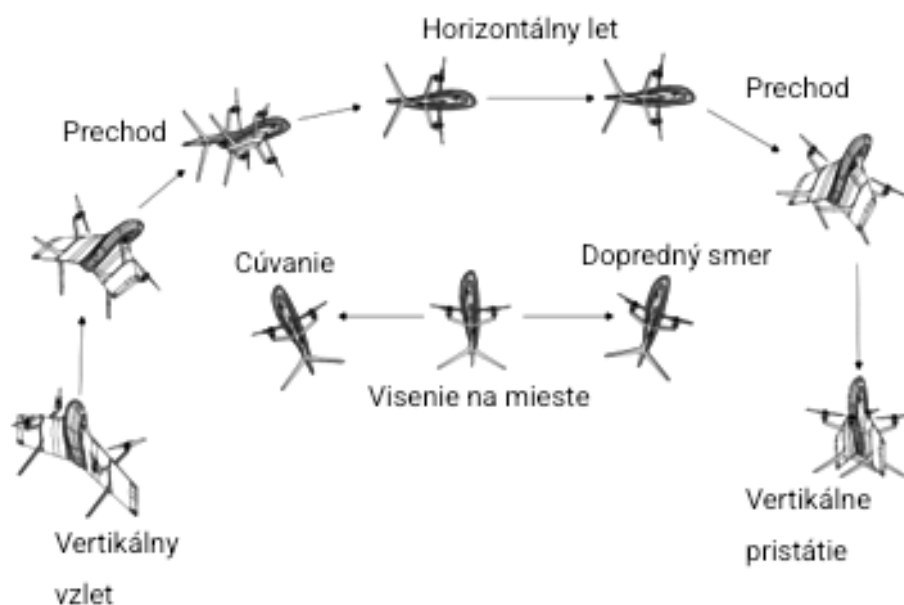


Obr. 2-18 Usporiadanie chvostových plôch do V na dvojtrupovej konštrukcii [42]

2.1.6 Prevedenie vertikálneho štartu a pristátia

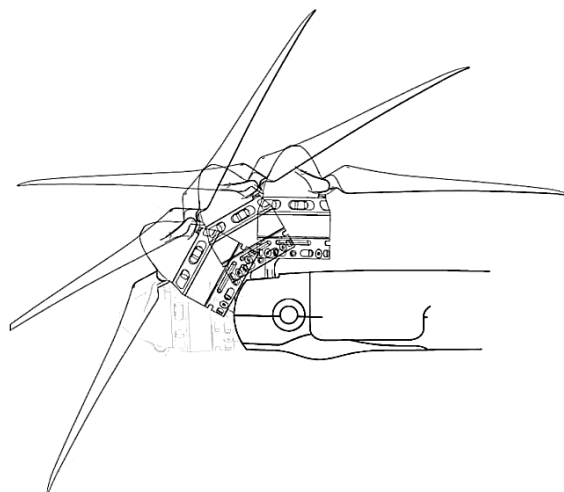
Tail-sitter – pojmom tail-sitter sú označované letúny s vertikálnym štartom a pristátím ktoré štartujú z chvostových plôch. Oproti ostatným prevedeniam je tail-sitter najvýhodnejší z hľadiska obmedzenia odporu vďaka absencii viacerých pohonných jednotiek. Nevýhodou je nižšia stabilita počas vertikálneho vzletu a náročné nastavenie prechodného letu s autopilotom.

Schéma zobrazenia štartu, horizontálneho letu a pristátia letúnu v konfigurácii tail-sitter je možné vidieť na Obr. 2-19. [58]



Obr. 2-19 Fázy letu koncepcie tail-sitter [58]

Sklápaťelné pohonné jednotky – nevýhodou je náročné nastavenie a prevedenie prechodného letu a možné poruchy mechanizmu. Výhodou je zníženie hmotnosti vďaka širšiemu využitiu vrtúľ vo všetkých režimoch letu.



Obr. 2-20 Sklápaťelná pohonná jednotka [53]

Pevné pohonné jednotky – najjednoduchšie prevedenie, ktorého výhodou je vyššia bezpečnosť z dôvodu absencie otočného mechanizmu. Nevýhodou je odpor počas horizontálneho letu tvorený zastavenými a nevyužitými vrtuľami.

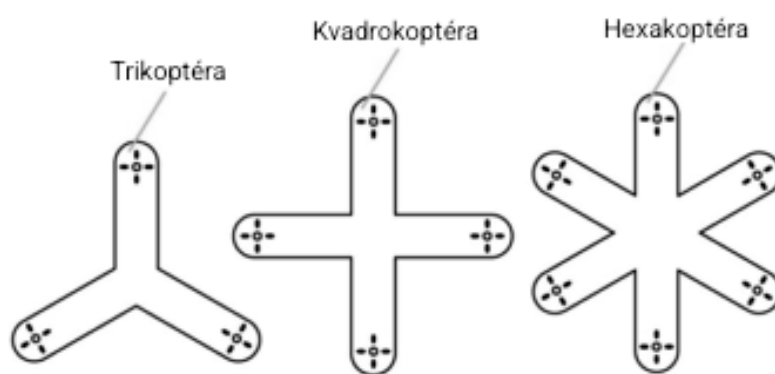
2.1.7 Usporiadanie pevných vertikálnych motorov

Trikoptéra – Usporiadanie trikoptyéry ponúka najlacnejšie usporiadanie vzhľadom na najnižší počet použitých komponentov. S nízkym počtom komponentov sa zároveň spája aj nižšie riziko

porúch a nižšia hmotnosť. Nevýhodou je nižšia hmotnosť, ktorú je táto konfigurácia schopná odnieť alebo nutnosť použitia výkonnejších jednotiek.

Kvadrokoptéra – kvadrokoptéry sú najčastejšie používaným usporiadaním, čo sa prejavuje aj na relatívne nízkej cene komponentov ponúkaných pre toto usporiadanie. Táto konfigurácia je veľmi stabilná a kompaktná a pomer výkonu ku hmotnosti konštrukcie je lepší, než pri trikoptérach. Nevýhodou je vyššia pravdepodobnosť poruchy než pri trikoptérach.

Hexa a viackoptéry – pri konfiguráciách so šesť a viac rotormi dochádza k výraznému nárastu odporu. Zvyšuje sa riziko porúch jednotlivých komponentov a navyšuje sa hmotnosť konštrukcie. Výhodou týchto usporiadaní je možnosť upevnenia vyšších hmotností a najvyššia stabilita zo spomínaných usporiadaní. [11], [54], [55]



Obr. 2-21 Multikoptyéry [11]

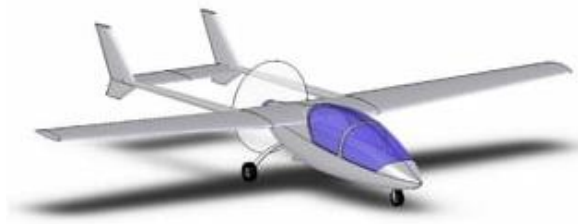
2.1.8 Umiestnenie horizontálneho pohonu

Ťažný – nabiehajúci prúd vzduchu je nerušený. Prúd za vrtuľou zvyšuje odpor častí letúnu, na ktoré prúd nabieha.



Obr. 2-22 Ťažná konfigurácia pohonu [24]

Tlačný – toto umiestnenie pohonnej jednotky je viac problematické z hľadiska riešenia chladenia ako ťažné usporiadanie avšak zabezpečuje prázdny priestor pred trupom a tým aerodynamickejšie čistejšie obtekanie prúdu vzduchu. [24]



Obr. 2-23 Tlačná konfigurácia pohonu [24]

2.1.9 Podvozok

S ostrohovým kolesom – nízka hmotnosť a konštrukčne jednoduché prevedenie. Nevýhodou je náročnejšie pozemné ovládanie a klopivý moment vznikajúci rúznym brzdením môže spôsobiť prevrátenie letúnu na nos.



Obr. 2-24 Usporiadanie podvozku s ostrohovým kolesom [24]

S čelným kolesom – podoprenie čelnou nohou zabraňuje prevráteniu letúnu na nos a dovoľuje jednoduchší vzlet a pristátie než u podvozku s ostrohovým kolesom. Nevýhodou je väčší aerodynamický odpor, zložitejšia výroba a väčšia hmotnosť letúnu.



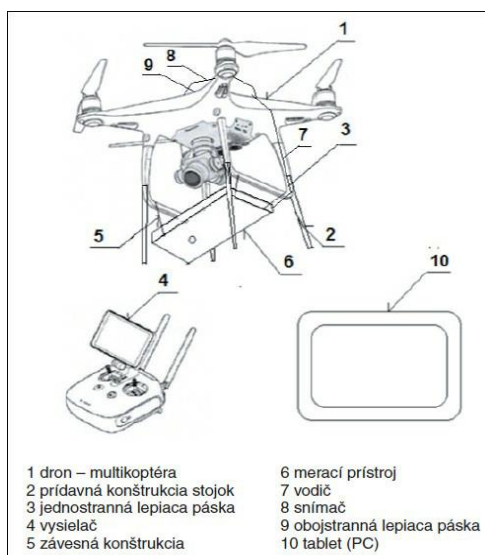
Obr. 2-25 Usporiadanie podvozku s čelným kolesom [24]

Tandem – Výhodou je nižšia hmotnosť, lacnejšia výroba a menší aerodynamický odpor. Nevýhodou je obmedzenie výšky vrtule od zeme a zlé pozemné ovládanie pri bočnom vetre. [24]



Obr. 2-26 Usporiadanie tandemového podvozku [24]

Konštrukcia stojok – výhodou je nízky aerodynamický odpor a využitie pri vertikálnom štarte a pristátí. Nevýhodou je znemožnenie horizontálneho vzletu a pristátia letúnu a úplné znemožnenie samostatného presunu modelu po zemi.



Obr. 2-27 Časti multikoptéry [17]

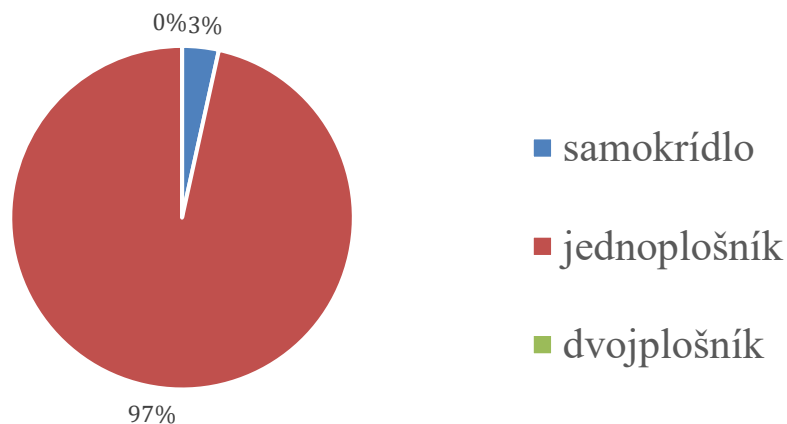
2.2 Štatistický rozbor

V počiatočnej fáze návrhu vznikajúceho letúnu bola spravená analýza usporiadania už existujúcich komerčne predávaných a súťažných VTOL fixed-wing elektrických letúnov. Tabuľka usporiadania jednotlivých letúnov je obsiahnutá v Príloha C.

Letúny, ktoré štartujú z chvostových plôch v ďalšej časti práce nie sú uvažované, pretože nespĺňajú podmienku z pravidiel, že platiace zaťaženie musí byť v každej fáze letu v horizontálnej polohe.

Z analýzy je zrejmé, že najčastejšie používaným usporiadaním podľa počtu nosných plôch je usporiadanie jednoplošníka a to sa až 97 % zastúpením, čo je možné vidieť v Obr. 2-28.

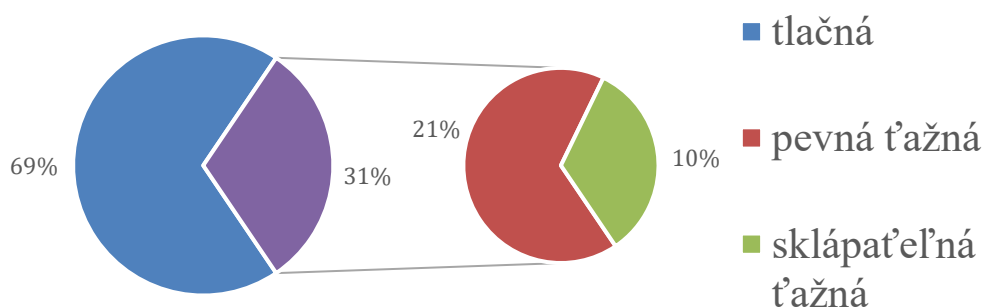
Usporiadanie letúnu podľa počtu nosných plôch



Obr. 2-28 Usporiadanie letúnu podľa počtu nosných plôch

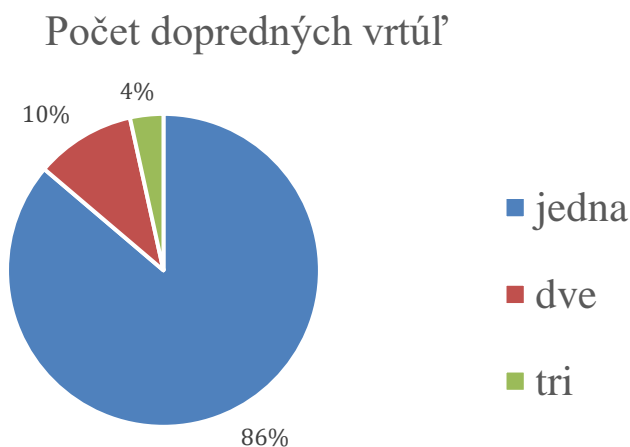
Pri rozbere umiestnenia horizontálnej doprednej vrtule je v 69 % prípadov použitá tlačná konfigurácia, 21 % zastúpenie má ťažná vrtuľa, ktorá slúži iba k horizontálnemu letu a 10 % zastúpenie majú sklápaťelné vrtule v ťažnej konfigurácii, ktoré môžu slúžiť aj ako vrtule pre vertikálny let. Tieto zastúpenia sú graficky znázornené v Obr. 2-29.

Umiestnenie doprednej vrtule



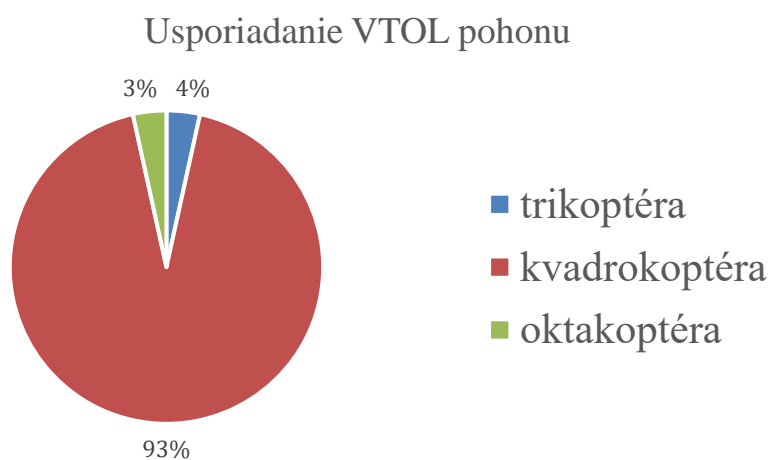
Obr. 2-29 Umiestnenie doprednej vrtule

Pri analýze počtu vrtúľ, ktoré slúžia k horizontálnemu letu je až v 86 % použitá jedna pohonná vrtuľa, čo je možné vidieť v Obr. 2-30.



Obr. 2-30 Počet dopredných vrtúľ

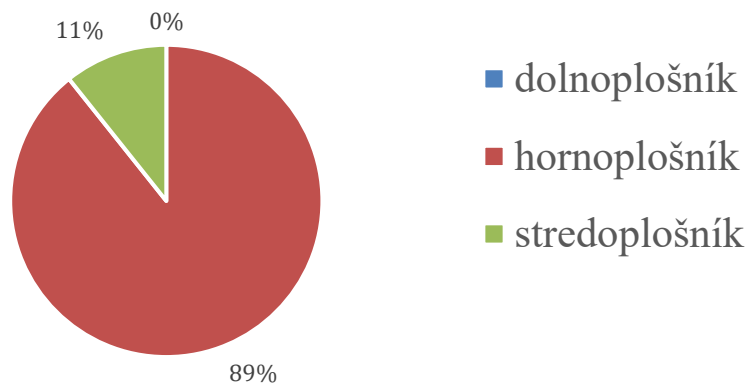
Na Obr. 2-31 je možné vidieť, že najväčšie zastúpenie majú vertikálne pohonné jednotky v usporiadaní kvadrokopty a to až 93 %.



Obr. 2-31 Usporiadanie VTOL pohonu

Na Obr. 2-32 je možné vidieť, že 89 % analyzovaných modelov má konfiguráciu hornoplošníka a iba 11 % modelov je v konfigurácii stredplošníka. Zároveň je možné vidieť, že žiaden z analyzovaných modelov nebol v konfigurácii dolnoplošníka.

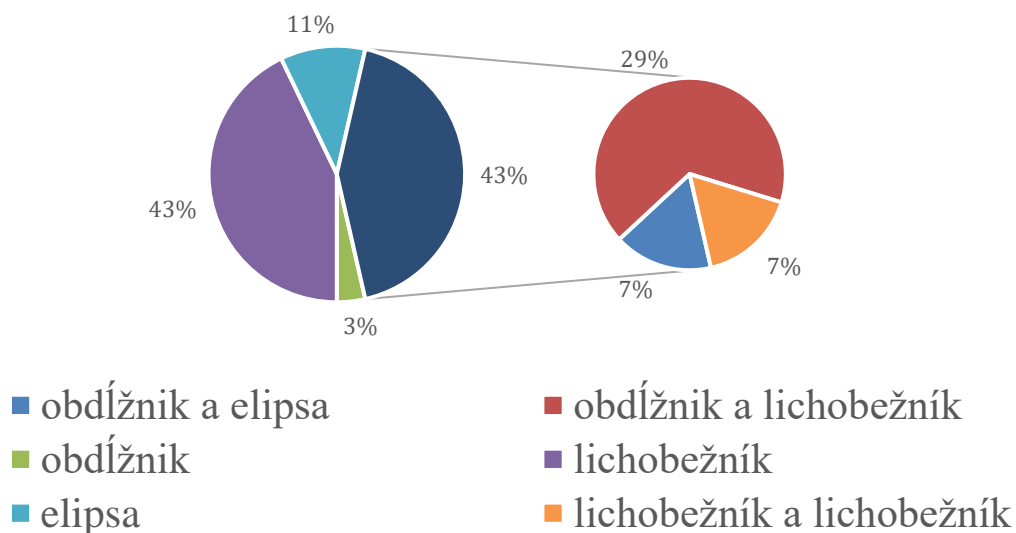
Výškové umiestnenie krídla



Obr. 2-32 Výškové umiestnenie krídla

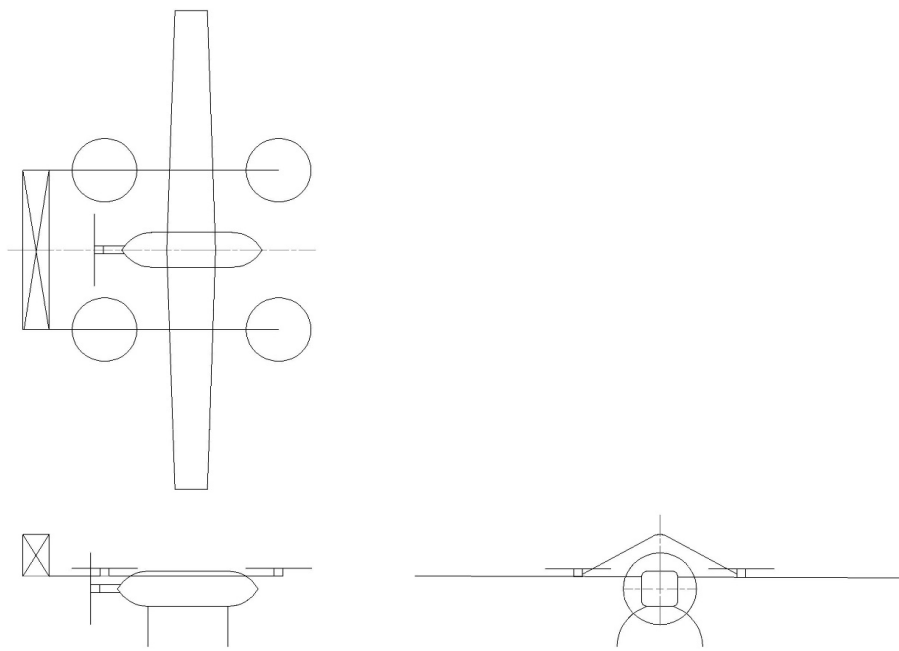
Na Obr. 2-33 je zobrazené percentuálne zastúpenie pôdorysných tvarov krídla pri analyzovaných modeloch. Najčastejšie je zastúpenie lichobežníkového a zloženého pôdorysného tvaru krídla, z ktorých sa každý vyskytuje v 43 % prípadov. Pri zloženom pôdorysnom tvare krídla je možné vidieť, že najväčšie zastúpenie má obdĺžnikový a lichobežníkový tvar, ktorý je použitý pri 29 % analyzovaných modelov.

Pôdorys krídla



Obr. 2-33 Pôdorys krídla

Z vykonanej rešerše bola vytvorená predstava o najčastejšom usporiadaní letúnu, z ktorého sa v súťažnej sezóne 2021/2022 rozhodol tím Chicken Wings vychádzať. Rozhodnutie tímu bolo založené na tom, že v histórii tímu nebol podobný letún nikdy postavený a nie je jasné, ako sa letún bude správať. Táto prvá predstava je načrtnutá v Obr. 2-34.

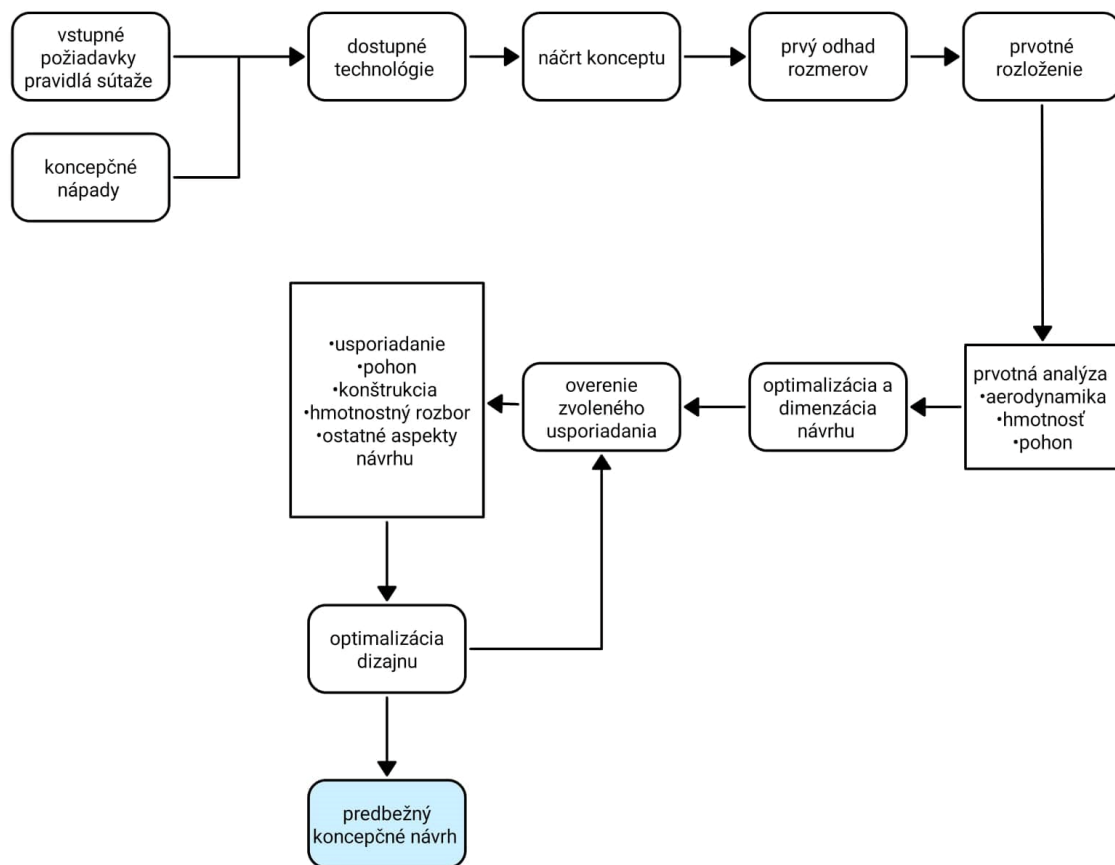


Obr. 2-34 Prvotný náskres návrhu vychádzajúci z rešerše

3 SÚŤAŽNÝ LETÚN

3.1 Konceptný návrh súťažného modelu

Postup konceptného návrhu, ktorý bol použitý v tejto práci je možné vidieť na Obr. 3-1.



Obr. 3-1 Fázy tvorby konceptného návrhu

V rámci svojej bakalárskej práce Adam Pilát [37] jednoduchou optimalizáciou z rovnice (3-1) stanovil vstupné parametre pre konceptný návrh.

$$P_p = \frac{1}{2} \cdot c_{D_0} \cdot \rho \cdot S \cdot v^3 + \frac{2 \cdot G^2}{\rho \cdot S \cdot v \cdot \pi \cdot e \cdot \lambda} [8]$$

(3-1)

Tab. 3-1 Stanovené parametre letúnu [37]

	Jednotky	Vstupné hodnoty	Hodnoty stanovené programom MatLab
C_D	-	0,6	0,6
C_L	-	-	0,78
λ	-	$\langle 8; 12 \rangle$	10
b	m	$\langle 1,5; 3 \rangle$	3
S	m ²	-	0,9
v	m/s	$\langle 14; 20 \rangle$	16,6
m	kg	12	12
P	W	-	214,7
E	Ah	-	2,85

Hmotnosť, ktorá bola získaná pomocou programu MatLab bola navýšená. Toto navýšenie vychádzalo z počiatočnej rozvahy o možnej hmotnosti letúnu a zahŕňa aj rezervu napríklad pre ručnú lamináciu, potrebné vystuženie, prípadné dovažovanie a ďalšie neznáme, ktoré môžu počas stavby hmotnosť ovplyvniť. Toto navýšenie bolo pridané na základe skúsenosti tímu Chicken Wings z predošlých súťaží.

Cestovná rýchlosť bola z dôvodu zvýšenia rozdielu medzi cestovnou a pádovou rýchlosťou navýšená. Touto zmenou cestovnej rýchlosti sa zároveň zväčšuje bezpečnosť v prípade poryvov vetra.

Zvolené vstupné parametre, na ktoré je model navrhovaný je možné vidieť v Tab. 3-2.

Tab. 3-2 Zvolené vstupné parametre

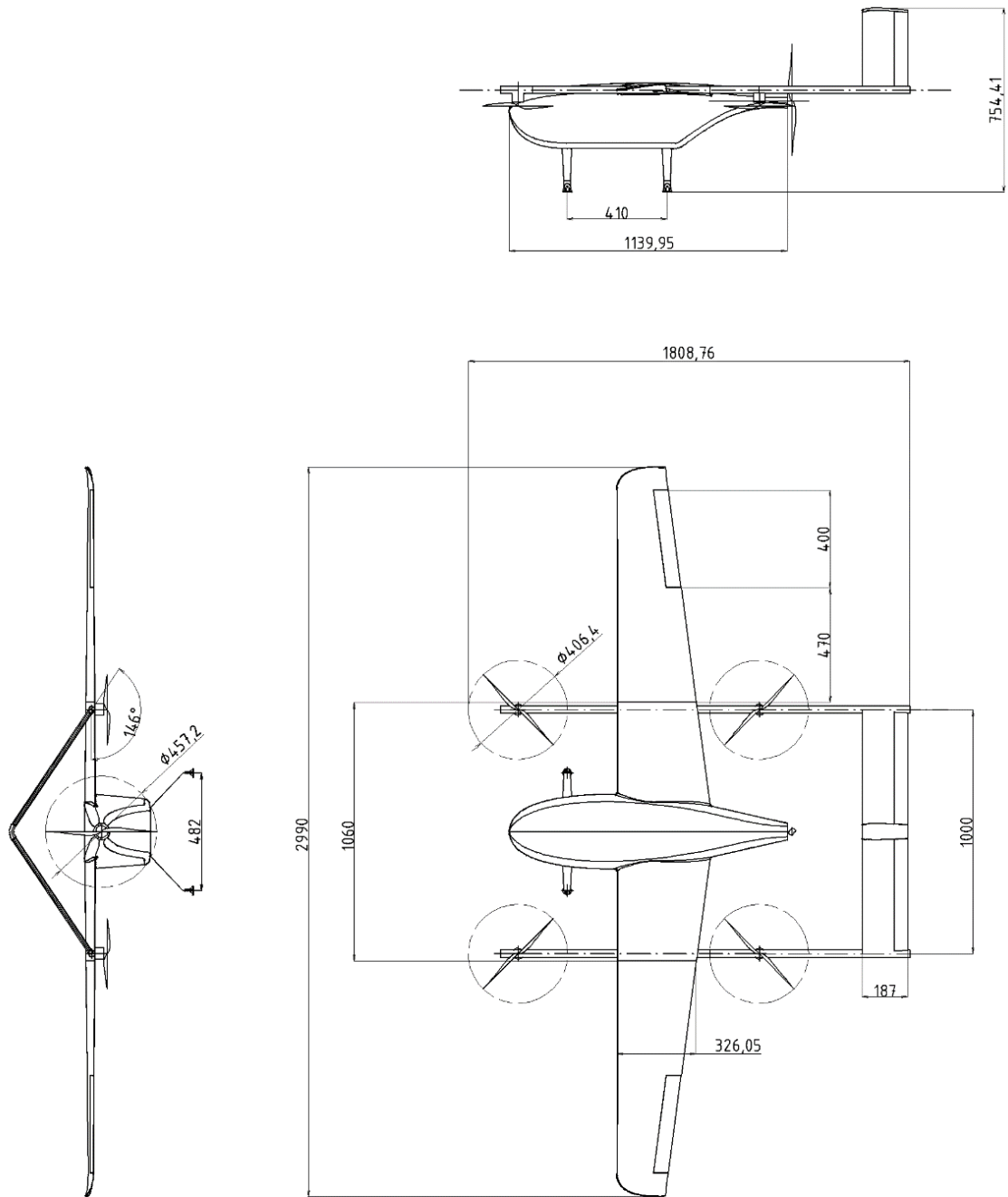
Rýchlosť	v	19	m/s
Plocha krídla	S	0,9	m ²
Štíhlosť krídla	λ	10	-
Hmotnosť	m	12,5	kg

Zo zvolenej kombinácie parametrov zobrazenej v Tab. 3-1 a pomocou rovnice (3-2) bolo možné získať koeficient vztlaku potrebný pre letún.

$$C_L = \frac{2mg}{\rho S v^2} \quad [8]$$

(3-2)

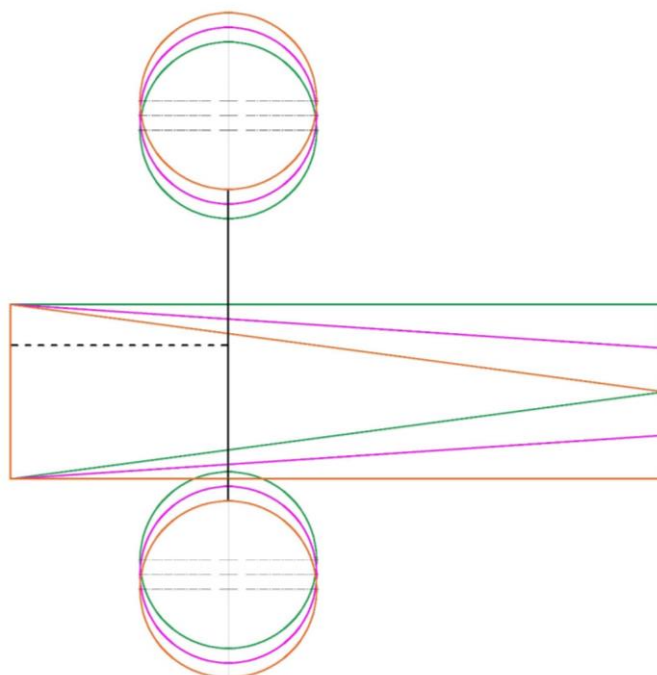
Vybrané boli chvostové plochy v tvare obráteného V. Chvostové plochy budú umiestnené na nosných tyčiach, ktoré umožňujú použitie stredovej gondoly. Dve nosné tyče budú využité pre upevnenie vertikálnych pohonných jednotiek. Tvar gondoly bude silno ovplyvnený uložením batérií, regulátorov, platiaceho zaťaženia a snímkovacieho zariadenia. Z rešerše existujúcich modelov a z poznatkov o výškovej polohe krídla vyplýva, že najvhodnejšie výškové usporiadanie krídla pre daný typ snímkovacieho letúnu je typu hornoplošník. Bol vybraný pôdorysný tvar krídla typu lichobežník. Tento pôdorysný tvar má nižší indukovaný odpor a nižšiu výrobnú náročnosť. Nevýhoda nevhodného odtrhávania prúdu sa dá vyriešiť krútením krídla, s ktorým má Chicken Wings skúsenosti. Z hľadiska bezpečnosti, možných problémov so stabilitou a ovládateľnosťou letúnu počas prechodného letu, a po zvážení časovej a konštrukčnej náročnosti boli pre vertikálny let zvolené pevné pohonné jednotky. Na *Obr. 3-2* je možné vidieť mušku navrhnutého letúnu.



Obr. 3-2 Muška modelu

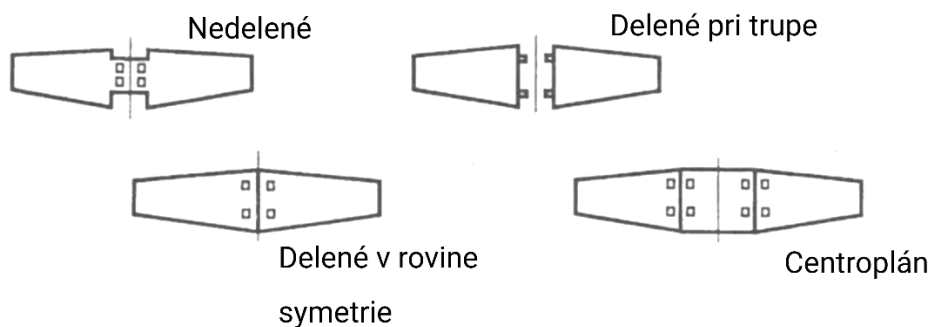
4 KRÍDLO

Z analýzy vytvorenej v rámci tejto práce a uvedenej v kapitole 2 je zrejmé, že najčastejšie používaným pôdorysným tvarom krídla je lichobežníkové krídlo, ktoré má zároveň nižší indukovaný odpor ako obdĺžnikové krídlo a je menej náročné na výrobu ako eliptické krídlo. Pri nákrese mušky letúnu v AutoCADe bolo zistené, že pri danom pôdorysnom tvare je možné zmenšiť rameno umiestnenia vertikálnych pohonných jednotiek a to použitím priamej nábežnej hrany ako je možné vidieť v Obr. 4-1. Umiestnenie vertikálnych pohonných jednotiek bolo uvažované tak, aby boli pohonné jednotky v rovnakej vzdialenosti od predpokladaného ťažiska. V počiatku návrhu krídla bolo umiestnenie ťažiska uvažované v 30% c_{SAT} krídla.



Obr. 4-1 Porovnanie vzdialenosti vrtúľ pre vertikálny vzlet a pristátie vzhľadom k polohe predpokladaného ťažiska

Z rozmerových obmedzení dopravného prostriedku tímu na súťaž bude potrebné, aby bolo možné v čase potrebnom na prenos zmenšiť rozpätie krídla letúnu. Z toho dôvodu bude krídlo konštruované ako delené typu centropoplán, ktoré je možné vidieť na Obr. 4-2.



Obr. 4-2 Schémy delenia krídla [12]

Z rovnice (4-1) bol prepočtom C_L získaný C_{LK} pre krídlo:

$$C_{Lk} = 1,05 \cdot C_L \quad (4-1)$$

Dĺžka strednej aerodynamickej tetivy lichobežníkového krídla: [48]

$$c_{SAT} = \frac{2}{3} \cdot \frac{c_0^2 + c_0 \cdot c_k + c_k^2}{c_0 + c_k} = \frac{2}{3} \cdot \frac{0,4^2 + 0,4 \cdot 0,2 + 0,2^2}{0,4 + 0,2} = 0,311 \text{ m} \quad (4-2)$$

Poloha strednej aerodynamickej tetivy po rozpätí: [48]

$$y_{SAT} = \frac{b}{6} \cdot \frac{c_0 + 2 \cdot c_k}{c_0 + c_k} = \frac{3}{6} \cdot \frac{0,4 + 2 \cdot 0,2}{0,4 + 0,2} = 0,667 \text{ m} \quad (4-3)$$

Poloha nábežnej hrany: [48]

$$x_{SAT} = y_{SAT} \cdot tg(\chi) = 0 \text{ m} \quad (4-4)$$

Tab. 4-1 Základné parametre krídla

Rozpätie	b	3000	mm
Plocha krídla	S	0,9	m ²
Hĺbka koreňového profilu	c_k	400	mm
Štíhlosť krídla	λ	10	-
Maximálny koeficient vztlaku	C_{Lmax}	1,3441	-
Minimálny koeficient odporu	C_{Dmin}	0,0214	-
Stredná geometrická tetiva	c_{SGT}	0,3	m
Dĺžka SAT	c_{SAT}	0,311	m
Poloha nábežného bodu SAT	x_{SAT}	0	m
Poloha SAT po rozpätí	y_{SAT}	0,677	m

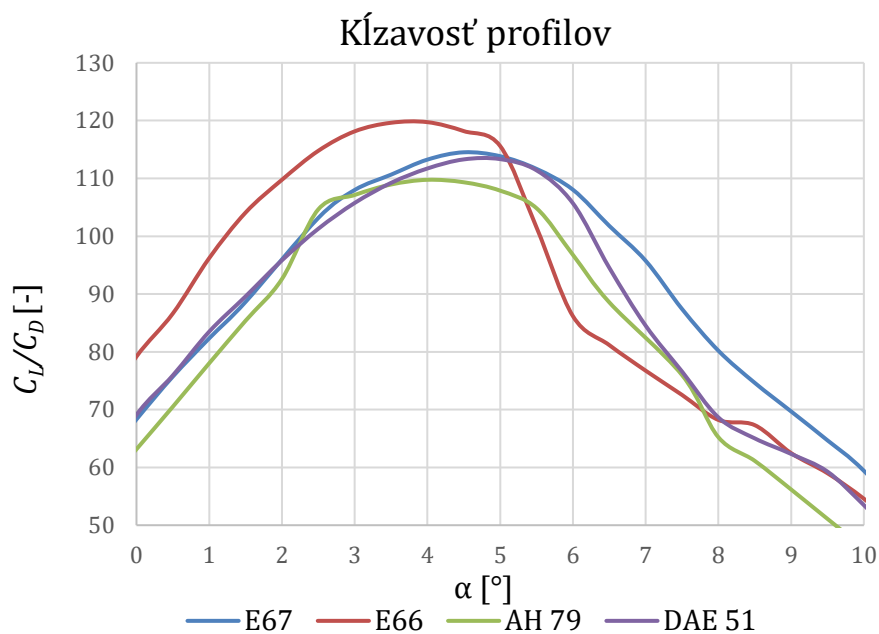
4.1 Výber profilu

Pri výbere profilu bola databáza profilov obmedzená medzi maximálnou výškou profilu 8 až 14% z dôvodu vyhovujúcej konštrukčnej výšky, ktorá vychádza zo skúseností tímu z predošlých rokov.

Pre zaistenie najlepších vlastností krídla a jeho kĺzavosti boli vybrané profily s čo najvyšším pomerom C_L ku C_D v závislosti na uhle nábehu. Porovnanie a výber profilov bol prevedený pomocou softwaru XFLR 5 pre charakteristický rozmer $c_0 = 400$ mm a $Re = 534\,948$ [–], zobrazený v Obr. 4-3. Ako základný profil bol vybraný E 66, ktorý vykazoval najlepšie hodnoty kĺzavosti.

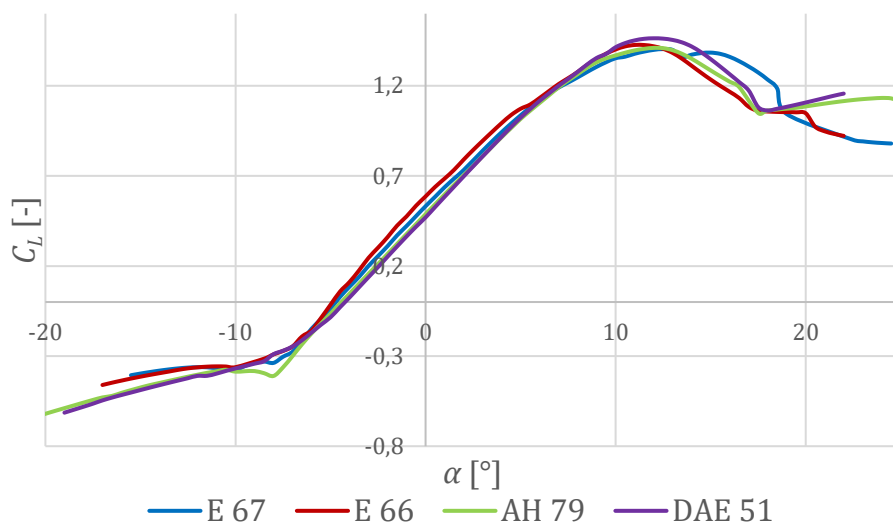
Tab. 4-2 Parametre profilov

	E 66	E 67	AH 79	DAE 51
Maximálny koeficient vztlaku	1,426	1,404	1,411	1,464
Sklon vztlakovej čiary profilu	5,571	5,798	5,994	6,080
Koeficient odporu pre cestovný koeficient vztlaku	0,0069	0,0075	0,0076	0,0073



Obr. 4-3 Kĺzavosť profilov

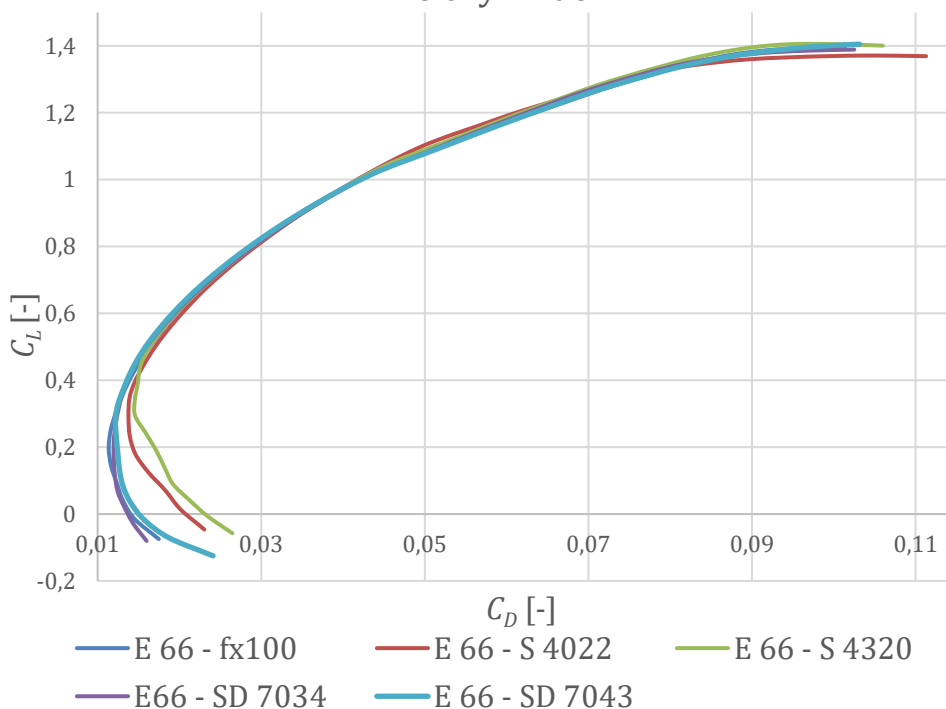
Vztlakové čiary profilov



Obr. 4-4 Vztlakové čiary profilov

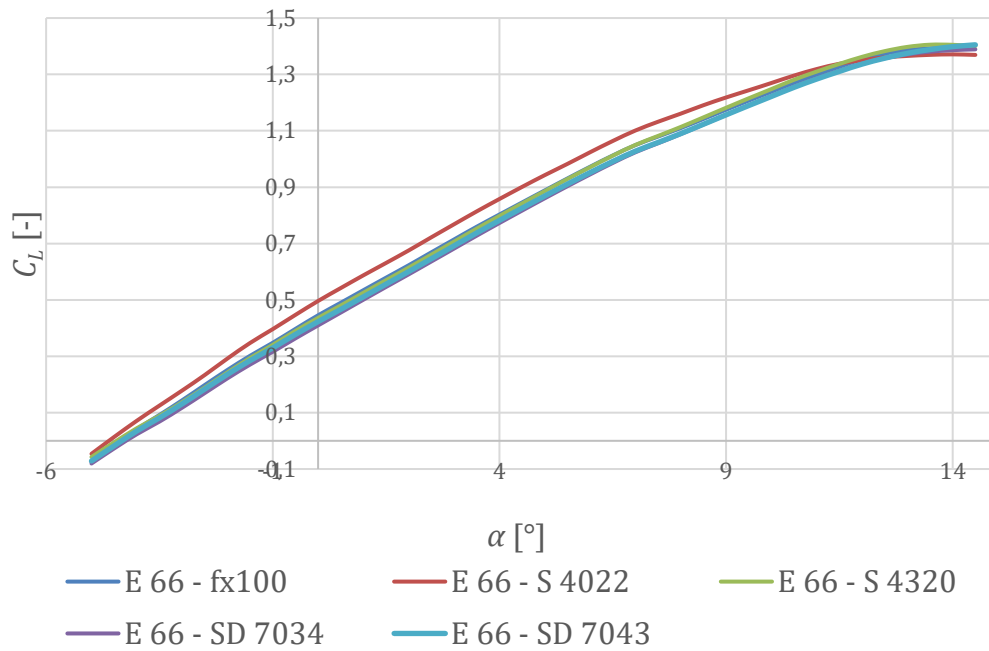
Z dôvodu horšieho odtrhávania prúdu vzduchu na lichobežníkovom krídle je potrebné toto krídlo aerodynamicky alebo konštrukčne krútiť. Preto pre úpravu polohy odtrhávania prúdu bolo zvolené aerodynamické krútenie krídla, ktoré bolo overené programom Glauert III. Ku koreňovému profilu E 66 bola volená kombinácia koncového profilu, ktorá vykazovala najlepšiu kĺzavosť pri požadovanom C_L krídla zobrazené v Obr. 4-7. Vybraná kombinácia profilov bola E 66 (Obr. 4-8) a SD7043 (Obr. 4-9). Porovnanie kombinácií profilov je možné vidieť na nasledujúcich obrázkoch a v Tab. 4-3.

Poláry krídel



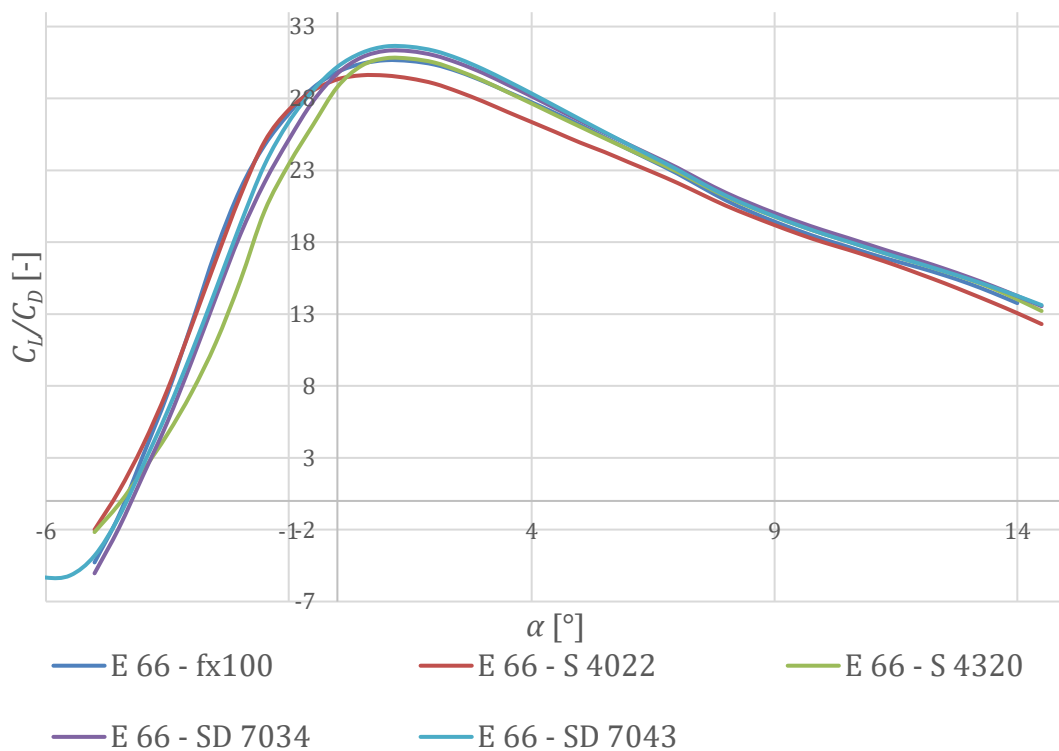
Obr. 4-5 Poláry krídel

Vztlakové čiary krídel



Obr. 4-6 Vztlakové čiary krídel

Kĺzavosť krídel



Obr. 4-7 Kĺzavosti krídel v závislosti na uhle nábehu

Tab. 4-3 Parametre krídel

	E 66 – fx100	E 66 – S 4022	E 66 – S 4320	E 66 – SD 7034	E 66 – SD 7043
Maximálny koeficient vztlaku	1,395	1,372	1,406	1,39	1,405
Uhol nulového vztlaku	-4,37°	-4,61°	-4,44°	-4,36°	-4,33°
Minimálny koeficient odporu	0,011	0,014	0,015	0,012	0,012
Maximálna kĺzavosť	30,667	29,615	30,805	31,304	31,639
Kĺzavosť pre koeficient vztlaku krídla pri cestovnej rýchlosti	30,104	29,273	30,111	30,329	30,774



Obr. 4-8 E 66 s najvyššou výškou 10,1% v 28,7% hĺbky profilu [14]



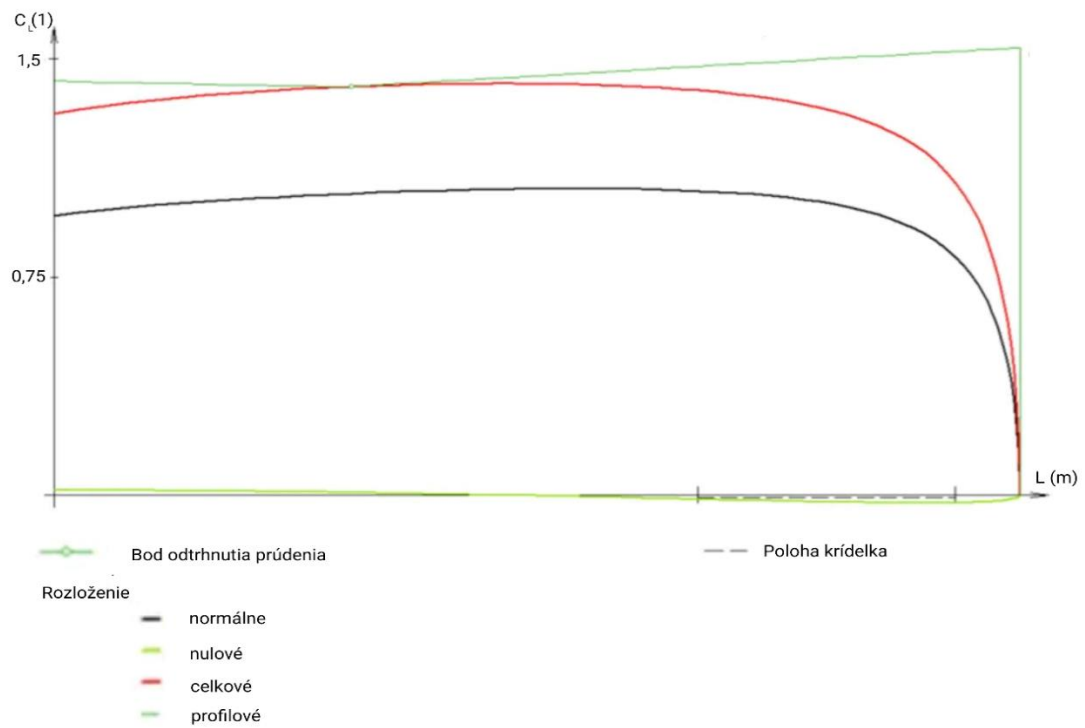
Obr. 4-9 SD 7043 s najvyššou výškou 9,1% v 26,6% hĺbky profilu [43]

4.2 Vztlaková mechanizácia

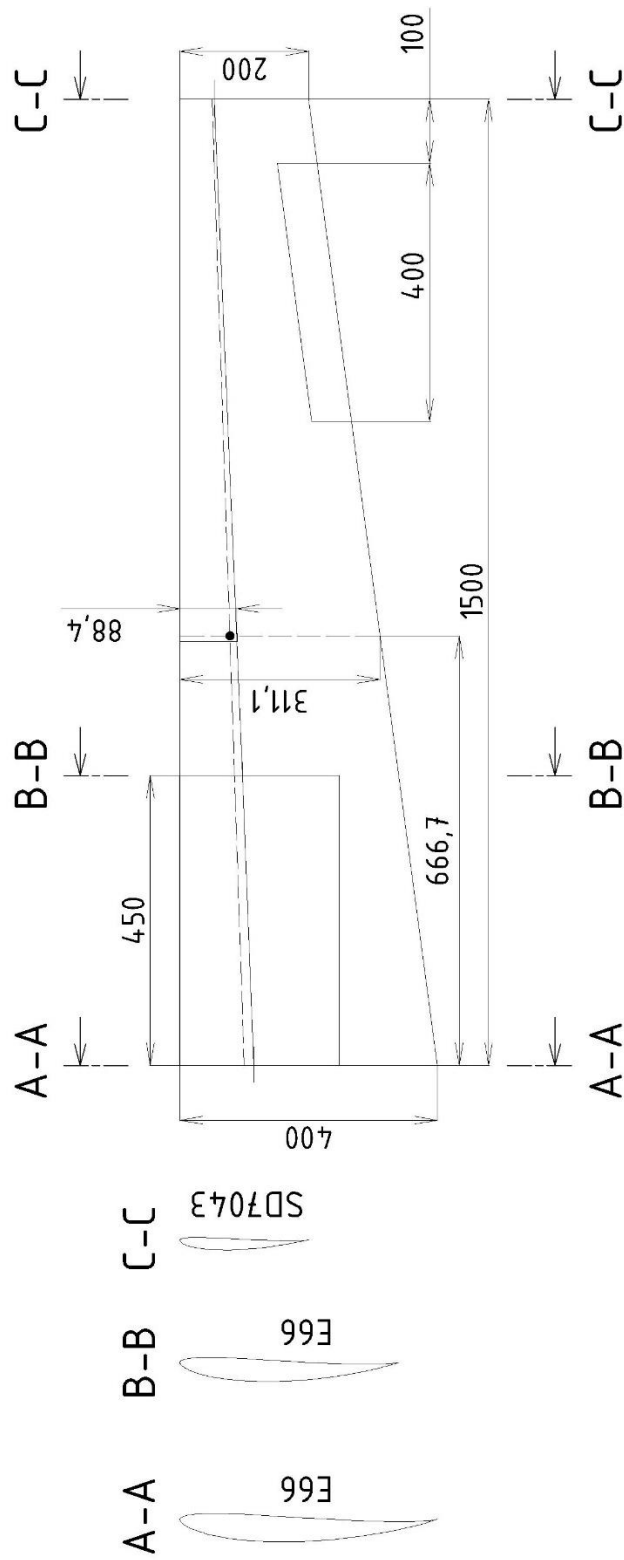
Vztlakovú mechanizáciu predstavuje krídelko a klapka. Vzhľadom k tomu, že letún nemusí byť schopný horizontálneho vzletu a pristátia, v koncepčnom návrhu nie je uvažované s nutnosťou použitia klapky, ktorá slúži k zvýšeniu maximálneho vztlaku krídla a čiastočne ako aerodynamická brzda.

4.2.1 Krídelko

Krídelko slúži k priečnemu riadeniu letúnu. Navrhované je jednoduché krídelko. Odtrhávajúce tlaku v oblasti krídeliek bolo kontrolované pomocou programu Glauert III. Aby kombinácia vybraných profilov vyhovovala odtrhávaniu prúdenia na krídle, bol koreňový profil E66 použitý až do vzdialenosti 450 mm od koreňa krídla a aerodynamické krútenie bolo aplikované až od tejto vzdialenosti. Priebeh rozloženia vztlaku na krídle je možné vidieť na Obr. 4-10.



Obr. 4-10 Rozloženie vztlaku na krídle vykreslené pomocou programu Glauert III



Obr. 4-11 Výkres křídla

5 CHVOSTOVÉ PLOCHY

Pri návrhu chvostových plôch je nutné zohľadniť ich vplyv na stabilitu letúnu. Z možných koncepčných usporiadaní bola vybraná konfigurácia obráteného V, ktorá má výhody ako nižšia hmotnosť konštrukcie a menší indukovaný odpor. Táto konfigurácia bola zároveň najčastejšie používaná konfigurácia pri už existujúcich komerčne predávaných letúnoch. Je vhodná pre tlačnú konfiguráciu horizontálneho pohonu a zároveň umožňuje použitie stredovej gondoly. Zvolený tvar typu obráteného V bude uchytený na konštrukcii tvorenej dvoma tyčami. Rozpätie chvostových plôch odpovedá dĺžke 1 meter a to z dôvodu uchytenia dvojtrupovej konštrukcie, tvorenej tyčami v centropáne krídla.

Chvostové plochy boli navrhnuté pomocou už zistených parametrov krídla (plocha S , rozpätia b , dĺžka strednej aerodynamickej tetivy c_{SAT})

Tab. 5-1 Známe parametre krídla potrebné pre návrh chvostových plôch

Plocha krídla	S	0,9	m ²
Rozpätie	b	3000	mm
Dĺžka strednej aerodynamickej tetivy	c_{SAT}	0,311	m

5.1 Analýza chvostových plôch existujúcich modelov

Základné parametre chvostových plôch boli vybrané na základe skúsenosti tímu a na základe analýzy výkresovej dokumentácie a fotodokumentácie existujúcich komerčne vyrábaných a súťažných modelov. Požadované rozmery a základné parametre boli približne odčítané pomocou známych parametrov a pomocou počítania pixelov obrázkov. K analýze boli použité pomerné veličiny a to mohutnosť, štihlosť a pomer $\frac{l_{vop}}{c_{SAT}}$, kde pre uvedené veličiny platia nasledujúce rovnice.

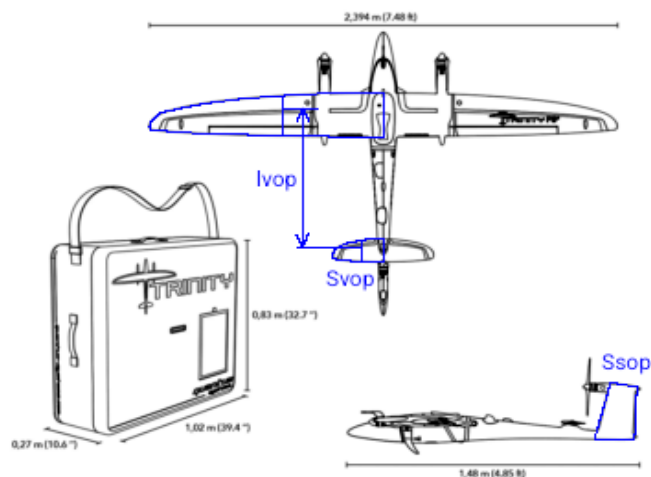
Mohutnosť VOP: [9]

$$V_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP0,25}}{S \cdot c_{SAT}} \quad (5-1)$$

Mohutnosť SOP: [9]

$$V_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot l_{SOP0,25}}{S \cdot b} \quad (5-2)$$

Na Obr. 5-1 je možné vidieť metódu, ktorou boli dané veličiny odčítané z výkresovej dokumentácie. Tabuľka s odčítanými parametrami je uvedená v Príloha D.



Obr. 5-1 Metóda odčítania hodnôt z dokumentácie [53]

Z nedostatku výkresovej dokumentácie bola mohutnosť vodorovných chvostových plôch získavaná z fotodokumentácie modelov a mohutnosť zvislej chvostovej plochy bola následne zvolená z modelov tímu z minulých rokov a z dostupnej výkresovej dokumentácie existujúcich modelov.

Tab. 5-2 Zvolené parametre chvostových plôch

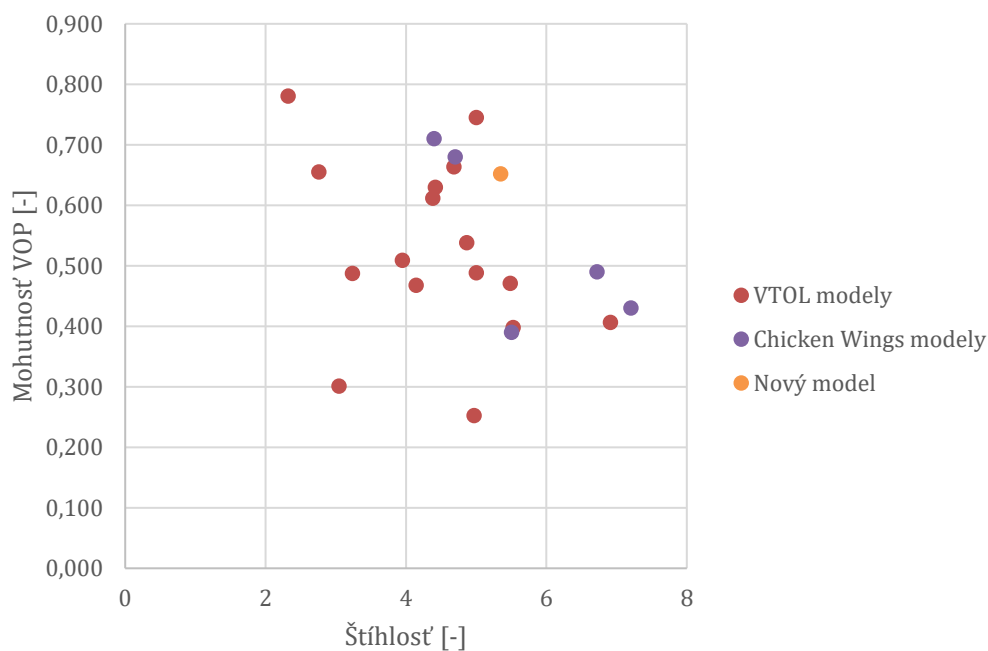
	Označenie	VOP	SOP	Jednotky
Mohutnosť	V	0,652	0,03	-
Rameno	l	0,57	0,57	m
Štíhlosť	λ	5,345	0,87	-

Zo získaných parametrov je následne po úprave rovníc (5-1) a (5-2) možné dopočítať ostatné potrebné hodnoty veličín.

$$S_{VOP} = \frac{S \cdot c_{SAT} \cdot V_{VOP}}{l_{VOP0,25}} = 0,187 \text{ m}^2$$

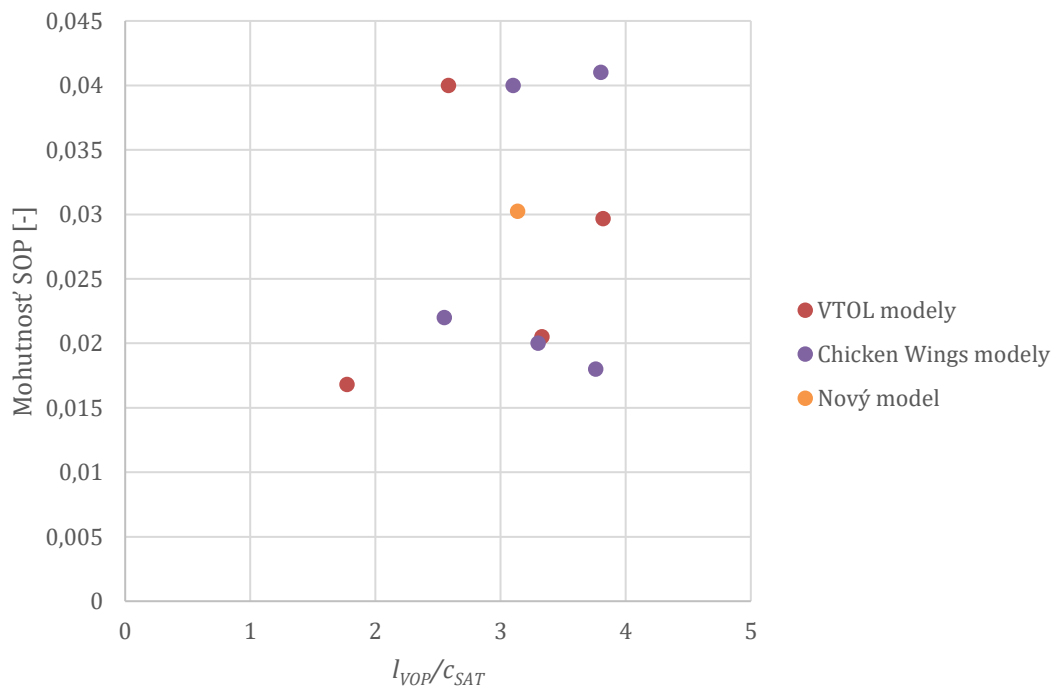
$$S_{SOP} = \frac{S \cdot b \cdot V_{VOP}}{l_{SOP0,25}} = 0,122 \text{ m}^2$$

Pomer mohutnosti VOP ku štíhlosti chvostových plôch



Obr. 5-2 Pomer mohutnosti VOP ku štíhlosti chvostových plôch

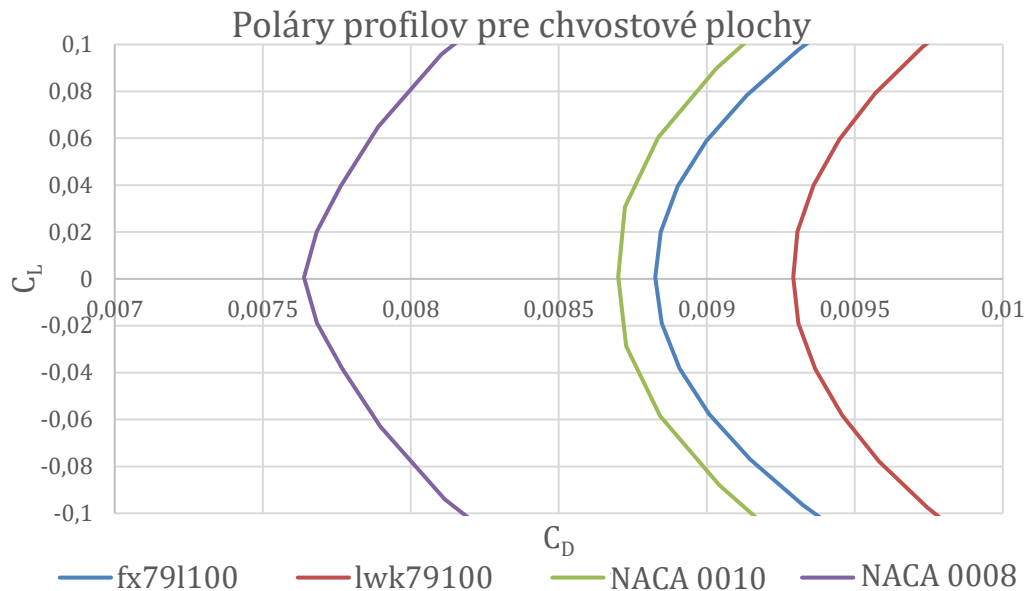
Pomer mohutnosti SOP k pomeru ramena $l_{VOP0,25}$ a c_{SAT}



Obr. 5-3 Pomer mohutnosti SOP k pomeru ramena $l_{VOP0,25}$ a c_{SAT}

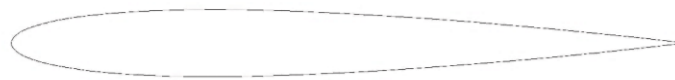
5.2 Výber profilu

Na chvostové plochy bol volený symetrický profil. Symetrické profily sa vyznačujú tým, že majú rovnaké vlastnosti pre kladné aj záporné uhly nábehu.



Obr. 5-4 Polary chvostových profilov

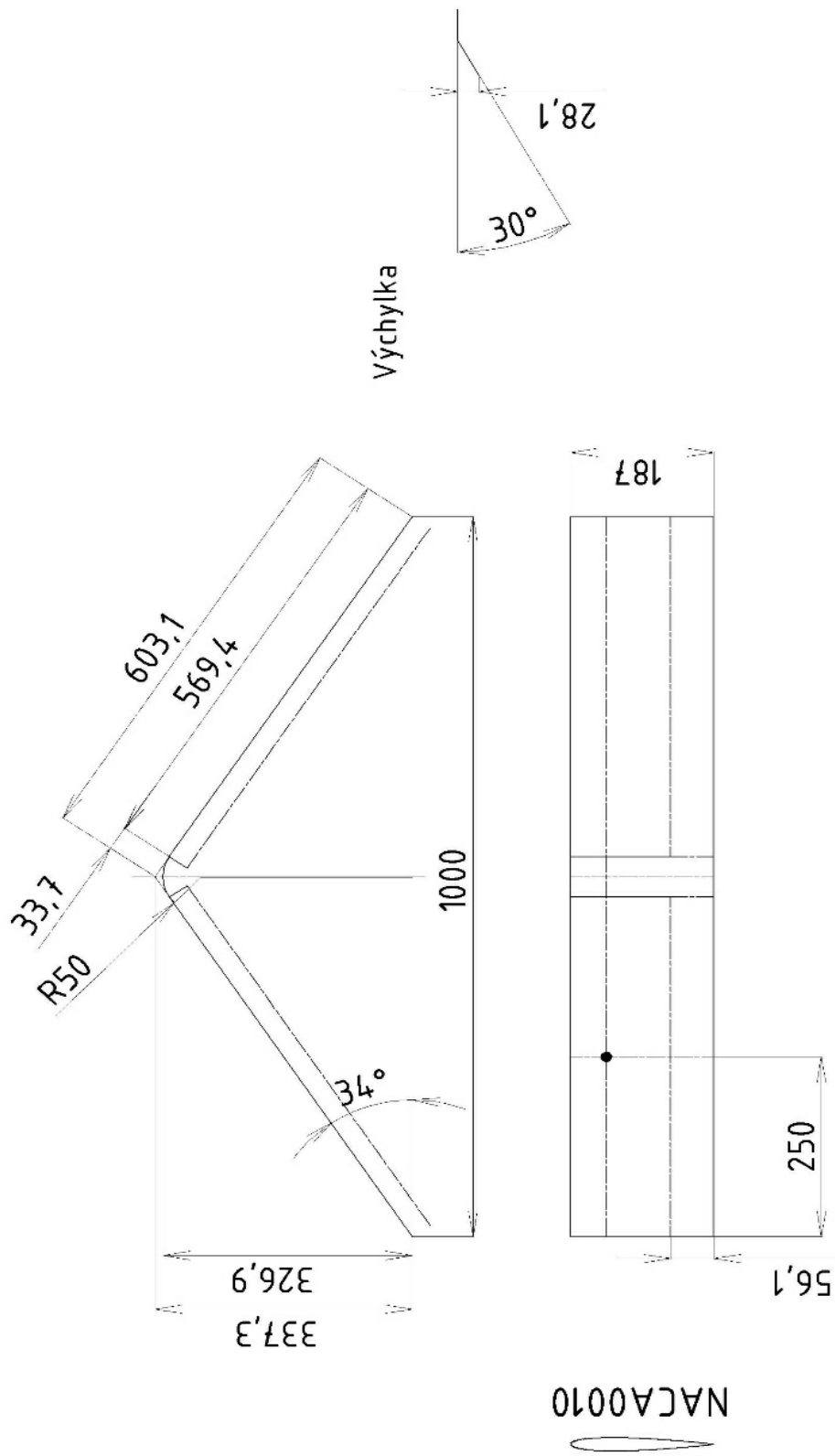
Vyhodnotenie profilu chvostových plôch prebehlo podobne ako pri krídle v programe XFLR 5. Profily boli podrobené analýze pri $Re = 250\,088$ [–], čo odpovedá rýchlosti 19 m/s pri danom charakteristickom rozmere vzdialenosti nábežného a odtokového bodu $c = 187\text{ mm}$. Profily fx791100 a lwk791100 vykazujú najväčší odpor a boli vyhodnotené ako nevhodné. S ohľadom na malú stavebnú výšku bol profil NACA 0008 vyradený z výberu. Ako najvhodnejší z profilov bol zvolený profil NACA 0010.



Obr. 5-5 Profil NACA 0010 [31]

5.3 Kormidlá

Pri navrhutej geometrii boli použité chvostové plochy s kormidlom. Pri uvažovaní rozmerov kormidla bolo zohľadnené, že pri maximálnej výchylke nesmie dôjsť k stretu kormidiel a zároveň bola volená veľkosť, ktorá odpovedá 30 % hĺbky profilu. S touto hodnotou sa v tíme pracovalo aj v minulých rokoch.



Výchylka

Obr. 5-6 Geometria chvostových plôch

6 TRUPOVÁ GONDOLA

Trup slúži ako spojovací prvok ostatných súčastí. Poskytuje priestor pre náklad, pohonnú jednotku, riadiace jednotky a výstroj. Býva na ňom upevnené pristávacie zariadenie. S ohľadom na škodlivý odpor musí byť prierez trupu čo najmenší, avšak musí dovoliť pohodlné umiestnenie prepravovaného nákladu.

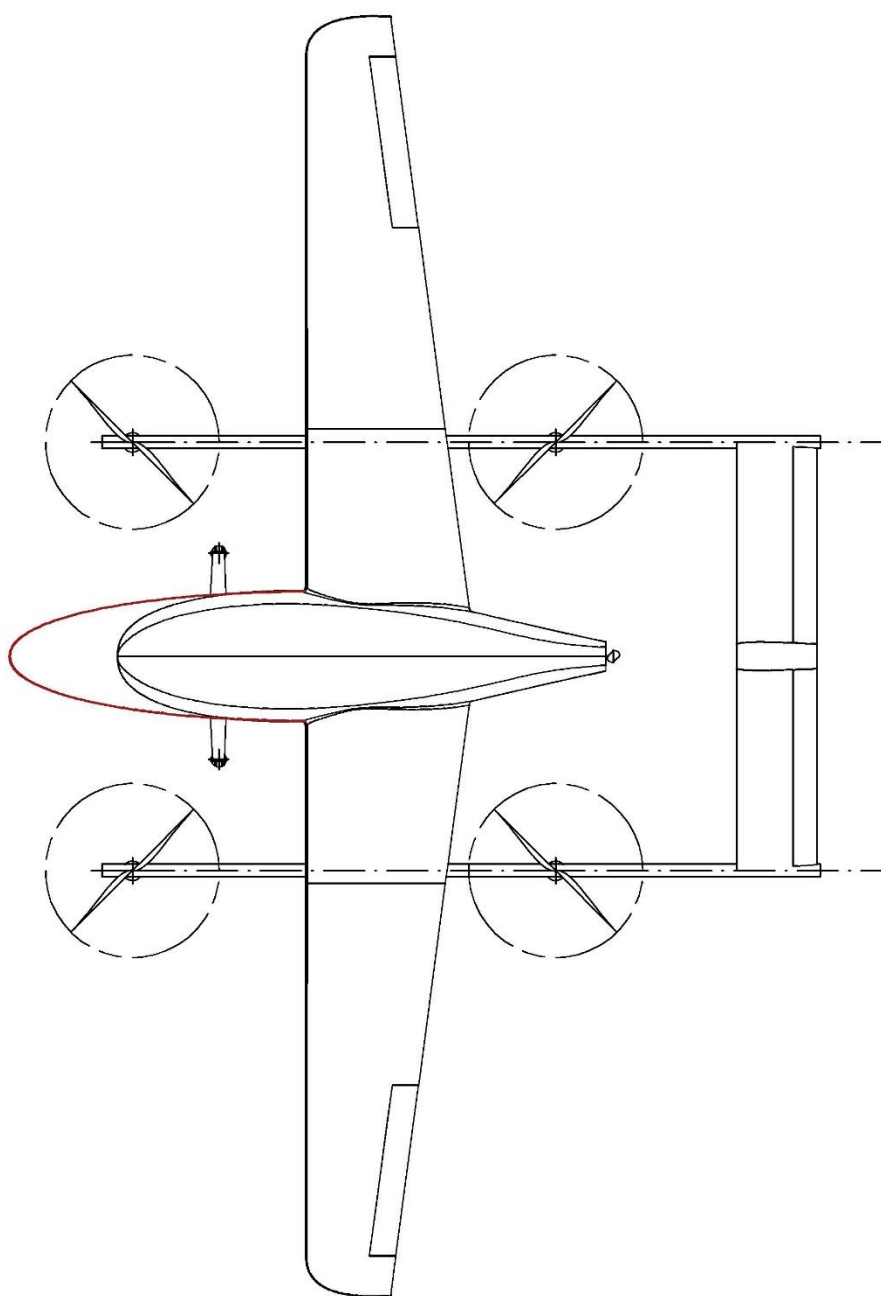
Požiadavky kladené na trup:

- čo najnižší odpor
- vysoká pevnosť a tuhosť
- nízka hmotnosť

Tvar gondoly nebol volený na základe analýzy, ale na základe predbežného hmotnostného rozboru. Najdôležitejšími parametrami, na ktoré bol braný ohľad bolo usporiadanie komponentov vo vnútri gondoly (uvedené v kapitole 10 HMOTNOSTNÝ ROZBOR) a výrobná metóda. Gondola bude laminovaná do negatívnych foriem spolu s centroplánom krídla. Je nutné, aby boli v gondole umiestnené: platiace zaťaženie, snímkovacie zariadenie, batérie potrebné pre pohon a pre snímkovanie, ktoré boli vybraté v bakalárskych prácach Samuela Liptáka [26] a Adama Piláta [37], regulátor pre horizontálny pohon.

Chvostové plochy budú umiestnené na nosnej konštrukcii, ktorá bude zároveň niesť vertikálne pohonné jednotky a ich regulátory. Pre túto konštrukciu boli zvolené laminátové tyče s vonkajším priemerom 30 mm. Tieto nosné tyče budú do centroplánu vložené až vo fáze lepenia vnútornej štruktúry, budú pevne prepojené s nosníkom a budú vo vzdialenosti 500 mm od roviny symetrie letúnu.

Vzhľadom na veľký polomer prednej časti vytvorenej stredovej gondoly, pri ktorom sa dá predpokladať nárast odporu, bolo vytvorené porovnanie so symetrickým profilom NACA 0012 za účelom zníženia odporu. Z porovnania vyplýva, že pri použití profilu NACA 0012 by mala gondola väčšiu dĺžku ako navrhnutá gondola. Dá sa predpokladať, že stredová gondola vytvorená z profilu NACA 0012 vyznačená červenou farbou v Obr. 6-1 by mala vyššiu hmotnosť z dôvodu nutnosti jej vystuženia. Táto dĺžka gondoly je neoptimálna pre navrhnutú konfiguráciu modelu.



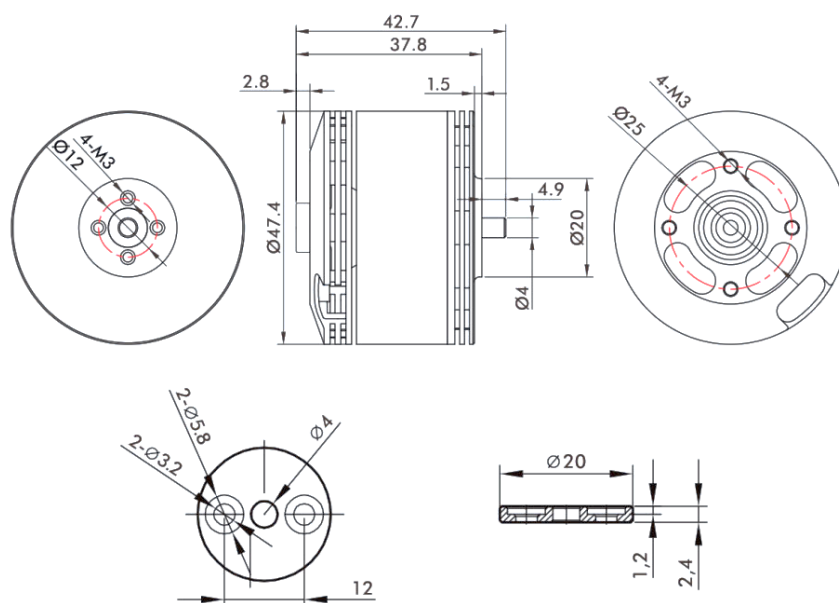
Obr. 6-1 Porovnanie stredovej gondoly s profilom NACA 0012

7 VERTIKÁLNE POHONNÉ JEDNOTKY

Pre vertikálne pohonné jednotky bola zvolená konfigurácia kvadroptéry, ktorá vychádza ako najpoužívanejšia z vykonanej rešerše. Zároveň sa javila ako najvhodnejšia pri uvážení bezpečnosti, manévrovateľnosti a hmotnosti v porovnaní so vzniknutým odporom vytváraným zastavenými vrtuľami počas horizontálneho letu. Aby sa hmotnosť a odpor letúnu nezvyšovali pridaním nosných častí, na ktorých by boli pohonné jednotky upevnené, budú vertikálne pohonné jednotky umiestnené na nosnom trupe chvostových plôch. Tento trup bude umiestnený v centroláne tak, aby bolo možné konštrukčné prepojenie trupu s nosníkom krídla. Zvolená vzdialenosť tyčí, ktoré tvoria nosný trup je 1000 mm (viac v kapitole trup). Aby bol nabiehajúci prúd vzduchu na hornú stranu krídla narušený čo najmenej, vertikálne pohonné jednotky budú smerovať pod os krídla.

Ako motory pre vertikálne pohonné jednotky boli zvolené motory MN4116 od firmy T-motor [30] a ako vrtule boli zvolené 16x5.5 CW 2B MC - thin hub a 16x5.5 CW 2B MC - thin hub [39]. [37]

Pre potreby vytvorenia systémového modelu, boli motory vertikálnych pohonných jednotiek modelované podľa rozmerov získaných zo stránok výrobcu uvedených na Obr. 7-1.



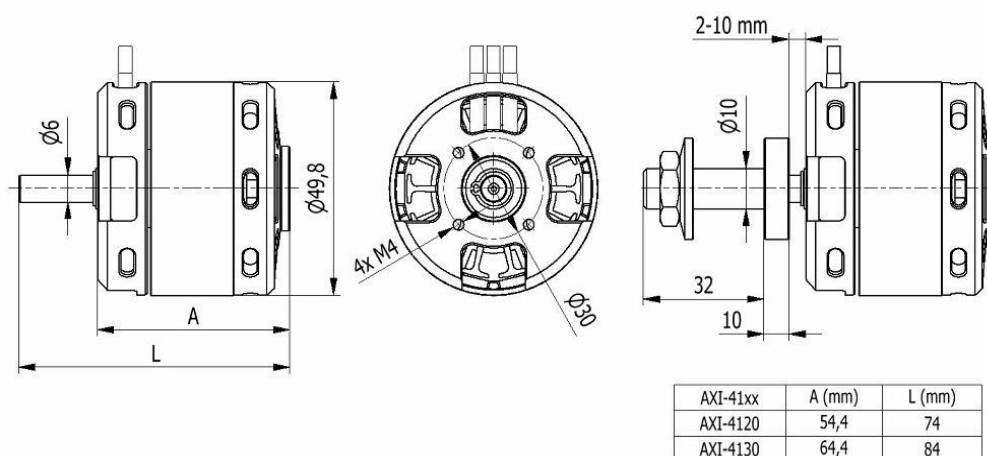
Obr. 7-1 MN4116 [30]

8 HORIZONTÁLNA POHONNÁ JEDNOTKA

Pre horizontálnu pohonnú jednotku bolo zvolené jednovrtuľové usporiadanie v tlačnej konfigurácii. Z dôvodu pomerne veľkého prierezu gondoly bolo zvolené vysunutie pohonnej jednotky do väčšej vzdialenosti a vytvorenie zúženia v oblasti zadnej časti gondoly (bližšie zobrazené v kapitole trup).

Ako motor horizontálnej pohonnej jednotky bol volený AXI 4130/20 GOLD LINE V2 [3] (Obr. 8-1) a ako vrtuľa bude použitá 18x12E od firmy Advanced precision composites [61]. [37]

V kapitole systémový model sú pre model motoru použité rozmery uvedené na Obr. 8-1, získané zo stránky výrobcu.



Obr. 8-1 AXI 4130/20 GOLD LINE V2 [3]

9 PODVOZOK

Pre podvozok boli zvolené nosné nožičky ohnuté z duralového polotovaru, ktoré budú prichytené k preglejke. Na koncoch nožičiek bude možnosť pripevnenia kolies pre testovacie lety a zároveň bude možné tieto kolesá vymeniť za pristávacie podložky, ktorých návrh je možné vidieť na Obr. 9-2. Tieto podložky budú slúžiť na vertikálny vzlet a pristátie a budú k nožičkám pripevnené pomocou skrutky s maticou.



Obr. 9-1 3D model podvozku vytvorený pomocou programu CATIA V5R20



Obr. 9-2 Návrh podložiek pre pristávanie vytvorený v programe CATIA V5R20

10 HMOTNOSTNÝ ROZBOR

Dostatočne presné určenie predbežnej hmotnosti a polohy ťažiska letúnu je dôležité vzhľadom k vplyvu hmotnosti a polohy pôsobenia hmoty na stabilitu a riaditeľnosť.

Všeobecný vzťah na výpočet polohy ťažiska:

$$x_T = \frac{\sum_{i=1}^n m_n \cdot x_{Tn}}{\sum_{i=1}^n m_n} \quad (10-1)$$

10.1 Hmotnostný rozbor jednotlivých častí

Trupová gondola s centropoplánom

Gondola s centropoplánom tvorí celok, ktorý bude laminovaný spoločne do negatívnych foriem. Tento celok je tvorený sendvičovou štruktúrou s hrúbkou 1 mm, ktorej zloženie je možné vidieť v Tab. 10-1. Experimentálne určený hmotnostný pomer vlákien k epoxidovej matrici je 25:75 na 800 g/m². Hmotnosť tohto celku bola zároveň overená zvážením vylaminovanej škrupiny gondoly zo súťaže ACC 2021 s rovnakou skladbou o ploche 0,383 m², zistenú pomocou programu CATIA V5R20, a hmotnosti 306 g. Pomocou týchto parametrov bol prevedený prepočet hmotnosti na plochu nového modelu, zistenú pomocou programu CATIA V5R20. Pri ploche 1,478 m² je predpokladaná hmotnosť 1180 g.

Tab. 10-1 Skladba sendvičovej štruktúry

	Materiál
Vrstva 1	Uhlíková tkanina
Vrstva 2	Pena Airex
Vrstva 3	Uhlíková tkanina



Obr. 10-1 Zistenie plochy gondoly a centropoplánu pomocou programu CATIA V5R20

Hmotnosť vnútornej štruktúry tvorenej leteckou 3 mm preglejkou a balzou, odhadnutá pomocou programu CATIA V5R20, spolu so spojovacím materiálom bola odhadnutá na 420 g.

Centroplán s krídlom bude spojený pomocou zasunutia tyče z centroplánu do puzdra v krídle. Na tyč v centropláne bude použitá uhlíková tyč s vonkajšími rozmermi 10 x 10 mm a vnútornými 8,5 x 8,5 mm o hmotnosti približne 44 g.

Hmotnosť: 1644 g

Krídlo

Krídlo bude vyrábané konštrukčne, kde bude najprv vytvorená vnútorná štruktúra, bude vytvorený pot'ah D-boxu pomocou balzy a zvyšok krídla bude potiahnutý nažehľovacou fóliou. Vnútornú štruktúru krídla tvorí balza a letecká preglejka. Pri ich spájaní bude použité 5 minútové EPOXY a sekundové lepidlo. Puzdro, do ktorého bude zasunutá tyč z centroplánu je taktiež tvorená preglejkou. Odhadovaná hmotnosť krídla spolu so zakončením, ktoré bude vyrobené pomocou 3D tlače z PLA plastu je 782 g.

Krídélko je tvorené preglejkovou vnútornou štruktúrou a potiahnuté balzou, na ktorú bude nažehľená nažehľovacia fólia. Odhadovaná hmotnosť krídeliek je 23 g.

Hmotnosť: 805 g

Chvostové plochy

Chvostové plochy modelu budú tvorené pomocou balzy a preglejky, ktoré budú spájané pomocou lepidla 5 minútového lepidla EPOXY a sekundového lepidla. Celá konštrukcia bude potiahnutá nažehľovacou fóliou. Odhad hmotnosti bol vytvorený pomocou programu CATIA V5R20.

Hmotnosť: 610 g

Podvozok

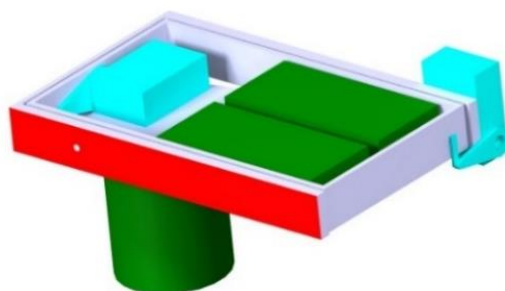
Podvozok bude vyrobený ohýbaním duralových pásov o hrúbke 5 mm a šírke 40 mm, ktorý bude následne upravovaný. Predpokladaná hmotnosť duralu potrebného na podvozok je 725 g. Na pristávacie násadky bude použitá 3D tlač a PLA plastu ich odhadovaná hmotnosť je 20 g.

Hmotnosť: 745 g

Snímkovanie

Hmotnosť snímkovacieho zariadenia a jeho stabilizačného systému je odhadnutá z jednotlivých hmotností komponentov, ktoré sú v snímkovaní použité a predpokladu tvaru stabilizačného systému. Snímkovacie zariadenie je bližšie rozobraté v literatúre [26]. Pre zjednodušenie bolo v centrácii snímkovacie zariadenie nahradené homogénnym kvádom.

Hmotnosť: 252 g



Obr. 10-2 Snímkovacie zariadenie [26]

Spojovacie nosníky

Prepojenie krídla s chvostovými plochami bude realizované pomocou dvoch uhlíkových tyčí s vonkajším priemerom 30 mm a vnútorným priemerom 28 mm, ktorých hmotnosť je zistená zo stánky výrobcu a je približne 140 g/m [4].

Hmotnosť: 469,56 g

Motorové uloženie pre vertikálny pohon

Motorové uloženie bude vyrábané 3D tlačou z PLA plastu. Každý motor, bude mať vlastné motorové uloženie prichytené k uhlíkovej tyči. Hmotnosť jedného motorového uloženie je odhadovaná na 40 g.

Hmotnosť: 160 g

Motorové uloženie pre horizontálny pohon

Motorové uloženie bude vyrábané pomocou 3D tlače z PLA plastu a jeho odhadovaná hmotnosť je 65 g.

Hmotnosť: 65 g

Vertikálne vrtule

Vzhľadom k tomu, že predajca hmotnosť vrtúľ, ktoré budú použité v modeli na základe literatúry [37] neuvádza a doposiaľ neboli zakúpené, je ich hmotnosť odhadnutá pomocou vinylovej vrtule [60] s rovnakým priemerom na 44 g.

Hmotnosť: 44 g

Platiace zaťaženie

Hmotnosť platiaceho zaťaženia je pevne stanovená pravidlami súťaže na 2000 g.

Hmotnosť: 2000 g

Tab. 10-2 Hmotností komponentov získané z webstránok predajcov

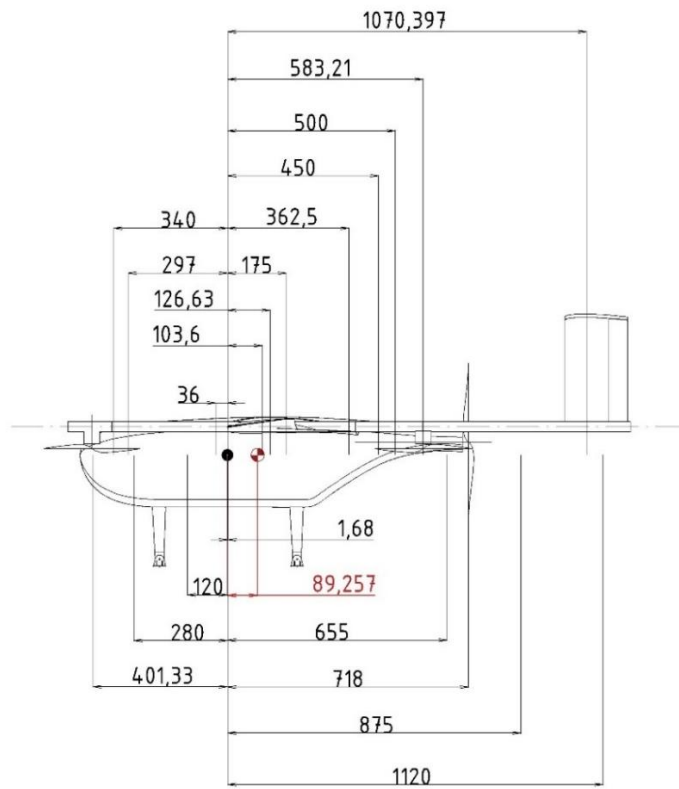
Položka	Počet	Jednotková hmotnosť [g]	Celková hmotnosť [g]
Vertikálny motor [30]	4	212	848
Horizontálny motor [3]	1	410	410
Regulátor pre vertikálny pohon [50]	4	45	180
Regulátor pre horizontálny pohon [51]	1	55	55
Batéria horizontálny pohon [23]	2	671	1342
Batéria vertikálny pohon [22]	2	321	642
Batéria snímkovanie a elektronika [21]	1	216	216
Batéria servomotory [20]	1	103	103
GPS a vysielateľ [16], [29]	1	32,6	32,6
Servomotory pre krídelká [46]	2	23	46
Servomotory pre chvostové kormidlá [45]	2	28	56
Horizontálna vrtuľa [61]	1	74	74

Celková hmotnosť letúnu: 10981,16 g

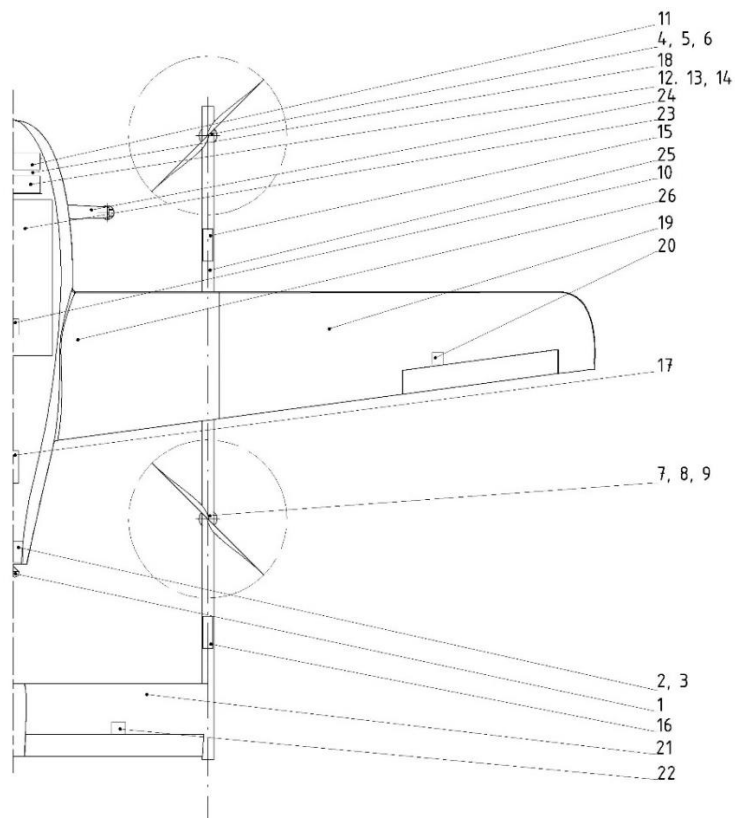
Celková predpokladaná hmotnosť letúnu je nižšia, než hmotnosť, na ktorú je letún navrhovaný. Tento rozdiel však nie je vnímaný ako problém a to z dôvodu možných nepresností, ktoré zahŕňa predbežný hmotnostný odhad, ako je zanedbanie hmotnosti spojovacích prvkov, kabeláže, možnej nutnosti dovažovania letúnu a výrobných nepresností, prípade nutnosti pevnejšej vnútornej konštrukcie letúnu.

10.2 Centráž

Umiestnenie ťažiska letúnu sa odvíja od zámeru symetrického prenesenia rozloženia zaťaženia na vertikálne pohonné jednotky a umiestnenie hlavného nosníku krídla do najväčšej výšky koreňového profilu, ktorá sa nachádza v 28,7% c_{SAT} profilu E 66, čo je 89,257 mm od nábežnej hrany krídla, vyznačené v Obr. 10-3 červenou farbou. Poloha ťažiska jednotlivých komponent bola zistená pomocou programu CATIA V5R20 a bola meraná od nábežnej hrany krídla. V Tab. 10-3 pri výpočte hmotnostného rozboru sú vzdialenosti smerom ku chvostovým plochám brané ako kladné a vzdialenosti k nosu letúnu sú brané ako záporné.



Obr. 10-3 Vzďalenessi komponentov od nabežnej hrany krídla



Obr. 10-4 Pozície komponentov letúnu

Tab. 10-3 Centráž

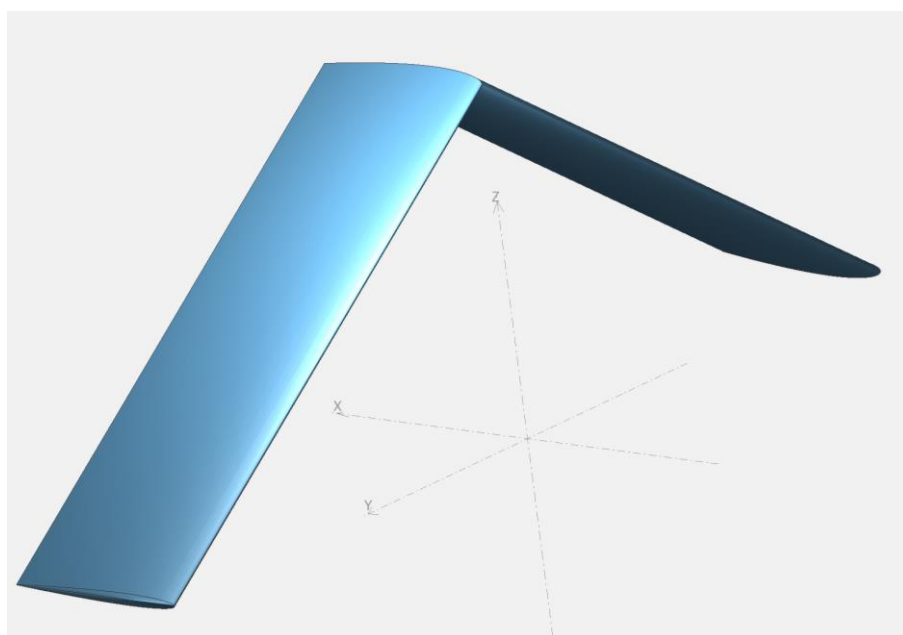
Označenie	Počet	Názov	Poloha	Jednotková hmotnosť	Hmotnosť	Poloha [mm]	% c_{SAT}
1	1	Horizontálna vrtuľa [39]	718	74	74	89,316	28,719
2	1	Horizontálny motor [3]	655	410	410		
3	1	Motorové uloženie pre horizontálny motor	655	65	65		
4	2	Vertikálny motor [30]	-401,33	212	424		
5	2	Vertikálna vrtuľa [60]	-401,33	44	88		
6	2	Motorové uloženie pre vertikálny motor	-401,33	40	80		
7	2	Vertikálny motor [30]	583,21	212	424		
8	2	Vertikálna vrtuľa [60]	583,21	44	88		
9	2	Motorové uloženie pre vertikálny motor	583,21	40	80		
10	1	GPS a vysielateľ [16], [29]	89,257	32,6	32,6		
11	2	Batéria pre horizontálny pohon [23]	-340	671	1342		
12	2	Batéria pre vertikálny pohon [22]	-280	321	642		
13	1	Batéria snímkovanie a elektronika [21]	-280	216	216		
14	1	Batéria servomotory [20]	-280	103	103		
15	2	Regulátor [50]	-120	45	180		
16	2	Regulátor [50]	875	45	180		
17	1	Regulátor [51]	450	55	90		
18	1	Snímkovanie	-297	252	252		
19	1	Krídlo	126,629	805	805		
20	2	Servomotor pre krídelká [46]	175	23	46		
21	1	Chvost	1070,394	660	660		
22	2	Servomotor chvostové kormidlá [45]	1120	28	56		
23	1	Platiace zaťaženie [7]	-36	2000	2000		
24	1	Podvozok	1,68	745	745		
25	2	Nosná uhlíková tyč [4]	362,5	234,78	469,56		
26	1	Gondola	103,603	1644	1644		

11 POLOHA AERODYNAMICKÉHO STREDU LIETADLA

Aerodynamický stred letúnu je možné definovať ako bod v rovine súmernosti (x, z), ku ktorému je súčiniteľ klopivého momentu letúnu stály a nezávislý na zmene uhlu nábehu, obdobne ako pri aerodynamickom strede profilu. Pritom predpokladáme, že orgány riadenia sú pevne zafixované. [9]

Ak má byť rovnovážny režim letu stabilný, musí ťažisko letúnu ležať za aerodynamickým stredom letúnu. Z toho vyplýva, že v prípade, kedy sa ťažisko dostane práve do bodu odpovedajúceho polohe aerodynamického stredu, nastáva vratký rovnovážny pohybový stav. [9]

Určenie polohy aerodynamického stredu letúnu bude vykonané na základe literatúry [9]. Do výpočtu vstupujú parametre uvedené v Tab. 11-1, ktoré boli určené odčítaním z 3D modelu vytvoreného v programe CATIA V5R20 alebo analýzou modelu v programe XFLR 5.



Obr. 11-1 Geometria chvostu vytvorená pre účely analýzy v programe XFLR

Tab. 11-1 Hodnoty vstupujúce do výpočtov

Názov	Označenie	Hodnota	Jednotka
Pôdorysná plocha krídla	S	0,9	m ²
Rozpätie krídla	b	3	m
Hĺbka tetivy koreňového profilu	c_0	0,4	m
Hĺbka strednej aerodynamickej tetivy	c_{SAT}	0,311	m
Mohutnosť VOP	V_{VOP}	0,651	-
Plocha VOP	S_{VOP}	0,187	m ²
Sklon vztlakovej čiary krídla	a_K	4,967	rad ⁻¹
Sklon vztlakovej čiary OP	a_{OP}	4,585	rad ⁻¹
Koeficient zníženia kinetického tlaku v mieste VOP	k_{VOP}	0,95	-
Bezrozmerná súradnica aerodynamického streda krídla	\bar{x}_{AK}	0,25	-
Štíhlosť krídla	λ	10	-
Bezrozmerná súradnica aerodynamického ťažiska	\bar{x}_T	0,287	-
Rameno VOP ku štvrtinovému bodu c_{SAT}	$l_{VOP0,25}$	0,975	m
Vzdialenosť aerodynamického streda VOP nad čiarou nulového vztlaku koreňového profilu krídla prechádzajúceho jeho aerodynamickým stredom	h_{VOP}	0,16943	m
Dĺžka trupu	l_{TR}	1,14	m
Maximálna šírka trupu	b_{TR}	0,304	m
Hĺbka koreňového profilu (v rovine súmernosti)	c_0	0,4	m
Vzdialenosť bodu 0,25 c_0 od nosu trupu	l_{ATR}	0,54	m
Pomerné geometrické parametre trupu pre odčítanie z obr. 10-1	$\frac{c_0}{l_{TR}}$	0,351	-
	$\frac{l_{ATR}}{l_{TR}}$	0,474	-

Ak je dodržaná konvencia skúmať oddelene konfiguráciu „krídlo-trup“ a VOP, je možné výslednú polohu aerodynamického streda letúnu zapísať ako súčet polohy aerodynamického streda konfigurácie „krídlo-trup“ a príspevok VOP k posunu aerodynamického streda letúnu.

Výpočet aerodynamického streda letúnu s pevným riadením: [9]

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta\bar{x}_{AVOP}$$

(11-1)

Poloha aerodynamického stredú konfigurácie krídlo-trup

Pri stanovení polohy aerodynamického stredú kombinácie krídlo-trup vychádzame z polohy aerodynamického stredú samotného krídla a pripočítavame príspevky ostatných častí letúnu, ktoré sú ku krídlu pripojené.

Výpočet polohy aerodynamického stredú v konfigurácii krídlo-trup bez vplyvu pohonu: [9]

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta\bar{x}_{ATR} + \Delta\bar{x}_{AG} \quad (11-2)$$

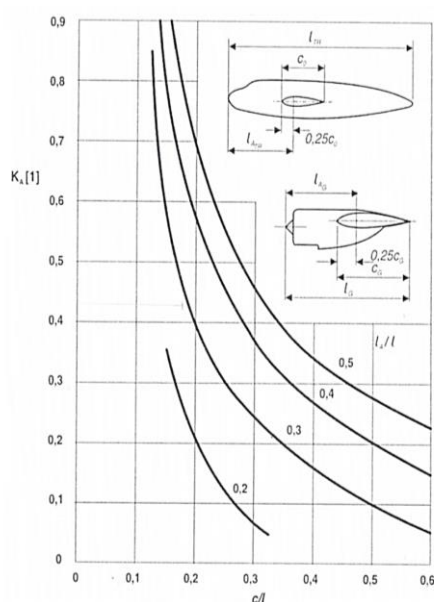
Poloha aerodynamického stredú krídla: [9]

$$\bar{x}_{AK} = 0,25$$

Príspevok trupu k posunu aerodynamického stredú letúnu: [9]

$$\Delta\bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} \cdot \frac{b_{TR} \cdot c_0^2}{S \cdot c_A} \quad (11-3)$$

kde K_{ATR} je bezrozmerný faktor vyjadrujúci vplyv trupu na polohu aerodynamického stredú letúnu. Faktor závisí na geometrii trupu/gondoly a vzájomnej polohe trupu, ktorý platí pre stredoplošníky a bol odčítaný z Obr. 11-2. Z modelu vytvoreného pomocou programu CATIA V5R20 boli odčítané potrebné geometrické údaje o trupe a jeho polohe voči krídlu uvedené v Tab. 11-1. Pre iné usporiadanie je potrebné zaviesť korekcie. Pre použitú konfiguráciu hornoplošníka je potrebné odčítanú hodnotu znížiť o 5%.



Obr. 11-2 Faktor vplyvu trupu na polohu aerodynamického stredú letúnu [9]

Odčítaný faktor K_{ATR} znížený o 5% kvôli konfigurácii hornoplošník: [9]

$$K_{ATR} = 0,3515$$

Príspevok VOP k posunu aerodynamického stredu letúnu

Príspevok VOP k posunu aerodynamického stredu letúnu: [9]

$$\Delta \bar{x}_{AVOP} = \frac{a_{VOP}}{a} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (11-4)$$

Pred samotným výpočtom je však potrebné určiť deriváciu uhlu zošikmenia prúdu vzduchu v mieste VOP $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ a sklon vztlakovej čiary letúnu a .

Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP: [9]

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \approx 1,75 \cdot \frac{a_K}{\pi \cdot \lambda \cdot (\bar{l}_{VOP0,25} \cdot \lambda)^{\frac{1}{4}} \cdot (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} \quad (11-5)$$

Kde

$$\bar{l}_{VOP0,25} = \frac{l_{VOP0,25}}{\frac{b}{2}} \quad (11-6)$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{h_{VOP}}{\frac{b}{2}} \quad (11-7)$$

Potrebný sklon vztlakovej čiary: [9]

$$a = a_{KT} + a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (11-8)$$

Statická zásoba

Statická zásoba je definovaná ako: [9]

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T$$

(11-9)

Vo výpočte sú zavedené predpoklady:

$$a_{KT} = a_K$$

$$a_{VOP} = a_{OP}$$

Tab. 11-2 Vypočítané hodnoty

Názov	Označenie	Hodnota	Jednotka
Príspevok trupu k posunu aerodynamického stredu	$\Delta\bar{x}_{ATR}$	-0,06108	-
Poloha aerodynamického stredu konfigurácie krídlo-trup bez vplyvu pohonu	\bar{x}_{AKT}	0,18892	-
Geometrické parametre definujúce polohu VOP vzhľadom ku krídlu	$\bar{l}_{VOP0,25}$	0,65	-
	\bar{h}_{VOP}	0,112953	-
Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP	$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	0,329257	-
Príspevok VOP k posunu aerodynamického stredu letúnu	$\Delta\bar{x}_{AVOP}$	0,34174	-
Potrebný sklon vztlakovej čiary	a	5,574	rad ⁻¹
Statická zásoba	σ_A	0,24358	-

12 OBÁLKA ZAŤAŽENIA

Letová obálka bude počítaná na základe predpisu CS-22 [5]. Tento predpis je určený pre klzáky a motorové klzáky.

Letová obálka slúži na určenie rýchlostí a zaťaženia, ktoré sa môžu naskytnúť počas letu. Násobky n_1 a n_2 , ktoré sú stanovené predpisom boli zmenené a to z dôvodu, že súťaž vyžaduje maximálne zaťaženie letúnu na násobku 2,5. Násobok n_4 bol zmenený z dôvodu, že sa nepredpokladá, že by model presiahol násobok n_3 .

Tab. 12-1 Parametre potrebné na výpočet letovej obálky

	Označenie	Hodnota	Jednotka
Maximálny koeficient vztlaku	C_{Lmax}	1,3441	-
Minimálny koeficient vztlaku	C_{Lmin}	0,352	-
Minimálny koeficient odporu	C_{Dmin}	0,0214	-
Stredná geometrická tetiva	c_{SGT}	0,3	-
Sklon vztlakovej čiary	α	4,877	rad ⁻¹

12.1 Obratová obálka

Tab. 12-2 Násobky zaťaženia

Násobok	Hodnota násobku podľa CS-22	Hodnota násobku braná do výpočtov pre model
n_1	5,3	2,5
n_2	4	2,5
n_3	-1,5	-1,5
n_4	-2,65	-1,5

Rýchlosť v horizontálnom lete:

Bola odhadnutá z výkonnostných charakteristík pri kombinácii horizontálneho motoru a vrtule.

$$v_H = 30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} = 108 \text{ km/h}$$

Pádová rýchlosť: [5]

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S}}$$

(12-1)

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 12,5 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 1,3441 \cdot 0,9}} = 12,8625 \text{ m/s} = 46 \text{ km/h}$$

Obratová rýchlosť: [5]

$$v_A = v_s \cdot \sqrt{n_1}$$

(12-2)

$$v_A = 12,8625 \cdot \sqrt{2,5} = 20,337 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 73 \text{ km/h}$$

Pádová rýchlosť na chrbte: [5]

$$v_{s2} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_{Lmin} \cdot S}}$$

(12-3)

$$v_{s2} = \sqrt{\frac{2 \cdot 12,5 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 0,352 \cdot 0,9}} = 25,1345 \text{ m/s} = 90,5 \text{ km/h}$$

Obratová rýchlosť na chrbte: [5]

$$v_{A2} = v_{s2} \cdot \sqrt{n_4}$$

(12-4)

$$v_{A2} = 25,1345 \cdot \sqrt{1,5} = 30,78335 \text{ m/s} = 111 \text{ km/h}$$

Návrhová rýchlosť poryvu: [5]

Návrhová rýchlosť poryvu v_B nesmie byť menšia ako v_A

Zvolené:

$$v_B = v_A = 20,337 \text{ m/s} = 73 \text{ km/h}$$

Rýchlosť strmhlavého letu: [5]

Nesmie byť menšia než

$$v_D = 18 \cdot \sqrt[3]{\frac{m \cdot g}{10 \cdot S} \cdot \frac{1}{C_{Dmin}}}$$

(12-5)

$$v_D = 18 \cdot \sqrt[3]{\frac{12,5 \cdot 9,80665}{10 \cdot 0,9} \cdot \frac{1}{0,0214}} = 43 \text{ m/s} = 155 \text{ km/h}$$

a zároveň nesmie byť menšia než

$$v_D = 1,35 \cdot v_H$$

(12-6)

$$v_D = 1,35 \cdot 30 = 40,5 \text{ m/s} = 146 \text{ km/h}$$

Zvolená hodnota: $v_D = 155 \text{ km/h}$

12.2 Obálka poryvov

Ak nie je možné určiť násobky inak, vypočítajú sa takto: [5]

Hmotnostný pomer letúnu

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{S \cdot \rho \cdot a \cdot c_{SGT}}$$

(12-7)

$$\mu = \frac{2 \cdot 12,5}{0,9 \cdot 1,225 \cdot 4,877 \cdot 0,3} = 15,4984$$

Zmierňujúci súčiniteľ poryvu

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu}$$

(12-8)

$$k = \frac{0,88 \cdot 15,4984}{5,3 + 15,4984} = 0,6558$$

Násobok pri poryve: [5]

$$n = 1 \pm \left[\frac{\frac{k}{2} \cdot \rho \cdot U \cdot V \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} \right]$$

(12-9)

A zároveň nesmie byť vyšší ako

$$n = 1,25 \cdot \left(\frac{V}{v_S} \right)^2$$

(12-10)

Kladný a záporný násobok pri $U = 10 \frac{m}{s}$

$$n_{+v_A} = 1 + \left[\frac{\frac{0,6558}{2} \cdot 1,225 \cdot 10 \cdot 20,337 \cdot 4,877}{\frac{12,5 \cdot 9,80665}{0,9}} \right] = 3,925$$

$$n_{-v_A} = 1 - \left[\frac{\frac{0,6558}{2} \cdot 1,225 \cdot 10 \cdot 20,337 \cdot 4,877}{\frac{12,5 \cdot 9,80665}{0,9}} \right] = -1,925$$

Nemôže byť vyšší ako

$$n_{+v_A} = 1,25 \cdot \left(\frac{v_A}{v_S} \right)^2 = 1,25 \cdot n_1$$

$$n_{+v_A} = 1,25 \cdot 2,5 = 3,125$$

$$n_{-v_{A2}} = 1,25 \cdot \left(\frac{v_{A2}}{v_{S2}} \right)^2 = 1,25 \cdot n_4$$

$$n_{+v_A} = 1,25 \cdot (-1,5) = -1,875$$

Zvolené hodnoty:

$$n_{+v_A} = 3,125$$

$$n_{-v_{A2}} = -1,875$$

Kladný a záporný násobok pri $U = 7,5 \frac{m}{s}$

$$n_{+v_D} = 1 + \left[\frac{\frac{0,6558}{2} \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 43 \cdot 4,877}{\frac{12,5 \cdot 9,80665}{0,9}} \right] = 5,6384$$

$$n_{-v_D} = 1 - \left[\frac{\frac{0,6558}{2} \cdot 1,225 \cdot 7,5 \cdot 43 \cdot 4,877}{\frac{12,5 \cdot 9,80665}{0,9}} \right] = -3,6384$$

Nemôže byť vyšší ako

$$n_{+v_D} = 1,25 \cdot \left(\frac{v_D}{v_S} \right)^2$$

$$n_{+v_D} = 1,25 \cdot \left(\frac{43}{12,8625} \right)^2 = 13,97$$

$$n_{-v_{D2}} = 1,25 \cdot \left(\frac{v_D}{v_{S2}} \right)^2$$

$$n_{-v_{D2}} = 1,25 \cdot \left(\frac{43}{25,1345} \right)^2 = 3,6585$$

Zvolené hodnoty:

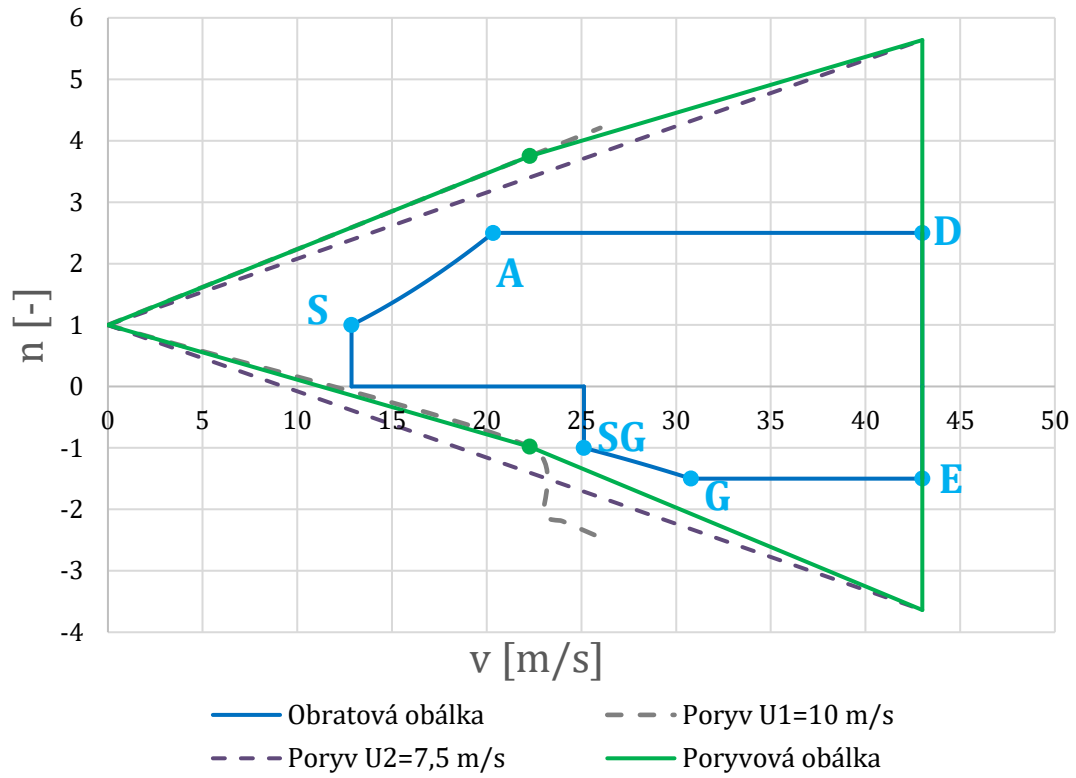
$$n_{+v_D} = 5,6384$$

$$n_{-v_{D2}} = -3,6384$$

Tab. 12-3 Charakteristiky letovej obálky

Názov	Rýchlosť [km/h]	Násobok	Poryvy
Cestovná rýchlosť	70,2	1	-
Pádová rýchlosť	46	1	-
Obratová rýchlosť	73	2,5	3,125
Pádová rýchlosť na chrbte	90,5	-1	-
Obratová rýchlosť na chrbte	111	-1,5	-1,875
Rýchlosť strmhlavého letu	155	3	5,6384
		-1,5	-3,6

Letová obálka zataženia



Obr. 12-1 Obálka zataženia

13 ZHODNOTENIE KONCEPČNÉHO NÁVRHU

Tab. 13-1 Parametre modelu

Model		
Prázdna hmotnosť	6983,16	g
Maximálna hmotnosť	12,5	kg
Cestovná rýchlosť	19	m/s
Maximálna rýchlosť	30	m/s
Pádová rýchlosť	12,8625	m/s
Krídlo		
Rozpätie	3000	mm
Dĺžka strednej aerodynamickej tetivy	0,311	m
Plocha	0,9	m ²
Štíhlosť	10	-
Maximálny koeficient vztlaku	1,3441	-
Chvostové plochy		
Plocha VOP	0,187	m ²
Plocha SOP	0,122	m ²
Rameno VOP	0,57	m
Trup		
Dĺžka stredovej gondoly	1,14	m

V rámci koncepčného návrhu bol urobený rozbor pravidiel, na ktorého základe bola vyhodnotená kategória navrhovaného letúnu, obmedzujúce požiadavky a bol zhodnotený vývojový diagram súťaže. Na základe oboznámenia sa s pravidlami bola vytvorená analýza existujúcich, komerčne dostupných modelov letúnu zhodnej kategórie. Z rozhodnutia tímu bola táto analýza východiskom pre vytvorenie koncepčného návrhu letúnu tímu Chicken Wings na súťaž New Flying Competition v roku 2022. Tím Chicken Wings na projekte, ktorý by zahŕňal vertikálny štart a pristátie a prechodný let doposiaľ nikdy nepracoval a zároveň z vývojového diagramu vychádza, že na to, aby sa mohol letún umiestniť na dobrých pozíciách, je potrebné aby bol schopný splniť celý let a všetky jeho požadované časti.

Na základe výpočtu Adama Piláta [37] boli stanovené vstupné parametre, ktoré boli základom pre návrh letúnu. Následne bolo pomocou vstupných parametrov a analýzy profilov navrhnuté krídlo.

S poznatkom geometrie krídla a po vykonaní analýzy chvostových plôch existujúcich komerčne dostupných modelov zhodnej kategórie boli navrhnuté chvostové plochy.

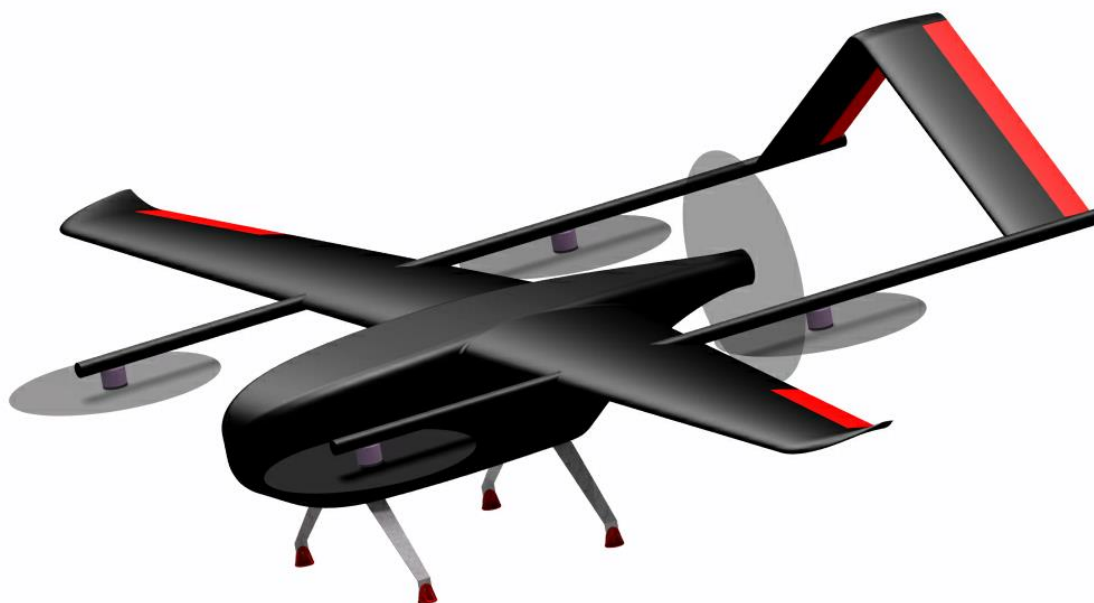
Tvar stredovej gondoly a nosné tyče vychádzali z nutnosti umiestnenia objemového platiaceho zaťaženia, snímkovacieho zariadenia a pomerne veľkého počtu batérii potrebných pre pohon

letúnu. Usporiadanie so stredovou gondolou umožnilo použitie tlačnej pohonnej horizontálnej jednotky. Ovplyvnenie horizontálnej vrtule vplyvom gondoly bolo zmiernené zúžením gondoly v jej zadnej časti. Vertikálne pohonné jednotky boli umiestnené na nosných tyčiach, symetricky k ťažisku. Presnejšie parametre pohonných jednotiek boli stanovené pomocou literatúry [37].

Pristávacie zariadenie bolo navrhnuté tak, aby v priebehu súťaže kládlo čo najmenší odpor a zároveň aby bolo možné letún testovať bez nutnosti výmeny celej konštrukcie pristávacieho zariadenia. V návrhu sa počíta iba s výmenou kolies, ktoré by mohli byť použité pri testovacích letoch za účelom možnosti horizontálneho pristátia, poprípade aj štartu za podložky.

Po návrhu jednotlivých častí bol v programe CATIA V5R20 vytvorený 3D model, v rámci ktorého bolo navrhnuté umiestnenie komponent v gondole. V rámci systémového modelu bolo navrhnuté zakončenie krídel, ktoré zníži dĺžku konštrukčných častí krídla o 10 mm, no zároveň na tým zaistí, že v prípade konštrukčných nepresností nebude prekročené maximálne dovolené rozpätie letúnu. Zároveň boli vytvorené prechody medzi krídlom a trupom.

Pomocou 3D modelu zobrazeného na Obr. 13-1 bolo možné určiť ťažisko a plochu tvarovo komplexnejších prvkov, s pomocou ktorých bolo možné vykonať predbežný hmotnostný rozbor. Umiestnenie ťažiska letúnu sa odvíjalo od najväčšej výšky koreňového profilu, ktorým bude prechádzať nosník krídla. Zámerom bolo, aby bolo ťažisko letúnu umiestnené čo najpresnejšie v geometrickom strede vertikálnej pohonnej sústavy. Predbežná hmotnosť letúnu určená hmotnostným rozborom vyšla nižšia, než bola predpokladaná hmotnosť letúnu. Predbežný hmotnostný rozbor však nie je presný a nezahŕňa všetky konštrukčné náležitosti, ktoré budú bližšie určené pri pevnostných výpočtoch, prípadne pri samotnej stavbe letúnu.



Obr. 13-1 3D model letúnu

14 ZÁVER

Bakalárska práca pojednáva o koncepčnom návrhu pre súťažný model tímu Chicken Wings. Tento model sa v septembri 2022 zúčastní súťaže New Flying competition.

Počas celého návrhu bol braný ohľad na pravidlá súťaže, ktoré boli stanovené organizátormi a v rámci práce bol vytvorený ich rozbor. Cieľom bolo navrhnúť model tak, aby bol schopný splniť letovú misiu a zároveň mal čo najnižšiu spotrebu energie.

Na základe vytvorenej analýzy existujúcich modelov a porovnaním jednotlivých možných usporiadaní, ich výhod a nevýhod, bol vytvorený koncepčný návrh, ktorý spĺňa všetky obmedzenia vychádzajúce z pravidiel a je navrhnutý tak, aby mal letún čo najväčšiu šancu splniť všetky body letovej misie.

Následne bol vytvorený predbežný hmotnostný rozbor, kde bola určená poloha ťažiska vzhľadom k strednej aerodynamickej tetive. Pri výpočte boli uvažované odhadované hmotnosti komponentov, ktoré bude tím vyrábať aj hmotnosti komerčne dostupných komponentov získaných z webstránok predajcov.

V ďalšej časti práce bol prevedený výpočet na polohu aerodynamického stredu lietadla.

V záverečnej časti bakalárskej práce bola spracovaná letová obálka podľa predpisu CS-22, ktorá vymedzila základné rýchlostné limity spolu s maximálnymi letovými násobkami, ktoré budú využité v ďalších častiach navrhovania letúnu.

V nasledujúcich mesiacoch začne výrobný proces foriem a jednotlivých častí letúnu. Hotový letún sa bude prezentovať v Nemecku v septembri 2022.

15 BIBLIOGRAFIA

- [1] *Aircraft Weight and Balance Handbook* [online]. U.S. Department of Transportation, 2007 [cit. 2022-03-25]. Dostupné z: <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/879.pdf>
- [2] ALTI: Industry Leader in VTOL Technology - South Africa. *ALTI* [online]. [cit. 2022-01-14]. Dostupné z: <https://www.altiuas.com/>
- [3] AXI 4130/20 GOLD LINE V2. *AXI: model motors* [online]. [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.modelmotors.cz/cs/product/detail/276/?fbclid=IwAR2ax2eHwPv-schtPGXZS3zn5gk6wBqgM0Y2wpFnq2v251KcLvmmmdTQuvU>
- [4] Carbon fibre tubes: wound 0°/90°, plain weave (3k). *R&G Faserverbundwerkstoffe* [online]. [cit. 2022-05-15]. Dostupné z: <https://shop1.r-g.de/en/art/740908>
- [5] *Certifikační specifikace pro kluzáky a motorové kluzáky CS-22* [online]. Evropská agentura pro bezpečnost letectví, 2009 [cit. 2022-04-20]. Dostupné z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-22_konsolidovane_amdt_2_CZ.pdf
- [6] COBALT 55 G-VTOL. *SPEKTREWORKS* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://static1.squarespace.com/static/5619914ce4b07e497b442de9/t/5d2e5d8c9b68db00015d119e/1563319693077/Cobalt+55+G+VTOL+Info+Flyer.pdf>
- [7] Competition Task of the New Flying Competition 2022. In: *New Flying Competition* [online]. Hamburg, 07.02.2022 [cit. 2022-01-03]. Dostupné z: <https://www.newflyingcompetition.com/downloads/>
- [8] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: Letové výkony*. 2. vydanie. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7204-659.
- [9] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II: Letové vlastnosti*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [10] DeltaQuad Pro: VTOL UAV. *DeltaQuad* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://www.deltaquad.com/>

- [11] DESIGN YOUR FRAME: Unmanned Aerial Vehicles Team. *Boston University* [online]. [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: <https://sites.bu.edu/uav/first-build/step1/>
- [12] DRAXLER, Karel. *Aerodynamika, konstrukce a systémy letounů: studijní modul 11*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005. Učební texty pro teoretickou přípravu osvědčujícího personálu údržby letadel dle předpisu JAR-66. ISBN 80-7204-367-6.
- [13] EOS C VTOL. *THREOD SYSTEMS* [online]. [cit. 2022-01-14]. Dostupné z: <https://threod.com/products/eos-c-vtol/>
- [14] EPPLER 66 AIRFOIL: Eppler E66 low Reynolds number airfoil. *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2022-03-20]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e66-il>
- [15] E400: MAPPING DRONE. *Event 38: Unmanned Systems* [online]. [cit. 2022-01-13]. Dostupné z: <https://event38.com/fixed-wing/e400-vtol-drone/>
- [16] FLIGHT CONTROLLER F411-WING. *Mateksys: Matek Systems* [online]. [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <http://www.mateksys.com/?portfolio=f411-wing>
- [17] FLIMEL, Marián. Inteligentné zariadenie na diaľkové monitorovanie svetelnotech. parametrov životného prostredia. *Elektro* [online]. 16.04.2020, (2) [cit. 2022-03-02]. Dostupné z: <http://www.odbornecasopisy.cz/elektro/clanek/inteligentne-zariadenie-na-dialkove-monitorovanie-svetelnotech-parametrov-zivotneho-prostredia--5142>
- [18] FOXTECH BABY SHARK 260 VTOL New Folding Version. *FOXTECH* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://www.foxtechfpv.com/foxtech-baby-shark-260-vtol-folding-version.html>
- [19] FOXTECH Great Shark 330 VTOL. *FOXTECH* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://www.foxtechfpv.com/foxtech-great-shark-330-vtol.html>
- [20] FOXY G3 - Li-Po 1800mAh/7,4V 40/80C 13,2Wh. *PELIKAN DANIEL* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://www.pelikandaniel.com/?sec=product&id=99885>
- [21] FOXY G3 - Li-Po 2200mAh/14,8V 40/80C 32,6Wh. *PELIKAN DANIEL* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://www.pelikandaniel.com/?sec=product&id=99889>

- [22] Gens ACE LiPo - 6S 1800mAh 22,2V 6S1P (45C) XT60 Plug. *PECKA MODELÁŘ* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/gea18006s45x6-gens-ace-lipo-6s-1800-mah-45c-xt-60?fbclid=IwAR11Xsa0c3ezvPiH3dCkW71AScRpinJZT7wax0eus0Uii7Ja-s1B5hrkNrU>
- [23] Gens ACE LiPo - 6S 4000mAh 22.2V 6S1P 60C. *PECKA MODELÁŘ* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/ace4000660-gens-ace-lipo-6s-4000-mah-60c>
- [24] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [25] JK Eagle Hero VTOL. *FOXTECH* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://www.foxtechfpv.com/foxtech-jk-eagle-hero-vtol.html>
- [26] LIPTÁK, Samuel. *Snímkovací systém v letadle na určování polohy pozemních objektů* [online]. Brno, 2022. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/140289>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Ústav mechaniky těles, mechatroniky a biomechaniky. Vedoucí práce Jan Králík.
- [27] Lynx VTOL Drone. *SRPaero* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://srp.aero/lynx-vtol/>
- [28] Manta Ray. *Phoenix Wings* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://phoenix-wings.de/manta-ray/>
- [29] Micro M8N GPS. *Holybro* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: https://shop.holybro.com/micro-m8n-gps_p1009.html
- [30] MN4116. *T-motor: The safer propulsion* [online]. [cit. 2022-05-01]. Dostupné z: https://store.tmotor.com/goods.php?id=1205&fbclid=IwAR0OEKlltHJlgOWooCLkGnRUWPJzTMpaRjsvqWdVY_eTaY72YEFnqy_Ym98
- [31] NACA 0010: NACA 0010 airfoil. *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2022-03-20]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>

- [32] *New Flying Competition: About Us* [online]. Hamburg: Neues Fliegen e.V. [cit. 2021-12-12]. Dostupné z: <https://www.newflyingcompetition.com/about-us/>
- [33] NIGHT FURY: Project Silver - Evolonic. *Evolonic* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://nightfury.de/>
- [34] OLŠANSKÝ, Oldřich a Jiří MATĚJČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 1999.
- [35] “OSA” (Wasp). *BEOAVIA: Mašinski fakultet Univerzitet u Beogradu* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://beoavia.org/letelice/>
- [36] PD-2: unmanned aerial system. *UKRSPEC SYSTEMS* [online]. [cit. 2022-01-13]. Dostupné z: <https://ukrspecsystems.com/pd-2-uas>
- [37] PILÁT, Adam. *Návrh pohonné soustavy soutěžního modelu s kolmým startem a přistáním* [online]. Brno, 2022. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/140289>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Hájek.
- [38] PROJECT SILENCIO. *HORYZN: NEXT Prototypes e.V.* [online]. [cit. 2022-01-13]. Dostupné z: <https://horyzn.org/silencio/>
- [39] Propeller 16x5.5 CW 2B MC - thin hub. *Mejzlik Propellers* [online]. [cit. 2022-05-15]. Dostupné z: https://shop.mejzlik.eu/propeller-16x5-5-cw-2b-mc-thin-hub/?fbclid=IwAR2BifB5c_Ffq8jdg2YSX1KhpEehMcrVxXGd8TAepTykXkhTe4sImmC1o
- [40] PWOne. *Phoenix Wings* [online]. [cit. 2022-01-12]. Dostupné z: <https://phoenix-wings.de/pwone/?msclkid=91602a7aa9b911ec987e2179cb75f8a3>
- [41] P330 PRO: Long-endurance VTOL drone for surveying and mapping. *CHCNAV* [online]. [cit. 2022-01-12]. Dostupné z: <https://chcnv.com/product-detail/p330-pro>
- [42] RAYMER, Daniel P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 09-304-0351-7.

- [43] SD7043: Selig/Donovan SD7043 low Reynolds number airfoil. *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2022-03-20]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7043-il>
- [44] Sentaero BVLOS. *CENSYS TECHNOLOGIES* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://censystech.com/sentaerobvlos/>
- [45] Servo KST X10. *Modely Hořejší* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://horejsi.cz/Pages/DetailProdukt.aspx?objcislo=3200>
- [46] Servo KST X10mini. *Modely Hořejší* [online]. [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://horejsi.cz/Pages/DetailProdukt.aspx?objcislo=3247>
- [47] SkyEye Sierra VTOL. *ElevonX* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: https://www.elevonx.com/wp-content/uploads/2020/10/ElevonX_Leaflet.pdf
- [48] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *O letadlech* [online]. [cit. 2022-01-14]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/>
- [49] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-01-01671-4.
- [50] SPIN 66 PRO OPTO. JETI model s.r.o. [online]. [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://shop.jetimodel.cz/spin-66-pro-opto.htm?fbclid=IwAR3huQd9yHIIePtfQPQDBTKo9co0tmLdk5ZCXbhYxgnUI6Htyg-4LybzRRY>
- [51] SPIN 75 PRO OPTO. JETI model s.r.o. [online]. [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: <https://shop.jetimodel.cz/spin-75-pro-opto.htm?fbclid=IwAR3-u1G4MFmsTE4gJzrminMIRP64wqi1qq2gzNV4Oyj231udYyRxWR7kTsk>
- [52] Stalker: Unmanned Aerial System. *Lockheed Martin* [online]. [cit. 2022-01-12]. Dostupné z: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/stalker.html>
- [53] Trinity: The eVTOL fixed-wing mapping drone for professionals. *QUANTUM-SYSTEMS* [online]. [cit. 2022-01-15]. Dostupné z: <https://www.quantum-systems.com/project/trinityf90plus-mapping-drone/>

- [54] Tricopter, Quadcopter, Hexacopter and Octocopter Explained: Drones Technology Guide 2020. *Drone Advisor* [online]. [cit. 2021-12-20]. Dostupné z: <https://droneadvisor.tech/articles/tricopter-quadcopter-hexacopter-and-octocopter>
- [55] Tricopter vs. Quadrocopter: Which Is Better For You. *LucidCam* [online]. [cit. 2021-12-20]. Dostupné z: <https://lucidcam.com/tricopter-vs-quadcopter/>
- [56] UAS: AD-VW1. *ACTION DRONE* [online]. [cit. 2022-01-12]. Dostupné z: <https://actiondroneusa.com/systems/>
- [57] Volanti. *Carbonix* [online]. [cit. 2022-01-13]. Dostupné z: <https://carbonix.com.au/volanti/>
- [58] WANG, Ya, Ximin LYU, Haowei GU, Shaojie SHEN, Zexiang LI a Fu ZHANG. Design, implementation and verification of a quadrotor tail-sitter VTOL UAV. In: *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* [online]. IEEE, 2017, 2017, s. 462-471 [cit. 2022-05-15]. ISBN 978-1-5090-4495-5. Dostupné z: doi:10.1109/ICUAS.2017.7991419
- [59] Wingcopter 198. *Wingcopter* [online]. [cit. 2022-01-12]. Dostupné z: <https://wingcopter.com/wingcopter-198>
- [60] 16x5.5MR. *APC propellers* [online]. [cit. 2022-04-30]. Dostupné z: <https://www.apcprop.com/product/16x5-5mr/?fbclid=IwAR2s3hYOjS5iVwN2rLYpR-5Aka7pgASj5V2Ba45iGTNfPd-xfI5J1ajDYnw>
- [61] 18x12E. *APC propellers* [online]. [cit. 2022-04-30]. Dostupné z: https://www.apcprop.com/product/18x12e/?fbclid=IwAR0Xf-iv1b2HseADfyiix_57JzZfwwRQwE0pi_qnjpxse9pc9ntflYR-Hc

16 ZOZNAM OBRÁZKOV

Obr. 1-1 Platiace zaťaženie	9
Obr. 1-2 Pozemné terče [7]	10
Obr. 1-3 Vývojový diagram hodnotenia [7]	11
Obr. 2-1 Rozdelenie konfigurácií lietadla podľa počtu trupov [49]	14
Obr. 2-2 Konfigurácia jednoplošník [24]	15
Obr. 2-3 Konfigurácia dvojplošník [24]	15
Obr. 2-4 Konfigurácia dolnoplošník [24]	15
Obr. 2-5 konfigurácia stredoplošník [24]	15
Obr. 2-6 Konfigurácia hornoplošník [24]	16
Obr. 2-7 Konfigurácia parasol [24]	16
Obr. 2-8 Výšková poloha krídla a aerodynamické charakteristiky [12]	16
Obr. 2-9 Obdĺžnikový tvar krídla [48]	17
Obr. 2-10 Eliptický tvar krídla [48]	17
Obr. 2-11 Lichobežníkový tvar krídla [48]	17
Obr. 2-12 Konvenčné usporiadanie chvostových plôch [42]	18
Obr. 2-13 Usporiadanie chvostových plôch do kríža [42]	18
Obr. 2-14 Usporiadanie chvostových plôch do T [42]	18
Obr. 2-15 Usporiadanie chvostových plôch do H na jednotrupovej konštrukcii [42]	19
Obr. 2-16 Usporiadanie do H na dvojttrupovej konštrukcii [42]	19
Obr. 2-17 Usporiadanie chvostových plôch do V na jednotrupovej konštrukcii [42]	19
Obr. 2-18 Usporiadanie chvostových plôch do V na dvojttrupovej konštrukcii [42]	19
Obr. 2-19 Fázy letu koncepcie tail-sitter [58]	20
Obr. 2-20 Sklápatel'ná pohonná jednotka [53]	20
Obr. 2-21 Multikoptéry [11]	21
Obr. 2-22 Ťažná konfigurácia pohonu [24]	21
Obr. 2-23 Tlačná konfigurácia pohonu [24]	22
Obr. 2-24 Usporiadanie podvozku s ostrohovým kolesom [24]	22
Obr. 2-25 Usporiadanie podvozku s čelným kolesom [24]	22
Obr. 2-26 Usporiadanie tandemového podvozku [24]	23
Obr. 2-27 Časti multikoptéry [17]	23
Obr. 2-28 Usporiadanie letúnu podľa počtu nosných plôch	24
Obr. 2-29 Umiestnenie doprednej vrtule	24
Obr. 2-30 Počet dopredných vrtúľ	25
Obr. 2-31 Usporiadanie VTOL pohonu	25
Obr. 2-32 Výškové umiestnenie krídla	26
Obr. 2-33 Pôdorys krídla	26
Obr. 2-34 Prvotný nákras návrhu vychádzajúci z rešerše	27
Obr. 3-1 Fázy tvorby koncepčného návrhu	28
Obr. 3-2 Muška modelu	31
Obr. 4-1 Porovnanie vzdialenosti vrtúľ pre vertikálny vzlet a pristátie vzhľadom k polohe predpokladaného ťažiska	32
Obr. 4-2 Schémy delenia krídla [12]	33
Obr. 4-3 Kĺzavosť profilov	34
Obr. 4-4 Vztlakové čiary profilov	35
Obr. 4-5 Poláry krídel	35
Obr. 4-6 Vztlakové čiary krídel	36
Obr. 4-7 Kĺzavosti krídel v závislosti na uhle nábehu	36

Obr. 4-8 E 66 s najvyššou výškou 10,1% v 28,7% hĺbky profilu [14]	37
Obr. 4-9 SD 7043 s najvyššou výškou 9,1% v 26,6% hĺbky profilu [43].....	37
Obr. 4-10 Rozloženie vztlaku na krídle vykreslené pomocou programu Glauert III.....	38
Obr. 4-11 Výkres krídla	39
Obr. 5-1 Metóda odčítania hodnôt z dokumentácie [53]	41
Obr. 5-2 Pomer mohutnosti VOP ku štihlosti chvostových plôch	42
Obr. 5-3 Pomer mohutnosti SOP k pomeru ramena $lv_{OP0,25}$ a c_{SAT}	42
Obr. 5-4 Poláry chvostových profilov	43
Obr. 5-5 Profil NACA 0010 [31]	43
Obr. 5-6 Geometria chvostových plôch	44
Obr. 6-1 Porovnanie stredovej gondoly s profilom NACA 0012	46
Obr. 7-1 MN4116 [30]	47
Obr. 8-1 AXI 4130/20 GOLD LINE V2 [3]	48
Obr. 9-1 3D model podvozku vytvorený pomocou programu CATIA V5R20	49
Obr. 9-2 Návrh podložiek pre pristávanie vytvorený v programe CATIA V5R20.....	49
Obr. 10-1 Zistenie plochy gondoly a centroplánu pomocou programu CATIA V5R20.....	50
Obr. 10-2 Snímkovacie zariadenie [26]	52
Obr. 10-3 Vzdialenosti komponent od nábežnej hrany krídla	54
Obr. 10-4 Pozície komponentov letúnu.....	54
Obr. 11-1 Geometria chvostu vytvorená pre účely analýzy v programe XFLR	56
Obr. 11-2 Faktor vplyvu trupu na polohu aerodynamického stredú letúnu [9].....	58
Obr. 12-1 Obálka zaťaženia	66
Obr. 13-1 3D model letúnu	68

17 ZOZNAM TABULIEK

Tab. 3-1 Stanovené parametre letúnu [37]	29
Tab. 3-2 Zvolené vstupné parametre	29
Tab. 4-1 Základné parametre krídla	33
Tab. 4-2 Parametre profilov	34
Tab. 4-3 Parametre krídel.....	37
Tab. 5-1 Známe parametre krídla potrebné pre návrh chvostových plôch.....	40
Tab. 5-2 Zvolené parametre chvostových plôch	41
Tab. 10-1 Skladba sendvičovej štruktúry	50
Tab. 10-2 Hmotností komponentov získané z webstránok predajcov	53
Tab. 10-3 Centráž.....	55
Tab. 11-1 Hodnoty vstupujúce do výpočtov	57
Tab. 11-2 Vypočítané hodnoty	60
Tab. 12-1 Parametre potrebné na výpočet letovej obálky	61
Tab. 12-2 Násobky zaťaženia.....	61
Tab. 12-3 Charakteristiky letovej obálky	65
Tab. 13-1 Parametre modelu	67

18 ZOZNAM POUŽITÝCH OZNAČENÍ

Označenie Jednotka Popis

a_K	[rad ⁻¹]	sklon vztlakovej čiary krídla
a_{OP}	[rad ⁻¹]	sklon vztlakovej čiary chvostových plôch
a_{VOP}	[rad ⁻¹]	sklon vztlakovej čiary vodorovných chvostových plôch
b	[m]	rozpätie krídla
b_{TR}	[m]	maximálna šírka trupu
c	[mm]	hĺbka profilu
c_0	[mm]	hĺbka koreňového profilu krídla
C_D, C_L	[-]	súčiniteľ odporu, súčiniteľ vztlaku
C_{D0}	[-]	súčiniteľ vztlaku lietadla pri nulovom uhle nábehu lietadla ($\alpha=0$)
C_{Dmin}	[-]	minimálny súčiniteľ odporu
c_k	[mm]	hĺbka koncového profilu krídla
C_{LK}	[-]	koeficient vztlaku krídla
C_{Lmax}	[-]	maximálny súčiniteľ vztlaku
C_{Lmin}	[-]	minimálny súčiniteľ vztlaku
$C_{L\alpha}$	[-]	sklon vztlakovej čiary
c_{SAT}	[mm]	dĺžka strednej aerodynamickej tetivy
c_{SGT}	[mm]	dĺžka geometrickej tetivy
e	[-]	Oswaldovo číslo
E	[Ah]	spotreba energie
g	[ms ⁻²]	tiažové zrýchlenie
G	[N]	tiaž letúnu
h_{VOP}	[m]	Vzdialenosť aerodynamického stredu vodorovných chvostových plôch nad čiarou nulového vztlaku koreňového profilu krídla prechádzajúcu jeho aerodynamickým stredom
k	[-]	zmierňujúci súčiniteľ poryvu
k_{VOP}	[-]	koeficient zníženia kinetického tlaku v mieste vodorovných chvostových plôch
l_{ATR}	[m]	vzdialenosť bodu 0,25 c_0 od nosu trupu
$l_{SOP0,25}$	[m]	dĺžka ramena zvislých chvostových plôch ku štvrtinovému bodu hĺbky strednej aerodynamickej tetivy krídla
l_{TR}	[m]	dĺžka trupovej gondoly
$l_{VOP0,25}$	[m]	dĺžka ramena vodorovných chvostových plôch ku štvrtinovému bodu hĺbky strednej aerodynamickej tetivy krídla
m	[g]	hmotnosť
n	[-]	prevozný násobok pri poryve
P_p	[W]	potrebný výkon

Re	[-]	Reynoldsovo číslo
S	[m ²]	plocha krídla
S_{SOP}	[m ²]	plocha zvislých chvostových plôch
S_{VOP}	[m ²]	plocha vodorovných chvostových plôch
U	[ms ⁻¹]	rýchlosť poryvu
v	[ms ⁻¹]	cestovná rýchlosť
V_A	[ms ⁻¹]	obratová rýchlosť
V_{A2}	[ms ⁻¹]	obratová rýchlosť na chrbte
V_B	[ms ⁻¹]	návrhová rýchlosť poryvu
V_D	[ms ⁻¹]	rýchlosť strmhlavého letu
V_H	[ms ⁻¹]	rýchlosť v horizontálnom lete
V_S	[ms ⁻¹]	pádová rýchlosť
V_{S2}	[ms ⁻¹]	pádová rýchlosť na chrbte
V_{SOP}	[-]	mohutnosť zvislých chvostových plôch
V_{VOP}	[-]	mohutnosť vodorovných chvostových plôch
x_A	[-]	poloha aerodynamického streda letúnu
x_{AK}	[-]	poloha aerodynamického streda konfigurácie krídlo-trup
x_{SAT}	[mm]	poloha nábežného bodu strednej aerodynamickej tetivy
x_T	[mm]	poloha ťažiska
y_{SAT}	[mm]	poloha strednej aerodynamickej tetivy po rozpätí
α	[°]	uhol nábehu
λ	[-]	štiehlosť
μ	[-]	hmotnostný pomer
ρ	[kgm ⁻³]	hustota vzduchu
σ_A	[-]	statická zásoba
χ	[°]	uhol šípu

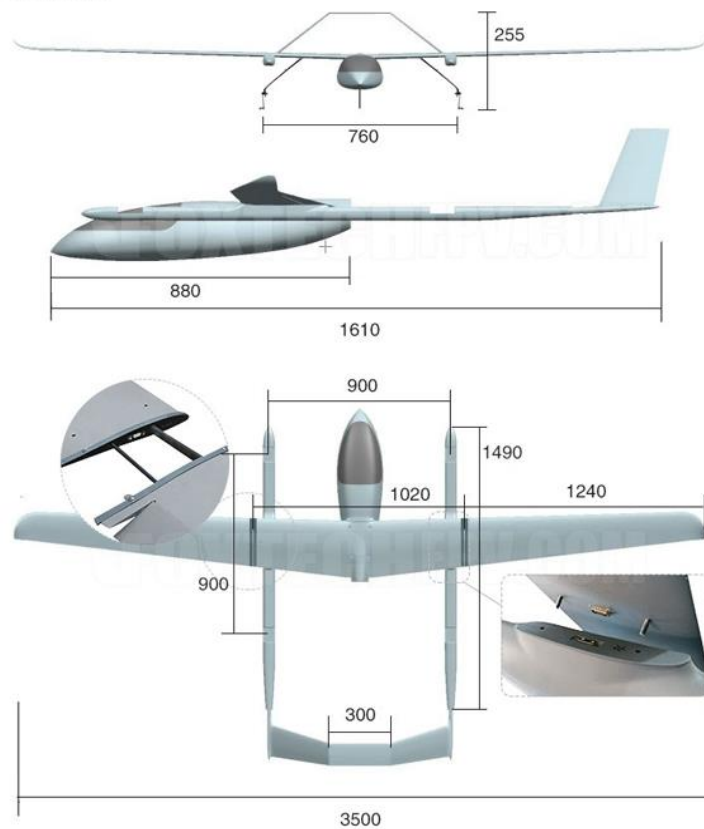
Skratky:

AS	Aerodynamický stred
NFC	New Flying Competition, súťaž organizovaná na Univerzite aplikovaných vied v Hamburgu, Nemecko
SAT	Stredná aerodynamická tetiva
SOP	Zvislé chvostové plochy
UAV	Bezpilotné lietadlo (z anglického unmanned aerial vehicle)
VOP	Vodorovné chvostové plochy
VTOL	Letún s vertikálnym vzletom a pristátím

19 ZOZNAM PRÍLOH

Príloha A Eagle Hero [25].....	82
Príloha B OSA [35].....	82
Príloha C Tabuľka koncepčných parametrov pre štatistický rozbor.....	85
Príloha D Tabuľka štatistických parametrov chvostových plôch modelov.....	86

Unit: mm



Priloha A Eagle Hero [25]

		SPECIFIKACIJE	
<p>masa 11.5 kg - prazna letelica 13.5 kg - letelica sa teretom</p>		<p>propulzija 4 x 1.2 kW - vertikalni motori 1 x 3.5 kW - horizontalni motor</p>	
<p>koristan teret 1 100 mm x 250 mm x 150 mm 2 kg</p>		<p>baterija 2 x 4800 mAh - glavna 2 x 2000 mAh - autopilot</p>	
<p>dimenzije 3 960 mm - razmah krila 2 800 mm - dužina 860 mm - visina</p>		<p>potrošnja 250 Wh</p>	
<p>struktura 93% - carbon fibre 5% - aluminijum</p>		<p>video prenos FPV HD kamera 4K glavna kamera</p>	
<p>istrajnost leta 30 - 60 min</p>		<p>telemetrija 2 km - radio 40 km - 4G mreža</p>	
<p>dolet 40 - 100 km</p>		<p>letni režimi manuelni - stanica 2.4 GHz autonomni - autopilot</p>	
<p>brzina 70 km/h - krstarenje 38 km/h - minimalna 140 km/h - maksimalna</p>		<p>planiranje misije autonomno završavanje zadate misije</p>	

Aktivirajte V
Idite u dijalog „

Priloha B OSA [35]

	Název	výrobca	$m_{payload}$ [kg]	m_{low} [kg]	v_c [m/s]	Dolet [km]	Vrtuľa	Počet VTOL motorov	Počet dopredných motorov	Umiestnenie krídla	Tvar krídla	Tvar OP
1	P330 Pro [41]	CHCNAV	2	14	21	600	Tlačná	4	1	Stredoplošník	Lichobežník	V
2	Manta Ray [28]	Phoenix Wings	7	35	17	40	Tlačná	4	1	Stredoplošník	Lichobežník	T
3	Trinity F90 [53]	Quantum systems	0,7	5	17	70	Sklápatel'ná	3	3	Hornoplošník	Elipsa	Konvenčné
4	E400 [15]	Event 38	1,5	10	16	76	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	H
5	Lynx Vtol Drone [27]	SRPAero	0,5	4,5	17		Ťažná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	Konvenčné
6	Sentaero [44]	Censystech	0,7	8,86	20,1	88,5	Sklápatel'ná	4	2	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	V
7	Wing Copter [59]	Wingcopter	5	25	40		Sklápatel'ná	8	2	Hornoplošník	Obdĺžnik	V
8	EOS C [13]	Threod	1,1	14,2	18	120	Ťažná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	V
9	AD-VW1 [56]	Action Drone	2	12	25	200	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	V
10	Volanti [57]	CarbonX	2	16	24	40	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	H
11	Cobalt 55 [6]	Static1	2,3	25	25	1000	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	H
12	Sierra VTOL [47]	Elevon X	3	12,5	18	320	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	V

13	Stalker [52]	LockHeed Martin	2,5	21,8	20		Ťažná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	Konvenčné
14	DeltaQuad Pro Map [10]	Deltaquad	1,2	6,2	16	100	Tlačná	4	1	Samokridlo	-	-
15	Phoenix wings Pwone [40]	Phoenix Wings	0,5	3,4	16,5	20	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Elipsa	Konvenčné
16	PD-2 [36]	UKRSPEC	11	55	27,8	1100	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a lichobežník	V
17	Night fury [33]	Evolonic		9,25	19		Tlačná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a elipsa	V
18	OSA [35]	Beoavia	2	13,5	19,5	100	Ťažná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	T
19	Silencio [38]	Horyzn	2	12	19,5	51	Ťažná	4	2	Hornoplošník	Lichobežník	Konvenčné
20	L2 [2]	ALTI	0,8			15	Ťažná	4	1	Hornoplošník	Obdĺžnik a elipsa	H
21	M3 [2]	ALTI	2			50	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	H
22	Transition [2]	ALTI	1			50	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník a lichobežník	H
23	E35 [2]	ALTI	3			50	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	H
24	M4 [2]	ALTI	3			100	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	H
25	Reach [2]	ALTI	5			150	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník a lichobežník	H
26	M6 [2]	ALTI	5			150	Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	H
27	Eagle Hero [25]	FOXTECH					Tlačná	4	1	Hornoplošník	Lichobežník	V

28	Great Shark 330 [19]	FOXTECH	4	23	22		Tlačná	4	1	Honroplošník	Lichobežník	V
28	Baby Shark [18]	FOXTECH	2,4	13	22		Tlačná	4	1	Hornoplošník	Elipsa	V

Príloha C Tabuľka koncepčných parametrov pre štatistický rozbor

p.č.	model	mohutnosť VOP	mohutnosť SOP	štíhlosť VOP	štíhlosť SOP	pomer $I_{VOP}/CSAT$
1	P 330 PRO [41]	0,538	-	4,865	-	2,840333776
2	OSA [35]	0,252	0,02051031	4,97	1,401081081	3,330300273
3	PW ONE [40]	0,301	0,01681226	3,044	1,54509178	1,771164021
4	Trinity [53]	0,398	0,02967491	5,525	1,555882353	3,819284676
5	Lynx [27]	0,509	-	3,945	-	3,562772219
6	Santaero VLOS [44]	0,655	-	2,756	-	2,68866918
7	AD-VW1 [56]	0,745	-	5	-	3,25495404
8	L2 [2]	0,487	-	3,234	-	2,869982251
9	M3 [2]	0,612	-	4,38	-	3,657274026
10	Transition [2]	0,488	-	5	-	4,076878276
11	E35 [2]	0,630	-	4,415	-	3,538813819
12	M4 [2]	0,468	-	4,143	-	3,808314821
13	Reach [2]	0,471	-	5,484	-	4,177691129
14	M6 [2]	0,663	-	4,681	-	3,922468652
15	Wingcopter 198 [2]	0,780	-	2,318	-	2,231557377
16	Eagle hero [25]	0,406	0,039553	6,912	1,838247338	2,583142931

Príloha D Tabuľka štatistických parametrov chvostových plôch modelov