



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

CONCEPTUAL DESIGN OF COMPETITION MODEL AIRPLANE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Jakub Pospíšil

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Tomáš Hájek

BRNO 2021

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Jakub Pospíšil
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	Ing. Tomáš Hájek
Akademický rok:	2020/21

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

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Proveďte koncepční návrh letounu pro soutěžní sezonu 2021. Návrh podpořte základními výpočty.

Cíle bakalářské práce:

1. Analyzujte pravidla soutěže.
2. Zformulujte závěry vyplývající z pravidel soutěže.
3. Proveďte koncepční návrh soutěžního letounu.

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 2020/21

V Brně, dne

L. S.

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

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

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá koncepčním návrhem soutěžního modelu letounu na mezinárodní studentskou soutěž. Úvod práce pojednává o pravidlech soutěže a jejich následné analýze. Rešeršní část se zabývá možným konceptem letounu z pohledu různých konfigurací jednotlivých částí modelu. V praktické části jsou zpracovány charakteristiky jednotlivých částí letounu a je proveden hmotnostní rozbor.

Klíčová slova

koncepční návrh, studentská soutěž, analýza, hmotnostní rozbor, parametry

ABSTRACT

This bachelor thesis deals with the conceptual design of a competition model of an aircraft for an international student competition. The introduction deals with the rules of the competition and their subsequent analysis. The research part deals with a possible concept of the aircraft from the point of view of various configurations of individual parts of the model. In the practical part, the characteristics of individual parts of the aircraft are processed and a mass analysis is performed.

conceptual design, student competition, analysis, mass analysis, parameters

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

POSPÍŠIL, Jakub. *Koncepční návrh soutěžního modelu*. Brno, 2021. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132136>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Hájek.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma „Koncepční návrh soutěžního modelu“ vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu, který tvoří přílohu této práce.

V Brně dne 21.05.2021

Jakub Pospíšil

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji Ing. Tomáši Hájkovi za vstřícný přístup, cenné připomínky a rady, které mi poskytl při vypracovávání této bakalářské práce. Dále bych rád poděkoval všem členům týmu Chicken Wings. Nakonec bych rád poděkoval mé rodině a přátelům, kteří mě plně podporovali po celou dobu studia.

OBSAH

Úvod	13
1 Air Cargo Challenge 2021	14
1.1 Letová mise	14
1.2 Obecná pravidla	14
1.2.1 Transportní box	14
1.2.2 Rozměrová omezení	15
1.2.3 Pohon	15
1.2.4 Automatické měření letových dat	16
1.3 Bodové hodnocení	16
1.3.1 Body za letovou misi	17
1.3.2 Bonusové body	18
1.3.3 Celkové hodnocení letové mise	18
1.4 Bodové penalizace	19
1.5 Výstupy z pravidel	19
1.5.1 Pohonná jednotka a vrtule	19
1.5.2 Parametry letounu	20
2 Koncept letounu	22
2.1 Křídlo	22
2.1.1 Uspořádání křídla	22
2.1.2 Půdorysný tvar křídla	23
2.2 Ocasní plochy	25
2.3 Podvozek	26
2.4 Bezocasé letadlo	28
2.5 Shrnutí	28
3 Křídlo	29
3.1 Rozměrové omezení křídla	29
3.2 Základní parametry pro zvolenou geometrii křídla	31
3.3 Volba profilu křídla	31
3.4 Vztlková mechanizace	35
3.4.1 Křídélko	35
3.4.2 Klapka	35
4 Trup	37
4.1 Přední část trupu	37
4.2 Střední část trupu	37
4.2.1 Platící zatížení	37
4.2.2 Tvar střední části trupu	38
4.3 Zadní část trupu	39
5 Ocasní plochy	40
6 Podvozek	43
7 Hmotnostní rozbor	45
7.1 Hmotnost jednotlivých částí	45

7.1.1	Křídlo.....	45
7.1.2	Trup a gondola.....	45
7.1.3	Podvozek.....	46
7.1.4	Zadní část trupu	46
7.1.5	Ocasní plochy	46
7.1.6	Platicí zatížení.....	46
7.1.7	Hmotnost elektroniky	46
7.2	Centráž.....	46
8	Obálka zatížení.....	49
8.1	Obálka obratová	49
8.2	Obálka poryvů	50
8.3	Klapková obálka.....	51
9	Shrnutí celkového koncepčního návrhu	53
	Závěr	56
	Seznam použitých zdrojů	57
	Seznam použitých symbolů a zkratek	59
	Seznam obrázků	61
	Seznam tabulek	63

Úvod

Obsahem této bakalářské práce je vytvoření koncepčního návrhu soutěžního modelu letadla studentského týmu Chicken Wings. Soutěžní model letadla se bude účastnit mezinárodní konstruktérské soutěže Air Cargo Challenge 2021, v nichž bychom rádi potvrdili, a ještě vylepšili naše dobrá umístění z let minulých.

V první části práce jsou shrnuta pravidla soutěže, požadavky a omezení, která slouží jako základní výchozí body při návrhu soutěžního modelu.

Rešeršní část práce se zabývá rozбором možných koncepcí uspořádání jednotlivých částí modelu se zohledněním jejich výhod i nevýhod, ale i vhodnosti jejich využití pro účely soutěže. Na základě těchto poznatků je vytvořen koncepční návrh letounu, který je následně dále podrobněji rozpracován.

V navazující části práce je rozpracován návrh jednotlivých částí letounu podrobněji, k čemuž byla využita také práce ostatních členů týmu Chicken Wings. Pro tvorbu celého modelu byl využit program CATIA, který je standardně využíván v praxi.

Následuje hmotnostní rozbor, který určuje rozložení jednotlivých dílů v prostoru. Vytvořený návrh modelu si v rámci soutěže klade za cíl přepravit co nejvíce platícího zatížení, proto byl při tvorbě návrhu kladen důraz na co možno nejnížší hmotnost prázdného modelu. V rámci práce je také vypočtena letová obálka dle předpisu CS-VLA, která dále poslouží ostatním členům týmu při návrhu vnitřní struktury modelu.

V závěru práce je shrnuto celkové navržení modelu se základními konstrukčními parametry.

1 Air Cargo Challenge 2021

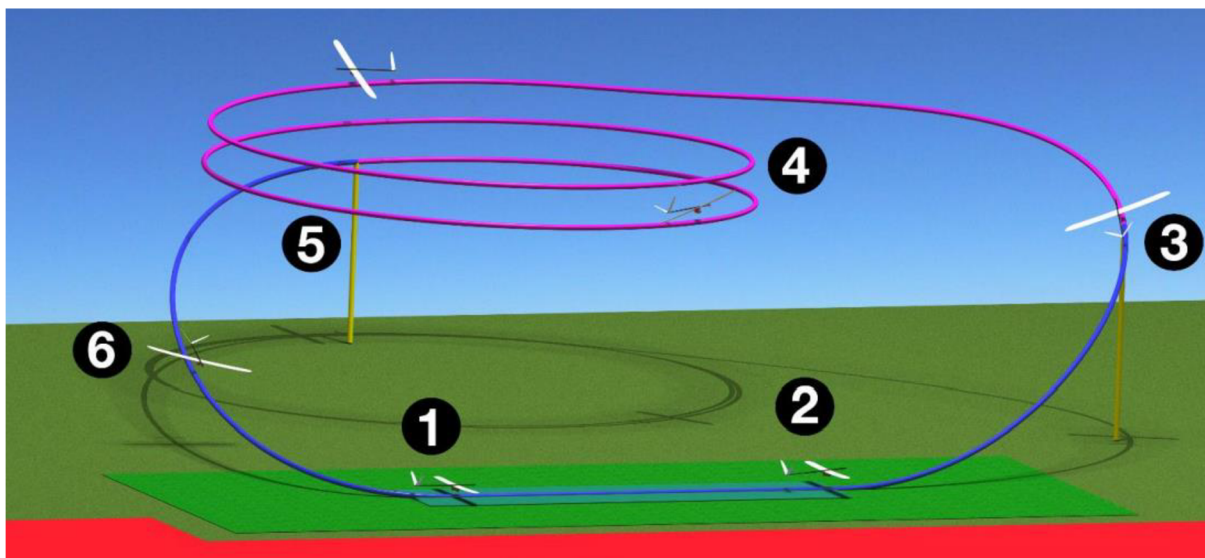
Soutěž Air Cargo Challenge (dále též jen „ACC“) je pořádaná pravidelně každý lichý rok už od roku 2003. Cílem soutěže je vzbudit zájem studentů o letectví a zároveň jim dopřát možnost pracovat na projektu od koncepčního návrhu až po stavbu a soutěžní let letounu. Během 10 měsíců musí studenti dle stanovených pravidel navrhnout soutěžní letoun, včetně základních výpočtů, volby technologie až po postupy výroby. Výstupem tohoto snažení je technická zpráva a letoun, který prověří svoje schopnosti proti týmům z celého světa. Air Cargo Challenge 2019 se zúčastnilo 28 týmů. Vítězi připadá právo pořádat další ročník soutěže [1].

1.1 Letová mise

Úkolem modelu je přepravit, co možná největší množství zdravotnického materiálu ve formě balíčků s krví. Mise má simulovat rychlou přepravu materiálu na odlehlé místo.

Průběh letové mise:

1. Vzlet na 60 m případně 40 m vzletové dráhy
2. 60 sekund na dosažení optimální letové výšky
3. Začátek měření dosažené vzdálenosti letu
4. Let ve vymezeném vzdušném prostoru
5. Konec měření dosažené vzdálenosti
6. Bezpečné přistání



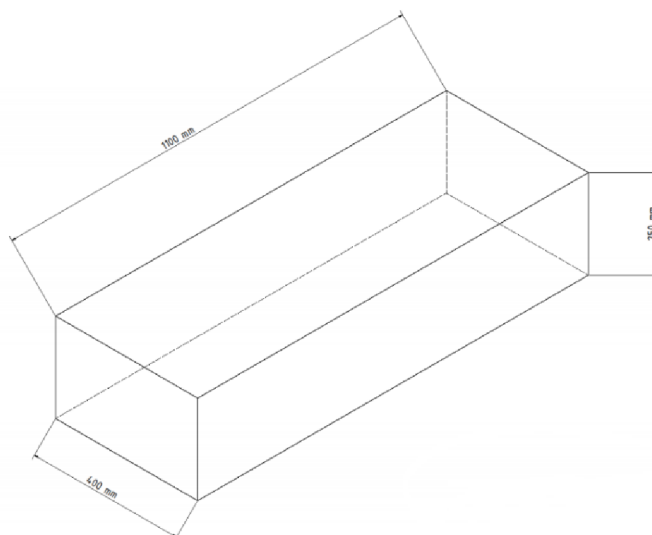
Obrázek 1-1 Schéma letové mise [1].

1.2 Obecná pravidla

- Letadlo nesmí využívat rotující nosné prvky mimo vrtuli pohonné jednotky a nesmí být lehčí než vzduch.
- Žádná forma pomoci při startu není povolena.
- Energie pohonu musí být dodávána z baterie umístěné v modelu.
- Jediná povolená forma pohonu je předepsaný motor.

1.2.1 Transportní box

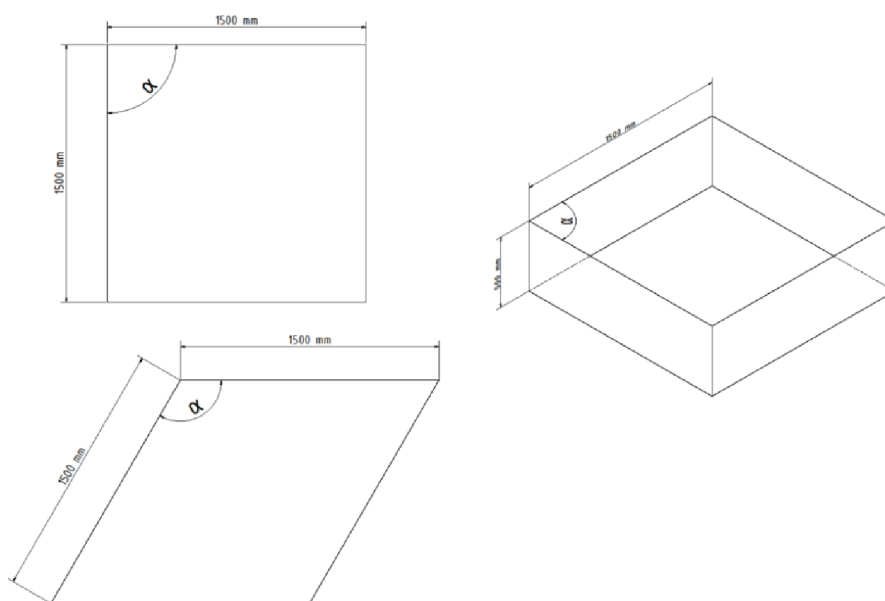
- Všechny části rozloženého letadla se musí vejít do transportního boxu o rozměrech 1100×400×250 mm.



Obrázek 1-2 Transportní box [1].

1.2.2 Rozměrová omezení

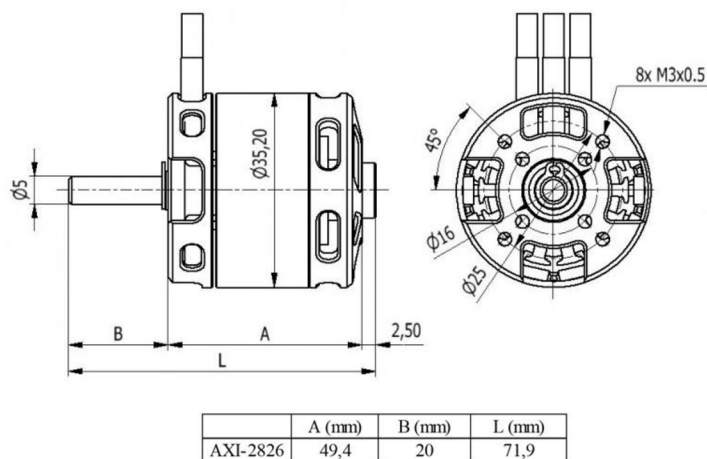
- Sestavené letadlo připravené k letu musí být možné umístit do boxu s půdorysem ve tvaru kosočtverce se stranou délky 1500 mm.
- Úhly mezi stranami nejsou pevně dané.
- Maximální výška je 500 mm.



Obrázek 1-3 Rozměrová omezení - startovací box [1].

1.2.3 Pohon

- Povolená vrtule: Aeronaut CAMcarbon Light 10x6 nebo APC-E 10x6E
- Povolená pohonná jednotka: AXI 2826/10 V2
- Povolené jsou lithiové baterie (např. LiPo, LiIon nebo LiFePo)



Obrázek 1-4 AXI 2826/10 V2 [2].

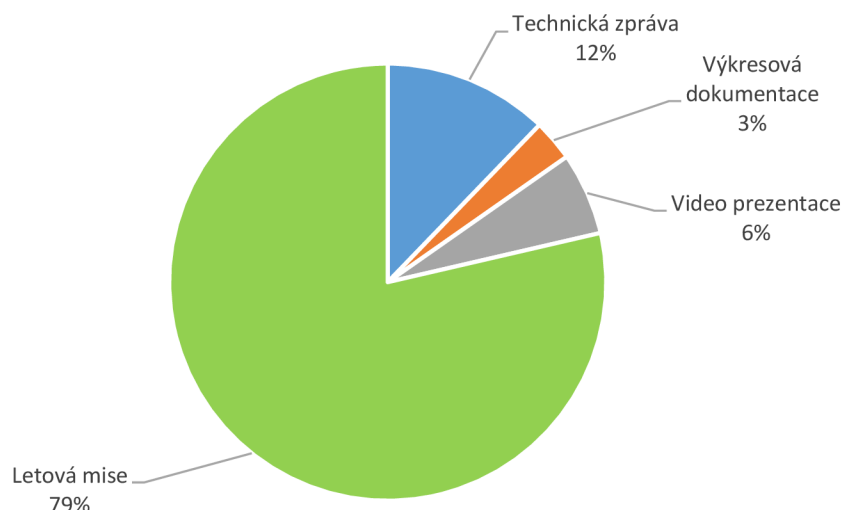
1.2.4 Automatické měření letových dat

Pro měření letových výkonů dodá pořadatel měřící zařízení využívající Unilog GPS Logger 3. Zařízení musí být připevněno tak, aby GPS přijímač mířil směrem k obloze. K upevnění musí sloužit dva M3 šrouby. Zařízení bude dodáno až před samotným soutěžním letem a po letu musí být zase vráceno pořadatelům.

1.3 Bodové hodnocení

Hodnocení projektu je rozděleno na čtyři základní části:

- Technická zpráva: max. 200 bodů
- Výkresová dokumentace: max. 50 bodů
- Video prezentace: max. 100 bodů
- Letová mise: max. 1287 bodů



Obrázek 1-5 Procentuální podíl hodnocení projektu.

Výsledné hodnocení týmů je složeno bodovým ziskem ze čtyř výše uvedených částí, z nichž nejvyšší význam má hodnocení letové mise. Vzhledem k zaměření této práce, bude dále pracováno pouze s hodnocením letové mise, pro kterou je zvolený koncept letounu klíčový. Ostatní části bodového hodnocení v práci dále zpracovány nejsou, neboť pro vytvoření konceptu letounu nehrají roli.

1.3.1 Body za letovou misi

Při hodnocení se vychází z množství přepraveného nákladu, uražené vzdálenosti a letové výšky dosažené 60 sekund po startu. Za každou část může nejlepší tým dostat maximálně 1000 bodů, a další týmy částečně méně podle níže uvedených výpočtů. Bonusové body lze získat za rychlé nakládání a vykládání nákladu.

Hodnocení přepraveného nákladu

Získané body vyplývají ze vzorce:

$$S_{\text{Náklad}} = 1000 \cdot \frac{\text{přepravený náklad}}{\text{maximální přepravený náklad nejlepšího týmu}} \quad [1] \quad (1.1)$$

Hodnocení uražené vzdálenosti

Body se rozdělují stejným způsobem jako u přepraveného nákladu.

$$S_{\text{Vzdálenost}} = 1000 \cdot \frac{\text{uražená vzdálenost během letu}}{\text{největší uražená vzdálenost nejlepšího týmu}} \quad [1] \quad (1.2)$$

Hodnocení letové výšky

Bodování letové výšky je upraveno tak, aby nedocházelo k překročení letové oblasti (výška min. 10 m, max. 120 m). Dle vzorce je vypočítáno předběžné bodování, které je následně přepočítáno stejným vzorcem jako předchozí hodnocení.

$$PS_{\text{Výška}} = a \cdot h_{60s}^4 + b \cdot h_{60s}^3 + c \cdot h_{60s}^2 + d \cdot h_{60s} + e \quad [1] \quad (1.3)$$

Kde: h_{60s} = letová výška 60 sekund po startu

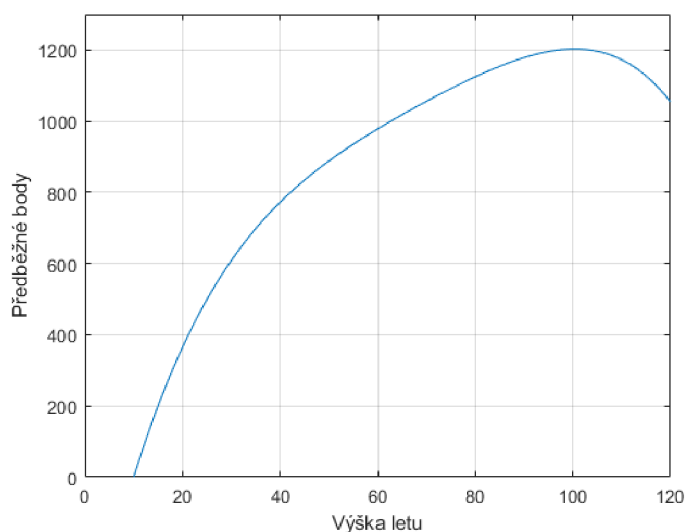
$$a = -3,92 \cdot 10^{-5} \quad [\text{body/m}^4]$$

$$b = 1,08 \cdot 10^{-2} \quad [\text{body/m}^3]$$

$$c = -1,156 \quad [\text{body/m}^2]$$

$$d = 64,2 \quad [\text{body/m}]$$

$$e = -537 \quad [\text{body}]$$



Obrázek 1-6 Předběžné body v závislosti na výšce letu [1].

Výsledné hodnocení letové výšky:

$$S_{Výška} = 1000 \cdot \frac{\text{předběžné body}}{\text{předběžné body nejlepšího týmu}} \quad [1] (1.4)$$

1.3.2 Bonusové body

Bonusové body lze získat za rychle nakládání a vykládání nákladu. Při překročení časového limitu 120 sekund však tým už na žádné bonusové body nedosáhne.

$$B_{Nakládání/vykládání} = \begin{cases} 60 \cdot \left(1 - \frac{t}{120s}\right) & \text{pro } t < 120 \text{ s} \\ 0 \text{ bodů} & \text{pro } t \geq 120 \text{ s} \end{cases} \quad [1] (1.5)$$

V technické zprávě musí být obsažena i předpokládaná hmotnost nákladu. Po letové části se porovná přepravený náklad s předpokládaným nákladem a udělí se body.

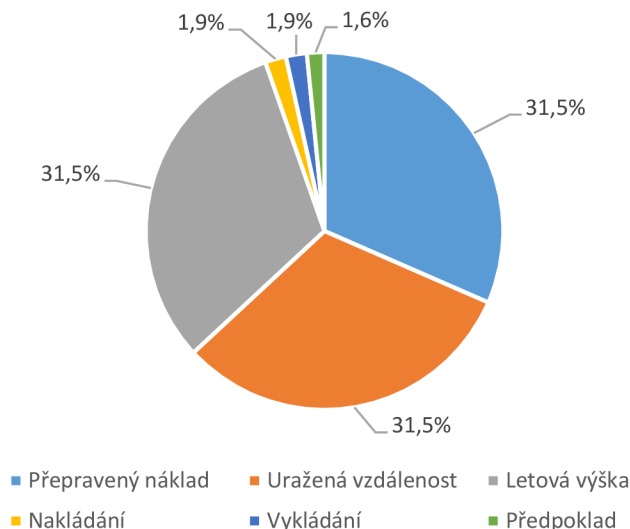
$$B_{Předpoklad} = 50 \cdot \left(1 - \left| \frac{\text{hmotnost přepraveného nákladu}}{\text{hmotnost předpokládaného nákladu}} - 1 \right| \right) \quad [1] (1.6)$$

Letoun musí být schopen úspěšně vzlétnout na 60 m dlouhé vzletové dráze. Týmy mají možnost pokusit se o vzlet na 40 m. Tato skutečnost musí být nahlášena před samotným pokusem. V případě úspěšného startu tým získá navíc prémii 10 % k celkovému počtu bodů získanému za letovou misi.

$$B_{Vzlet} = \begin{cases} 0 & \text{při překročení vzletové dráhy} \\ 1 & \text{pro vzlet na 60 m} \\ 1,1 & \text{pro vzlet na 40 m} \end{cases} \quad [1] (1.7)$$

1.3.3 Celkové hodnocení letové mise

Po ukončení každého letového kola jsou následně vypočítány body jednotlivých týmů. V případě ztráty některé části letounu během letu nebo porušení letové oblasti je let hodnocen 0 body. Maximální počet bodů za jedno kolo nemůže překročit 1287 bodů.



Obrázek 1-7 Procentuální hodnocení letové mise.

$$S_{Let} = \left(\frac{S_{Náklad} + S_{Vzdálenost} + S_{Výška}}{3} + (B_{Nákladání} + B_{Vykládání} + B_{Předpoklad}) \right) \cdot B_{Vzlet} \quad [1] (1.8)$$

Z bodů za jednotlivá kola se následně pomocí aritmetického průměru vypočítá celkové hodnocení letové mise. V případě, že se budou konat více než 3 soutěžní kola, bude let s nejnižším bodovým ziskem každého týmu vynechán z výpočtu výsledného hodnocení. [1]

1.4 Bodové penalizace

Prohřešky, za které dochází k bodové penalizaci jsou:

- Pozdní odevzdání předběžné a technické zprávy
- Zpoždění během soutěže
- Výměna dílů na letounu bez upozornění pořadatelů
- Změna částí letounu oproti technické zprávě

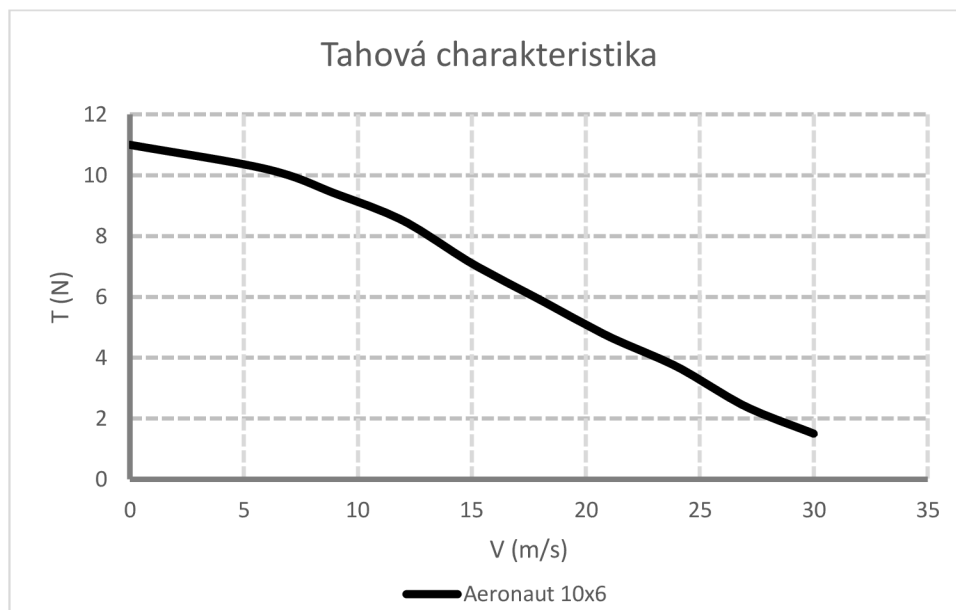
Prohřešky, které mohou vést k diskvalifikaci jsou:

- Ignorování pravidel
- Přelet nad diváky
- Let mimo letovou oblast
- Ignorování rozhodčích a porotců

1.5 Výstupy z pravidel

1.5.1 Pohonná jednotka a vrtule

Vzhledem k možnosti použít pouze konkrétní motor od firmy AXI a jednu ze dvou povolených vrtulí, bylo provedeno měření tahu obou vrtulí a rozhodnuto o použití vrtule Aeronaut CAMcarbon 10x6. Vrtule měla při rychlostech vyšších než 20 m/s lepší tahovou charakteristiku než druhá testovaná vrtule APC 10x6E. Měření proběhlo s regulátorem JETI MEZON 55PRO, motorem AXI 2826/10 a olověným akumulátorem 12 V 400 Ah. Tahová charakteristika vybrané vrtule je zobrazena níže.



Obrázek 1-8 Tahová charakteristika.

1.5.2 Parametry letounu

Z hodnocení letové výšky vyplývá, že pro maximální bodový zisk je potřeba vystoupat do výšky 100 m během 60 sekund po startu. Z toho je možné určit požadovanou rychlost stoupání letounu.

$$w = \frac{s}{t} = \frac{100}{60} = 1,667 \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (1.9)$$

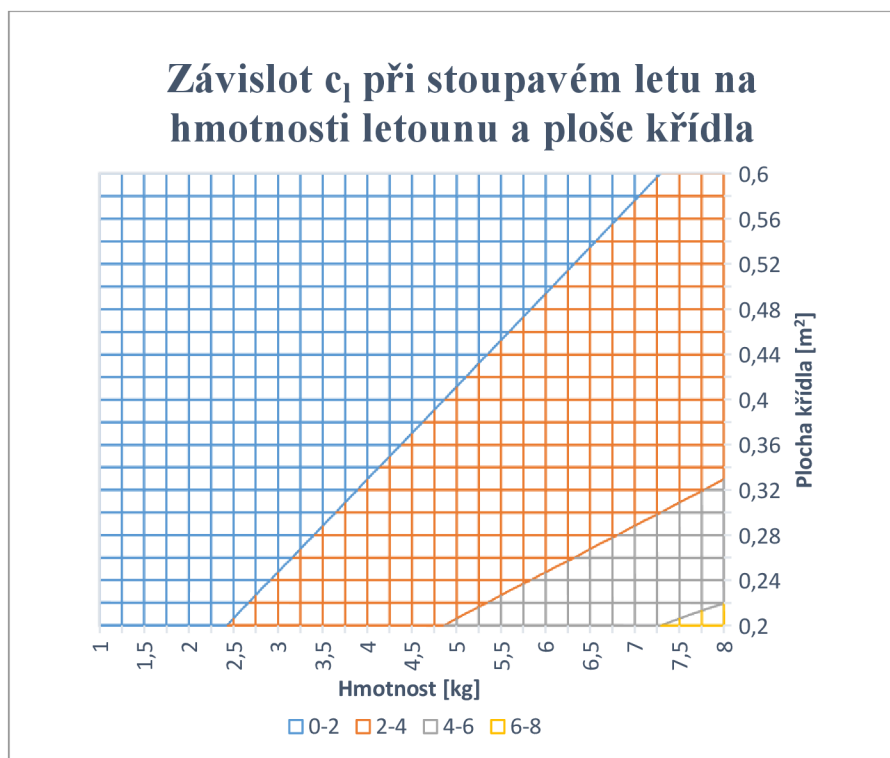
Bonusové body za úspěšný vzlet na 40 m mohou významně dopomoci k co nejlepšímu umístění, proto je letoun navrhován pro vzlet na právě této vzdálenosti.

Dalším velmi důležitým faktorem je rozměrové omezení (viz 1.2.2), které je novinkou letošního ročníku. Tato problematika je podrobněji rozebrána v kapitole 3.

Na základě znalosti požadované rychlosti stoupání byl proveden prvotní návrh hmotnosti letounu a plochy křídla. Pro tento návrh byl využit výpočet součinitele vztlaku při stoupavém letu.

$$c_l = \frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha)}{\rho \cdot \left(\frac{w}{\sin(\alpha)}\right)^2 \cdot S} \quad [-] \quad [3] \quad (1.10)$$

- Kde:
- m - Hmotnost letounu [kg]
 - g - Gravitační zrychlení [m/s²]
 - α - Úhel stoupání [°]
 - ρ - Hustota vzduchu v 0 m.n.m [kg/m³]
 - S - Plocha křídla [m²]



Obrázek 1-9 Závislost součinitele vztlaku na navrhovaných parametrech.

V grafu je možné vidět potřebný součinitel vztlaku pro jednotlivé kombinace hmotností a ploch křídla. Pro prvotní odhad parametrů letounu bylo odhadnuto, že maximální koeficient vztlaku nepřekročí hodnotu dva.

Na základě tohoto předpokladu bylo rozhodnuto, že navrhovaný letoun bude cílit na:

Tabulka 1-1 Základní odhadnuté parametry letounu

Maximální vzletová hmotnost	5 kg
Plocha křídla	0,5 m ²

2 Koncept letounu

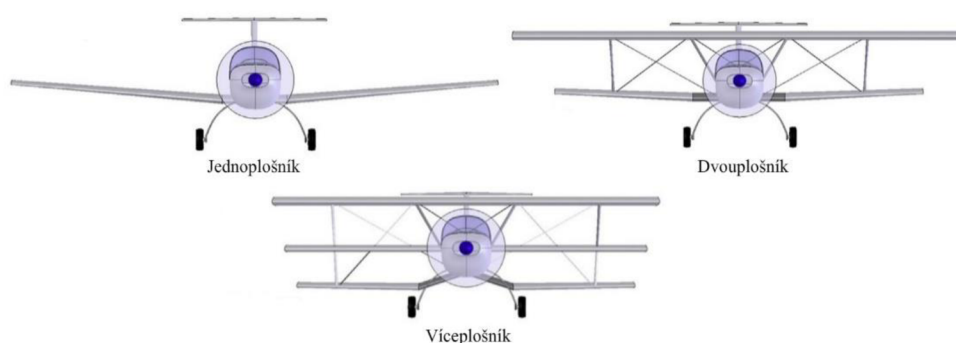
Koncepční návrh vychází z pravidel soutěže, předchozích úspěšných návrhů studentského týmu Chicken Wings a historie ACC. Letoun musí být schopen přepravit co možná největší platící zatížení, ale zároveň dosahovat vysokých rychlostí a zvládnout vzlet na omezené vzletové dráze. Zároveň musí být bezpodmínečně dodržena rozměrová omezení vyplývající z pravidel. Návrh musel být také optimalizován pro rychlé nakládání a vykládání platícího zatížení.

2.1 Křídlo

2.1.1 Uspořádání křídla

Podle počtu nosných ploch

- Jednoplášník
- Dvouplošník
- Víceplošník

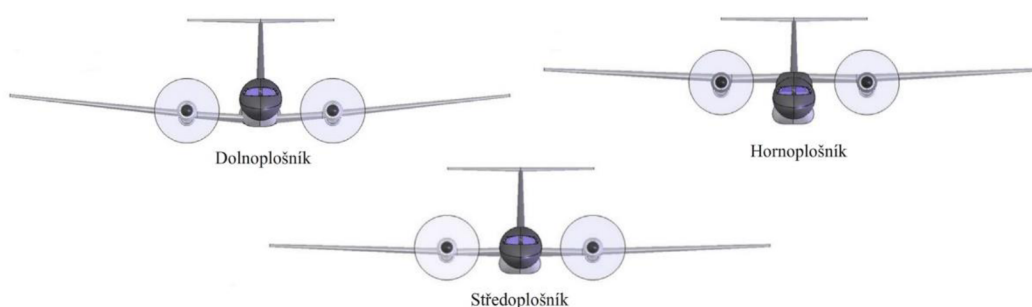


Obrázek 2-1 Uspořádání podle počtu nosných ploch [4].

Nejrozšířenější konfigurací jsou jednoplášníky, a to zejména díky své vyšší aerodynamické účinnosti, než jaké dosahují víceplošníky. Křídlo jednoplášníku je však více pevnostně namáhané, a proto musí být navržena pevnější konstrukce. Nevýhodou víceplošníků je, že dochází k vzájemnému ovlivnění nosných ploch, což způsobuje nižší aerodynamickou účinnost, zatímco výhodou je větší plocha křidel při menším rozpětí křidel. [4]

Podle umístění vzhledem k trupu

- Hornoplášník
- Středoplášník
- Dolnoplášník



Obrázek 2-2 Uspořádání podle umístění vzhledem k trupu [4].

Hornoplošník

Výhody:

- Stabilita letounu
- Nízký pokles koeficientu vztlaku (plocha trupu neovlivňuje nosnou plochu)

Nevýhody:

- Potřeba složitějšího, a tedy i těžšího podvozku [5]

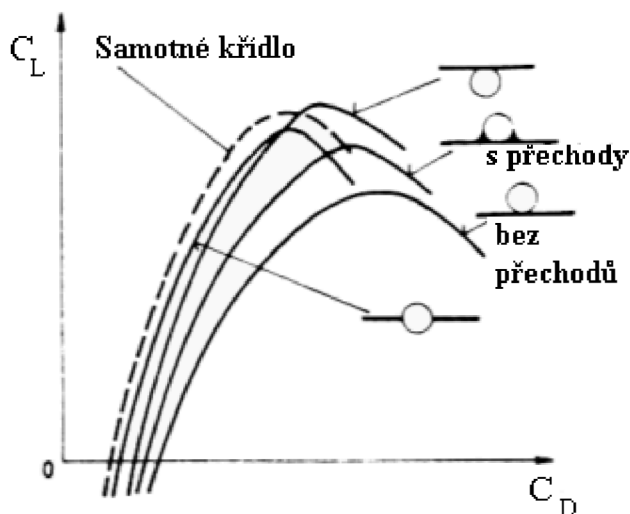
Středoplošník

Výhody:

- Nejmenší interferenční odpor
- Neutrální stabilita s dobrou obratností [4]

Nevýhody:

- Nosníky centroplánů musí procházet střední částí trupu, čímž snižují možnost využití prostoru v trupu letounu [5]



Obrázek 2-3 Vliv výškové polohy křídla na poláru letounu [5].

Dolnoplošník

Výhody:

- Možnost ukotvení menšího a lehčího podvozku v křídle [4]

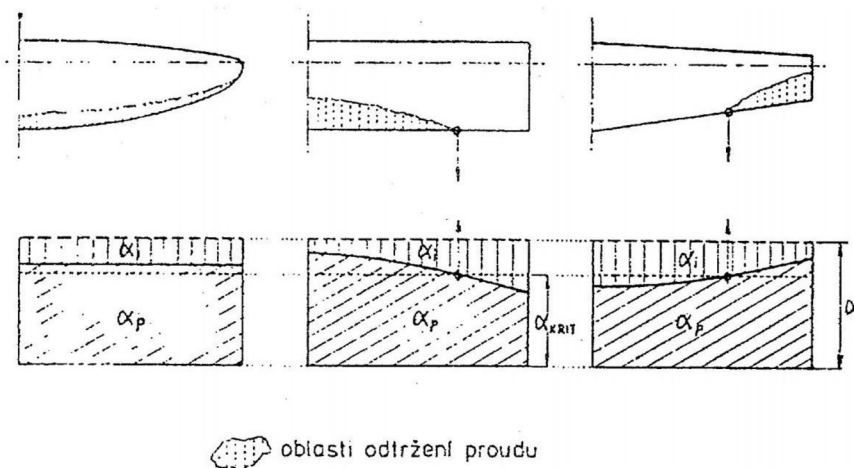
Nevýhody:

- Vysoký interferenční odpor
- Těžiště nad aerodynamickým středem – snížená stabilita [5]

2.1.2 Půdorysný tvar křídla

Některými typickými tvary křídla jsou například:

- Obdélníkový půdorys
- Lichoběžníkový půdorys
- Eliptický půdorys



Obrázek 2-4 Rozložení úhlů náběhu a poloha oblasti odtržení pro jednotlivé tvary [6].

Obdélníkové křídlo

Výhody:

- Proud vzduchu se při dosažení kritického úhlu náběhu nejprve otrhává u kořene křídla a letoun zůstává příčně ovladatelný
- Křídlo se nemusí aerodynamicky upravovat jako například geometrické kroucení
- Nižší náklady a nižší výrobní náročnost díky stejnému profilu po celé délce křídla [4]

Nevýhody:

- Vysoký indukovaný odpor [5]

Lichoběžníkové křídlo

Výhody:

- Nižší indukovaný odpor než u obdélníkového křídla
- Složitější konstrukce než u obdélníkového křídla, ale stále relativně jednoduchá

Nevýhody:

- K odtržení mezní vrstvy dochází v oblasti křidélek. Křídélka při přetažení v blízkosti kritického úhlu náběhu přestávají správně fungovat
- Nutnost geometrického nebo aerodynamického kroucení, případně instalace odtrhovacích lišt [5]

Eliptické křídlo

Výhody:

- Malý indukovaný odpor způsobený rovnoměrným rozložením vztlaku po křídle
- Lepší využití materiálu než u obdélníkového křídla při zachování stejné pevnosti, a tedy nižší hmotnosti

Nevýhody:

- Špatné pádové vlastnosti (rovnoměrné rozložení vztlaku po křídle, mezní vrstva se odtrhává po celém rozpětí křídel naráz)

- Nutnost geometrického nebo aerodynamického kroucení, případně jiný profil křídla ke konci křídla
- Složitější konstrukce [5]

2.2 Ocasní plochy

Typické uspořádání ocasních ploch je:

- Konvenční uspořádání
- Uspořádání do T
- Uspořádání do V

Konvenční uspořádání

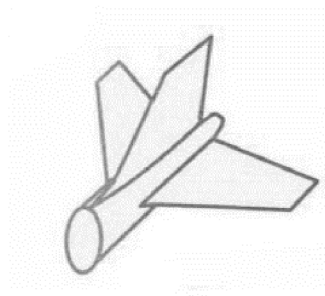
Nejpoužívanější uspořádání ocasních ploch. Toto uspořádání využívá až 80 % vyrobených letadel, tj. od ultralightů až po například Airbus A380 [4].

Výhody:

- Bezpečná a odzkoušená konfigurace
- Jednoduchá konstrukce
- Dobrá stabilita při letu

Nevýhody:

- Negativní ovlivnění ocasních ploch způsobené proudem vzduchu od křídel
- Při přistání hrozí poškození vodorovných ocasních ploch (dále „VOP“) [4]



Obrázek 2-5 Konvenční uspořádání [7].

Uspořádání do T

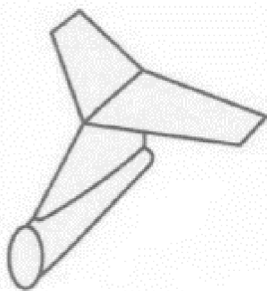
U tohoto uspořádání je vodorovná ocasní plocha umístěna na vrcholu kýlové plochy.

Výhody:

- Rozrušený proud vzduchu od trupu a křídel neovlivňuje VOP [4]
- Nehrozí poškození VOP při přistání [6]

Nevýhody:

- Svislé ocasní plochy musí být zesílené, a tedy těžší kvůli umístění VOP [7]
- Zvýšené namáhání trupu na krut [4]



Obrázek 2-6 Uspořádání do T [7].

Uspořádání do V

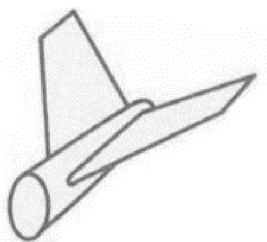
Těž nazývané motýlkové ocasní plochy, které využívají uspořádání do dvou ploch místo konvenčních tří ploch.

Výhody:

- Nižší interferenční odpor [4]
- Nižší hmotnost [6]
- Nehrozí poškození při přistání [6]

Nevýhody:

- Složitě ovládání [4]



Obrázek 2-7 Uspořádání do V [7].

2.3 Podvozek

Mezi nepoužívanější uspořádání podvozku patří:

- Podvozek s ostruhovým kolem
- Podvozek s příďovým kolem
- Tandemový podvozek

Podvozek s ostruhovým kolem

Tento typ podvozku tvoří hlavní podvozek před těžištěm letounu a ostruha umístěná na jeho zádi. Hlavní část zatížení přenáší hlavní dvě kola.

Výhody:

- Menší hmotnost
- Konstrukčně jednoduché

Nevýhody:

- Obtížné ovládání v počáteční a závěrečné fázi letu
- Klopivý moment na hlavu vznikající razantním brzděním může způsobit převrácení letounu na nos [5]



Obrázek 2-8 Podvozek s ostruhovým kolem [4].

Podvozek s příďovým kolem

Hlavní podvozek se nachází za těžištěm letounu a příďové kolo je umístěno pod přídí trupu. Hlavní část zatížení přenáší hlavní dvě kola stejně jako u podvozku s ostruhovým kolem.

Výhody:

- Podepření příďovou nohou zabraňuje převrácení na nos letounu
- Jednodušší vzlet a přistání než u podvozku s ostruhou

Nevýhody:

- Větší hmotnost
- Složitější na výrobu
- Větší aerodynamický odpor než u podvozku s ostruhou [5]



Obrázek 2-9 Podvozek s příďovým kolem [4].

Tandemový podvozek

Hlavní podvozek je umístěn v ose trupu. Skládá se z předního a zadního kola případně soustavy kol. Po stranách jsou pomocná opěrná kola, která brání převrácení do strany.

Výhody:

- Nižší hmotnost
- Levnější na výrobu
- Menší aerodynamický odpor

Nevýhody:

- Špatné pozemní ovládání při stranovém větru
- Omezená vzdálenost vrtule od země [4]



Obrázek 2-10 Tandemový podvozek [4].

2.4 Bezocasé letadlo

Vzhledem k rozměrovému omezení vyplývajícímu z pravidel je potřeba zmínit i tento koncept letounu. Konstrukce bezocasých letadel neboli samokřidel jsou vytvářeny s cílem co největšího snížení odporu letounu. Snížení dosahuje absencí konvenčních ocasních ploch a trupu, což má také za následek nižší hmotnost konstrukce. Mezi nevýhody patří horší stabilita a větší nároky na pilotáž. Vzhledem k požadavku přepravení velkého množství platicího zatížení, které je poměrně rozměrné, není samokřídlo preferovaný koncept a v práci se ním více nezabývám.

2.5 Shrnutí

Navrhovaný letoun musí být co nejlehčí, ale zároveň schopný rychle přepravit velké množství platicího zatížení. Z toho důvod je zvolen jako navržený model středplošník s eliptickým křídlem. Eliptické křídlo je sice složitější na výrobu, ale vzhledem k velké výhodě spočívající v malém indukovaném odporu, stejně tak jako ve vhodnosti tvaru pro účely umístění do startovacího boxu, se staly tyto výhody rozhodujícím kritériem při jeho výběru, převažujícím nad náročností výroby. Pro ocasní plochy bylo zvoleno uspořádání do V, které je z uvažovaných uspořádání nejlehčí a má nejnižší odpor. Jako nejvhodnější podvozek byl zvolen příďový podvozek.

3 Křídlo

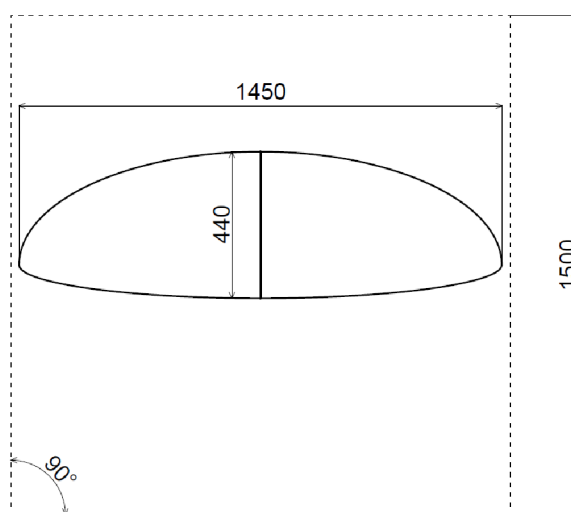
3.1 Rozměrové omezení křídla

V rámci prvotního návrhu byla určena plocha křídla. Stanovená plocha křídla ale není jediný faktor ovlivňující rozměry křídla. Dalším omezením rozměru křídla je rozměrové omezení složeného modelu. Byly zvoleny tři základní konfigurace a dopočítány jejich parametry [8].

První konfigurace

- Plocha křídla: $S = 0,501 \text{ m}^2$
- Rozpětí křídla: $l = 1,45 \text{ m}$
- Hloubka kořenového profilu: $c_k = 0,44 \text{ m}$
- Štíhlost křídla: $\lambda = 4,2$
- Max. vzdálenost od odtokové hrany po konec boxu: $0,916 \text{ m}$

Půlku křídla není potřeba dále dělit na segmenty kvůli omezení přepravního boxu.

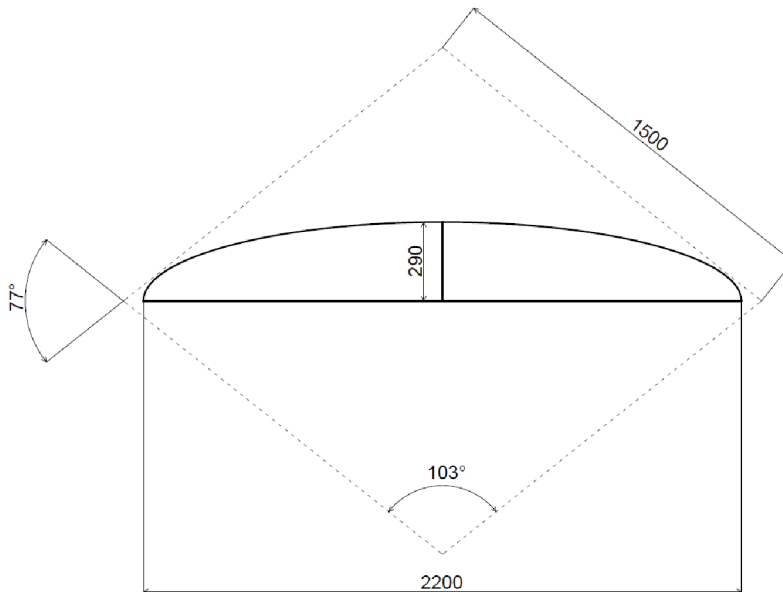


Obrázek 3-1 První konfigurace [8].

Druhá konfigurace

- Plocha křídla: $S = 0,501 \text{ m}^2$
- Rozpětí křídla: $l = 2,2 \text{ m}$
- Hloubka kořenového profilu: $c_k = 0,29 \text{ m}$
- Štíhlost křídla: $\lambda = 9,66$
- Max. vzdálenost od odtokové hrany po konec boxu: $0,932 \text{ m}$

Půlku křídla není potřeba dále dělit na segmenty kvůli omezení přepravního boxu.

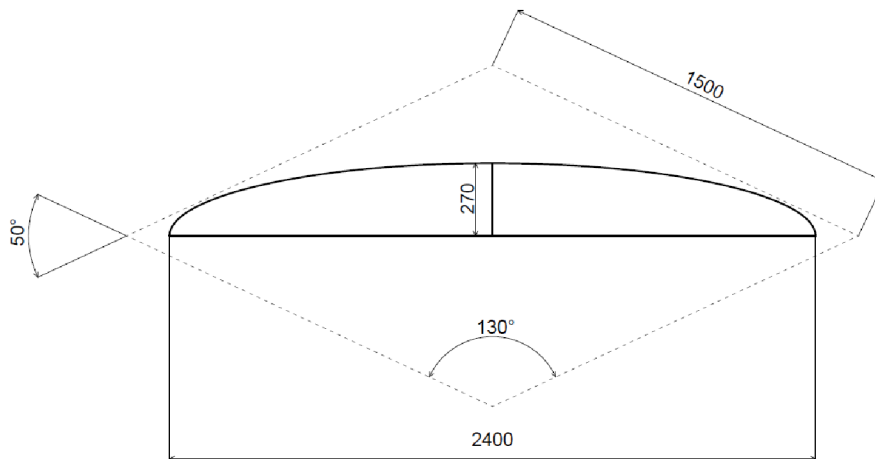


Obrázek 3-2 Druhá konfigurace [8].

Třetí konfigurace

- Plocha křídla: $S = 0,509 \text{ m}^2$
- Rozpětí křídla: $l = 2,4 \text{ m}$
- Hloubka kořenového profilu: $c_k = 0,27 \text{ m}$
- Štíhlost křídla: $\lambda = 11,32$
- Max. vzdálenost od odtokové hrany po konec boxu: $0,632 \text{ m}$

Půlku křídla je potřeba dále dělit na segmenty kvůli omezení přepravního boxu.



Obrázek 3-3 Třetí konfigurace [8].

Závěr

Jako nejvhodnější byla zvolena druhá konfigurace. První i třetí konfigurace vyžadují další dělení křídla na segmenty anebo složitější umístění v přepravním boxu. Zároveň byla uvážena menší štíhlost první konfigurace oproti druhé, což bude mít za následek horší aerodynamické vlastnosti první varianty v porovnání s druhou variantou. Třetí konfigurace má sice vyšší štíhlost, ale za cenu značného zkrácení ramene ocasních ploch, což by mohlo negativně ovlivnit celkovou stabilitu modelu.

3.2 Základní parametry pro zvolenou geometrii křídla

Střední geometrická tětíva

$$c_{SGT} = \frac{S}{l} \quad [\text{mm}] [5] (3.1)$$

Střední aerodynamická tětíva (dále jen „SAT“) délka

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{l}{2}} c^2(y) \cdot dy \quad [\text{mm}] [5] (3.1)$$

Poloha náběžného bodu SAT

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{l}{2}} c(y) \cdot x(y) \cdot dy \quad [\text{mm}] [5] (3.2)$$

Poloha SAT po rozpětí

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{l}{2}} c(y) \cdot y \cdot dy \quad [\text{mm}] [5] (3.3)$$

Štíhlost křídla

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \quad [-] [5] (3.4)$$

Tabulka 3-1 Základní parametry křídla [8].

Rozpětí	l	2200	mm
Plocha křídla	S	0,5	m ²
Hloubka kořenového profilu	ck	290	mm
Štíhlost křídla	λ	9,66	-
Maximální koeficient vztlaku	Clmax	1,35	-
Minimální koeficient odporu	Cdmin	0,008	-
Střední geometrická tětíva	cSGT	227	mm
Délka SAT	cSAT	246	mm
Poloha náběžného bodu SAT	xSAT	44	mm
Poloha SAT po rozpětí	ySAT	647,5	mm

3.3 Volba profilu křídla

Profily byly vybírány s ohledem na optimální poměr vztlaku a odporu. Vzhledem k volbě eliptického křídla je potřeba zohlednit geometrii tak, aby k oddělování mezní vrstvy docházelo mimo oblast křidélek [8]. Na křídle je využité aerodynamické kroucení profilu pro zlepšení pádových vlastností.

Tabulka 3-2 Vybrané kombinace profilů [8].

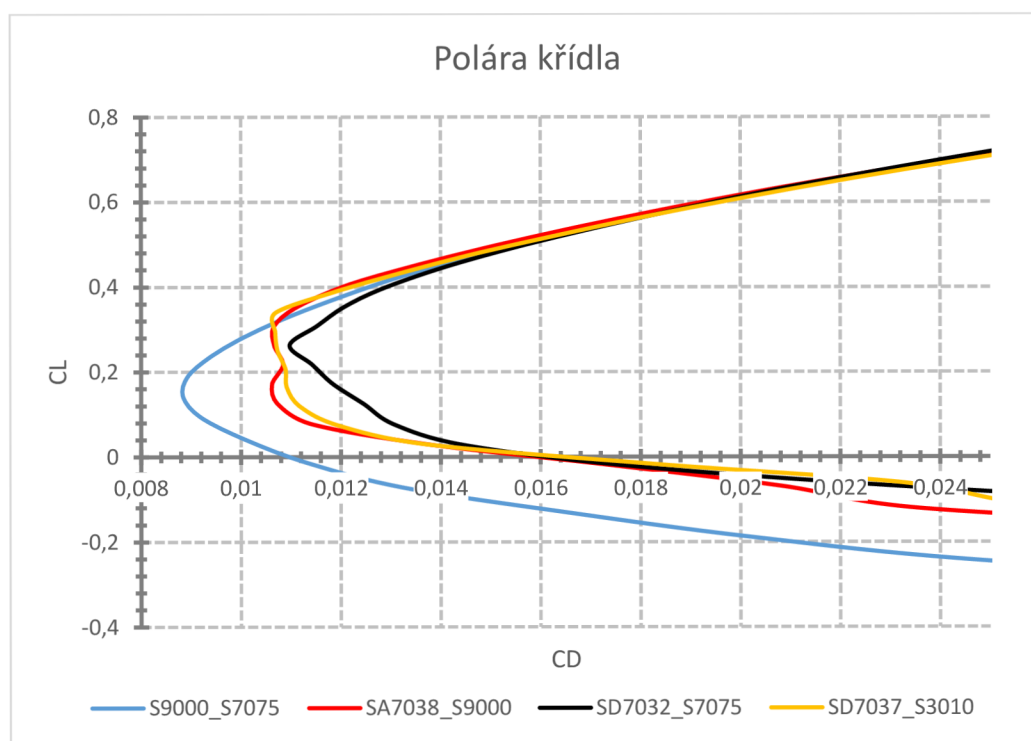
	1.	2.	3.	4.
Kořenový profil	S9000	SD7032	SA7038	SD7037
Koncový profil	S7075	S7075	S9000	S3010

Níže jsou zaznamenány základní parametry profilů jako je maximální tloušťka a maximální prohnutí. Všechny profily mají velmi podobné vlastnosti. Zvolené profily jsou optimální právě pro toto konkrétní křídlo a dosahují nejlepších aerodynamických vlastností [8].

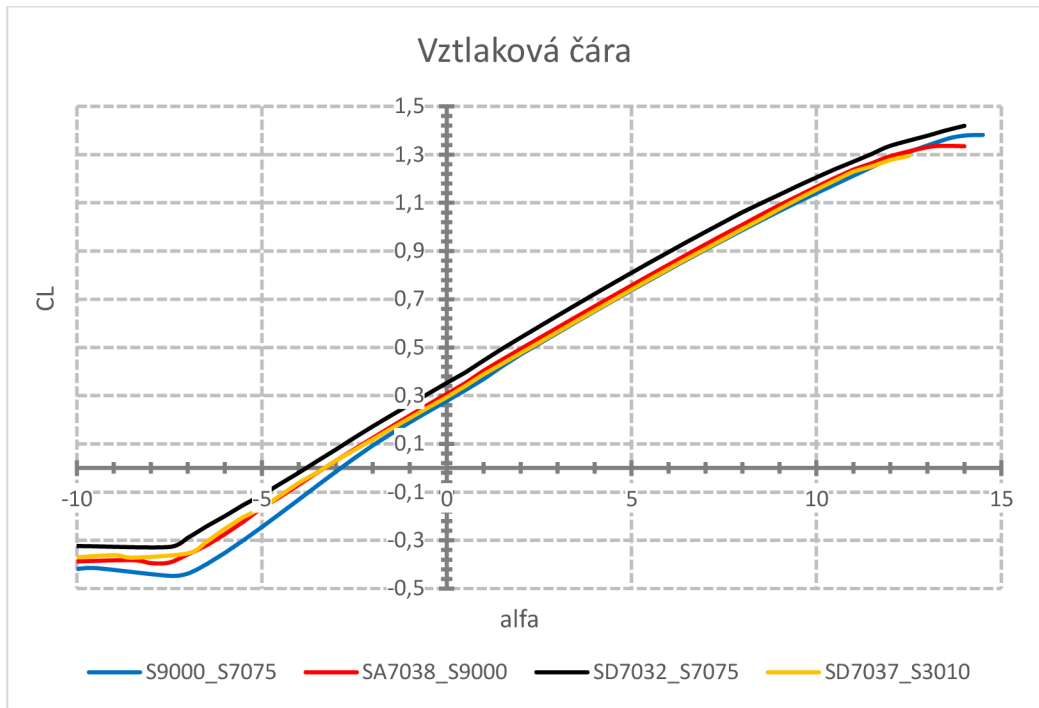
Tabulka 3-3 Vlastnosti vybraných profilů.

Název profilu	Maximální tloušťka profilu	Maximální prohnutí profilu
S9000	9 % v 28,2 % hloubky profilu	2.1 % v 44,8 % hloubky profilu
S7075	9 % v 29 % hloubky profilu	2.8 % v 46,8 % hloubky profilu
SD7032-099-88	10 % v 26,6 % hloubky profilu	3.4 % v 45,1 % hloubky profilu
SA7038	9,2 % v 28.5 % hloubky profilu	3 % v 42,5 % hloubky profilu
SD7037-092-88	9,2 % v 26.1 % hloubky profilu	2,5 % v 44,7 % hloubky profilu
S30010-103-84	10,3 % v 25 % hloubky profilu	2,3 % v 43,3 % hloubky profilu

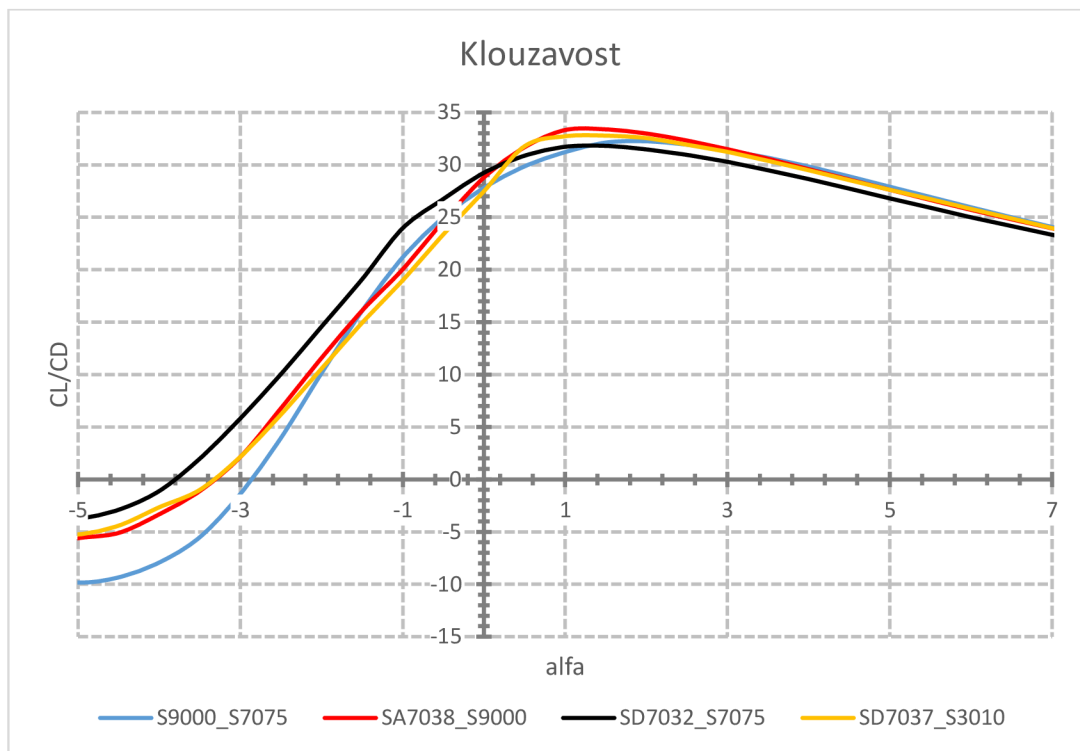
Porovnání polár křídel, vztakové čáry a klouzavosti jednotlivých křídel.



Obrázek 3-4 Polára křídla [8].



Obrázek 3-5 Vztlaková čára [8].



Obrázek 3-6 Klouzavost [8].

Z grafů byly zaznamenány parametry jednotlivých křídel, které jsou zaznačeny v tabulce níže.

Tabulka 3-4 Základní vlastnosti různých variant křídla [8].

	S9000_S7075	SA7038_S9000	SD7032_S7075	SD7037_S3010
Max. koeficient vztlaku	1,35	1,34	1,42	1,29
Úhel nulového vztlaku	-2,86	-3,03	-3,798	-3,33
Min. koeficient odporu	0,0077	0,0106	0,011	0,0107
Klouzavost	32,25	33,39	31,81	32,79

Z analyzovaných křídel byla jako nejvhodnější vybrána kombinace kořenového profilu S9000 s koncovým profilem S7075. Tato kombinace byla jako nejvhodnější zvolena z důvodu, že dosahuje požadovaného vztlaku a zároveň má nejmenší odpor z testovaných křídel.

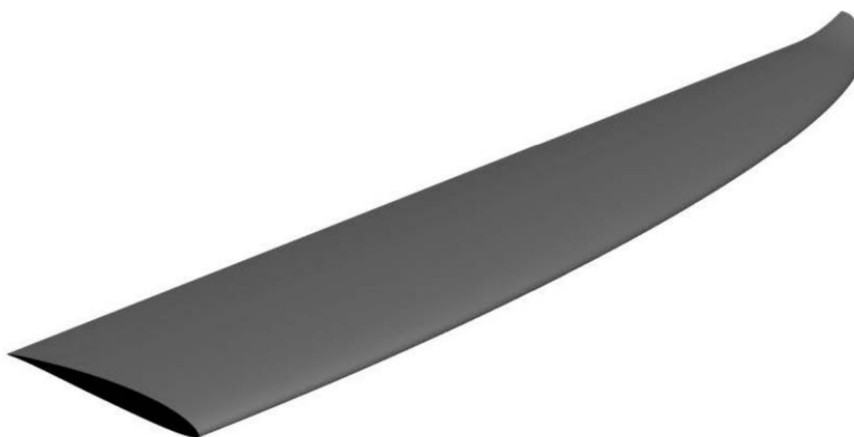


Obrázek 3-7 S9000 (kořenový profil) [9].



Obrázek 3-8 S7075 (koncový profil) [10].

Ze zjištěných parametrů celého křídla byla následně celá plocha křídla vykreslena v programu CATIA.

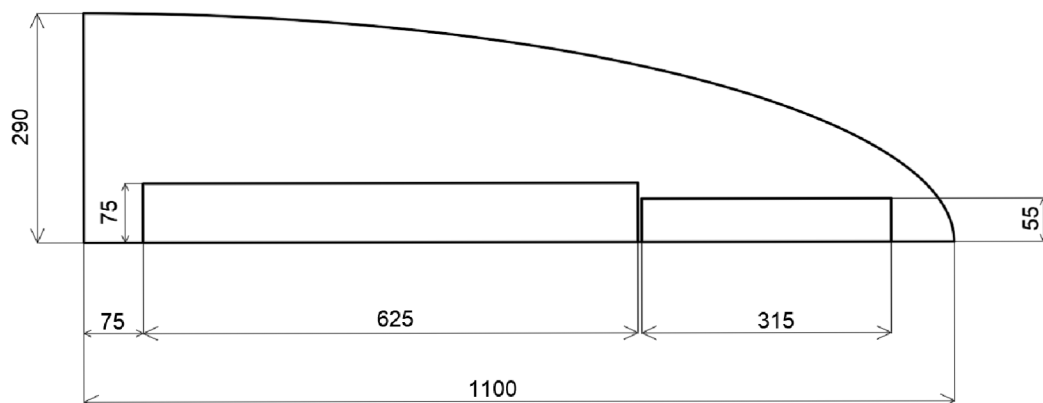


Obrázek 3-9 Křídlo vymodelované v programu CATIA [8].

Potah křídla tvoří kombinace laminátu a nažehlovací folie. Tým Chicken Wings má zkušenosti s použitím obou materiálů při stavbě soutěžních letounů a pro letošní ročník bylo rozhodnuto využít kombinaci obou. Potah náběžné části křídla tvoří nosný D-box, který je vytvořen z laminátu. Zbylou část potahu mimo klapky tvoří nažehlovací folie [8].

3.4 Vztlaková mechanizace

Vztlakovou mechanizaci představuje křídélko a klapka. Navrhované rozměry jsou zobrazené na obrázku 3-10.



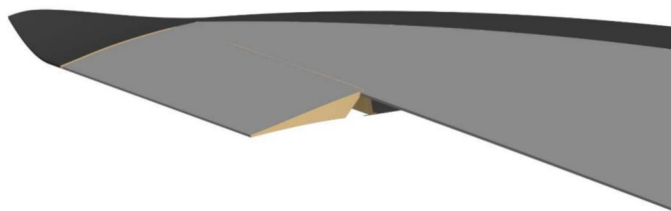
Obrázek 3-10 Vztlaková mechanizace [8].

3.4.1 Křídélko

Křídélka slouží k příčnému řízení letounu. Navrhované křídlo využívá jednoduché křídélko.

Tabulka 3-5 Parametry křídélka [8].

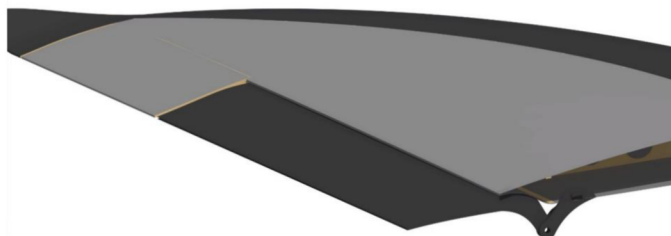
Základní parametry	Hodnota	Jednotka
Kladná výchylka (směr dolů)	30	°
Záporná výchylka (směr nahoru)	-30	°
Relativní hloubka křídélka (v char. řezu – 50 % křídélka)	0,3	-



Obrázek 3-11 Křídlo s křídélkem [8].

3.4.2 Klapka

Klapka zvyšuje maximální vztlak křídla, ale může sloužit i jako aerodynamická brzda. Byla zvolena šterbinová klapka. Maximální výchylka klapky je 30°. Klapka je stejně jako D-box vytvořena z laminátu. Podrobná analýza klapky se nachází v lit. [8].



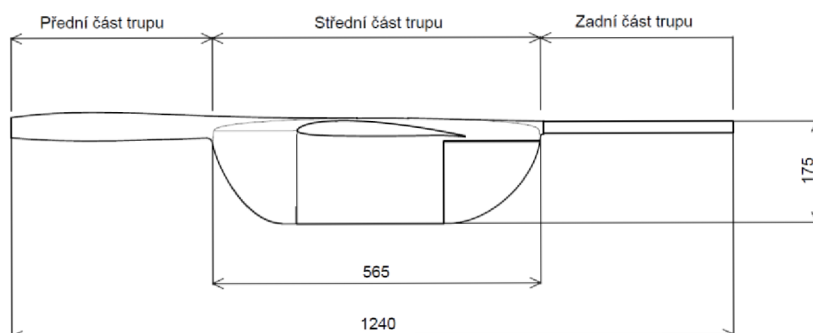
Obrázek 3-12 Křídlo s klapkou [8].



Obrázek 3-13 Křídlo.

4 Trup

Trup byl rozdělen na dvě části. V přední a střední části, které jsou spojené, je uložena veškerá potřebná elektronika a platící zatížení. Zadní část slouží pouze pro propojení ocasních ploch s přední částí trupu.



Obrázek 4-1 Trup.

4.1 Přední část trupu

Přední část je vytvořena, tak aby do ní bylo možné umístit baterii, přijímač a regulátor modelu. Zároveň je uzpůsobena pro připevnění pohonné jednotky. Přední a střední část je vyrobená v jednom kuse.



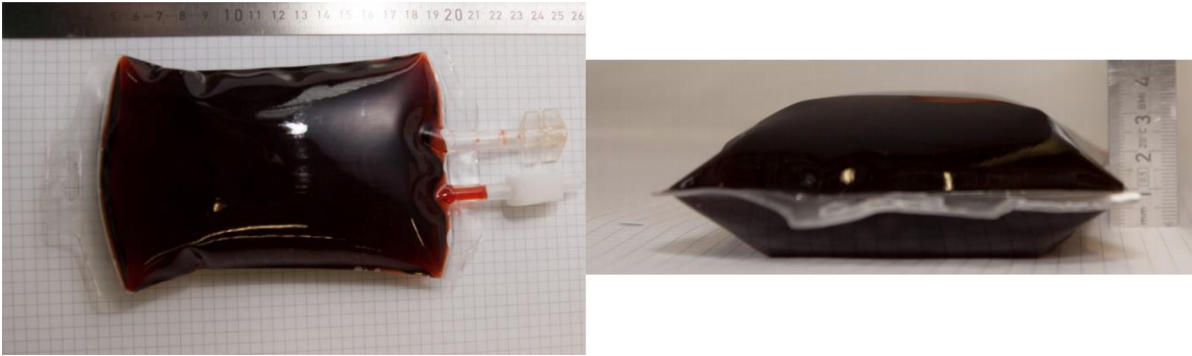
Obrázek 4-2 Přední část trupu.

4.2 Střední část trupu

Střední část se skládá ze samotného trupu, centroplánu a gondoly, na kterou je připevněn podvozek.

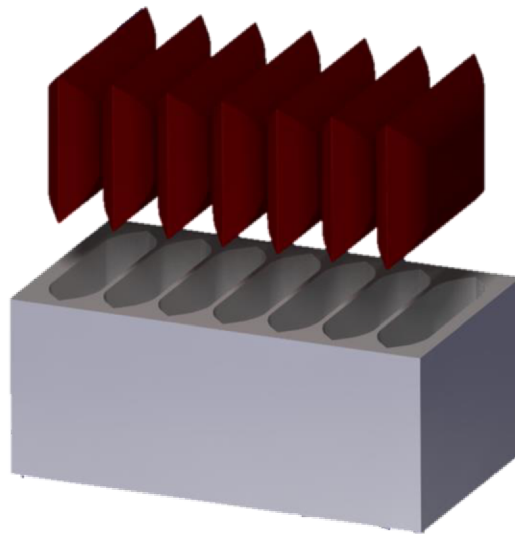
4.2.1 Platící zatížení

Platící zatížení představují balíčky s umělou krví po 100 g, 200 g a 300 g. Dle uvedených požadavků by mělo být zatížení tvořeno primárně nejtěžšími balíčky, tj. balíčky po 300 g. Předpokládaná hmotnost platícího zatížení je 2,1 kg. Byla tedy zvolena kombinace sedmi balíčků po 300 g.

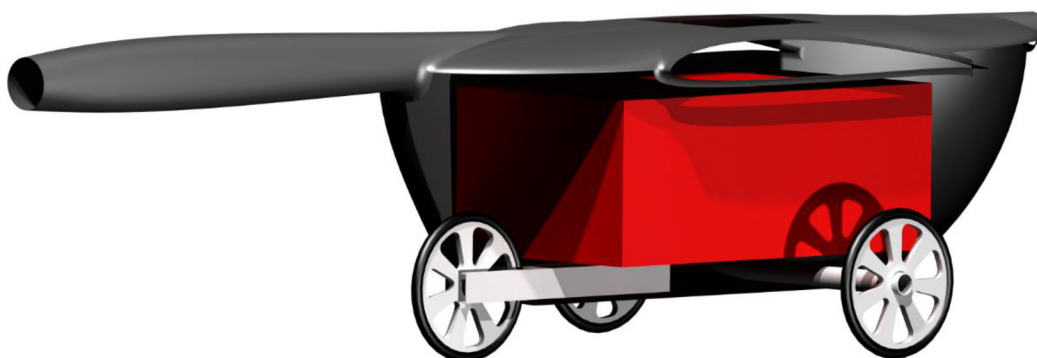


Obrázek 4-3 300g balíček s umělou krví [1].

Jelikož se jedná o poměrně rozměrný náklad, jeho uložení v gondole bylo vyřešeno pomocí boxu, do kterého se jednotlivé balíčky zasunou. Celý box bude v gondole zajištěn pomocí jednoduchého uzamykacího mechanismu. Tento systém zajistí rychle nakládání a vykládání, a tedy možný zisk bonusových bodů. Rozměry boxu jsou 280×160×110 mm.



Obrázek 4-4 Box na balíčky s krví.

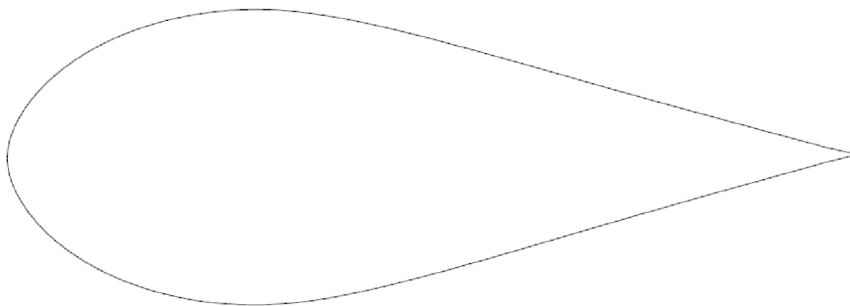


Obrázek 4-5 Box na platicí zatížení v gondole.

4.2.2 Tvar střední části trupu

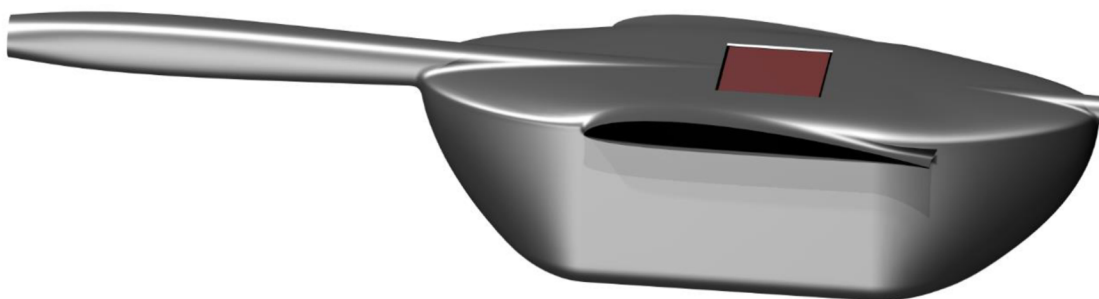
Na základě znalosti rozměrů platicího zatížení bylo možné vytvořit geometrii gondoly a celé střední části trupu. Snahou bylo dosáhnout co nejmenšího vnějšího

rozměru s uvážením už tak rozměrného nákladu. Na základě poznatků z lit. [11] byl zvolen profil Eppler 863, který byl modifikován pro potřeby modelu.



Obrázek 4-6 EPPLER 863 [12].

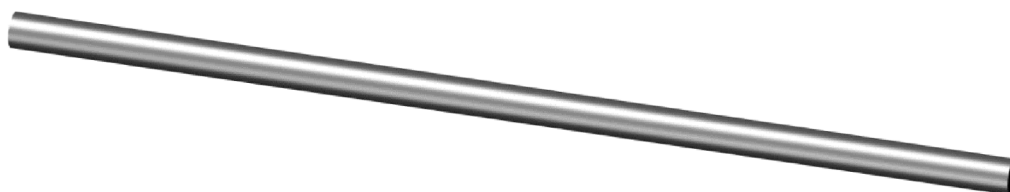
V modelu byl také vytvořen prostor na měřící telemetrii, kterou dodá pořadatel až na soutěži. Požadavkem byl neomezený výhled na oblohu pro měřící zařízení z důvodu správné funkce.



Obrázek 4-7 Přední a střední část trupu.

4.3 Zadní část trupu

Jako zadní část trupu byla zvolena uhlíková trubka.



Obrázek 4-8 Zadní část trupu.

5 Ocasní plochy

Ocasní plochy umožňují letounu otáčet se kolem příčné a podélné osy. Zároveň zajišťují podélnou a směrovou stabilitu [6].

Určení mohutnosti vodorovných a svislých ocasních ploch

Znamé parametry určené v kapitole 3.1, které jsou nutné k vytvoření návrhu:

- Plocha křídla: $S = 0,5 \text{ m}^2$
- Rozpětí křídla: $l = 2,2 \text{ m}$
- Délka střední aerodynamické tělavy: $c_{SAT} = 0,246 \text{ m}$

Při volbě mohutnosti svislé a vodorovné ocasní plochy se vycházelo z poznatků z lit. [13] a [14]. Pro potřeby této práce byly brány v potaz mohutnosti ocasních ploch navržené pro starší letouny týmu Chicken Wings. Především byl brán v potaz letoun Faust, který byl navržen pro potřeby předchozího ročníku soutěže ACC 2019 a zároveň má také uspořádání ocasních ploch do V, tak jako nově navrhovaný letoun. Pilot letounu Faust byl spokojen jak s mohutností VOP, tak i s mohutností SOP.

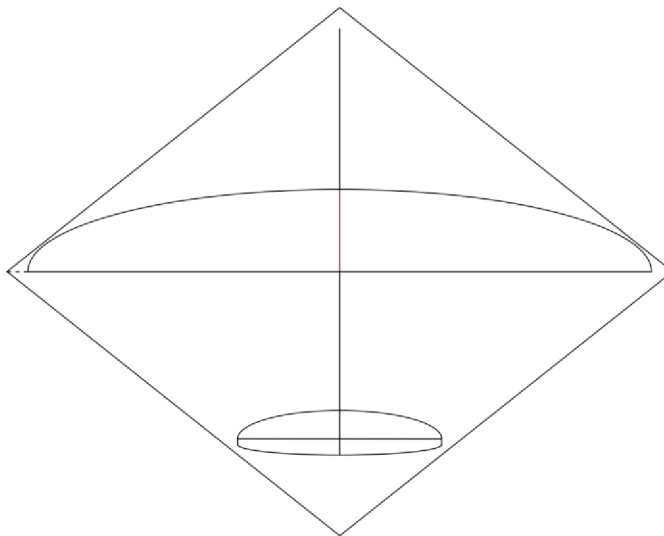
Na základě těchto poznatků byly zvoleny následující parametry:

$$V_{VOP} = 0,4651$$

$$V_{SOP} = 0,0223$$

Rameno VOP, které je totožné s ramenem SOP, bylo voleno s ohledem na maximální délku zadní části trupu ve startovacím boxu.

$$l_{VOP0,25} = l_{SOP0,25} = 0,743 \text{ m}$$



Obrázek 5-1 Uložení křídla a ocasních ploch v boxu.

Následně byly dopočítány zbylé veličiny.

Plocha VOP:

$$S_{VOP} = \frac{V_{VOP} \cdot S \cdot c_{SAT}}{l_{VOP}} = 0,077 \text{ m}^2 \quad [15] (5.1)$$

Plocha SOP:

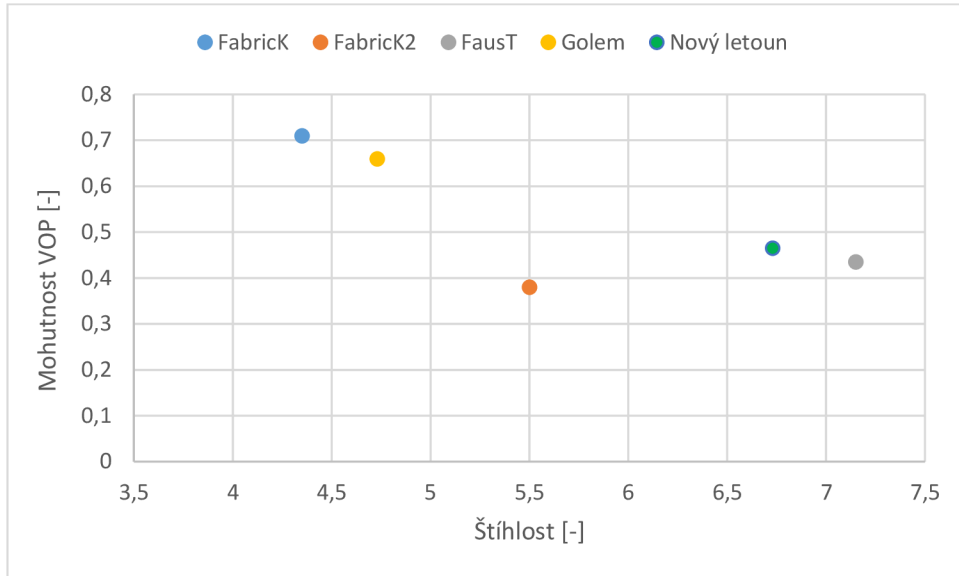
$$S_{SOP} = \frac{V_{SOP} \cdot S \cdot l}{l_{SOP}} = 0,033 \text{ m}^2 \quad [15] (5.2)$$

Úhel od vodorovné roviny:

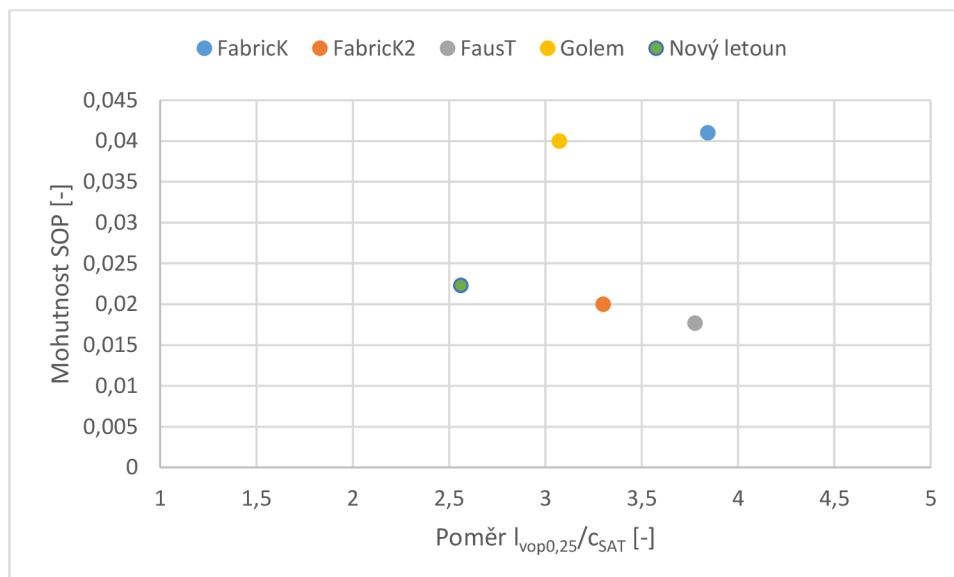
$$\alpha = \arctg \sqrt{\frac{S_{SOP}}{S_{VOP}}} = 33^\circ \quad [6] (5.3)$$

Celková plocha ocasních ploch:

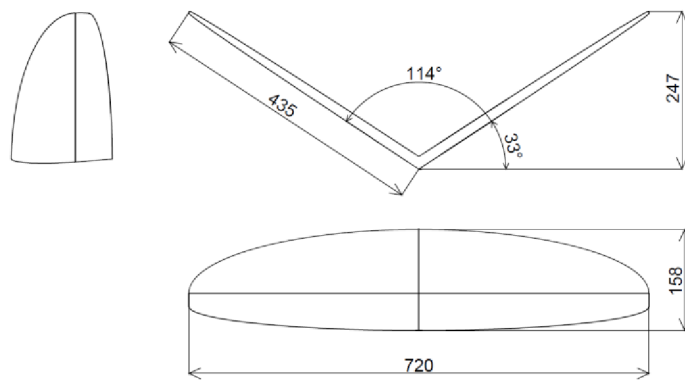
$$S_V = S_{VOP} + S_{SOP} = 0,11 \text{ m}^2 \quad [6] (5.4)$$



Obrázek 5-2 Poměr mohutnosti VOP ku štíhlosti soutěžních letounů Chicken Wings.



Obrázek 5-3 Poměr mohutnosti SOP ku poměru ramene VOP a délky SAT soutěžních letounů Chicken Wings.



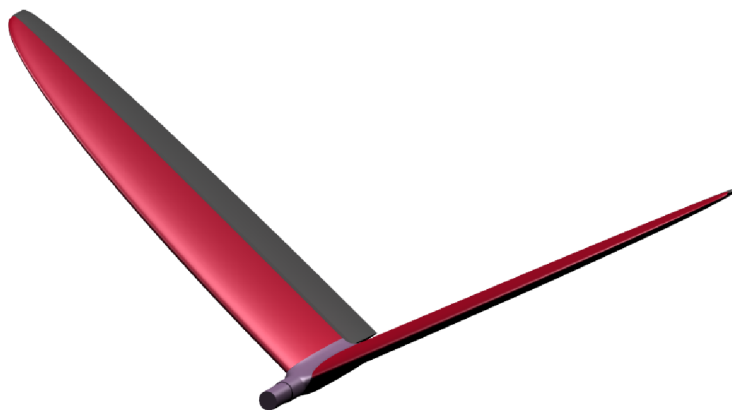
Obrázek 5-4 Základní rozměry ocasních ploch.

Volba profilu ocasních ploch

Pro ocasní plochy byl zvolen symetrický profil NACA 0010. Symetrické profily se vyznačují stejnými aerodynamickými vlastnostmi pro kladný i záporný úhel náběhu.



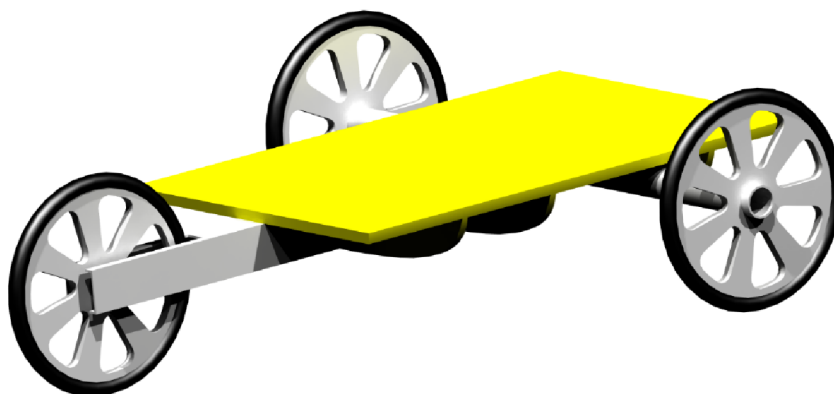
Obrázek 5-5 NACA 0010 [16].



Obrázek 5-6 Ocasní plochy.

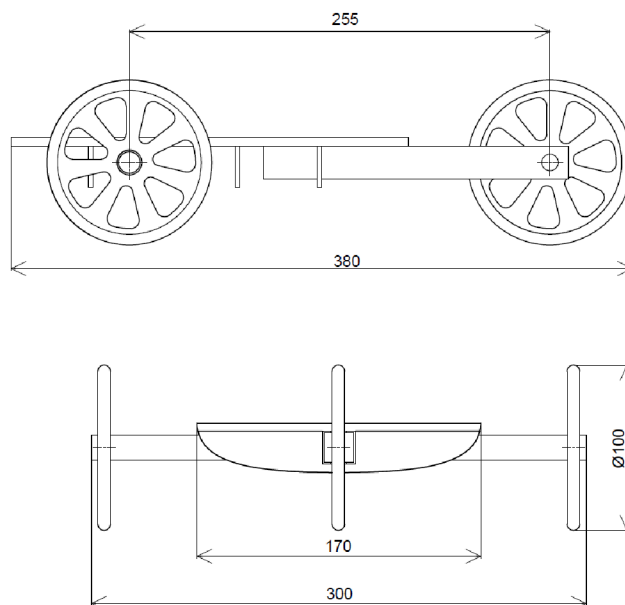
6 Podvozek

Jako nejvhodnější byl zvolen předový podvozek. Podvozek s ostruhou, který se chová lépe na nezpevněném povrchu a byl by tedy výhodný pro starty na travnaté dráze na soutěži, nebyl zvolen, protože objemná gondola by potřebovala příliš vysoký podvozek a hrozilo by, že letoun nesplní rozměrová omezení.

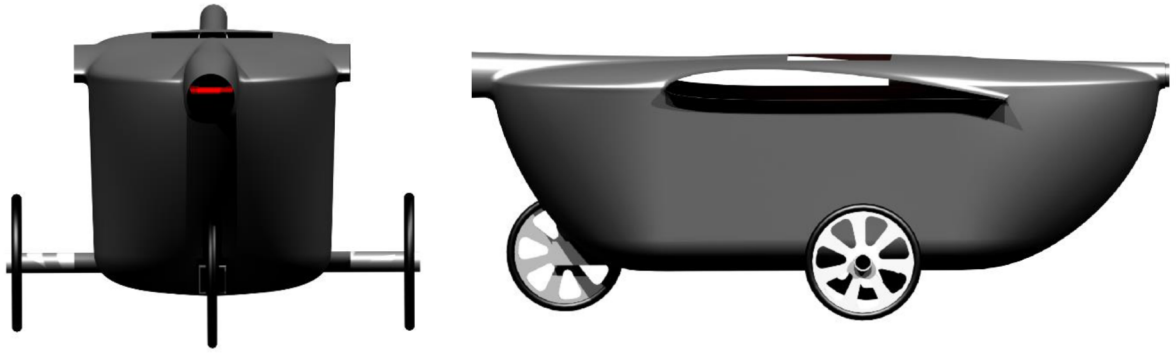


Obrázek 6-1 Model podvozku.

Jako základní materiál podvozku byl zvolen dural 6061 s potahem ze skelného vlákna.



Obrázek 6-2 Výkres podvozku.



Obrázek 6-3 Podvozek s gondolou.

7 Hmotnostní rozbor

Jedná se o výpočtovou metodu, která se zabývá rozložením hmoty v prostoru. Důraz je kladen na přesné určení těžiště, protože jeho poloha významně ovlivňuje stabilitu a ovladatelnost modelu.

Tabulka 7-1 Použité materiály.

Materiál	Hustota [kg/m ³]	Použití
Letecká překližka	512,5	Pásnice, žebra
Balsa	130	Stojna
Uhlíková tkanina	90 [g/m ²]	D-box, klapka
Pěna Airex	20	Trup a gondola
Nažehlovací folie	0,000596 [kg/m ²]	Celý model
PLA plast	1250	Zakončení křídla
5minutové EPOXY	147	Spojovací materiál
Vteřinové lepidlo	1060	Málo zatížené části
Polystyrén	20	Box na platící zatížení

7.1 Hmotnost jednotlivých částí

7.1.1 Křídlo

Vnitřní strukturu křídla tvoří balsa a letecká překližka. Pro jejich spojení slouží 5minutové EPOXY a vteřinové lepidlo. Potah tvoří kombinace laminátu a nažehlovací folie. Laminát je využit u D-boxu, který tvoří nosný potah náběžné části. Byla zvolena uhlíková tkanina se skladbou 45/45/45/45 [8]. Také klapka je vyrobena laminací, zde je zvolena uhlíková tkanina ve čtyřech vrstvách se skladbou 90/45/90/45 [8]. Pro zbylé části byl zvolen potah pomocí nažehlovací folie. Pro zakončení křídel byla zvolena technologie 3D tisku. Experimentálně určená hmotnost zakončení vyrobeného z materiálu PLA je 15 g. Odhad celkové hmotnosti byl proveden pomocí programu CATIA.

Hmotnost: 800 g

7.1.2 Trup a gondola

Přední a střední část trupu spolu s gondolou tvoří celek. Celý trup a gondola je tvořena sendvičovou strukturou o tloušťce 1 mm.

Tabulka 7-2 Skladba sendvičkové struktury.

Vrstva 1	Uhlíková tkanina
Vrstva 2	Pěna Airex
Vrstva 3	Uhlíková tkanina

Experimentálně určený hmotnostní poměr vláken k epoxidové matici je 25:75 na 800 g/m². Při ploše určené pomocí programu CATIA 0,383 m² je hmotnost skladby 306 g. Hmotnost vnitřní struktury tvořené leteckou překližkou a balsou byla opět určena pomocí programu a činí 206 g.

Hmotnost: 512 g

7.1.3 Podvozek

Podvozek tvoří tři stejná kola, osa hlavního podvozku a přední noha. Spolu se spojovacím materiálem je hmotnost podvozku 240 g.

Hmotnost: 240 g

7.1.4 Zadní část trupu

Pro zadní část trupu byla zvolena komerčně dostupná uhlíková trubka délky 560 mm.

Hmotnost: 100 g

7.1.5 Ocasní plochy

Pro ocasní plochy je zvolena stejná sendvičová struktura jako pro křídlo. Při ploše ocasních ploch $0,12 \text{ m}^2$ a připočítání hmotnosti vnitřní struktury, určené pomocí programu CATIA je hmotnost 345 g.

Hmotnost: 345 g

7.1.6 Platící zatížení

Při hmotnostním rozboru se počítá s maximálním možným nákladem sedm balíčků po 300 g. Celkově tedy 2100 g. Balíčky jsou umístěny v boxu z polystyrenu, který dle odhadu z programu CATIA váží 50 g. Při změně množství nákladu nedochází ke změně letových vlastností, protože platící zatížení je uloženo v těžišti modelu.

Hmotnost: 2150 g

7.1.7 Hmotnost elektroniky

- **Motor:** Hmotnost je určena z technických parametrů od prodejce [2].

Hmotnost: 177 g

- **Vrtule:** Hmotnost vrtule byla určena zvážením.

Hmotnost: 25 g

- **Pohonný akumulátor:** Hmotnost je určena z technických parametrů od prodejce [17].

Hmotnost: 230 g

- **Regulátor:** Hmotnost je určena z technických parametrů od prodejce [18].

Hmotnost: 56 g

- **Servo křídlo, ocasní plochy:** Hmotnost je určena z tech. parametrů od prodejce [19].

Hmotnost: 9,5 g

- **Přijímač:** Hmotnost je určena z technických parametrů od prodejce [20].

Hmotnost: 22 g

- **Akumulátor přijímač:** Hmotnost je určena z technických parametrů od prodejce [21].

Hmotnost: 86 g

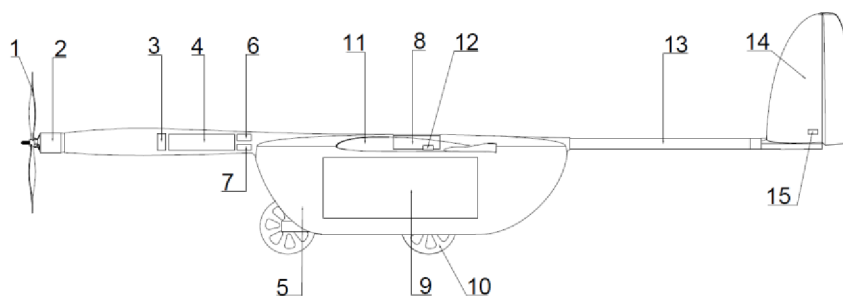
7.2 Centráž

Pro určení těžiště jednotlivých částí modelu byl využit program CATIA V5R20 nebo byly hodnoty určeny analyticky. Počátek souřadného systému se nachází 34 mm od vrtule. Počátek SAT je od počátku souřadnicového systému vzdálený 628 mm.

$$x_{SAT} = 628 \text{ mm}$$

Tabulka 7-3 Hmotnosti a poloha.

Položka	Hmotnost	Poloha těžiště	$m_i \cdot x_i$
	m [g]	x [mm]	[g·mm]
1 Vrtule	25	34	850
2 Pohonná jednotka	177	64	11328
3 Regulátor	56	290	16240
4 Pohonný akumulátor	230	350	80500
5 Trup a Gondola	512	685	350720
6 Přijímač	22	425	9350
7 Baterie pro přijímač	86	425	36550
8 Měřicí zařízení	150	730	109500
9 Platící zatížení	2150	700	1505000
10 Podvozek	240	670	160800
11 Křídlo	800	670	536000
12 Servomotory v křídle	38	750	28500
13 Zadní část trupu	100	1050	105000
14 Ocasní plochy	345	1445	498525
15 Servomotory v ocasních plochách	19	1445	27455
Suma	4950		3476318



Obrázek 7-1 Rozložení jednotlivých částí.

Obecný vztah pro výpočet polohy těžiště:

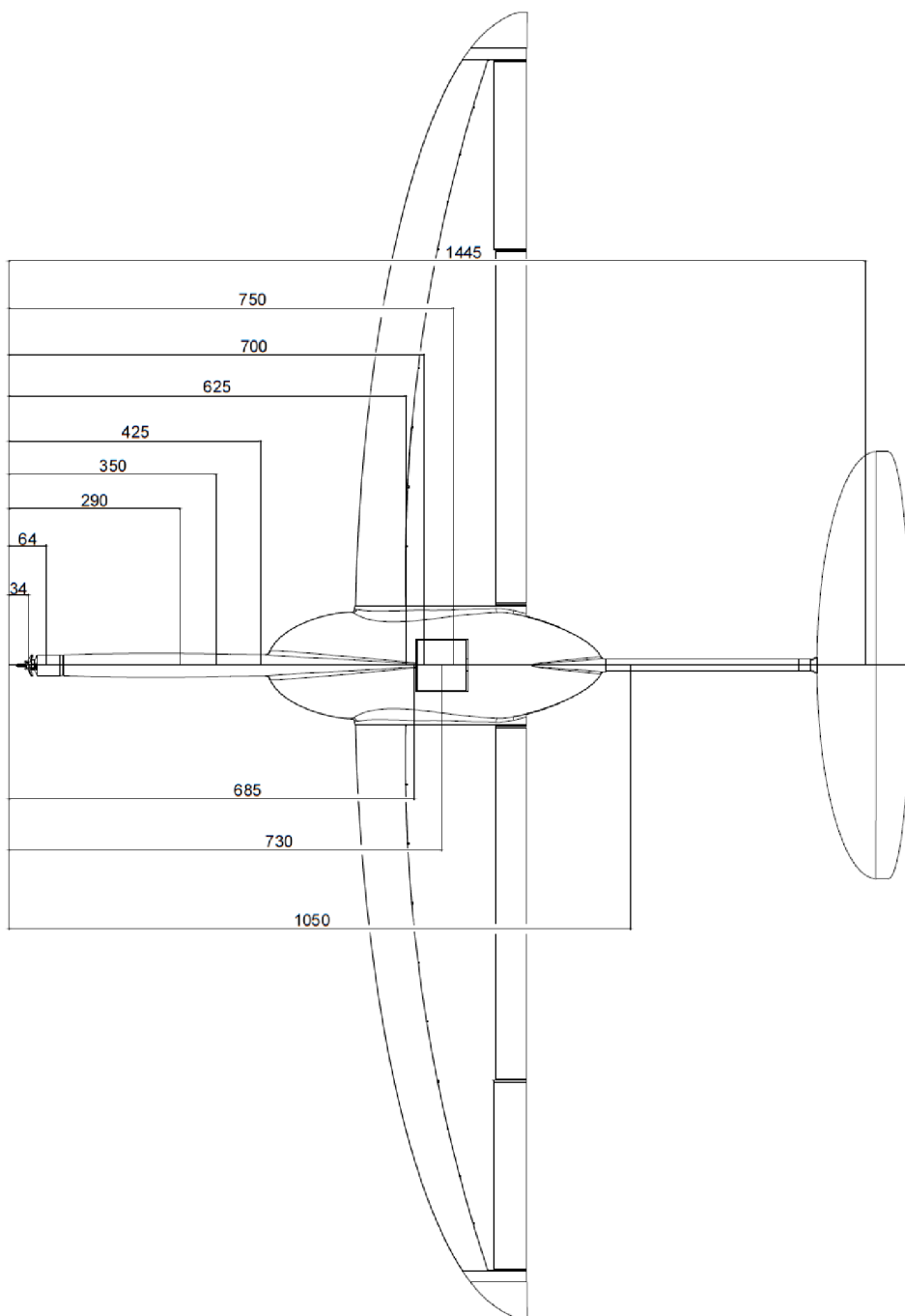
$$x_T = \frac{\sum_1^N m_n \cdot x_{nT}}{\sum_1^N m_n} \quad [\text{mm}] \quad (7.1)$$

Poloha těžiště vzhledem k počátku souřadného systému:

$$x_T = \frac{3476318}{4950} = 702,287 \text{ mm}$$

Poloha vzhledem ke střední aerodynamické těživě:

$$x_T = \frac{x_T - x_{aer}}{c_{SAT}} \cdot 100 = \frac{702,287 - 628}{246} \cdot 100 = 30,20 \% \quad [\%] \quad (7.2)$$



Obrázek 7-2 Vzdálenost položek od počátku souřadného systému.

8 Obálka zatížení

Obálka zatížení určuje rozsah rychlostí a zatížení, které mohou v průběhu letu nastat. Pro potřeby týmu v předchozích letech byl vždy zvolen předpis CS-22 [22], který zahrnuje oblast kluzáků a motorových kluzáků. Přičemž maximální provozní násobek u tohoto předpisu činí 5,3. Pro správnou funkci měřicí telemetrie by však násobek neměl překročit hodnotu 3-4 [1]. Z toho důvodu byl zvolen předpis CS-VLA [23], který zahrnuje oblast velmi lehkých letounů a má maximální násobek 3,8.

Tabulka 8-1 Parametry vstupující do výpočtu.

	Označení	Hodnota	Jednotka
Max. koeficient vztlaku	C_{lmax}	1,35	-
Min. koeficient vztlaku	C_{lmin}	-0,7	-
Min. koeficient odporu	C_{Dmin}	0,0077	-
Max. koeficient vztlaku s klapkami	C_{LFMAX}	2,64	-
Střední geometrická tětiva	C_{SGT}	0,227	-
Sklon vztlakové čáry křídla	a	4,9045	rad^{-1}

8.1 Obálka obratová

Tabulka 8-2 Provozní násobky při obratech.

Násobek	Hodnota násobku podle VLA
Kladný násobek n_1	3,8
Záporný násobek n_2	-1,5

Cestovní rychlost

$$v_H = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{m \cdot g}{S}} \quad [ms^{-1}] \quad (8.1)$$

$$v_H = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{5 \cdot 9,81}{0,5}} = 23,77 \text{ ms}^{-1} = 85,56 \text{ kmh}^{-1}$$

Pádová rychlost

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{lmax} \cdot S}} \quad [ms^{-1}] \quad (8.2)$$

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 5 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,35 \cdot 0,5}} = 10,89 \text{ ms}^{-1} = 39,21 \text{ kmh}^{-1}$$

Obratová rychlost

$$v_A = v_s \cdot \sqrt{n_1} \quad [ms^{-1}] \quad (8.3)$$

$$v_A = 10,89 \cdot \sqrt{3,8} = 21,23 \text{ ms}^{-1} = 76,42 \text{ kmh}^{-1}$$

Pádová rychlost na zádech

c_{lmin} určený pomocí aproximace poláry křídla polynomem 6 stupně.

$$v_{s2} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{lmin} \cdot S}} \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.4)$$

$$v_{s2} = \sqrt{\frac{2 \cdot 5 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,7 \cdot 0,5}} = 15,13 \text{ ms}^{-1} = 54,45 \text{ kmh}^{-1}$$

Obratová rychlost na zádech

$$v_{A2} = v_{s2} \cdot \sqrt{|n_2|} \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.5)$$

$$v_{A2} = 15,13 \cdot \sqrt{|-1,5|} = 18,52 \text{ ms}^{-1} = 66,68 \text{ kmh}^{-1}$$

Rychlost střemhlavého letu

$$v_D = 1,25 \cdot v_H \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.6)$$

$$v_D = 1,25 \cdot 23,77 = 29,71 \text{ ms}^{-1} = 106,95 \text{ kmh}^{-1}$$

8.2 Obálka poryvů

Pokud není možné násobky určit jinak, je možné je vypočítat podle:

Hmotnostní poměr letounu

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{S \cdot \rho \cdot a \cdot c_{SGT}} \quad [-] \quad (8.7)$$

Zmírňující součinitel poryvů

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad [-] \quad (8.8)$$

Násobek při poryvu

$$n = 1 \pm \left[\frac{\left(\frac{k}{2}\right) \cdot \rho \cdot U \cdot V \cdot a}{\left(\frac{m \cdot g}{S}\right)} \right] \quad [-] \quad (8.9)$$

Násobky u poryvů (obratová rychlost)

$$\mu = \frac{2 \cdot 5}{0,5 \cdot 1,225 \cdot 4,9045 \cdot 0,227} = 14,7$$
$$k = \frac{0,88 \cdot 14,7}{5,3 + 14,7} = 0,646$$

Kladný násobek i záporný násobek zahrnuje poryv o rychlosti $U = 15,24 \text{ ms}^{-1}$

$$n_{+v_A} = 1 + \left[\frac{\left(\frac{0,646}{2}\right) \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot 21,23 \cdot 4,9045}{\left(\frac{5 \cdot 9,81}{0,5}\right)} \right] = 7,04$$

$$n_{-v_{A2}} = 1 - \left[\frac{\left(\frac{0,646}{2}\right) \cdot 1,225 \cdot 15,24 \cdot 18,52 \cdot 4,9045}{\left(\frac{5 \cdot 9,81}{0,5}\right)} \right] = -5,04$$

Násobky u poryvů (rychlost střemhlavého letu)

Kladný násobek i záporný násobek zahrnuje poryv o rychlosti $U = 7,62 \text{ ms}^{-1}$

$$n_{+v_D} = 1 + \left[\frac{\left(\frac{0,646}{2}\right) \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 29,71 \cdot 4,9045}{\left(\frac{5 \cdot 9,81}{0,5}\right)} \right] = 5,48$$

$$n_{-v_D} = 1 - \left[\frac{\left(\frac{0,646}{2}\right) \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 29,71 \cdot 4,9045}{\left(\frac{5 \cdot 9,81}{0,5}\right)} \right] = -3,48$$

8.3 Klapková obálka

Pádová rychlost s vysunutými klapkami

$$v_{Fs} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{LFMAX} \cdot S}} \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.10)$$

$$v_{Fs} = \sqrt{\frac{2 \cdot 5 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 2,64 \cdot 0,5}} = 7,79 \text{ ms}^{-1} = 28,04 \text{ kmh}^{-1}$$

Maximální rychlost s vysunutými klapkami

nesmí být menší než

$$v_F = 1,4 \cdot v_s \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.11)$$

$$v_F = 1,4 \cdot 10,89 = 15,25 \text{ ms}^{-1} = 54,89 \text{ kmh}^{-1}$$

resp.

$$v_F = 1,8 \cdot v_{Fs} \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.12)$$

$$v_F = 1,8 \cdot 7,79 = 14,02 \text{ ms}^{-1} = 50,48 \text{ kmh}^{-1}$$

Maximální rychlost s vysunutými klapkami

$$v_F = 54,89 \text{ kmh}^{-1}$$

Maximální kladný násobek při letu s vysunutými klapkami je v případě předpisu VLA roven 2.

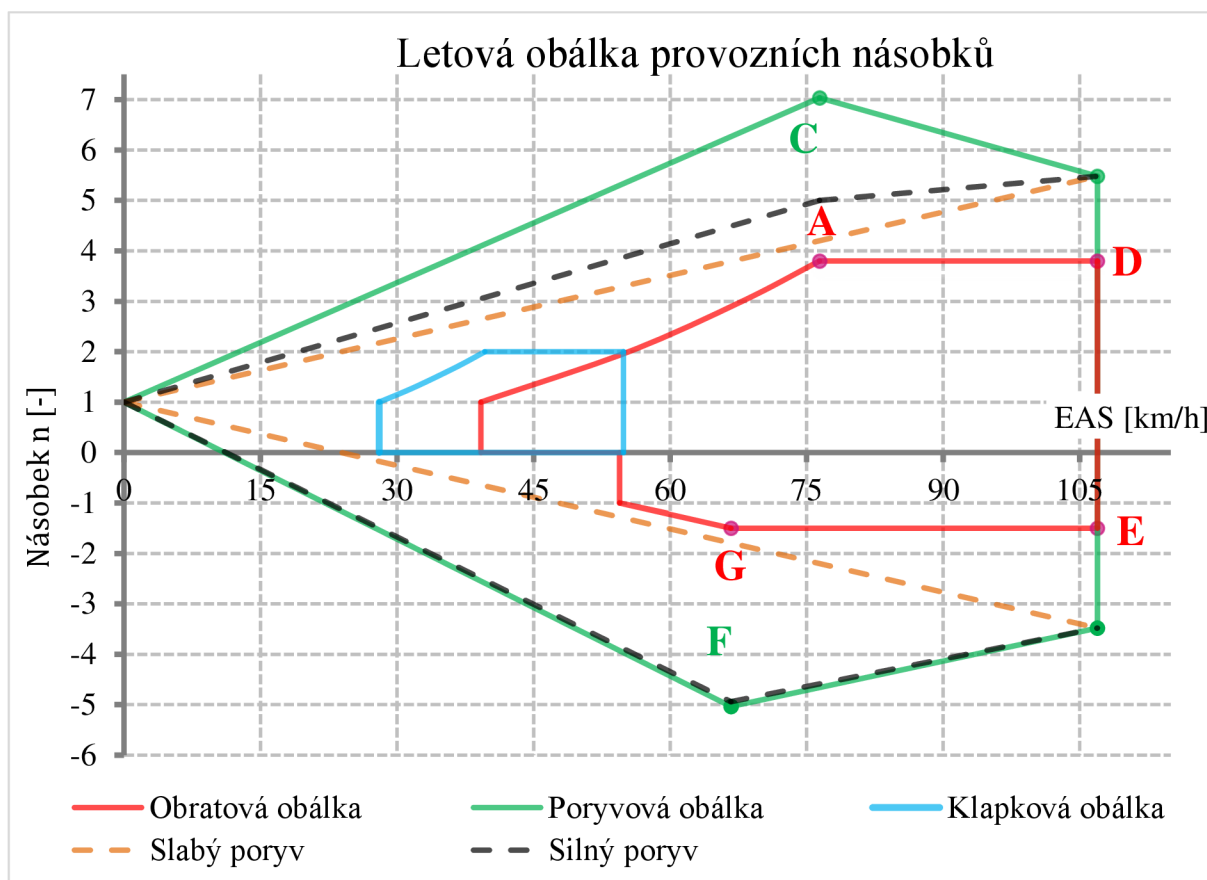
Obratová rychlost s vysunutými klapkami

$$v_{FA} = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{LFMAX} \cdot S}} \quad [\text{ms}^{-1}] \quad (8.13)$$

$$v_{FA} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2 \cdot 5 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 2,64 \cdot 0,5}} = 11,02 \text{ ms}^{-1} = 39,65 \text{ kmh}^{-1}$$

Tabulka 8-3 Rychlosti letové obálky.

Název	Rychlost [km/h]	Násobek	Poryvy
Cestovní rychlost	85,56	-	-
Pádová rychlost	39,21	1	-
Obratová rychlost	76,42	3,8	7,04
Pádová rychlost na zádech	54,45	1	-
Obratová rychlost na zádech	66,68	-2,65	-5,04
Rychlost střemhlavého letu	106,95	3,8	5,48
		-1,5	-3,48
Maximální rychlost s vysunutými klapkami	54,89	2	-
Pádová rychlost klapky	28,04	1	-
Obratová rychlost s vysunutými klapkami	39,65	2	-



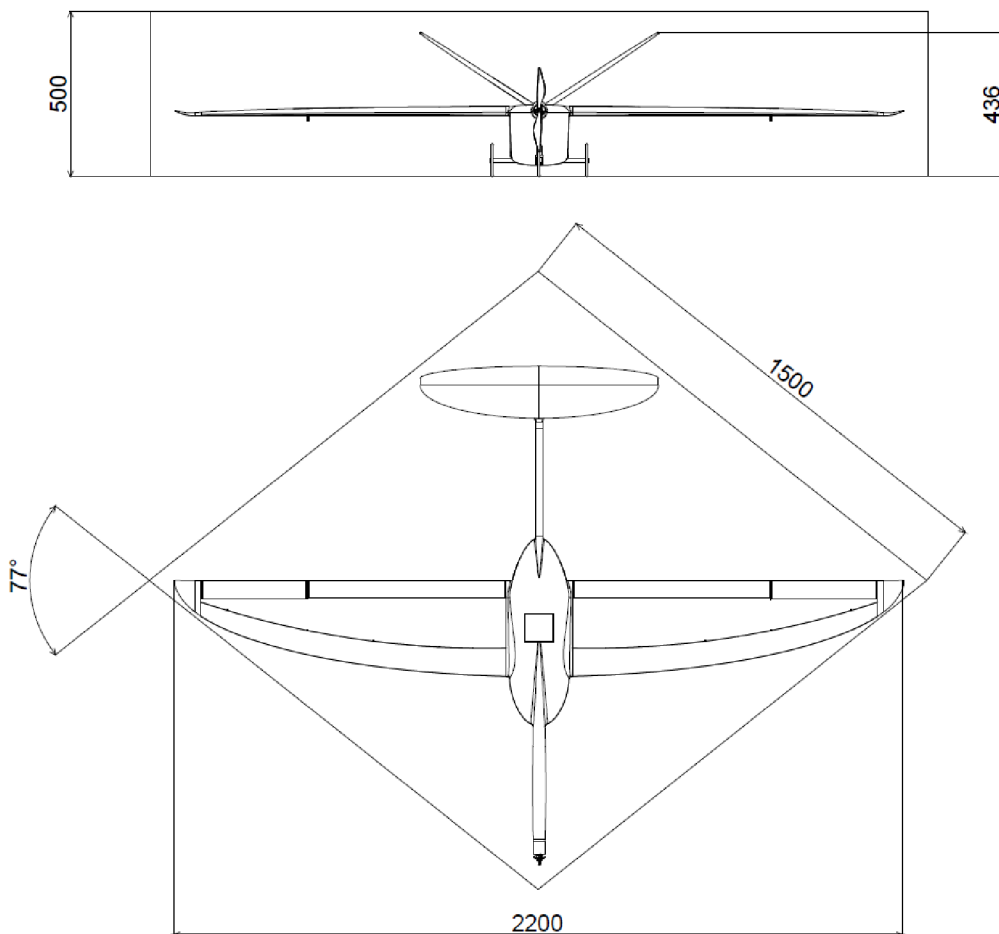
Obrázek 8-1 Letová obálka.

Letová obálka bude následně využita ostatními členy týmu při návrhu vnitřní struktury modelu.

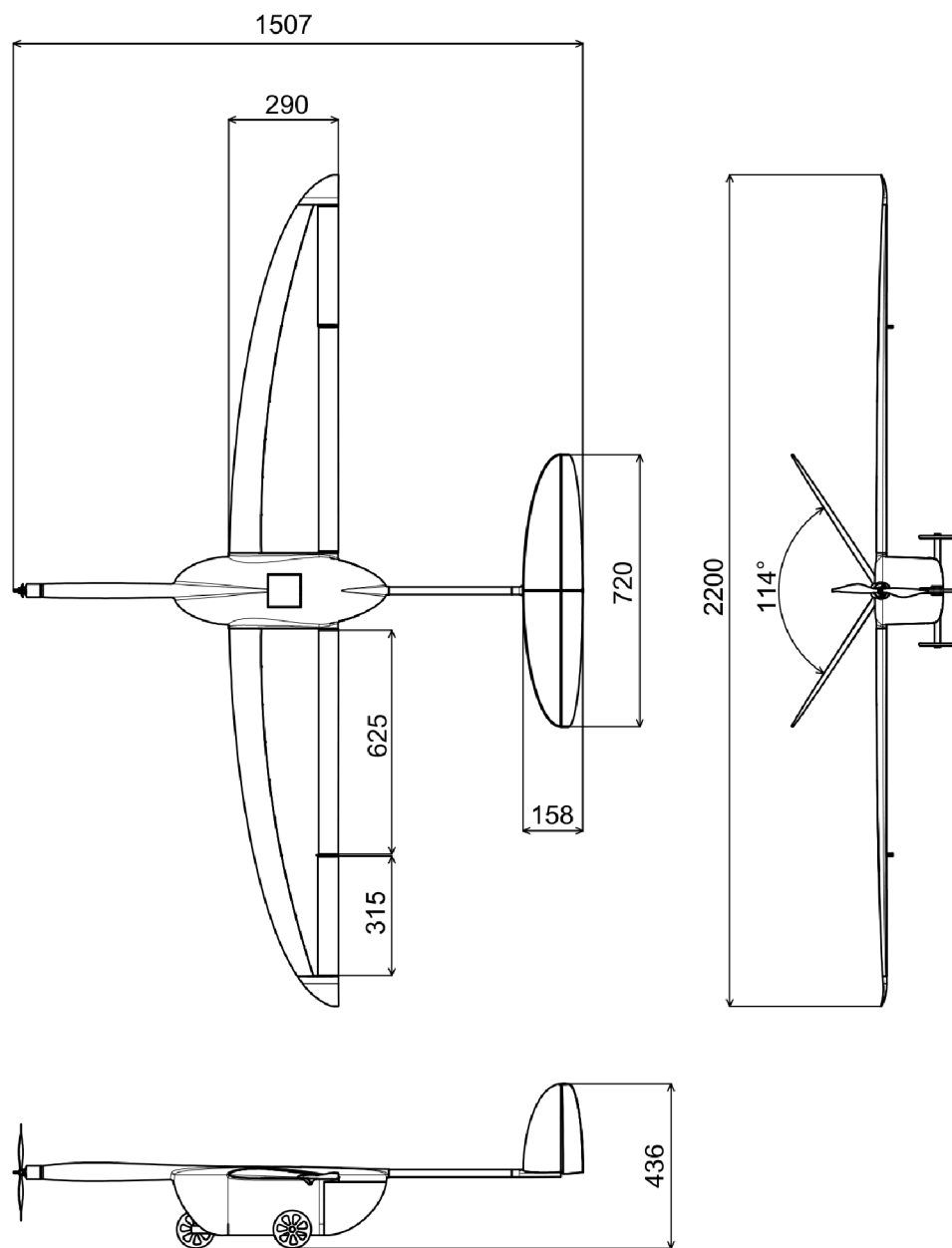
9 Shrnutí celkového koncepčního návrhu

Tabulka 9-1 Charakteristiky modelu.

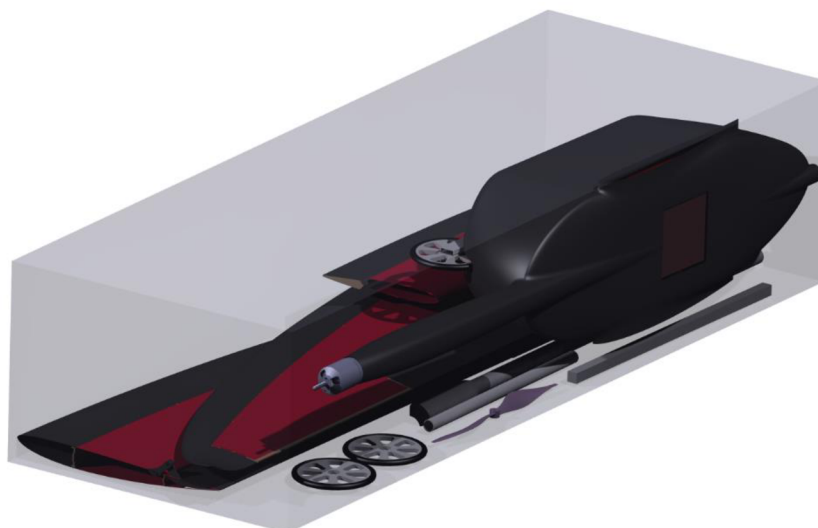
Model		
Prázdná hmotnost	2,9	kg
Max. vzletová hmotnost	5	kg
Cestovní rychlost	85,56	km·h ⁻¹
Maximální rychlost	106,95	km·h ⁻¹
Pádová rychlost	39,21	km·h ⁻¹
Křídlo		
Plocha křídla	0,5	m ²
Rozpětí	2200	mm
Štíhlost křídla	9,66	[-]
C_{lmax}	1,35	[-]
Ocasní plochy		
Rameno VOP	743	mm
Plocha VOP	0,077	m ²
Plocha SOP	0,033	m ²
Trup		
Délka trupu	1240	mm



Obrázek 9-1 Umístění modelu v boxu.



Obrázek 9-2 Náčrt modelu.



Obrázek 9-3 Uložení rozloženého modelu v přepravním boxu.



Obrázek 9-4 Model letadla z programu Catia V5R20.

Závěr

Předkládaná bakalářská práce pojednává o koncepčním návrhu soutěžního modelu letounu, který byl navržen na základě pravidel mezinárodní studentské soutěže Air Cargo Challenge 2021. S tímto letounem bude studentský tým Chicken Wings v německém Mnichově bojovat o co nejlepší umístění proti týmům z celého světa.

Při tvorbě návrhu byly zhodnoceny různé varianty uspořádání jednotlivých částí letounu s přihlédnutím k pravidlům soutěže, ale také s přihlédnutím k celkovému cíli soutěže spočívajícím ve vytvoření návrhu letounu dosahujícího, co možno nejmenšího odporu a malé hmotnosti, za současného dosažení co největší nosnosti pro přepravu platícího zatížení. Pravidla soutěže pro tento ročník prošla oproti předchozím ročníkům změnou, která přinesla novou formu rozměrového omezení, což se nutně projevilo jako klíčové kritérium při tvorbě návrhu všech částí letounu.

V další kapitole byl proveden hmotnostní rozbor, kde se určila poloha těžiště vzhledem ke střední aerodynamické těživě. Při výpočtu bylo uvažováno maximální platící zatížení, které bylo umístěno v těžišti letounu. Tímto uvažováním bylo dosaženo požadavku vyžadovaného pravidly, a to požadavku na stejné těžiště naloženého i prázdného letounu.

V závěrečné části bakalářské práce byla zpracována letová obálka dle předpisu CS-VLA. Z letové obálky byly určeny základní rychlostní limity a maximální letové násobky modelu, které dále poslouží ostatním členům týmu při návrhu vnitřní struktury letounu.

Vzhledem k nastalé pandemické situaci byla soutěž přesunuta z roku 2021 na další rok. Komplettní koncepční návrh byl však zpracován k původnímu datu soutěže. V následujících měsících započne výroba potřebných forem a jednotlivých částí letounu. Hotový letoun by měl poprvé vzlétnout ještě tento rok, tedy v roce 2021.

Seznam použitých zdrojů

- [1] *Air Cargo Challenge 2021 Regulations* [online]. In: . V01.10. [cit. 2021-02-10]. Dostupné z: <https://akamodell-muenchen.de/acc-2021/regulations/>
- [2] AXI 2826/10 GOLD LINE V2. In: *Model Motors S. R. O.* [online]. [cit. 2021-02-09]. Dostupné z: <https://www.modelmotors.cz/product/detail/394/>
- [3] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I*. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.
- [4] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [5] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Dušan Slavětinský: O letadlech: Stavba letadel* [online]. [cit. 2021-03-22].
- [6] OLŠANSKÝ, Oldřich a Jiří MATEJČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů: Příručka pro amatérské stavitele*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 1999.
- [7] RAYMER, Daniel P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 09-304-0351-7.
- [8] KMINIAKOVÁ, Tatiana. *Návrh křídla sůtažného modelu letounu*. Brno, 2021. Semestrální projekt. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Hájek.
- [9] *S9000 (s9000-il): Airfoil Tools* [online]. In: . [cit. 2021-05-10]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s9000-il>
- [10] *S7075 (s7075-il): Airfoil Tools* [online]. In: . [cit. 2021-05-10]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s7075-il>
- [11] BAZAKAS, Christos. *Podvozek a nákladní prostor soutěžního modelu letounu*. Brno, 2020. Dostupné také z: https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace?zp_id=125228. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jan Šplíchal.
- [12] *EPPLER 863 STRUT AIRFOIL (e863-il): Airfoil Tools* [online]. In: . [cit. 2021-05-09]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e863-il>
- [13] HUB, Pavel. *Návrh ocasních ploch soutěžního modelu letounu*. Brno, 2019. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/116652>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jiří Matějů.
- [14] KMINIAKOVÁ, Tatiana. *Návrh ocasních ploch a trupu soutěžního modelu letounu*. Brno, 2020. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125225>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Luboš Janhuba.
- [15] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [16] *NACA 0010 (naca0010-il): Airfoils Tools* [online]. In: . [cit. 2021-05-08]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>
- [17] NANO Tech 2800mAh 3S 60C. In: *Bighobby* [online]. [cit. 2021-05-05]. Dostupné z: https://www.bighobby.cz/bighobby-nano-tech-2800mah-3s-60c--120c-/?fbclid=IwAR1O6i64V_KF4xwiPE32SD6QIPvLPOhT24iotCywufZT5FejERIHZ5EwtX0
- [18] SPIN Pro 66. In: *JETI model* [online]. [cit. 2021-05-05]. Dostupné z: <http://www.jetimodel.com/cs/katalog/Regulatory-otacek/@produkt/SPIN-Pro-66/>

- [19] KST X08+ Servo. In: *Aloft Hobbies* [online]. [cit. 2021-05-05]. Dostupné z: <https://alofthobbies.com/kst-x08.html>
- [20] OPTIMA 9 2.4GHz přijímač AFHSS 9 kanálů dual antena. In: *PECKA-MODELÁŘ* [online]. [cit. 2021-05-05]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/1hi28425-prijimac-2-4-ghz-optima-9>
- [21] FOXY G3 - Li-Po 1300mAh/7,4V 40/80C 9,6Wh. In: *Domanský Profimodel* [online]. [cit. 2021-05-05]. Dostupné z: https://profimodel.cz/cs/1000-2000mah/119933-foxy-g3-li-po-1300mah-74v-40-80c-96wh-8595241385594.html?gclid=CjwKCAjwv_iEBhASEiwARoemvDrwVDemiNt2JjvGUaVcfLItxSRM_bRett_qoFZBA4_oWpj0Q04xcxoCxDwQAvD_BwE#119933k
- [22] *Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22: Amendment 2*. European Aviation Safety Agency, 2009. Dostupné také z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Consolidated%20version%20CS-22%20Amdt%202.pdf>
- [23] *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA: Amendment 1*. European Aviation Safety Agency, 2009. Dostupné také z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-VLA%20%20Amdt%201%20combined.pdf>

Seznam použitých symbolů a zkratk

Označení	Jednotka	Název
ACC	[-]	Air Cargo Challenge
$S_{Náklad}$	[-]	Body za přepravený náklad
$S_{Vzdálenost}$	[-]	Body za uraženou vzdálenost
h_{60s}	[m]	Letová výška 60 sekund po startu
$S_{výška}$	[-]	Body za letovou výšku
$B_{nakládání/vykládání}$	[-]	Bonusové body za nakládání
t	[s]	Čas
$B_{předpoklad}$	[-]	Bonusové body za odhad hmotnosti přepraveného nákladu
B_{vzlet}	[-]	Bonusové body za vzlet na kratší dráze
S_{let}	[-]	Celkové body za letovou misi
T	[N]	Tah
v_{ST}	[ms ⁻¹]	Stoupací rychlost
s	[m]	Dráha
c_l	[-]	koeficient vztlaku
m	[kg]	hmotnost
g	[ms ⁻²]	Gravitační zrychlení
α	[°]	Úhel stoupání
ρ	[kgm ⁻³]	Hustota vzduchu
S	[m]	Plocha křídla
c_d	[-]	koeficient odporu
VOP	[-]	Vodorovné ocasní plochy
SOP	[-]	Svislé ocasní plochy
l	[m]	Rozpětí křídla
ck	[m]	Hloubka kořenového profilu
λ	[-]	Štíhlost
SAT	[-]	Střední aerodynamická tětíva
c_{SGT}	[mm]	Délka geometrické tětívy
c_{SAT}	[mm]	Délka SAT
c	[mm]	Hloubka profilu
x_{SAT}	[mm]	Poloha náběžného bodu SAT
y_{SAT}	[mm]	Poloha SAT po rozpětí
c_{lmax}	[-]	Maximální koeficient vztlaku
c_{dmin}	[-]	Minimální koeficient odporu
LLT	[-]	Lifting Line Theory
VLM	[-]	Vortex Lattice Method
c_l^α	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry

S_{VOP}	[m ²]	Plocha vodorovné ocasní plochy
S_{SOP}	[m ²]	Plocha svislé ocasní plochy
S_V	[m ²]	Celková plocha ocasních ploch
$L_{vop0,25}$	[m]	Délka ramena ocasních ploch
V_{VOP}	[-]	Mohutnost VOP
V_{SOP}	[-]	Mohutnost SOP
α	[°]	Úhel od vodorovné roviny
x_T	[mm]	Poloha těžiště
x_{aer}	[mm]	Poloha SAT od zvoleného souřadnicového systému
C_{lmin}	[-]	Minimální koeficient vztlaku
C_{LFMAX}	[-]	Maximální koeficient vztlaku s klapkami
a	[rad ⁻¹]	Sklon vztlakové čáry křídla
n	[-]	Provozní násobek při poryvu
v_H	[ms ⁻¹]	Cestovní rychlost
v_s	[ms ⁻¹]	Pádová rychlost
v_A	[ms ⁻¹]	Obratová rychlost
v_{s2}	[ms ⁻¹]	Pádová rychlost na zádech
v_{A2}	[ms ⁻¹]	Obratová rychlost na zádech
v_D	[ms ⁻¹]	Rychlost střemhlavého letu
μ	[-]	Hmotnostní poměr
k	[-]	Zmírňující součinitel poryvů
U	[ms ⁻¹]	Rychlost poryvu
n_{+vA}	[-]	Kladný násobek při obratové rychlosti
n_{-vA2}	[-]	Záporný násobek při obratové rychlosti na zádech
n_{+vD}	[-]	Kladný násobek při rychlosti střemhlavého letu
n_{-vD}	[-]	Záporný násobek při rychlosti střemhlavého letu
v_{Fs}	[ms ⁻¹]	Pádová rychlost s vysunutými klapkami
v_F	[ms ⁻¹]	Maximální rychlost s vysunutými klapkami
v_{FA}	[ms ⁻¹]	Obratová rychlost s vysunutými klapkami

Seznam obrázků

Obrázek 1-1 Schéma letové mise [1].....	14
Obrázek 1-2 Transportní box [1].	15
Obrázek 1-3 Rozměrová omezení - startovací box [1].	15
Obrázek 1-4 AXI 2826/10 V2 [2].	16
Obrázek 1-5 Procentuální podíl hodnocení projektu.	16
Obrázek 1-6 Předběžné body v závislosti na výšce letu [1].	17
Obrázek 1-7 Procentuální hodnocení letové mise.	18
Obrázek 1-8 Tahová charakteristika.	19
Obrázek 1-9 Závislost součinitele vztlaku na navrhovaných parametrech.	20
Obrázek 2-1 Uspořádání podle počtu nosných ploch [3].	22
Obrázek 2-2 Uspořádání podle umístění vzhledem k trupu [3].....	22
Obrázek 2-3 Vliv výškové polohy křídla na poláru letounu [4].	23
Obrázek 2-4 Rozložení úhlů náběhu a poloha oblasti odtržení pro jednotlivé tvary [5].	24
Obrázek 2-5 Konvenční uspořádání [6].	25
Obrázek 2-6 Uspořádání do T [6].	26
Obrázek 2-7 Uspořádání do V [6].	26
Obrázek 2-8 Podvozek s ostruhovým kolem [3].	27
Obrázek 2-9 Podvozek s předovým kolem [3].	27
Obrázek 2-10 Tandemový podvozek [3].	27
Obrázek 3-1 První konfigurace [7].	29
Obrázek 3-2 Druhá konfigurace [7].	30
Obrázek 3-3 Třetí konfigurace [7].	30
Obrázek 3-4 Polára křídla [7].	32
Obrázek 3-5 Vztlaková čára [7].	33
Obrázek 3-6 Klouzavost [7].	33
Obrázek 3-7 S9000 (kořenový profil) [7].	34
Obrázek 3-8 S7075 (koncový profil) [8].	34
Obrázek 3-9 Křídlo vymodelované v programu CATIA [7].	34
Obrázek 3-10 Vztlaková mechanizace [7].	35
Obrázek 3-11 Křídlo s křidélkem [7].	35
Obrázek 3-12 Křídlo s klapkou [7].	35
Obrázek 3-13 Křídlo.	36
Obrázek 4-1 Trup.....	37
Obrázek 4-2 Přední část trupu.	37
Obrázek 4-3 300g balíček s umělou krví [1].	38
Obrázek 4-4 Box na balíčky s krví.	38
Obrázek 4-5 Box na platící zatížení v gondole.....	38
Obrázek 4-6 EPPLER 863 [10].	39
Obrázek 4-7 Přední a střední část trupu.....	39
Obrázek 4-8 Zadní část trupu.	39
Obrázek 5-1 Uložení křídla a ocasních ploch v boxu.....	40
Obrázek 5-2 Poměr mohutnosti VOP ku štihlosti soutěžních letounů Chicken Wings.	41
Obrázek 5-3 Poměr mohutnosti SOP ku poměru ramene VOP a délky SAT soutěžních letounů Chicken Wings.	41
Obrázek 5-4 Základní rozměry ocasních ploch.	42
Obrázek 5-5 NACA 0010 [12].	42
Obrázek 5-6 Ocasní plochy.	42
Obrázek 6-1 Model podvozku.	43
Obrázek 6-2 Výkres podvozku.	43

Obrázek 6-3 Podvozek s gondolou.	44
Obrázek 7-1 Rozložení jednotlivých částí.	47
Obrázek 7-2 Vzdálenost položek od počátku souřadného systému.	48
Obrázek 8-1 Letová obálka.	52
Obrázek 9-1 Umístění modelu v boxu.	53
Obrázek 9-2 Náčrt modelu.	54
Obrázek 9-3 Uložení rozloženého modelu v přepravním boxu.	55
Obrázek 9-4 Model letadla z programu Catia V5R20.	55

Seznam tabulek

Tabulka 1-1 Základní odhadnuté parametry letounu	21
Tabulka 3-1 Základní parametry křídla [7].	31
Tabulka 3-2 Vybrané kombinace profilů [7].	32
Tabulka 3-3 Vlastnosti vybraných profilů.	32
Tabulka 3-4 Základní vlastnosti různých variant křídla [7].	34
Tabulka 3-5 Parametry křídélka [7].	35
Tabulka 7-1 Použité materiály.	45
Tabulka 7-2 Skladba sendvičkové struktury.	45
Tabulka 7-3 Hmotnosti a poloha.	47
Tabulka 8-1 Parametry vstupující do výpočtu.	49
Tabulka 8-2 Provozní násobky při obratech.	49
Tabulka 8-3 Rychlosti letové obálky.	52
Tabulka 9-1 Charakteristiky modelu.	53