

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

FAKULTA STROJNÍ

**ÚSTAV MECHANIKY TEKUTIN
A TERMOMECHANIKY**

**BAKALÁŘSKÁ
PRÁCE**

2020

**NÁVRH BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU
S VYSOKÝM POMĚREM MEZI UŽITEČNOU
A VZLETOVOU HMOTNOSTÍ**

KATEŘINA FIŠEROVÁ

studijní program: Teoretický základ strojního inženýrství

vedoucí práce: Ing. Petr Prokop, MBA



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Fišerová** Jméno: **Kateřina** Osobní číslo: **473419**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Návrh bezpilotního prostředku s vysokým poměrem mezi užitečnou a vzletovou hmotností

Název bakalářské práce anglicky:

Design of an UAV with a high Payload vs. Take-off Weight Ratio

Pokyny pro vypracování:

1. Proveďte rešerši existujících soutěží univerzitních týmů zabývajících se problematikou bezpilotních prostředků. Vyberte vhodnou kategorii splňující předpoklady bakalářské práce a nastudujte soutěžní pravidla a omezení.
2. Na základě podmínek soutěže stanovte optimální strategii vedoucí k dosažení co nejlepšího výsledku.
3. Navrhněte letoun vyhovující této strategii. Proveďte jeho základní aerodynamický a pevnostní výpočet.
4. Pro takto navržený letoun propočítejte teoretický profil letu a určete dosažitelný výsledek (bodový zisk).

Seznam doporučené literatury:

Literatura dle pokynu vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Petr Prokop, MBA, ústav mechaniky tekutin a termodynamiky FS

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


Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2020**

Termín odevzdání bakalářské práce: **31.07.2020**

Platnost zadání bakalářské práce: _____



Ing. Petr Prokop, MBA
podpis vedoucí(ho) práce


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


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Studentka bere na vědomí, že je povinna vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

30.04.2020

Datum převzetí zadání

Fišerová

Podpis studentky

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma „Návrh bezpilotního prostředku s vysokým poměrem mezi užitečnou a vzletovou hmotností“ vypracovala samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce. Veškerá použitá literatura je uvedena v příloženém seznamu použité literatury.

V Praze dne 31.4.2020

Fišerová

Kateřina Fišerová

PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych chtěla poděkovat vedoucímu práce Ing. Petru Prokopovi, MBA za poskytnutí mnoha odborných a cenných rad, trpělivost, ochotu a vstřícnost při zpracovávání bakalářské práce. Dále si poděkování zaslouží i další členové Ústavu mechaniky tekutin a termomechaniky za mnohé odporné rady a doporučení. Závěrem chci poděkovat svým blízkým a rodině za podporu při tvorbě této práce.

ABSTRAKT

V této práci je zkoumán návrh rádiem řízeného modelu letadla kategorie MTOW 15 kg na základě pravidel mezinárodní univerzitní soutěže Air Cargo Challenge. Úspěch je založen na dosažení vysokých hodnot užitečné hmotnosti a rychlosti letu. Studium pravidel určuje omezující parametry pro konstrukci letounu. Po analýze vybraných porovnávacích parametrů již existujících řešení lze získaná data použít jako inspiraci při stanovení optimální konfigurace. Po stanovení strategie k dosažení maximálního počtu bodů byl proveden návrh koncepce letounu. Předpokládané provozní výkony jsou stanoveny na základě aerodynamických a pevnostních výpočtů. Nakonec byl propočítán teoretický profil letu a určen dosažitelný bodový zisk.

KLÍČOVÁ SLOVA

Bezpilotní prostředek; návrh UAV; samokřídlo; mezinárodní univerzitní soutěž; aerodynamický výpočet; pevnostní výpočet; stanovení profilu letu; stanovení bodového zisku

SUMMARY

This work examines the design of the radio-controlled model of the aircraft of the MTOW category 15 kg based on the rules of the international university air cargo challenge. Success is based on achieving high values of payload and flight speed. The study of the rules determines the limiting parameters for the design of the aircraft. After analyzing the selected comparison parameters of existing solutions, the data obtained can be used as inspiration in determining the optimal configuration. After establishing a strategy to achieve the maximum number of points, a design of the aircraft concept was made. The expected operating performance is determined on the basis of aerodynamic and strength calculations. In the end, the theoretical profile of the flight was calculated and the achievable point gain was determined.

KEYWORDS

Unmanned vehicle; UAV proposal; self-winged; international university competition; aerodynamic calculation; strength calculation; determination of the flight profile; determination of point gain

OBSAH

1	ÚVOD	- 13 -
2	DOSAŽENÝ STAV LÉTAJÍCÍCH BEZPILOTNÍCH PROSTŘEDKŮ V SOUTĚŽÍCH UNIVERZITNÍCH TÝMŮ	- 14 -
2.1	Přehled soutěží univerzitních týmů	- 14 -
2.2	Air Cargo Challenge 2019	- 15 -
2.2.1	Parametry a omezení ovlivňující konstrukci letounu	- 15 -
2.2.2	Parametry ovlivňující bodové hodnocení v soutěži [10]	- 16 -
2.3	Analýza technických parametrů letounů soutěže ACC	- 17 -
2.3.1	ACC 2019	- 17 -
2.3.2	ACC 2017	- 19 -
3	POUŽITÁ METODOLOGIE	- 20 -
3.1	Model optimalizace technickoprovozních parametrů, jako předpoklad k dosažení co nejlepšího výsledku	- 20 -
3.1.1	Stanovení parametrů pohonné jednotky letounu	- 20 -
3.1.2	Model stanovení minimální rychlosti	- 22 -
3.1.3	Model stanovení maximální rychlosti	- 25 -
3.1.4	Model stanovení rychlosti v zatáčce	- 27 -
3.1.5	Model stanovení délky letové dráhy, času letu a bodového zisku	- 29 -
3.2	Model ověření pevnostních vlastností letounu	- 30 -
3.3	Model stanovení letového profilu a předpokládaného dosažení bodového hodnocení	- 32 -
3.3.1	Výpočet sil působících na letoun	- 32 -
3.3.2	Letový profil	- 33 -
3.3.3	Výkony jednotlivých etap letu	- 34 -
3.3.4	Stanovení předpokládaného dosažení bodového hodnocení	- 36 -
4	NÁVRH BEZPILOTNÍHO LETOUNU PRO SOUTĚŽ ACC	- 37 -
4.1	Stanovení koncepce letounu	- 37 -
4.2	Stanovení hlavních rozměrů letounu	- 37 -
4.3	Technické parametry pohonné jednotky	- 39 -
4.4	Základní aerodynamické výpočty	- 41 -
4.5	Základní pevnostní výpočty	- 45 -
4.6	Studie konstrukčního návrhu jednotlivých částí letounu	- 46 -
4.6.1	Křídlo	- 46 -
4.6.2	Nákladový box	- 47 -
4.6.3	Instalace pohonné jednotky	- 47 -

4.6.4	Podvozek	- 48 -
4.6.5	Sestava letounu	- 48 -
4.6.6	Hmotnostní bilance.....	- 50 -
4.6.7	Ověření splnění podmínky přepravního balení letounu	- 51 -
5	TEORETICKÝ PROFIL LETU, STANOVENÍ DOSAŽITELNÉHO POČTU BODŮ V SOUTĚŽI.....	- 52 -
6	ZÁVĚR	- 55 -
7	POUŽITÁ LITERATURA	- 57 -
8	PŘÍLOHY	- 59 -

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

ACC		Air Cargo Challenge
AIAA		American Institute of Aeronautics and Astronautics
BMFA		British Model Flying Association
DBF		Design/Build/Fly
ESC		Elektronický stabilizační systém
SAE		Society of Automotive Engineers
UAV		Unmanned Aerial Vehicle
VLOF		Rychlost umožňující odpoutání od země
A	[m ²]	Plocha křídla
α	[°]	Úhel náběhu
b	[m]	Hloubka křídla
C	[mAh]	Kapacita akumulátoru
c_{Dind}	[-]	Indukovaný součinitel odporu
c_D	[-]	Součinitel odporu
c_{Dk}	[-]	Součinitel odporu křídla
c_{Dp}	[-]	Součinitel odporu profilu
c_{Lmax}	[-]	Maximální součinitel vztlaku
c_L	[-]	Součinitel vztlaku
c'_L	[-]	Výpočtový součinitel vztlaku
E_k	[J]	Kinetická energie
E_p	[J]	Potenciální energie
F_C	[N]	Celková síla
F_D	[N]	Odporová síla
F_o	[N]	Odstředivá síla
F_T	[N]	Tahová síla
F_G	[N]	Tíhová síla
F_L	[N]	Vztlaková síla
g	[m/s ²]	Gravitační zrychlení
h	[m]	Letová výška
I_{max}	[A]	Maximální hodnota proudu
I_0	[A]	Proud naprázdno

I_f	[A]	Teoretická hodnota proudu, kdy se veškerá energie mění v teplo a $n = 0$
k_T	[Nm/A]	Momentová konstanta motoru
k_v	[RPM/V]	Otáčková konstanta motoru
K	[-]	Součinitel nevztlakových částí letounu
k	[-]	Součinitel přetížení v zatáčce
λ	[-]	Štíhlost křídla
$m_{v_{max}}$	[kg]	Hmotnost při maximální rychlosti
m	[kg]	Maximální hmotnost
M_{ks}	[Nm]	Krouticí moment při $n = 0$ a plném zatížení
$M_{k_{max}}$	[Nm]	Maximální krouticí moment v provozní oblasti
$M_{O_{max}}$	[Nmm]	Maximální ohybový moment
M_O	[Nmm]	Ohybový moment
n_{max}	[1/s]	Maximální otáčky zatíženého motoru
n	[1/min]	Otáčky motoru
n_0	[1/min]	Otáčky naprázdno
η_M	[-]	Účinnost motoru
η_V	[-]	Účinnost vrtule
P_{in}	[W]	Maximální příkon motoru
P_{out}	[W]	Maximální výkon motoru na hřídeli
P	[W]	Potřebný výkon předávaný vrtulí proudu vzduchu
P_0	[W]	Výkon motoru na hřídeli
ψ	[°]	Úhel náklonu letadla v zatáčce
q_L	[N/m]	Spojité zatížení od vztlakové síly
ρ	[kg/m ³]	Hustota
R	[m]	Poloměr oblouku
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
R_i	[Ω]	Vnitřní odpor motoru
σ_{DO}	[N/mm ²]	Dovolené ohybové napětí
σ_O	[N/mm ²]	Ohybové napětí
s	[m]	Stoupání vrtule
t	[s]	Čas letu
t_1	[s]	Čas rozjezdu
t_2	[s]	Čas potřebný k dosažení letové výšky a cestovní rychlosti
t_5	[s]	Čas klesání

t_6	[s]	Čas potřebný k zastavení letadla
U_C	[V]	Jmenovité napětí akumulátoru
U_i	[V]	Jmenovité napětí jednoho článku
ν	[m ² /s]	Kinematická viskozita
ν_c	[m/s]	Cestovní rychlost
ν_{\max}	[m/s]	Maximální rychlost
ν_{\min}	[m/s]	Minimální rychlost
ν	[m/s]	Rychlost letounu
ν_o	[m/s]	Rychlost v zatáčce
W_O	[mm ³]	Průřezová charakteristika
x	[-]	Počet článků akumulátoru řazených do série
Z	[%]	Zatížení motoru
Φ	[°]	Úhel stoupání

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 2.1 Letová dráha [15]	- 16 -
Obr. 2.2 Model GARFIELD [5]	- 18 -
Obr. 2.3 Výkres GARFIELDU [5]	- 18 -
Obr. 2.4 Model [4]	- 19 -
Obr. 3.1 Graf průběhu závislosti RPM a $I = f(Mk)$ - vnější charakteristika ...	- 20 -
Obr. 3.2 Polára profilu s vyznačeným bodem režimu s v_{min} [18]	- 22 -
Obr. 3.3 Polára profilu s vyznačeným bodem režimu s v_{max} [18]	- 25 -
Obr. 3.4 Let v zatáčce	- 27 -
Obr. 3.5 Pevnostní kontrola	- 30 -
Obr. 3.6 Síly působící na letoun	- 32 -
Obr. 3.7 Letový profil	- 33 -
Obr. 3.8 Let v zatáčce	- 35 -
Obr. 4.1 Půdorys uložení centroplánu v přepravní bedně	- 37 -
Obr. 4.2 Půdorys letounu s vyznačenými dělicími rovinami	- 38 -
Obr. 4.3 Bokorys uložení samokřídla v přepravní bedně	- 38 -
Obr. 4.4 Profil NACA 2412	- 46 -
Obr. 4.5 Řez křídla	- 46 -
Obr. 4.6 Instalace pohonné jednotky - pohled shora	- 47 -
Obr. 4.7 Instalace pohonné jednotky - pohled zezadu	- 48 -
Obr. 4.8 Sestava letounu - pohled ze předu	- 48 -
Obr. 4.9 Sestava letounu - pohled shora	- 48 -
Obr. 4.10 Detail na rozložení žeber	- 49 -
Obr. 4.11 Sestava letounu - pohled ze strany	- 49 -
Obr. 4.12 Uložení v přepravní bedně	- 51 -
Obr. 5.1 Graf závislosti počtu bodů na hmotnosti	- 53 -

SEZNAM TABULEK

Tabulka 2.1 Parametry soutěže ACC 2019 [10].....	- 15 -
Tabulka 2.2 Parametry modelu GARFIELD [11]	- 17 -
Tabulka 2.3 Parametry modelu [12].....	- 19 -
Tabulka 4.1 Hlavní rozměry letounu.....	- 39 -
Tabulka 4.2 Technické parametry motoru [19].....	- 39 -
Tabulka 4.3 Technické parametry vrtule [20]	- 40 -
Tabulka 4.4 Technické parametry akumulátoru [21]	- 41 -
Tabulka 4.5 Vstupní parametry pro aerodynamické výpočty	- 41 -
Tabulka 4.6 Výpočty pro minimální rychlost v_{min}	- 42 -
Tabulka 4.7 Výpočty pro maximální rychlost v_{max}	- 43 -
Tabulka 4.8 Vypočtené hodnoty pro rychlost v zatáčky v_o	- 43 -
Tabulka 4.9 Přepočet minimální rychlosti v_{min} pro hmotnost 16,8 kg.....	- 44 -
Tabulka 4.10 Přepočet maximální rychlosti v_{max} pro hmotnost 16,8 kg.....	- 44 -
Tabulka 4.11 Přepočet rychlosti v_o pro hmotnost 16,8 kg.....	- 44 -
Tabulka 4.12 Výsledné jednotlivé rychlosti a jejich parametry pro hmotnost 16,8 kg	- 44 -
Tabulka 4.13 Hmotnost komponentů letounu	- 50 -
Tabulka 5.1 Výsledné hodnoty jednotlivých konfigurací	- 52 -
Tabulka 5.2 Výsledné hodnoty pro t_1 , t_2 , s	- 53 -
Tabulka 5.3 Spotřebovaná kapacita akumulátoru pro jednotlivé etapy letu	- 54 -

1 ÚVOD

V dnešní době jsou čím dál více využívány a populární UAV. Jedná se o bezpilotní létající prostředek, tj. bez posádky na palubě. Jejich použití je různorodé a od toho se odvíjí i požadavky pro konkrétní provedení UAV.

Model jsem se rozhodla navrhnout podle pravidel mezinárodní soutěže pro univerzitní týmy, které se zabývají problematikou bezpilotních prostředků. Soutěže mají studenty převážně vysokých škol přimět se touto problematikou zabývat a přicházet s novými nápady založenými na základě pravidel soutěže. Tato pravidla jsou koncipována tak, aby soutěžící přiměla ke kreativě a ke komplexnímu promyšlení aktuálního tématu zvoleného pořadatelem.

Cílem této práce je návrh bezpilotního prostředku s vysokým poměrem mezi užitečnou a vzletovou hmotností na základě pravidel a omezení vybrané mezinárodní univerzitní soutěže. Z mnoha soutěží jsem vybrala soutěž Air Cargo Challenge, která nejlépe splňovala zadání mé bakalářské práce. Návrh spočívá ve zvolení vhodné strategie k dosažení co nejlepšího výsledku v soutěži, koncepcie a rozměrů UAV. Pro tuto bakalářskou práci bylo zvoleno následující zadání:

1. Proveďte rešerši existujících soutěží univerzitních týmů zabývajících se problematikou bezpilotních prostředků. Vyberte vhodnou kategorii splňující předpoklady bakalářské práce a nastudujte soutěžní pravidla a omezení.
2. Na základě podmínek soutěže stanovte optimální strategii vedoucí k dosažení co nejlepšího výsledku.
3. Navrhněte letoun vyhovující této strategii. Proveďte základní aerodynamický a pevnostní výpočet.
4. Pro takto navržený letoun propočítejte teoretický profil letu a určete dosažitelný výsledek (bodový zisk).

2 DOSAŽENÝ STAV LÉTAJÍCÍCH BEZPILOTNÍCH PROSTŘEDKŮ V SOUTĚŽÍCH UNIVERZITNÍCH TÝMŮ

V této kapitole jsem zhodnotila jednotlivé soutěže univerzitních týmů a provedla výběr té soutěže, která je nejvíce vhodná pro zadání bakalářské práce. Tuto soutěž jsem poté podrobněji analyzovala a shrnula její pravidla i vítězné modely předchozích ročníků.

2.1 PŘEHLED SOUTĚŽÍ UNIVERZITNÍCH TÝMŮ

Na světě se pořádá mnoho mezinárodních univerzitních soutěží, které se zabývají modely letadel.

Soutěž **AIAA Design/Build/Fly** se zabývá návrhem, stavbou a letem modelu letounu. Model je bez posádky, řízený rádiem a poháněn elektrickým motorem. Letoun musí být schopen proletět předem definovanou trasu. Pro každý ročník soutěže AIAA DBF jsou stanovena originální pravidla, která se v jednotlivých ročnících neopakují. [1] [2] [3]

Soutěž **BMFA Payload Challenges** má pět kategorií, kde se každá kategorie zabývá lehce odlišným problémem. Jedná se o kategorie:

- Challenge 1 Egg lift
- Challenge 2 Cube lift
- Challenge 3 Distance
- Challenge 4 Quantity
- Challenge 5 Weight

Všechny kategorie, až na Challenge 3 Distance, se zabývají přenosem nákladu různých tvarů, hmotností a velikostí po předepsané trase. V kategorii Challenge 3 Distance je cílem proletět s letounem co nejvíce kol předepsané trasy. [4] [5] [6] [7] [8]

Soutěž **SAE Aero Design** se snaží kombinovat návrh modelu letounu s postupy v leteckém průmyslu. SAE Aero Design má tři kategorie

- Regular class
- Advanced class
- Micro class

Cílem kategorie Regular class je navrhnout a postavit letounu schopný přistát a vzlítout v náročném terénu. Úkolem kategorie Advanced class je zkonstruovat model letadla pro kolonizaci Marsu. Musí dopravit kolonisty a zásoby na předem určené místo primárním letadlem, které má omezené rozpětí křídla. V kategorii Micro class je úkolem navrhnout velmi lehký mikro model letadla na principu UAV, který je snadno složitelný a dokáže přepravit velkou neskladnou užitečnou hmotnost s nízkou hustotou. [9]

Myšlenkou soutěže **Air Cargo Challenge** je vzbudit ve studentech zájem o letecký průmysl. Jedná se o soutěž, kdy mají účastníci za úkol navrhnout, zdokumentovat, postavit a letět s rádiem řízeným modelem letounu, který je navržen pro maximální možné užitečné zatížení. Letoun musí proletět předem definovanou trasu v co nejkratším čase. [10]

Při porovnání pravidel, omezení a cílů jednotlivých univerzitních soutěží, jsem vybrala soutěž Air Cargo Challenge, jejíž zaměření nejlépe vyhovovalo zadání mé bakalářské práce.

2.2 AIR CARGO CHALLENGE 2019

V této kapitole jsem shrnula parametry a omezení při konstrukci modelu letadla. Zaměřila jsem se nejprve na parametry ovlivňující návrh, a následně na parametry ovlivňující bodový zisk.

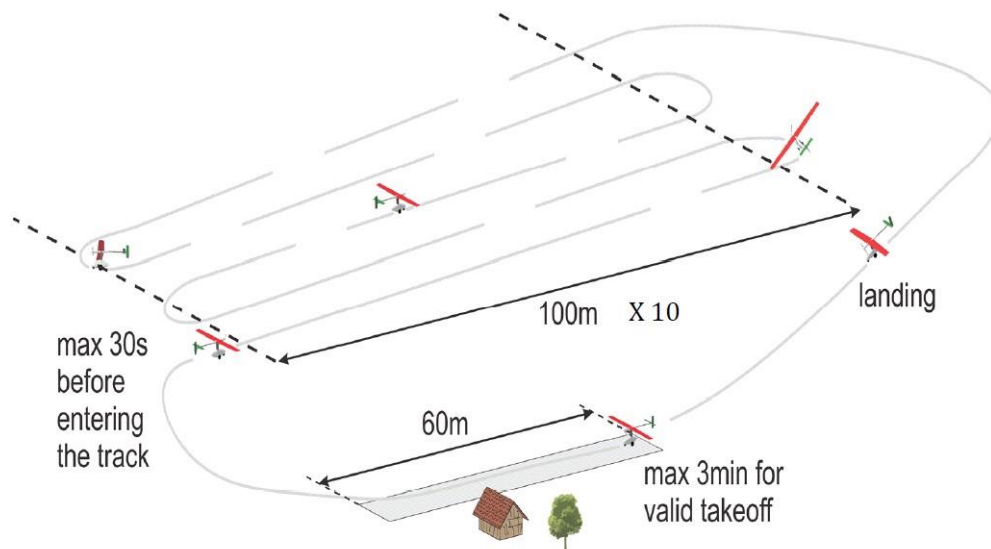
2.2.1 PARAMETRY A OMEZENÍ OVLIVŇUJÍCÍ KONSTRUKCI LETOUNU

Tabulka 2.1 Parametry soutěže ACC 2019 [10]

ZVOLENÝ PARAMETR	OMEZENÍ
konstrukce	Libovolná (zákaz rotujících křídel + modelů lehčí než vzduch)
motorová jednotka	max. 1 motor AXI Gold 2826/10
ESC	ne
vtule	Aeronaut Cam Carbon light prop 12x7
akumulátor	lithiový základ, max. 3 články v sérii
max. trvalý vybíjecí proud	min. 45 A
vnitřní rozměry přepravní bedny	750 x 400 x 250 mm
min. rozměry nákladového prostoru	160 x 80 x 80 mm
fixace nákladu během letu	ano
vzletová dráha	60 m
startovní čas	3 min
čas pro nabrání výšky + dosažení letové rychlosti	30 s
autopilot	ne

2.2.2 PARAMETRY OVLIVŇUJÍCÍ BODOVÉ HODNOCENÍ V SOUTĚŽI [10]

- Model smí být řízen pouze jedním pilotem.
- Použití autopilota je zakázáno.
- Při vzletu, letu a přistání nesmí být z modelu oddělena jakákoliv část.
- Musí proběhnout nejméně 3 starty.
- Každý start se skládá z 10 kol po 100 m.



Obr. 2.1 Letová dráha [15]

- Celkový počet bodů = body za letovou část + body za prezentaci + trestné body
- Body za prezentaci = body za detailní výkresy + body za technickou zprávu + body za odhadované užitečné zatížení + body za ústní prezentaci
- Body za letovou část = součet bodů ze dvou nejlepších startů
- Body z jednotlivých startů se počítají dle vzorce

$$\begin{aligned}
 & \text{body za letovou část} \\
 & = \left(\frac{\text{letová hmotnost [kg]}}{\text{čas letu [s]}} * 2000 + a + b + c \right) * d \quad (2.1) \\
 & + \text{časový bonus}
 \end{aligned}$$

a = 10, pokud při letu letoun neztratil žádnou část, jinak a = 0

b = 10 za přistání na vyhrazené ploše

c = 10 za odstartování z 60 m dráhy

d = 0, pokud došlo při letu k havárii, nebo byl start neplatný

Body za časový bonus lze získat, pokud je k nakládce závaží třeba méně než 2 minuty.

$$\text{časový bonus} = 24 * \left(1 - \frac{t}{120 s}\right) \quad (2.2)$$

- Body za přesný odhad užitečné hmotnosti:

$$\text{bodový bonus} = 10 * \left(1 - \frac{m_{n_{př}} - m_{n_{sk}}}{m_{n_{př}}}\right) \quad (2.3)$$

$m_{n_{př}}$ = předpokládaný náklad [kg]

$m_{n_{sk}}$ = skutečný náklad [kg]

2.3 ANALÝZA TECHNICKÝCH PARAMETRŮ LETOUNŮ SOUTĚŽE ACC

Pro získání porovnávacích dat jsem se rozhodla provést rešerši vítězných modelů předchozích ročníků. Pro porovnávání jsem si vybrala ročníky 2019 a 2017.

2.3.1 ACC 2019

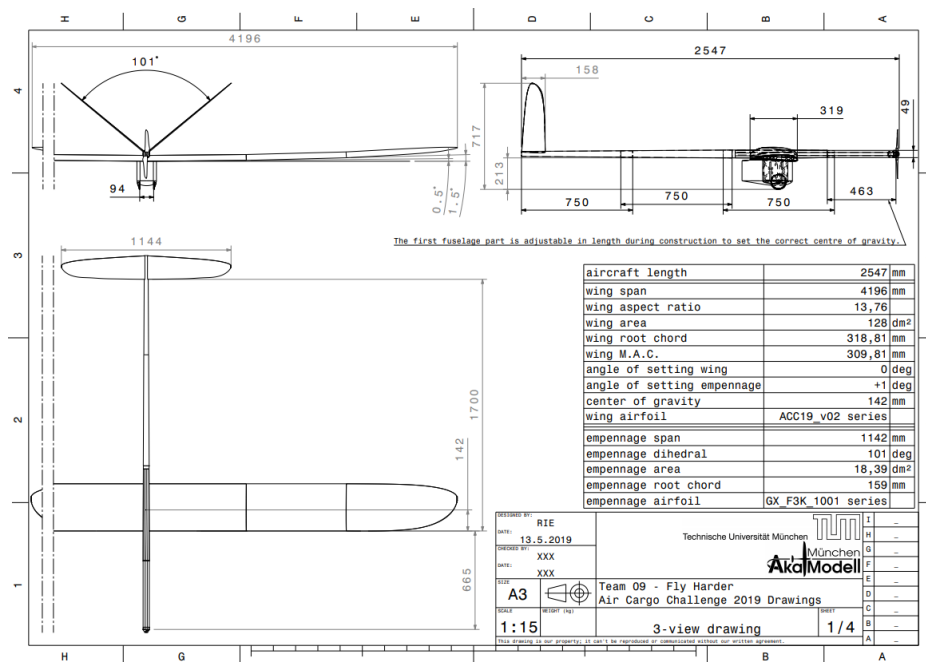
Vítězem ročníku 2019 byl model GARFIELD týmu Fly Harder (AkaModell). [11]

Tabulka 2.2 Parametry modelu GARFIELD [11]

PARAMETR	HODNOTA
rozpětí křídel	4,2 m
plocha křídel	1,28 m ²
celková délka	2,55 m
hmotnost nákladu	9,8 kg
letový čas	58 s
konstrukce	klasická (výškovka do V)



Obr. 2.2 Model GARFIELD [5]



Obr. 2.3 Výchres GARFIELDU [5]

2.3.2 ACC 2017

Vítězem ročníku 2017 byl model od týmu Akamodell Stuttgart. [12]

Tabulka 2.3 Parametry modelu [12]

PARAMETR	HODNOTA
rozpětí křídel	3,9 m
plocha křídel	1,2 m ²
hmotnost modelu	3,2 kg
hmotnost nákladu	10,2 kg
letový čas	62 s
konstrukce	klasická
použitý materiál	kompozit



Obr. 2.4 Model [4]

3 POUŽITÁ METODOLOGIE

V této kapitole jsem vytvořila jednotlivé teoretické výpočtové modely. Na základě těchto modelů byly provedeny jednotlivé výpočty uvedené v kapitole 4.

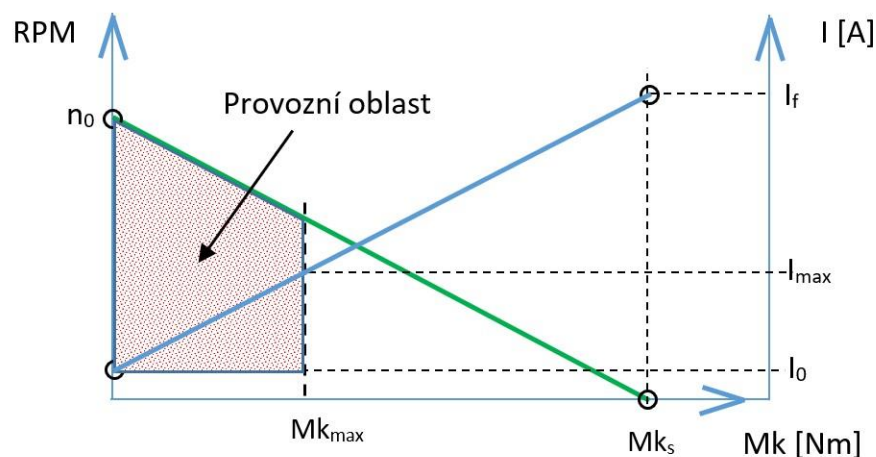
3.1 MODEL OPTIMALIZACE TECHNICKOPROVOZNÍCH PARAMETRŮ, JAKO PŘEDPOKLAD K DOSAŽENÍ CO NEJLEPŠÍHO VÝSLEDKU

Pro sestavení modelu optimalizace technickoprovozních parametrů jsem vytvořila několik dílčích modelů na jejichž základě jsem stanovila dané parametry pro vítězný model letounu.

3.1.1 STANOVENÍ PARAMETRŮ POHONNÉ JEDNOTKY LETOUNU

V této kapitole jsem se zabývala návrhem režimů pohonné jednotky, které tvoří vstup pro výpočty aerodynamických a provozních vlastností letounu.

Při tvorbě struktury modelu jsem se inspirovala článkem DC Motor Calculations [13] a článkem Step 5: Motor Selection [14].



Obr. 3.1 Graf průběhu závislosti RPM a $I = f(Mk)$ - vnější charakteristika

n_0 = otáčky naprázdno [1/min]

I_0 = proud naprázdno [A]

I_{max} = maximální hodnota proudu omezená výrobcem motoru [A]

I_f = teoretická hodnota proudu, kdy se veškerá energie zdroje mění v teplo a $n = 0$ [A]

$$I_f = \frac{U_c}{R_i} [A] \quad (3.1)$$

R_i = vnitřní odpor motoru [Ω]

U_c = jmenovité napětí akumulátoru [V]

$$M_{k_s} = k_T * I_f [Nm] \quad (3.2)$$

M_{k_s} = hodnota krouticího momentu při $n=0$ a plném zatížení [Nm]

k_T = momentová konstanta motoru [Nm/A]

$$k_T = \frac{1}{k_v} [Nm/A] \quad (3.3)$$

k_v = otáčková konstanta motoru

Do tohoto vztahu dosazují k_v v [rad * s/V].

S ohledem na charakter výpočtu a s cílem zjednodušení zanedbám vliv vnitřního odporu vinutí a třecích ztrát v ložiscích rotoru motoru a dalších minoritních ztrát motoru.

1. Jmenovité napětí akumulátoru:

$$U_c = U_i * x [V] \quad (3.4)$$

U_i = jmenovité napětí jednoho článku [V]

x = počet článků akumulátoru řazených do série [-]

2. Otáčky motoru:

$$n = k_v * Z * U_c [1/min] \quad (3.5)$$

k_v = otáčková konstanta motoru [RPM/V]

Z = zatížení motoru [%]

3. Maximální příkon motoru P_{in} :

$$P_{in} = U_c * I_{max} [W] \quad (3.6)$$

4. Maximální krouticí moment v provozní oblasti M_{kmax} :

$$M_{kmax} = k_t * I_{max} [Nm] \quad (3.7)$$

5. Maximální otáčky zatíženého motoru n_{max} :

$$n_{max} = \frac{(M_{k_s} - M_{k_{max}}) * n_0}{M_{k_s}} \text{ [ot/min]} \quad (3.8)$$

6. Maximální výkon motoru na hřídeli P_{out} :

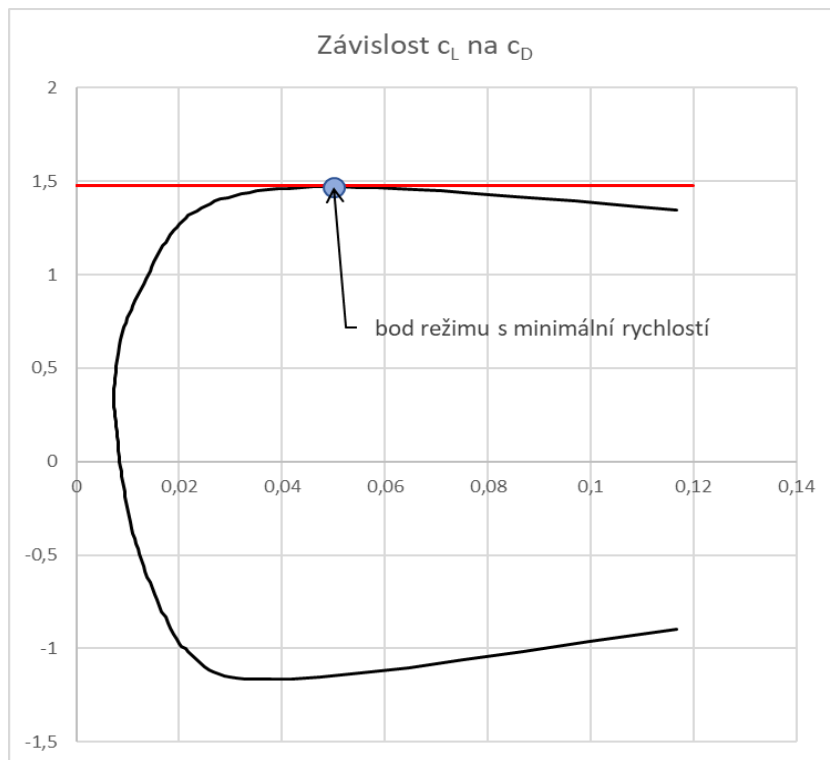
$$P_{out} = \frac{2 * \pi * M_{k_{max}} * n_{max}}{60} \text{ [W]} \quad (3.9)$$

7. Účinnost motoru η_M :

$$\eta_M = \frac{P_{out}}{P_{in}} \text{ [-]} \quad (3.10)$$

3.1.2 MODEL STANOVENÍ MINIMÁLNÍ RYCHLOSTI

Bod režimu s minimální rychlostí je určen tečnou k horní polovině poláry profilu vedenou rovnoběžně s osou součinitele odporu profilu c_{Dp} , jak je zobrazeno na obrázku 3.2. Jedná se o bod s maximálním součinitelem vztlaku c_{Lmax} . Já jsem však c_{Lmax} získala pomocí souřadnic z odborné webové stránky [15].



Obr. 3.2 Polára profilu s vyznačeným bodem režimu s v_{min} [18]

Nejprve jsem si sestavila sadu hodnot očekávaných minimálních rychlostí, ke kterým jsem dopočítávala jednotlivé hodnoty 1 až 3, viz dále, a na závěr vybrala vhodnou minimální rychlost pro danou konfiguraci.

1. Reynoldsovo číslo Re :

$$Re = \frac{v_{min} * b}{\nu} [-] \quad (3.11)$$

v_{min} = minimální rychlost [m/s]

b = hloubka křídla [m]

ν = kinematická viskozita vzduchu [m²/s]

2. Maximální hmotnost m :

Pro stanovení maximální hmotnosti jsem vycházela z Reynoldsova čísla z rovnice (3.11). Pro každé Reynoldsovo číslo jsem určila maximální součinitel vzlaku c_{Lmax} a vypočetla hmotnost při minimální rychlosti. Tato hmotnost pro mě byla určující a odvíjely se od ní další výpočty.

$$m = \frac{c_{Lmax} * \rho * A * v_{min}^2}{2 * g} * \cos \alpha [kg] \quad (3.12)$$

ρ = hustota vzduchu [kg/m³]

g = gravitační zrychlení [m/s²]

α = úhel náběhu [°]

A = plocha křídla [m²]

c_{Lmax} = maximální součinitel vzlaku [-]

3. Indukovaný součinitel odporu c_{Dind} :

$$c_{Dind} = \frac{c_L^2}{\pi * \lambda} [-] \quad (3.13)$$

λ = štíhlost křídla [-]

$$\lambda = \frac{L}{b} [-] \quad (3.14)$$

4. Součinitel odporu křídla c_{Dk} :

$$c_{Dk} = c_{Dp} + c_{Dind} [-] \quad (3.15)$$

5. Součinitel odporu celého letounu c_D :

$$c_D = K * c_{D_k} [-] \quad (3.16)$$

K = součinitel odporu nevztlakových částí letounu [-]

6. Výkon motoru na hřídeli P_0 :

$$P = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_{min}^3 [W] \quad (3.17)$$

P = potřebný výkon předávaný vrtulí proudu vzduchu [W]

c_D = součinitel odporu celého letounu [-]

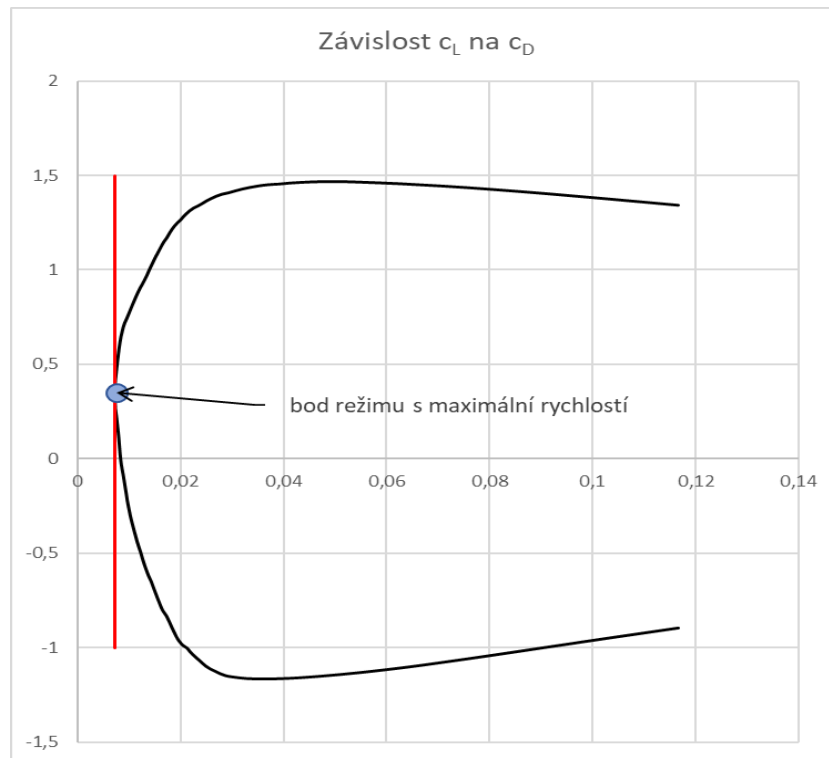
$$P_0 = \frac{P}{\eta_V} \quad (3.18)$$

η_V = účinnost vrtule [-]

Na základě vypočteného příkonu jsem vybrala maximální hmotnost a minimální rychlost. Mezní hodnotou mi byl maximální výkon motoru na hřídeli, který jsem stanovila na základě parametrů zadaného motoru.

3.1.3 MODEL STANOVENÍ MAXIMÁLNÍ RYCHLOSTI

Bod režimu s maximální rychlostí je určen tečnou k poláře profilu vedenou rovnoběžně s osou součinitele vztlaku c_L , jak je zobrazeno na obrázku 3.3. Jedná se o bod, kde je součinitel odporu profilu nejmenší. Já však získala součinitel odporu profilu c_{Dp} ze souřadnic z odborné webové stránky [15].



Obr. 3.3 Polára profilu s vyznačeným bodem režimu s v_{max} [18]

U stanovení hodnoty maximálních rychlostí jsem byla omezena maximální rychlostí povolenou pro zadanou vrtuli. Tu jsem určila pomocí určených otáček pro zadanou vrtuli a účinnosti vrtule podle rovnice (3.19).

$$v_{max} = s * n_{max} * \eta_V \text{ [m/s]} \quad (3.19)$$

n_{max} = maximální otáčky motoru [1/s]

η_V = účinnost vrtule [-]

s = stoupání vrtule [m]

1. Reynoldsovo číslo Re :

$$Re = \frac{v_{max} * b}{\nu} \text{ [-]} \quad (3.20)$$

v_{max} = maximální rychlost [m/s]

b = hloubka křídla [m]

ν = kinematická viskozita vzduchu [m^2/s]

2. Výpočtový součinitel vztlaku c'_L :

Pomocí maximální hmotnosti z kapitoly 3.1.2 jsem dopočítala výpočtový součinitel vztlaku pro každou maximální rychlost z mnou zvoleného spektra.

$$c'_L = \frac{2 * m * g}{\rho * A * v_{max}^2} [-] \quad (3.21)$$

m = maximální hmotnost [kg]

Ten jsem použila pro určení součinitele vztlaku c_L , součinitele odporu profilu c_{Dp} a úhlu náběhu α pro danou maximální rychlost a Reynoldsovo číslo. Hodnoty jsem zjišťovala metodou lineární interpolace pomocí známých hodnot pro profil NACA 2412 a rozhraní Reynoldsových čísel, do kterého spadalo mnou vypočtené Reynoldsovo číslo z rovnice (3.20). Hodnoty jsem brala z odborné webové stránky [15].

3. Hmotnost při maximální rychlosti $m_{v_{max}}$:

Při výpočtu hmotnosti pro maximální rychlost jsem neuvvažovala vliv úhlu náběhu, protože je zanedbatelný.

$$m_{v_{max}} = \frac{c_L * \rho * A * v_{max}^2}{2 * g} [kg] \quad (3.22)$$

4. Výkon motoru na hřídeli P_0 :

$$P = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_{max}^3 [W] \quad (3.23)$$

P = potřebný výkon předávaný vrtulí proudu vzduchu [W]

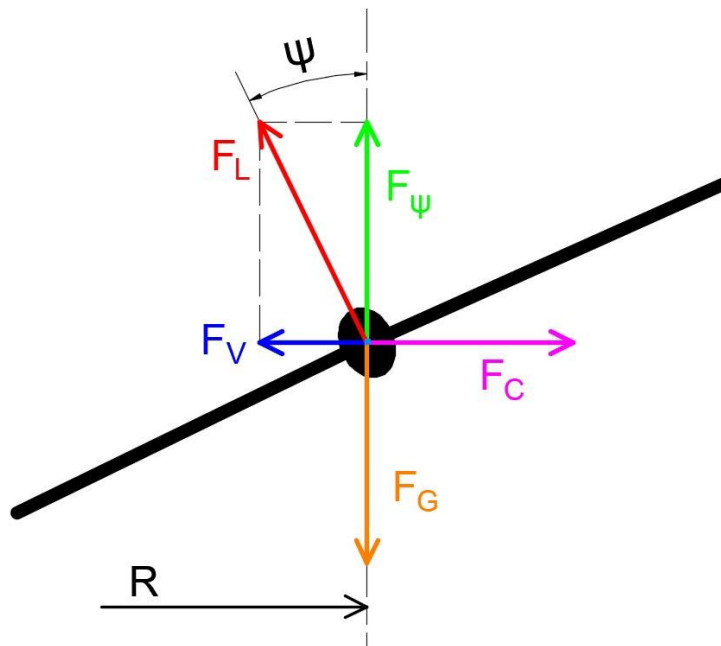
c_D = součinitel odporu [-]

$$P_0 = \frac{P}{\eta_V} \quad (3.24)$$

η_V = účinnost vrtule [-]

Na základě vypočteného výkonu motoru na hřídeli jsem vybrala maximální rychlost, která vyhovovala podmínce maximálního povoleného výkonu na hřídeli motoru.

3.1.4 MODEL STANOVENÍ RYCHLOSTI V ZATÁČCE



Obr. 3.4 Let v zatáčce

Na obrázku 3.4 je znázorněna silueta letounu při průletu zatáčkou. Na základě rozkladu sil jsem stanovila rovnice pro výpočet rychlosti a parametrů v zatáčce. Zvolené spektrum jsem omezila maximální rychlostí letounu a 1,5násobkem minimální rychlosti letounu.

1. Reynoldsovo číslo Re :

$$Re = \frac{v_o * b}{\nu} [-] \quad (3.25)$$

v_o = rychlost v zatáčce [m/s]

b = hloubka křídla [m]

ν = kinematická viskozita vzduchu [m²/s]

2. Výpočtový součinitel vzlaku c'_L :

Pomocí maximální hmotnosti z kapitoly 3.1.2 jsem dopočetla výpočtový součinitel vzlaku pro každou rychlost v zatáčce z mnou zvoleného spektra. Ten jsem použila pro určení součinitele vzlaku c_L , součinitele odporu profilu c_{Dp} a úhlu náběhu α pro danou rychlost v zatáčce a Reynoldsovo číslo.

$$c'_L = \frac{2 * m * g}{\rho * A * v_o^2 * \cos \psi} [-] \quad (3.26)$$

m = maximální hmotnost [kg]

ψ = úhel náklonu v zatáčce [°]

3. Vztlaková síla F_L :

$$F_L = \frac{1}{2} * c_L * \rho * A * v_o^2 * \cos \alpha \quad [N] \quad (3.27)$$

4. Hmotnost při rychlosti v zatáčce m :

Při výpočtu hmotnosti v zatáčce bylo nutné uvažovat úhel náklonu v zatáčce ψ , jak je patrné z obrázku 3.4.

$$m = \frac{F_L * \cos \psi}{g} \quad [kg] \quad (3.28)$$

5. Poloměr oblouku R :

$$R = \frac{2 * m}{c_L * \rho * A * \sin \psi} \quad [m] \quad (3.29)$$

m = hmotnost při rychlosti v zatáčce [kg]

6. Odstředivá síla F_o :

$$F_o = \frac{m * v_o^2}{R} \quad [N] \quad (3.30)$$

m = hmotnost při rychlosti v zatáčce [kg]

Vypočtenou odstředivou sílu jsem pro menší hmotnosti, než je maximální hmotnost, uvažovala stejnou jako u maximální hmotnosti. Z této odstředivé síly jsem pro menší hmotnosti dopočítávala poloměr zatáčky podle rovnice (3.31).

$$R = \frac{m * v_o^2}{F_o} \quad [m] \quad (3.31)$$

m = hmotnost při rychlosti v zatáčce [kg]

7. Výkon motoru na hřídeli P_o :

$$P = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_o^3 \quad [W] \quad (3.32)$$

P = potřebný výkon předávaný vrtulí proudy vzduchu [W]
 c_D = součinitel odporu [-]

$$P_0 = \frac{P}{\eta_V} \quad (3.33)$$

η_V = účinnost vrtule [-]

Na základě vypočteného příkonu jsem vybrala maximální rychlost, která vyhovovala podmínce maximálního povoleného výkonu na hřídeli motoru.

3.1.5 MODEL STANOVENÍ DÉLKY LETOVÉ DRÁHY, ČASU LETU A BODOVÉHO ZISKU

1. Délka rovných úseků dráhy letu:

Délku rovných úseků dráhy jsem stanovila na základě předepsané dráhy, která je zobrazená na obrázku 2.3.

$$\text{délka rovných úseků} = 10 * (100 - 2 * R + 10) [m] \quad (3.34)$$

R = poloměr oblouku [m/s]

Rovnice pro výpočet délky rovných úseků je založena na faktu, že letoun se do oblouku dostane již na rovném úseku a hranici 100 m protne oblastí blízkou vrcholu oblouku. Rovnice (3.34) obsahuje i rezervu 5 m na každé straně dráhy. Rezervu jsem začlenila do výpočtu z důvodu pojištění, aby letoun protnul hranici 100 m.

2. Délka oblouků dráhy letu:

$$\text{délka oblouků} = 9 * \pi * R [m] \quad (3.35)$$

R = poloměr oblouku [m]

3. Čas letu t:

Čas letu t se skládá z průletu letounu rovnými úseky a průletu letounu oblouky. V rovných úsecích letí model maximální rychlostí v_{max} a v obloucích rychlostí v zatáčky v_o .

$$t = \frac{\text{délka rovných úseků}}{v_{max}} + \frac{\text{délka oblouků}}{v_o} [s] \quad (3.36)$$

4. Bodový zisk:

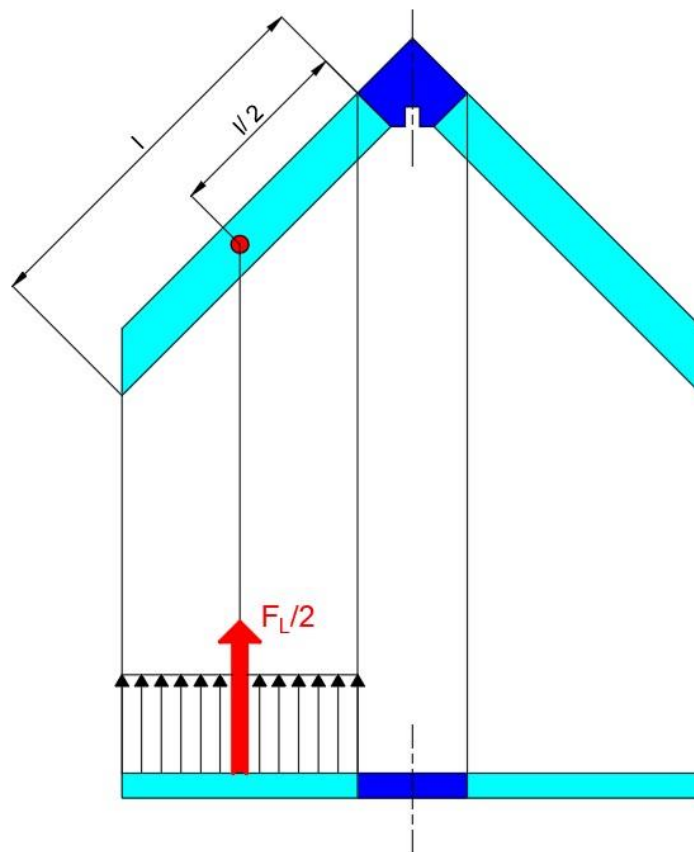
$$\text{bodový zisk} = 2000 * \frac{m}{t} [b.] \quad (3.37)$$

m = výsledná hmotnost [kg]

3.2 MODEL OVĚŘENÍ PEVNOSTNÍCH VLASTNOSTÍ LETOUNU

Křídlo je namáháno převážně na ohyb a krut. V tomto modelu jsem shrnula teorii k tomuto problému a budu řešit v prvním přiblížení pouze namáhání ohybem.

Ohybový moment jsem počítala metodou řezu, kde jsem počátek umístila do vzdálenosti l od místa připojení křídla k centroplánu. Maximální ohybový moment mi vyšel v místě připojení. Rozložení působících sil na samokřídlo je zobrazeno na obrázku 3.5.



Obr. 3.5 Pevnostní kontrola

1. Spojité zatížení od vztlakové síly q_L :

V praxi se velikost vztlakového spojitého zatížení ke konci křídla zmenšuje, tudíž vychází menší ohybový moment. Já jsem pro zjednodušení zvolila variantu, kdy výsledný ohybový moment vychází vyšší, a po celé délce křídla uvažovala spojitě zatížení konstantní, což není ve skutečnosti pravda. Toto je však horší varianta, tudíž dimenzování na tento výsledný ohybový moment bylo s větší bezpečností. Do rovnice (3.38) jsem nedosazovala rozpětí samokřídla, ale skutečnou délku křídla. Tato skutečnost vyplynula z šípového uspořádání samokřídla s úhlem šípu 45° .

$$q_L = \frac{F_L}{2l} [N/mm] \quad (3.38)$$

2. Ohybový moment M_O :

$$M_O(x) = q_L * \frac{x^2}{2} \quad (3.39)$$

Ohybový moment roste parabolicky, jak vyplývá z rovnice (3.39). Proto je největší ohybový moment $M_{O_{max}}$ v místě připojení křídla k centroplánu.

$$M_{O_{max}} = \frac{1}{4} * F_L * l \text{ [Nmm]} \quad (3.40)$$

3. Ohybové namáhání:

$$\sigma_O = \frac{M_{O_{max}}}{W_O} \leq \sigma_{D_O} \quad (3.41)$$

W_O = průřezový modul v ohybu [mm^3]

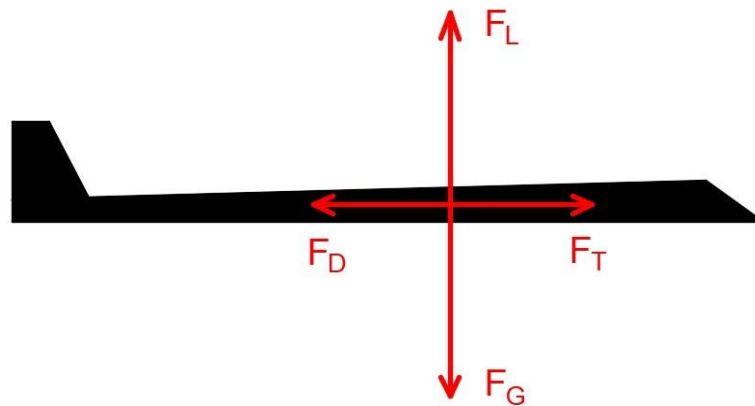
σ_O = ohybové napětí [N/mm^2]

σ_{D_O} = dovolené ohybové napětí [N/mm^2]

3.3 MODEL STANOVENÍ LETOVÉHO PROFILU A PŘEDPOKLÁDANÉHO DOSAŽENÍ BODOVÉHO HODNOCENÍ

V této kapitole jsem se zabývala stanovením teorie k ověření potřebného výkonu pro jednotlivé fáze letu. Také jsem zde vytvořila teoretický model pro výpočet dosažitelného bodového hodnocení.

3.3.1 VÝPOČET SIL PŮSOBÍCÍCH NA LETOUN



Obr. 3.6 Síly působící na letoun

F_L = vztlaková síla [N]

F_G = tíhová síla [N]

F_D = odporová síla [N]

F_T = tahová síla [N]

1. Tíhová síla F_G :

$$F_G = m * g \quad (3.42)$$

m = hmotnost letounu [kg]

g = tíhové zrychlení [m/s^2]

2. Vztlaková síla F_L :

$$F_L = \frac{1}{2} * c_L * \rho * A * v^2 \quad (3.43)$$

c_L = součinitel vztlaku [-]

ρ = hustota vzduchu [kg/m^3]

A = plocha křídla [m^2]

v = rychlost letounu [m/s]

3. Odporová síla F_D :

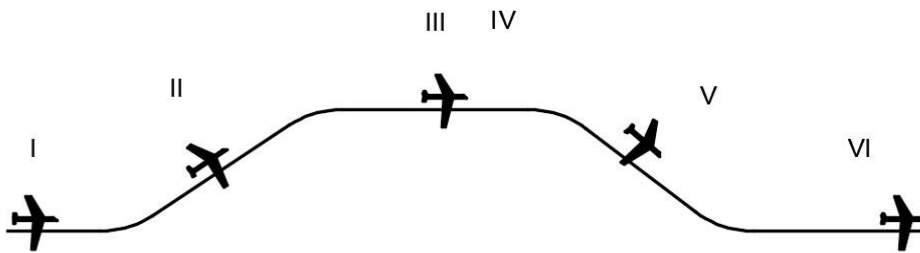
$$F_D = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v^2 \quad (3.44)$$

c_D = součinitel odporu celého letounu [-]

4. Tahová síla F_T :

$$F_T = \frac{P}{v} \quad (3.45)$$

P = výkon motoru [W]



Obr. 3.7 Letový profil

3.3.2 LETOVÝ PROFIL

I = rozjezd

II = stoupání na letovou výšku a dosažení cestovní rychlosti

III = vodorovný let

IV = let v zatáčce

V = klesání

VI = přistání a zastavení

3.3.3 VÝKONY JEDNOTLIVÝCH ETAP LETU

V této kapitole jsem stanovila jednotlivé výkony předávané vrtulí proudu vzduchu.

1. Rozjezd:

Letoun se z nulové rychlosti rozjede a nabírá rychlost, dokud nedosáhne VLOF (rychlost umožňující odpoutání od země).

$$\Delta E_{K_1} = \frac{1}{2} * m * v_{min}^2 \text{ [J]} \quad (3.46)$$

$$\Delta E_{P_0} = 0 \text{ [J]} \quad (3.47)$$

$$P_1 = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_{min}^3 + \frac{m * v_{min}^2}{2 * t_1} \text{ [W]} \quad (3.48)$$

v_{min} = minimální rychlost letounu [m/s]

t_1 = čas dosažení v_{min} [s]

2. Stoupání na letovou výšku a dosažení cestovní rychlosti:

$$\Delta E_{K_2} = \frac{1}{2} * m * (v_c^2 - v_{min}^2) \text{ [J]} \quad (3.49)$$

$$\Delta E_{P_2} = m * g * h \text{ [J]} \quad (3.50)$$

$$P_2 = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_c^3 + \frac{m * g * h}{t_2} + \frac{m * (v_c^2 - v_{min}^2)}{2 * t_2} \text{ [W]} \quad (3.51)$$

h = letová výška [m]

v_c = cestovní rychlost [m/s]

Φ = úhel stoupání [°]

t_2 = čas potřebný k dosažení letové výšky a dosažení cestovní rychlosti [s]

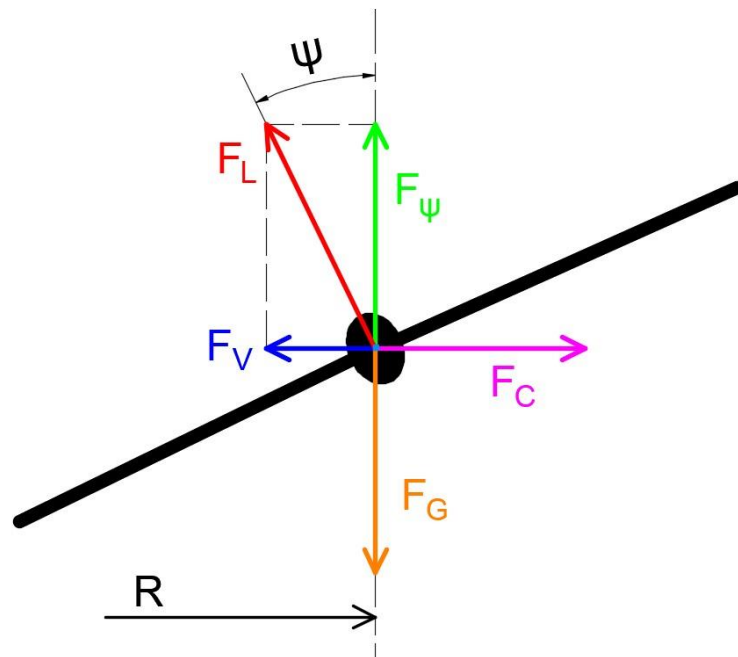
3. Vodorovný let:

$$\Delta E_{K_3} = 0 \text{ [J]} \quad (3.52)$$

$$\Delta E_{P_3} = 0 \text{ [J]} \quad (3.53)$$

$$P_3 = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_c^3 \text{ [W]} \quad (3.54)$$

4. Let v zatáčce:



Obr. 3.8 Let v zatáčce

- R = poloměr zatáčky [m]
- ψ = úhel náklonu letadla [$^\circ$]
- F_C = odstředivá síla [N]
- F_L = vztlak [N]
- F_G = tíhová síla [N]

$$\sin \psi = \frac{2 * m}{R * c_L * \rho * A} \quad (3.55)$$

- m = hmotnost letounu [kg]
- c_L = součinitel vztlaku [-]
- ρ = hustota vzduchu [kg/m^3]
- A = plocha křídla [m^2]

$$v_o = \sqrt{\frac{2 * m * g}{c_L * \rho * A * \cos \psi}} \quad (3.56)$$

v_o = obvodová rychlost v zatáčce [m/s]

$$\Delta E_{K_4} = 0 \text{ [J]} \quad (3.57)$$

$$\Delta E_{P_4} = 0 \text{ [J]} \quad (3.58)$$

$$P_4 = \frac{1}{2} * c_D * \rho * A * v_o^3 \quad (3.59)$$

5. Klesání:

$$\Delta E_{K_5} = \frac{1}{2} * m * (v_{min}^2 - v_c^2) \text{ [J]} \quad (3.60)$$

$$\Delta E_{P_5} = -m * g * h \text{ [J]} \quad (3.61)$$

$$\Delta P_5 = \frac{E_{K_5} + E_{P_5}}{t_5} \text{ [W]} \quad (3.62)$$

t_5 = čas klesání [s]

6. Zastavení:

$$\Delta E_{K_6} = -\frac{1}{2} * m * v_{min}^2 \text{ [J]} \quad (3.63)$$

$$\Delta E_{P_6} = 0 \text{ [J]} \quad (3.64)$$

$$P_6 = -\frac{m * v_{min}^2}{2 * t_6} \quad (3.65)$$

t_6 = čas, než letoun zastaví [s]

3.3.4 STANOVENÍ PŘEDPOKLÁDANÉHO DOSAŽENÍ BODOVÉHO HODNOCENÍ

body za letovou část

$$= \left(\frac{m}{t} * 2000 + a + b + c \right) * d + \text{časový bonus} \quad (3.66)$$

t = čas letu [s]

m = letová hmotnost [kg]

a = 10, pokud při letu letoun neztratil žádnou část, jinak $a = 0$

b = 10 za přistání na vyhrazené ploše

c = 10 za odstartování z 60 m dráhy

d = 0, pokud došlo při letu k havárii, nebo byl start neplatný

$$t = \frac{\text{délka rovných úseků}}{v_{max}} + n * \frac{\pi * R}{v_o} \text{ [s]} \quad (3.67)$$

n = počet oblouků [m]

R = poloměr jednoho oblouku [m]

v_{max} = maximální rychlost [m/s]

v_o = rychlost v zatáčce [m/s]

4 NÁVRH BEZPILOTNÍHO LETOUNU PRO SOUTĚŽ ACC

V této kapitole jsem se zabývala konkrétními výpočty letounu. Nejprve jsem stanovila koncepci celého letounu. Poté jsem určila hlavní rozměry letounu a vyřešila základní aerodynamické a pevnostní výpočty. Na základě všech výpočtů jsem provedla konstrukční návrh jednotlivých částí letounu.

4.1 STANOVENÍ KONCEPCE LETOUNU

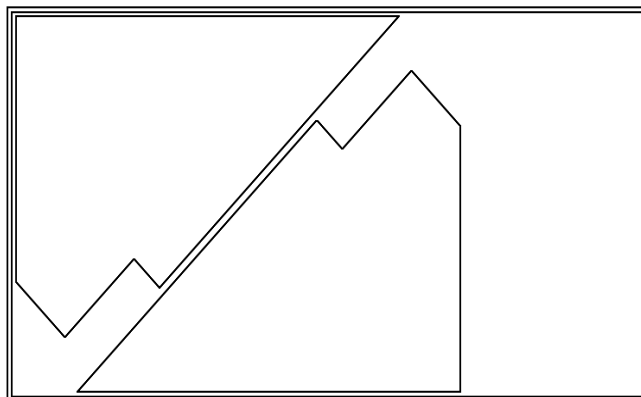
Pro koncept letounu jsem měla na výběr z uspořádání hornoplošník, dolnoplošník, středoplošník a samokřídlo. Vzhledem k požadavkům a cílům soutěže ACC 2019 jsem vybrala koncepci samokřídla. Toto uspořádání mi umožnilo dosáhnout co největší plochy křídla, která se vejde do přepravní bedny, jejíž rozměry jsou definovány v příloze 1. [16]

Samokřídlo je uspořádání letounu bez trupu a ocasních ploch. Absence trupu a ocasních ploch způsobí snížení škodlivého odporu a hmotnosti prázdného letounu. Stabilita letounu je zajištěna buď použitím autostabilních profilů, nebo použitím křídla s velkým úhlem šípů, nebo kombinací obou prvků současně. [17] [18]

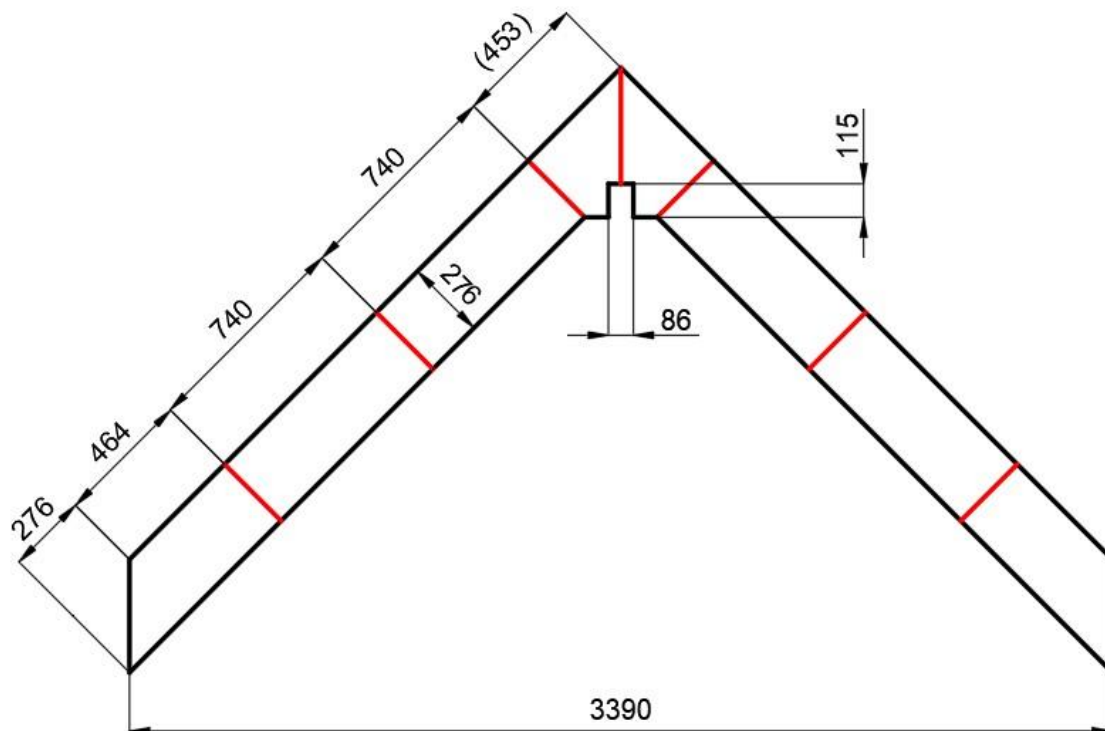
4.2 STANOVENÍ HLAVNÍCH ROZMĚRŮ LETOUNU

Rozměry jsem volila na základě velikosti přepravní bedny, jejíž maximální vnitřní rozměry jsou zobrazeny na obrázku 2.1.

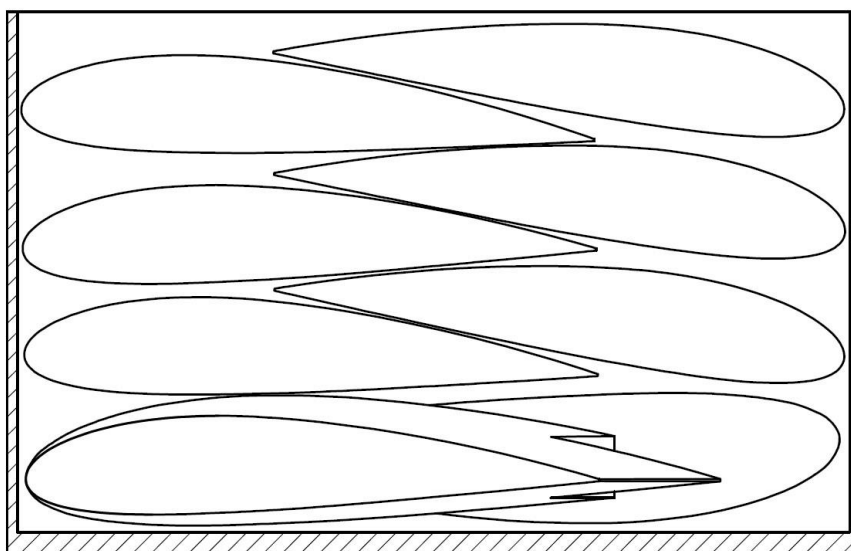
Abych do přepravní bedny byla schopna umístit co největší plochu křídla, rozhodla jsem se celé samokřídlo rozdělit na několik segmentů. Centropoplán jsem musela rozpůlit, aby se mi do přepravní bedny vešel, jak je zobrazeno na obrázku 4.1. Do přepravní bedny se mi vešel rozpůlený centropoplán, čtyři rovné díly křídla a dva koncové díly křídla. Půdorys celého samokřídla s dělicími rovinami a jednotlivými rozměry je zobrazen na obrázku 4.2. Dělicí roviny jsem vyznačila červenou barvou. Jednotlivé segmenty jsem do přepravní bedny naskládala na sebe, jak je zobrazeno na obrázku 4.3.



Obr. 4.1 Půdorys uložení centropoplánu v přepravní bedně



Obr. 4.2 Půdorys letounu s vyznačenými dělicími rovinami



Obr. 4.3 Bokorys uložení samokřídla v přepravní bedně

S tímto předpokladem jsem získala limitující parametry pro stanovení hlavních rozměrů letounu.

Tabulka 4.1 Hlavní rozměry letounu

HLAVNÍ ROZMĚRY	HODNOTA
rozpětí křídla L [m]	3,39
hloubka křídla b [m]	0,276
profil křídla	NACA 2412
délka rovného dílu křídla [m]	0,740
délka rovné části koncového dílu křídla [m]	0,464
délka zkosené části koncového dílu křídla [m]	0,276

Na základě vstupních parametrů z Tabulky 4.1 jsem nejprve určila plochu křídla A a štíhlost křídla λ .

$$A = 2 * \left(0,276 * 1,8 + 0,276 * 0,464 + \frac{0,276 * 0,276}{2} \right) \quad (4.1)$$

$$= 1,326 \text{ m}^2$$

$$\lambda = \frac{L}{b} = \frac{3,4}{0,276} = 12,3 \quad (4.2)$$

4.3 TECHNICKÉ PARAMETRY POHONNÉ JEDNOTKY

V této kapitole jsem stanovila omezující hodnoty určené na základě parametrů motoru AXI Gold 2826/10, vrtule Aeronaut Cam Carbon light prop 12x7 a mnou zvoleného akumulátoru GENS ACE LiPo – 5000mAh 11,1V 3S1P HardCase LiPo Battery (50 C).

Tabulka 4.2 Technické parametry motoru [19]

TECHNICKÝ PARAMETR	HODNOTA
počet článků baterie	3-5 Li-Pol
otáčky/volt	920 RMP/V
maximální účinnost	86 %
proud při maximální účinnosti	20-30 A (>78 %)
proud na prázdko	1,7 A
maximální zatíženost	43 A/60 s
vnitřní odpor R_i	20 m Ω
rozměry (průměr x délka)	35 x 52 mm
průměr hřídele	5 mm
váha motoru	177 g
maximální výkon	740 W

Na základě technických parametrů motoru z tabulky 4.2 jsem stanovila maximální výkon na hřídeli motoru podle rovnic kapitoly 3.1.1.

$$M_{k_s} = k_t * (I_s - I_0) = 0,0104 * (600 - 1,7) = 6,21 \text{ Nmm} \quad (4.3)$$

$$M_{k_{max}} = k_t * I_{max} - M_{k_f} = 0,0104 * 43 - 0,0176 = 0,42868 \text{ Nmm} \quad (4.4)$$

$$n_0 = k_v * Z * (U - I_0 * R_i) = 920 * 1 * (12 - 1,7 * 0,02) = 11\,009 \text{ RPM} = 183 \text{ RPS} \quad (4.5)$$

$$n_{max} = \frac{(M_{k_s} - M_{k_{max}}) * n_0}{M_{k_s}} = \frac{(6,21 - 0,42868) * 183}{6,21} = 170,3 \text{ RPS} = 10\,222 \text{ RPM} \quad (4.6)$$

$$P_{out_{max}} = \frac{2 * \pi * M_{k_{max}} * n_{max}}{60} = \frac{2 * \pi * 0,42868 * 10222}{60} = 459 \text{ W} \quad (4.7)$$

Výsledný maximální výkon na hřídeli motoru při zatížení motoru 100 % mi vyšel na 459 W.

Tabulka 4.3 Technické parametry vrtule [20]

TECHNICKÝ PARAMETR	HODNOTA
konstrukce	pevná
typ	2listá
průměr D	304,8 mm
stoupání s	177,8 mm
materiál	syntetický materiál
průměr otvoru na připevnění d	8 mm
účinnost vrtule η_v	70 %

Na základě technických parametrů vrtule z tabulky 4.3 a výsledné hodnoty maximálních otáček n_{max} z rovnice (4.7) jsem určila maximální možnou rychlost v_{max} .

$$v_{max} = s * n_{max} * \eta_v = 0,178 * 170,3 * 0,7 = 21,2 \text{ m/s} \quad (4.8)$$

Technické parametry mnou vybraného akumulátoru zobrazené v tabulce 4.4 jsem použila pro stanovení výkonu motoru a zbytkové kapacity akumulátoru po přistání letounu.

Tabulka 4.4 Technické parametry akumulátoru [21]

TECHNICKÝ PARAMETR	HODNOTA
rozměry	130 x 46 x 38 mm
hmotnost	410 g
maximální proudové zatížení	50 C (250 A) trvale
maximální vybíjecí proud	100 C (500 A)
maximální nabíjecí proud	5 C
typ servisního konektoru	JST/XH
připojovací konektor	Dean-T

4.4 ZÁKLADNÍ AERODYNAMICKÉ VÝPOČTY

V této kapitole jsem provedla aerodynamické výpočty pro jednu konfiguraci hmotnosti, minimální rychlosti, maximální rychlosti a rychlosti v zatáčce. V následujících tabulkách je naznačen výpočet s výslednými hodnotami vybraných veličin. Celé tabulky jsou k nahlédnutí v příloze 1, 2, 3, 4, 5, 6.

V následující tabulce 4.5 jsem shrnula vstupní parametry pro aerodynamické výpočty.

Tabulka 4.5 Vstupní parametry pro aerodynamické výpočty

VSTUPNÍ PARAMETR	HODNOTA
hustota vzduchu ρ [kg/m ³]	1,22
kinematická viskozita ν [m ² /s]	0,0000145
gravitační zrychlení g [m/s ²]	9,81
koeficient odporu nevzlakových částí letadla K [-]	1,8

Nejprve jsem určila minimální rychlosti v_{\min} a pro ni odpovídající hmotnosti. Zvolila jsem si spektrum minimálních rychlostí v rozmezí 11 ÷ 20 m/s. V rozsahu 13 ÷ 20 m/s jsem volila krok 0,5 m/s a v rozsahu 11 ÷ 13 m/s krok 0,25 m/s. Velikost kroku jsem volila takový, abych měla dostatečně husté spektrum, které mi umožní se co nejvíce přiblížit k maximálnímu výkonu na hřídeli motoru P_{outmax} .

V tabulce 4.6 jsem vypočetla hodnoty jednotlivých parametrů z aerodynamických výpočtů pro minimální rychlosti z mnou zvoleného spektra.

Tabulka 4.6 Výpočty pro minimální rychlost v_{min}

v_{min} [m/s]	Re [-]	C_{Lmax} [-]	C_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	C_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
20	537 931	1,40136	0,05216	15,35	43,6	0,18523	1 174	1 677
19,5	524 483	1,39587	0,05244	15,32	41,3	0,18502	1 087	1 552
19	511 034	1,39038	0,05273	15,29	39,1	0,18482	1 004	1 434
18,5	497 586	1,38488	0,05301	15,26	36,9	0,18462	926	1 322
18	484 138	1,37939	0,05329	15,23	34,8	0,18442	852	1 217
17,5	470 690	1,37390	0,05357	15,19	32,8	0,18422	782	1 117
17	457 241	1,36841	0,05385	15,16	30,8	0,18402	716	1 023
16,5	443 793	1,36292	0,05413	15,13	28,9	0,18383	654	934
16	430 345	1,35743	0,05441	15,10	27,1	0,18364	596	851
15,5	416 897	1,35193	0,05469	15,07	25,3	0,18346	541	773
15	403 448	1,34644	0,05497	15,04	23,6	0,18327	490	700
14,5	390 000	1,34095	0,05526	15,00	22,0	0,18309	442	632
14	376 552	1,33546	0,05554	14,97	20,4	0,18292	398	568
13,5	363 103	1,32997	0,05582	14,94	18,9	0,18274	356	509
13	349 655	1,32448	0,05610	14,91	17,5	0,18257	318	454
12,5	336 207	1,31899	0,05638	14,88	16,1	0,18240	282	403
12,25	329 483	1,31624	0,05652	14,86	15,4	0,18232	265	379
12	322 759	1,31349	0,05666	14,84	14,8	0,18223	249	356
11,75	316 034	1,31075	0,05680	14,83	14,1	0,18215	234	334
11,5	309 310	1,30800	0,05694	14,81	13,5	0,18207	219	313
11,25	302 586	1,30526	0,05708	14,80	12,9	0,18199	205	293
11	295 862	1,30251	0,05722	14,78	12,3	0,18191	192	274

Z tabulky 4.6 jsem vyčetla, že první rychlost, která splňuje podmínku maximálního výkonu na hřídeli motoru, je minimální rychlost $v_{min} = 13$ m/s, vyznačená zelenou barvou. Stanovením této minimální rychlosti jsem získala maximální hmotnost $m = 17,5$ kg. Tuto hmotnost jsem dále využívala při výpočtech.

Spektrum maximálních rychlostí jsem volila na základě výsledné maximální rychlosti z rovnice (4.8) v rozmezí $20 \div 21,2$ m/s po kroku 0,25 m/s. Pro maximální rychlosti ze zvoleného spektra jsem dopočítala aerodynamické vlastnosti a stanovila maximální rychlost v_{max} , která vyhovuje podmínce maximální výkonu na hřídeli motoru. Výpočty pro maximální rychlost jsem zobrazila v tabulce 4.7.

Tabulka 4.7 Výpočty pro maximální rychlost v_{max}

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	570 207	0,48231	0,50890	0,00853	2,34	18,5	0,02740	207	295
21	564 828	0,49154	0,42281	0,00823	1,67	15,1	0,02313	170	242
20,75	558 103	0,50346	0,44093	0,00834	1,82	15,3	0,02405	170	243
20,5	551 379	0,51581	0,45483	0,00842	1,91	15,4	0,02478	169	242
20,25	544 655	0,52863	0,47442	0,00854	2,06	15,7	0,02584	170	243
20	537 931	0,54193	0,47428	0,00858	2,05	15,3	0,02590	164	234

Z tabulky 4.7 je zřejmé, že maximální vypočtený výkon na hřídeli P_{outmax} je dostatečný pro dosažení vypočtené maximální rychlosti v_{max} .

Spektrum rychlostí zatáčky jsem omezila maximální rychlostí v_{max} a 1,5násobkem minimální rychlosti v_{min} . Takto jsem získala rozmezí rychlostí v zatáčky $19,5 \div 21,2$ m/s. Pro každou rychlost v zatáčky z mnou zvoleného spektra jsem dopočítala aerodynamické vlastnosti a ověřila podmínku maximálního výkonu na hřídeli motoru P_{outmax} . Pro danou rychlost v zatáčky jsem hodnotu hmotnosti a potřebného výkonu na hřídeli snižovala zmenšováním úhlu náběhu α .

Tabulka 4.8 Vypočtené hodnoty pro rychlost v zatáčky v_o

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_D [-]	R [m]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	570 207	0,75035	0,76507	0,01070	4,75	17,8	0,04648	38,4	351	501
21,2	570 207	0,72891	0,74222	0,01038	4,50	17,3	0,04430	38,4	334	478
21,2	570 207	0,71604	0,71976	0,01005	4,25	16,8	0,04218	38,4	318	455
19,5	524 483	0,88688	0,90069	0,01329	6,25	17,8	0,06165	32,5	362	517
19,5	524 483	0,86154	0,87845	0,01283	6,00	17,3	0,05899	32,5	346	495
19,5	524 483	0,84127	0,85602	0,01240	5,75	16,9	0,05640	32,5	331	473
19,5	524 483	0,83113	0,83338	0,01200	5,50	16,4	0,05390	32,5	317	452

Z tabulky 4.8 je patrné, že pro maximální hmotnost 17,8 kg je disponibilní výkon motoru nedostatečný. Proto bylo nutné tuto hmotnost snížit na 16,8 kg, která již podmínce maximálního výkonu na hřídeli motoru vyhovovala, a přepočítat minimální rychlost v_{min} , maximální rychlost v_{max} a rychlost v zatáčky v_o .

Tabulka 4.9 Přepočítání minimální rychlosti v_{min} pro hmotnost 16,8 kg

v_{min} [m/s]	Re [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
13	349 655	1,32448	0,05610	14,91	17,5	0,18257	318	454
12,75	342 931	1,32173	0,05624	14,89	16,8	0,18248	300	428

Tabulka 4.10 Přepočítání maximální rychlosti v_{max} pro hmotnost 16,8 kg

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	570 207	0,46302	0,47493	0,00840	2,09	17,2	0,02561	193	276
21,2	570 207	0,44648	0,45384	0,00831	1,92	16,8	0,02454	185	265

Tabulka 4.11 Přepočítání rychlosti v_o pro hmotnost 16,8 kg

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_D [-]	R [m]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	570 207	0,72033	0,74222	0,01038	4,50	17,3	0,04430	38,3	334	478
21,2	570 207	0,69889	0,71189	0,00993	4,16	16,8	0,04145	38,9	313	447

V následující tabulce 4.12 jsem shrnula výsledné parametry pro jednotlivé rychlosti a hmotnost 16,8 kg.

Tabulka 4.12 Výsledné jednotlivé rychlosti a jejich parametry pro hmotnost 16,8 kg

	v [m/s]	Re [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_D [-]	R [m]	P [W]	P_{out} [W]
v_{min}	12,75	342 931	1,32173	0,05624	14,89	16,8	0,18248	—	300	428
v_{max}	21,2	570 207	0,45384	0,00831	1,92	16,8	0,02454	—	185	265
v_o	21,2	570 207	0,71189	0,00993	4,16	16,8	0,04145	38,9	313	447

4.5 ZÁKLADNÍ PEVNOSTNÍ VÝPOČTY

Základní pevnostní výpočty jsem provedla na základě kapitoly 3.2. Kontrolu na ohyb jsem počítala pro uhlíkové spojky jednotlivých segmentů křídla, které jsou nejvíce namáhány. Tyto spojky jsou vsouvány do hlavního trubičkového nosníku křídla.

Nejprve jsem určila maximální ohybový moment M_{Omax} podle rovnice (3.40). Délka křídla mi na základě zvolené koncepce a hlavních rozměrů vyšla 2,22 m.

$$\begin{aligned} M_{Omax} &= \frac{1}{4} * F_L * l = \frac{1}{4} * 228,3 * 2\,082 \\ &= 118\,830,15 \text{ Nmm} \end{aligned} \quad (4.9)$$

Dalším krokem bylo určení průřezového modulu ohybu W_O , pomocí kterého jsem určila ohybové napětí σ_O pro uhlíkovou spojku.

$$W_O = \frac{\pi}{32} * \frac{(D^4 - d^4)}{D} = \frac{\pi}{32} * \frac{(20^4 - 10^4)}{20} = 736,3 \text{ mm}^3 \quad (4.10)$$

$$\sigma_O = \frac{M_{Omax}}{W_O} = \frac{118\,830,15}{736,3} = 161,4 \text{ MPa} \quad (4.11)$$

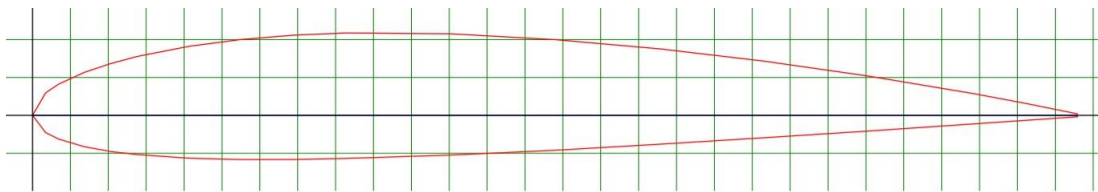
Pro uhlíkovou spojku jsem na šla v katalogu [19] dovolené ohybové napětí $\sigma_{OD} = 1000 \text{ MPa}$. Výsledné ohybové napětí z rovnice (4.11) je menší než dovolené ohybové napětí.

4.6 STUDIE KONSTRUKČNÍHO NÁVRHU JEDNOTLIVÝCH ČÁSTÍ LETOUNU

V této kapitole jsem se zabývala jednotlivými částmi samokřídla z hlediska konstrukčního provedení.

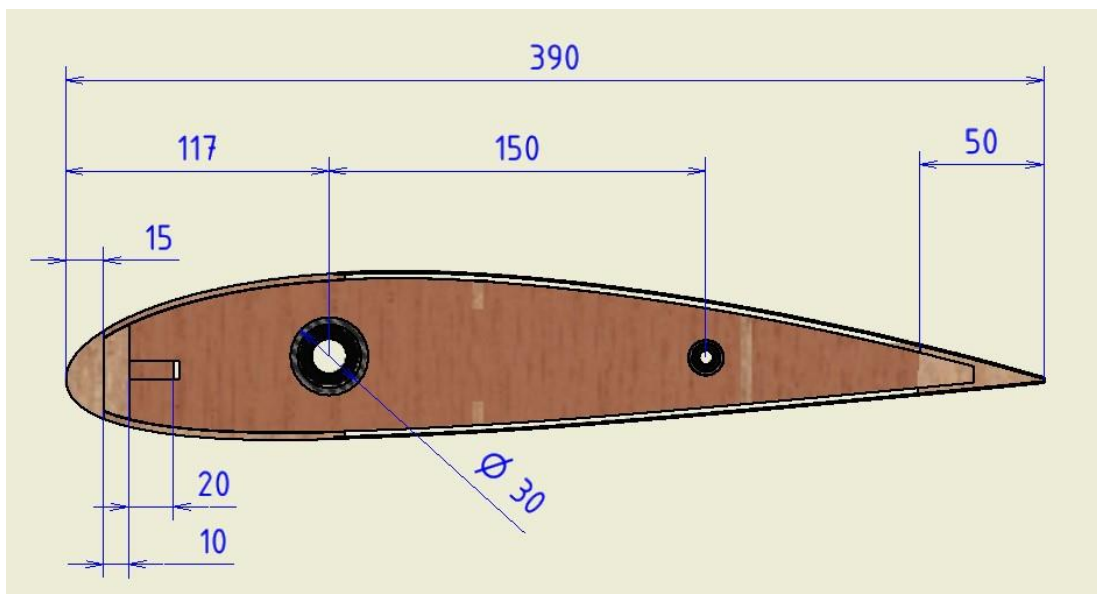
4.6.1 KŘÍDLO

Jako koncept soutěžního letounu jsem zvolila samokřídlo s úhlem šípu 45° . Pro samokřídlo jsem zvolila profil NACA 2412, obrázek 4.4.



Obr. 4.4 Profil NACA 2412

Pro konstrukční provedení křídla jsem zvolila dvounosníkovou konstrukci s hlavním a vedlejším nosníkem. Na obrázku 4.5 je zobrazen průřez křídla.



Obr. 4.5 Řez křídla

Žebra jsou umístěna rovnoběžně se směrem letu a kolmo na směr letu, pro zvýšení pevnosti křídla. Náběžnou hranu jsem pokryla torzním potahem, abych zvýšila tuhost křídla. Jednotlivá žebra jsou v přední části ukotvena pomocí pera a v zadní části umístěna do drážek v odtokové hraně, jak je vidět v příloze 23. Pro potah samokřídla jsem vybrala fólii.

Abych zajistila co nejpříznivější hmotnost letounu zvolila jsem jako materiál pro žebra balsu o tloušťce 2 mm. Krajiní žebra každého dílu jsem vytvořila z překližky 2 mm kvůli zvětšení pevnosti spojovaných konců.

Samokřídlo jsem složila z několika dílů, které se k sobě připojují uhlíkovými spojkami, které se zasouvají do trubkových nosníků v křídle. Po konečné montáži je poloha spojek fixována vhodným zajišťovacím způsobem.

V rámci bakalářské práce jsem se nezabývala rozměry, rozsahy vychylek a ovládání řídicích křidélek. Taková úloha byla nad rámec zadání.

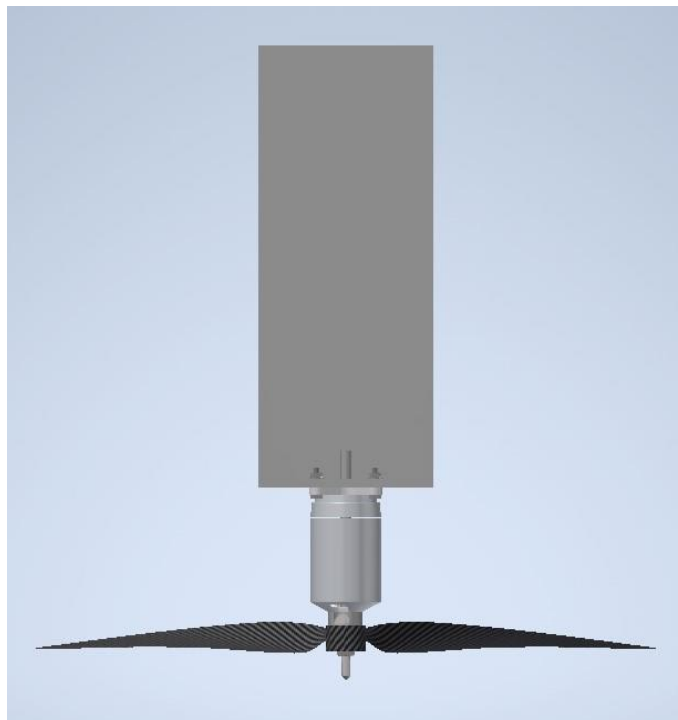
4.6.2 NÁKLADOVÝ BOX

Rozměry nákladového boxu jsem volila na základě zadaných minimálních rozměrů v pravidlech soutěže ACC 2019.

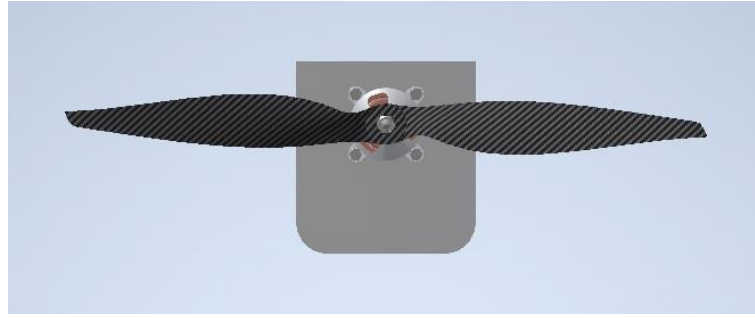
Nákladový box je vsunut do střední části samokřídla. Zde jsem ho upevnila pomocí šroubů zašroubovaných do vestavěných překližkových žebër ve střední části. Detailnější provedení a přesné umístění nákladového boxu bylo nad rámec zadání bakalářské práce.

4.6.3 INSTALACE POHONNÉ JEDNOTKY

Z pravidel soutěže ACC 2019 vyplynula zadaná pohonná jednotka, a to AXI Gold 2826/10. Pohonnou jednotku jsem umístila na nákladový box tak, aby vrtule nebyla v kolizi se křídlem. Instalace pohonné jednotky je zobrazena ve dvou pohledech na obrázcích 4.6, 4.7.



Obr. 4.6 Instalace pohonné jednotky - pohled shora



Obr. 4.7 Instalace pohonné jednoty - pohled zezadu

4.6.4 PODVOZEK

Problematikou podvozku jsem se nezabývala, protože byla nad rámec zadání mé bakalářské práce.

4.6.5 SESTAVA LETOUNU

Sestava letounu s popsányými jednotlivými částmi je zobrazena v příloze 24. Na obrázcích 4.8, 4.9, 4.10, 4.11 jsou zobrazeny 3 pohledy na celou sestavu letounu.



Obr. 4.9 Sestava letounu - pohled shora



Obr. 4.8 Sestava letounu - pohled ze předu



Obr. 4.11 Sestava letounu - pohled ze strany



Obr. 4.10 Detail na rozložení žeber

4.6.6 HMOTNOSTNÍ BILANCE

Pro stanovení hmotnosti celého letounu a zjištění zbylé hmotnosti pro náklad jsem nejprve musela určit hmotnost křídla. Vycházela jsem z rovnice 4.12.

$$m(\text{křídlo}) = 1,4 * A = 1,4 * 1,326 = 1,9 \text{ kg} \quad (4.12)$$

A = plocha křídla [m²]

Měrnou hmotnost křídla 1,4 jsem převzala z naměřených hodnot stavby letadla v rámci studentského projektu TA ČR InovaFond 2019.

Hmotnost jednotlivých komponentů jsem shrnula v tabulce 4.13.

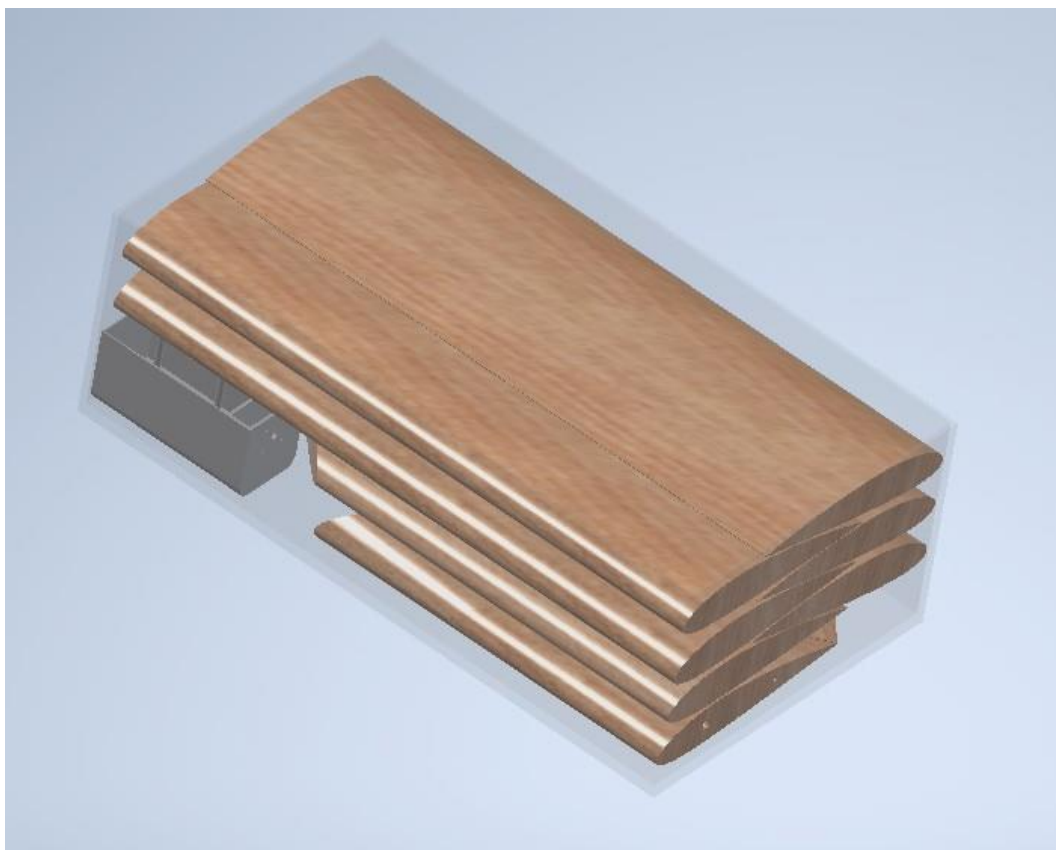
Tabulka 4.13 Hmotnost komponentů letounu

KOMPONENT	HMOTNOST
křídlo	1,5 kg
motor	0,177 kg
vrtule	0,048 kg
regulátor	0,044 kg
akumulátor	0,410 kg
přijímač	0,0054 kg
servomechanismy 2x	0,038 kg
podvozek	0,25 kg
instalace	0,3 kg

Celková hmotnost letounu mi vyšla 3,2 kg. Odečtením od výsledné hmotnosti z aerodynamických výpočtů 16,8 kg, jsem získala maximální hmotnost nákladu 13,6 kg.

4.6.7 OVĚŘENÍ SPLNĚNÍ PODMÍNKY PŘEPRAVNÍHO BALENÍ LETOUNU

V programu Autodesk Inventor Professional 2021 jsem nasimulovala poskládání jednotlivých částí samokřídla včetně všech komponentů do předepsané přepravní bedny. Uspořádání v bedně je znázorněno na obrázku 4.11.



Obr. 4.12 Uložení v přepravní bedně

5 TEORETICKÝ PROFIL LETU, STANOVENÍ DOSAŽITELNÉHO POČTU BODŮ V SOUTĚŽI

Cílem této kapitoly bylo ověření, zda konfigurace s největší hmotností dosáhne také na nejvyšší bodový zisk. K tomuto jsem použila výslednou hmotnost a odstředivou sílu z kapitoly 4.4. Na základě výsledné hmotnosti z kapitoly 4.4 jsem stanovila hmotnosti, pro které jsem počítala aerodynamické vlastnosti, čas letu a bodový zisk. Omezením mi byl maximální výkon na hřídeli motoru P_{outmax} , maximální úhel náklonu v zatáčce ψ_{max} a maximální součinitel přetížení v zatáčce k_{max} . Maximální výkon na hřídeli jsem určila v kapitole 4.3 na hodnotu 459 W. Maximální úhel náklonu v zatáčce jsem omezila na 50° a maximální součinitel přetížení od odstředivé síly v zatáčce na 1,4.

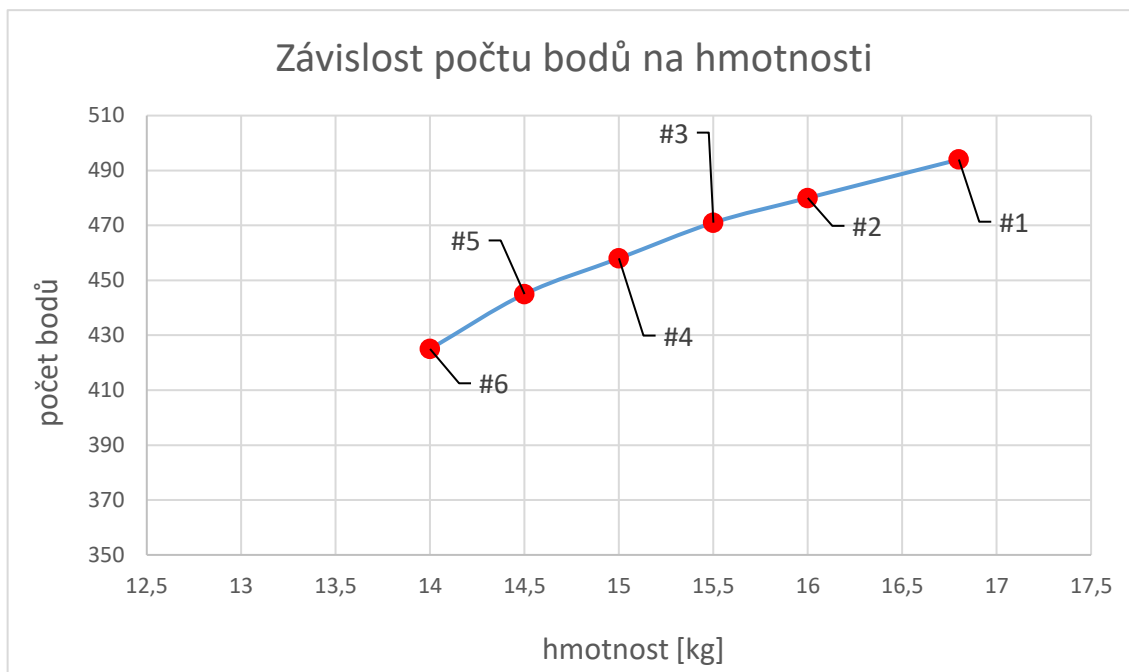
Při výpočtu bodů podle rovnice (3.37), jsem řešila nedostatečné vysvětlení letové hmotnosti v pravidlech. Rozhodovala jsem se, jestli letová hmotnost v rovnici je hmotnost celého letounu i s nákladem, nebo jenom hmotnost nákladu. Do svých výpočtů jsem se za letovou hmotnost z rovnice (2.1) rozhodla dosadit hmotnost celého letounu i s nákladem kvůli zjednodušení výpočtů.

Výsledné hodnoty pro jednotlivé konfigurace jsou zobrazeny v tabulce 5.1.

Tabulka 5.1 Výsledné hodnoty jednotlivých konfigurací

konfigurace	m [kg]	v_{min} [m/s]	v_{max} [m/s]	v_0 [m/s]	t [s]	délka tratě [m]	počet bodů
#1	16,8	12,75	21,2	21,2	68	1421,9	494
#2	16	12,46	21,2	21,2	66	1404,4	480
#3	15,5	12,3	21,2	21,2	66	1397,6	471
#4	15	12,1	21,2	21,2	65	1387,1	458
#5	14,5	11,9	21,2	21,2	65	1377,1	445
#6	14	11,7	21,2	21,2	64	1361,7	425

Na základě výsledných hodnot z tabulky 5.1 jsem sestavila graf závislosti počtu bodů na hmotnosti k určení extrému získaných bodů.



Obr. 5.1 Graf závislosti počtu bodů na hmotnosti

Z grafu na obrázku 5.1 je patrné, že nejvyššího počtu bodů dosáhla konfigurace s největší hmotností, která je dosažitelná při zvolení nejvyšší maximální rychlosti.

Výsledky konfigurace, která dosáhla na největší bodový zisk, jsem porovnávala s dosaženými soutěžními výsledky a známými parametry vítězného modelu ročníku ACC 2017, zobrazené v tabulce 2.3. Vítězný model o podobné ploše získal 432 bodů, tudíž mnou navržené samokřídlo teoretickým bodovým ziskem 482 bodů by tento model porazilo.

Pro konfiguraci #1 jsem určila čas potřebný na rozjezd t_1 , délku rozjezdu s a čas potřebný k dosažení letové hladiny 12 m t_2 na základě kapitoly 3.3. Výsledné hodnoty jsou zobrazeny v tabulce 5.2.

Tabulka 5.2 Výsledné hodnoty pro t_1 , t_2 , s

VELIČINA	HODNOTA
čas potřebný na rozjezd t_1	8 s
délka rozjezdu s	51 m
čas potřebný k dosažení letové hladiny t_2	16 s

Na základě výsledné hodnoty času potřebného k dosažení letové hladiny z tabulky 5.2 jsem mohla ověřit splnění podmínky omezeného času. Jelikož omezením podle pravidel bylo 30 s, mnou vypočtená hodnota z tabulky 5.2 plně vyhovuje těmto požadavkům.

Pro jednotlivé etapy letu jsem určila spotřebovanou kapacitu akumulátoru. Výsledné hodnoty k jednotlivým etapám letu jsou zobrazeny v tabulce 5.3.

Tabulka 5.3 Spotřebovaná kapacita akumulátoru pro jednotlivé etapy letu

ETAPA LETU	t [s]	I [A]	C _i [mAh]
rozjezd	8	40,5	91
stoupání na letovou hladinu	16	40,5	183
let v rovných úsecích	22	23,9	149
let v obloucích	46	40,4	521
klesání	10	40,5	108
zastavení	3	40,5	33

Sečtením jednotlivých spotřebovaných kapacit akumulátoru z tabulky 5.3 jsem získala celkovou spotřebovanou kapacitu akumulátoru $C = 1\,085$ mAh. Odečtením celkové spotřebované kapacity akumulátoru od kapacity plně nabitého akumulátoru jsem získala zbytkovou kapacitu akumulátoru $C_{zb} = 3\,915$ mAh, což tvoří 78 % kapacity plně nabitého akumulátoru.

6 ZÁVĚR

Zadání bakalářské práce jsem splnila v plném rozsahu:

Nejprve jsem provedla rešerši mezinárodních univerzitních soutěží, kde jsem identifikovala čtyři různě zaměřené soutěže a z nich vybrala soutěž Air Cargo Challenge, která mému zadání nejvíce vyhovovala. Poté jsem prostudovala pravidla soutěže ACC 2019 a objasnila si omezující parametry, které mi byly hranicí při výpočtech a návrhu. Dále jsem analyzovala vítězné modely z ročníků ACC 2019 a ACC 2017, abych získala inspiraci a porovnávací parametry.

S ohledem na všechny omezující parametry jsem vytvořila výpočtové modely založené na hledání optima mezi parametry: hmotnost letounu, rychlost letu a disponibilní výkon motoru pro stanovení strategie k dosažení co nejlepšího bodového výsledku. Podle rozměrů přepravní bedny, jsem stanovila hlavní rozměry letounu. Pro tyto rozměry jsem provedla základní aerodynamické, pevnostní a výkonové výpočty. Na závěr jsem propočítala předpokládaný profil letu a určila teoreticky dosažitelný počet bodů.

Dále jsem provedla návrh letounu, který bude vyhovovat výše definované strategii. Po stanovení koncepce a hlavních rozměrů letounu bylo jedním z prvních kroků této bakalářské práce stanovení maximálního výkonu na hřídeli motoru, který mi sloužil jako omezující parametr při určování hmotnosti a rychlosti letounu. Z parametrů zadané vrtule jsem stanovila maximální rychlost letu. Provedla jsem základní aerodynamický a pevnostní výpočet. Dále jsem sestavila předstudii letounu, ze které jsou patrné základní stavební díly letadla, předepsaný prostor pro uložení neseného nákladu a umístění motoru a vrtule.

Na závěr jsem pro navržený letoun propočítala teoretický profil letu a určila dosažitelný bodový zisk. V modelu jsem simulovala vliv proměnné hmotnosti letounu na délku tratě, potažmo na čas letu a výsledný bodový zisk. Cílem simulace bylo ověření, zda konfigurace s menší hmotností nedosáhne vyššího počtu bodů.

V rámci této práce jsem dospěla k těmto poznáním:

1. Okrajovým podmínkám soutěže nejlépe vyhovuje strategie maximální hmotnosti a tomu odpovídající rychlosti pro dosažení maximálního počtu bodů.
2. Teoretický počet dosažitelných bodů je o 14 % vyšší než počet bodů, na který dosáhl vítězný letoun z ročníku ACC 2017.
3. Plně jsem si vědoma, že jsem do výpočtu nezahrnula řadu faktorů (skutečně dosahované provozní parametry reálného letadla, vliv počasí, vliv pilota), které mohou ovlivnit konečný výsledek. Koncepce však splňuje předpoklad k reálnému obsazení některého z čelních pozic umístění v soutěži.
4. Volba konceptu samokřídla umožnila zvýšit plochu křídla o 10 % oproti vítěznému modelu klasické koncepce s ocasionními plochami z ročníku ACC 2017.

Doporučení dalšího postupu:

- Prostudování hmotového rozložení všech prvků letounu, určení těžiště a neutrálního bodu a zjištění stupně podélné stability letounu, momentová rovnováha.
- Důkladné konstrukční rozpracování všech komponent letounu, vč. řídicích ploch (křidélek) a jejich ovládání příslušnými servy. Prvky řízení (přijímač, regulátor otáček, energetická část letounu).
- Samostatnou kapitolou je volba optimální kombinace konstrukčních materiálů a postupů výroby.
- Návrh efektivnějšího algoritmu návrhového modelu výkonově-provozních parametrů letadla.

7 POUŽITÁ LITERATURA

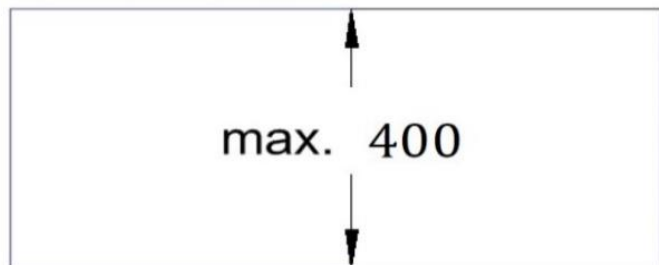
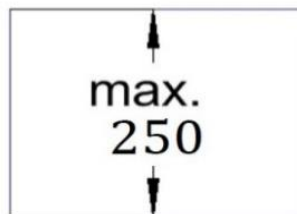
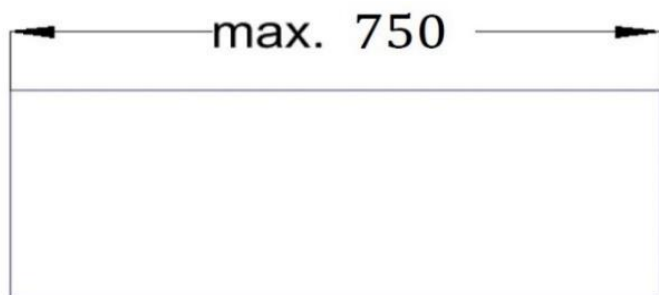
- [1] 2016-17 DBF Rules. *AIAA shaping the future of aerospace* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/aiaadb/previous-competitions/rules/dbf-rules-2018.pdf?sfvrsn=1c57d149_0
- [2] 2017-18 DBF Rules. *AIAA shaping the future of aerospace* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/aiaadb/previous-competitions/rules/dbf-rules-2018.pdf?sfvrsn=1c57d149_0
- [3] 2019-20 DBF Rules. *AIAA shaping the future of aerospace* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/aiaadb/resources/dbf_team_selection_results_2020.pdf?sfvrsn=4fc86fb8_0
- [4] Challenge 1 Egg Lift. *Payloadchallenge.bmfa* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: <https://payloadchallenge.bmfa.uk/download/171/>
- [5] Challenge 2 Kit Lift. *Payloadchallenge.bmfa* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: <https://payloadchallenge.bmfa.uk/download/180/>
- [6] Challenge 3 Distance. *Payloadchallenge.bmfa* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: <https://payloadchallenge.bmfa.uk/download/183/>
- [7] Challenge 4 Quantity. *Payloadchallenge.bmfa* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: <https://payloadchallenge.bmfa.uk/download/191/>
- [8] Challenge 5 Weight. *Payloadchallenge.bmfa* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: <https://payloadchallenge.bmfa.uk/download/194/>
- [9] 2020 SAE Aero Design Rules. *SEA aero design* [online]. [cit. 2020-05-03]. Dostupné z: <http://saeaerodesign.com/cdsweb/gen/DownloadDocument.aspx?DocumentID=1c93bcf4-9d12-4ab4-ad63-aadb39440349>
- [10] Regulations for the Air Cargo Challenge 2019 in Stuttgart. *Euroavia Stuttgart* [online]. [cit. 2020-05-05]. Dostupné z: <http://www.euroavia.de/ACC/documents/regulation.pdf>
- [11] ACC 2019. *München AkaModell* [online]. [cit. 2020-05-06]. Dostupné z: <http://akamodell-muenchen.de/en/projekte/alte-projekte/air-cargo-challenges/acc-2019/>
- [12] ACC 2017. *AkaModell Stuttgart E.V.* [online]. [cit. 2020-05-06]. Dostupné z: <http://www.akamodell.de/>
- [13] *Micromo* [online]. [cit. 2020-06-06]. Dostupné z: <https://www.micromo.com/technical-library/dc-motor-tutorials/motor-calculations>
- [14] Motor Selection. *Uav.jreyn* [online]. [cit. 2020-06-06]. Dostupné z: <https://uav.jreyn.net/quadcopter-design/step-5-motor-selection>
- [15] NACA 2412 (naca2412-il) Xfoil prediction polar at RE=200,000 Ncrit=5. *Airfoiltools* [online]. [cit. 2020-06-06]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-naca2412-il-200000-n5>

- [16] KDÉR, František. *Učebnice sportovního letce*. 2. dopl. a přeprac. vyd. Praha: Naše vojsko, 1980. Knihnice Svazarmu.
- [17] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. Vzájemná poloha křídla a vodorovné ocasní plochy. *Slavetind* [online]. [cit. 2020-07-21]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_0.aspx
- [18] FOKT, Radim. *Optimalizace konstrukčního návrhu ultralehkého letounu s ohledem na české a světové předpisy*. Ostrava, 2011. Diplomová práce. Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut Dopravy – Ústav letecké dopravy. Vedoucí práce Martin Kotačka.
- [19] KOMPOZITNÍ MATERIÁLY. *BIBUS* [online]. [cit. 2020-07-31]. Dostupné z: http://new.bibus.cz/pdf/Comat/Kompozitni_materialy_COMAT.pdf
- [20] *BMFA PAYLOAD CHALLENGES* [online]. 2020 [cit. 2020-07-21]. Dostupné z: <https://payloadchallenge.bmfa.uk/>
- [21] AIAA DBF. *AIAA shaping the future of aerospace* [online]. 2020 [cit. 2020-07-21]. Dostupné z: <https://www.aiaa.org/dbf>
- [22] *SAE AERO DESIGN* [online]. [cit. 2020-07-21]. Dostupné z: <https://www.saeerodesign.com/>
- [23] AXI 2826/10 GOLD LINE V2. *MODEL MOTORS* [online]. 2015 [cit. 2020-07-28]. Dostupné z: <https://www.modelmotors.cz/cs/product/detail/394/>
- [24] GENS ACE LiPo - 5000mAh 11,1V 3S1P HardCase LiPo Battery (50 C). *PECKA MODELÁŘ* [online]. c2011-2020 [cit. 2020-07-28]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/b-50c-5000-3s1p-hardcase-15-gens-ace-lipo-3s-5000-mah-50c-3s1p-hardcase-lipo-battery>
- [25] LUFTSCHRAUBE CAM-CARBON LIGHT PROP 12X7. *Schweighofer MODELLSPORT* [online]. [cit. 2020-07-29]. Dostupné z: <https://www.der-schweighofer.com/Luftschraube-Cam-Carbon-Light-Prop-12x7-a123197>

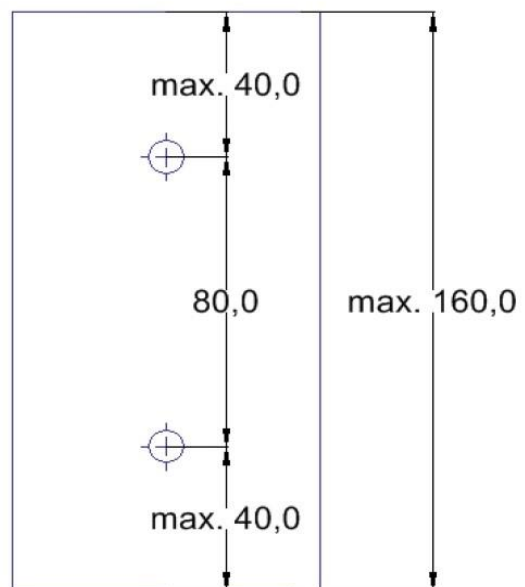
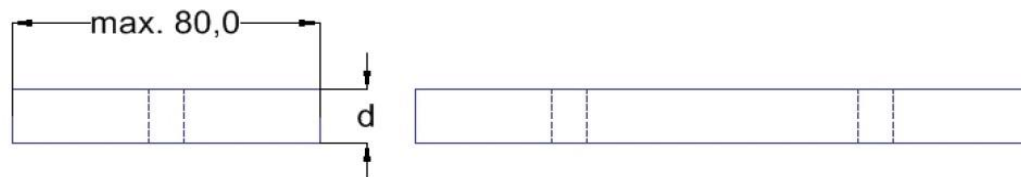
8 PŘÍLOHY

Příloha 1 Rozměry přepravní bedny	- 5 -
Příloha 2 Rozměry závaží	- 6 -
Příloha 3 Výpočet minimální rychlosti v_{\min}	- 7 -
Příloha 4 Výpočet maximální rychlosti v_{\max}	- 8 -
Příloha 5 Výpočet rychlosti v zatáčce v_0	- 8 -
Příloha 6 Přepočtení minimální rychlosti v_{\min} pro $m = 16,8$ kg	- 9 -
Příloha 7 Přepočtení maximální rychlosti v_{\max} pro $m = 16,8$ kg	- 9 -
Příloha 8 Přepočtení rychlosti v zatáčce v_0 + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 16,8$ kg	- 9 -
Příloha 9 Přepočtení minimální rychlosti v_{\min} pro $m = 16$ kg	- 9 -
Příloha 10 Přepočtení maximální rychlosti v_{\max} pro $m = 16$ kg	- 10 -
Příloha 11 Přepočtení rychlosti v zatáčce v_0 + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 16$ kg	- 10 -
Příloha 12 Přepočtení minimální rychlosti v_{\min} pro $m = 15,5$ kg	- 10 -
Příloha 13 Přepočtení maximální rychlosti v_{\max} pro $m = 15,5$ kg	- 10 -
Příloha 14 Přepočtení rychlosti v zatáčce v_0 + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 15,5$ kg	- 11 -
Příloha 15 Přepočtení minimální rychlosti v_{\min} pro $m = 15$ kg	- 11 -
Příloha 16 Přepočtení maximální rychlosti v_{\max} pro $m = 15$ kg	- 11 -
Příloha 17 Přepočtení rychlosti v zatáčce v_0 + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 15$ kg	- 11 -
Příloha 18 Přepočtení minimální rychlosti v_{\min} pro $m = 14,5$ kg	- 12 -
Příloha 19 Přepočtení maximální rychlosti v_{\max} pro $m = 14,5$ kg	- 12 -
Příloha 20 Přepočtení rychlosti v zatáčce v_0 + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 14,5$ kg	- 12 -
Příloha 21 Přepočtení minimální rychlosti v_{\min} pro $m = 14$ kg	- 13 -
Příloha 22 Přepočtení maximální rychlosti v_{\max} pro $m = 14$ kg	- 13 -
Příloha 23 Letoun	- 14 -
Příloha 24 Sestava letounu	- 14 -

Příloha 1 Rozměry přepravní bedny



Příloha 2 Rozměry závaží



Příloha 3 Výpočet minimální rychlosti v_{min}

v_{min} [m/s]	Re [-]	c_{Lmax} [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
20,0	380 690	1,40136	0,05216	15,35	428,1	43,6	0,05074	0,10291	0,18523	1 174	1 677
19,5	371 172	1,39587	0,05244	15,32	405,4	41,3	0,05035	0,10279	0,18502	1 087	1 552
19,0	361 655	1,39038	0,05273	15,29	383,4	39,1	0,04995	0,10268	0,18482	1 004	1 434
18,5	352 138	1,38488	0,05301	15,26	362,1	36,9	0,04956	0,10256	0,18462	926	1 322
18,0	342 621	1,37939	0,05329	15,23	341,5	34,8	0,04916	0,10245	0,18442	852	1 217
17,5	333 103	1,37390	0,05357	15,19	321,6	32,8	0,04877	0,10234	0,18422	782	1 117
17,0	323 586	1,36841	0,05385	15,16	302,3	30,8	0,04839	0,10224	0,18402	716	1 023
16,5	314 069	1,36292	0,05413	15,13	283,7	28,9	0,04800	0,10213	0,18383	654	934
16,0	304 552	1,35743	0,05441	15,10	265,7	27,1	0,04761	0,10202	0,18364	596	851
15,5	295 034	1,35193	0,05469	15,07	248,4	25,3	0,04723	0,10192	0,18346	541	773
15,0	285 517	1,34644	0,05497	15,04	231,7	23,6	0,04684	0,10182	0,18327	490	700
14,5	276 000	1,34095	0,05526	15,00	215,7	22,0	0,04646	0,10172	0,18309	442	632
14,0	266 483	1,33546	0,05554	14,97	200,3	20,4	0,04608	0,10162	0,18292	398	568
13,5	256 966	1,32997	0,05582	14,94	185,5	18,9	0,04570	0,10152	0,18274	356	509
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	171,3	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,5	237 931	1,31899	0,05638	14,88	157,7	16,1	0,04495	0,10133	0,18240	282	403
12,25	233 172	1,31624	0,05652	14,86	151,2	15,4	0,04477	0,10129	0,18232	265	379
12,0	228 414	1,31349	0,05666	14,84	144,8	14,8	0,04458	0,10124	0,18223	249	356
11,75	223 655	1,31075	0,05680	14,83	138,5	14,1	0,04439	0,10119	0,18215	234	334
11,5	218 897	1,30800	0,05694	14,81	132,4	13,5	0,04421	0,10115	0,18207	219	313
11,25	214 138	1,30526	0,05708	14,80	126,5	12,9	0,04402	0,10110	0,18199	205	293
11,0	209 379	1,30251	0,05722	14,78	120,7	12,3	0,04384	0,10106	0,18191	192	274

Příloha 4 Výpočet maximální rychlosti v_{max}

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dpmin} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,48231	0,50890	0,00853	2,34	181,1	18,5	0,00669	0,01522	0,02740	207	295
21,0	399 724	0,49154	0,42281	0,00823	1,67	147,7	15,1	0,00462	0,01285	0,02313	170	242
20,75	394 966	0,50346	0,44093	0,00834	1,82	150,4	15,3	0,00502	0,01336	0,02405	170	243
20,5	390 207	0,51581	0,45483	0,00842	1,91	151,4	15,4	0,00535	0,01377	0,02478	169	242
20,25	385 448	0,52863	0,47442	0,00854	2,06	154,1	15,7	0,00582	0,01436	0,02584	170	243
20,0	380 690	0,54193	0,47428	0,00858	2,05	150,2	15,3	0,00581	0,01439	0,02590	164	234

Příloha 5 Výpočet rychlosti v zatáčce v_o

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	R [m]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,75035	0,76507	0,01070	4,75	271,4	17,8	0,01512	0,02582	0,04648	38,4	351	501
21,2	403 531	0,72891	0,74222	0,01038	4,50	263,4	17,3	0,01423	0,02461	0,04430	38,4	334	478
21,2	403 531	0,71604	0,71976	0,01005	4,25	255,5	16,8	0,01339	0,02343	0,04218	38,4	318	455
19,5	371 172	0,88688	0,90069	0,01329	6,25	269,6	17,8	0,02096	0,03425	0,06165	32,5	362	517
19,5	371 172	0,86154	0,87845	0,01283	6,00	263,1	17,3	0,01994	0,03277	0,05899	32,5	346	495
19,5	371 172	0,84127	0,85602	0,01240	5,75	256,5	16,9	0,01893	0,03133	0,05640	32,5	331	473
19,5	371 172	0,83113	0,83338	0,01200	5,50	249,8	16,4	0,01795	0,02994	0,05390	32,5	317	452

Příloha 6 Přepočítání minimální rychlosti v_{min} pro $m = 16,8$ kg

v_{min} [m/s]	Re [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	171,3	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,75	242 690	1,32173	0,05624	14,89	164,4	16,8	0,04514	0,10138	0,18248	300	428

Příloha 7 Přepočítání maximální rychlosti v_{max} pro $m = 16,8$ kg

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dpmin} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,46302	0,47493	0,00840	2,09	169,0	17,2	0,00583	0,01423	0,02561	193	276
21,2	403 531	0,44648	0,45384	0,00831	1,92	161,5	16,8	0,00532	0,01363	0,02454	185	265

Příloha 8 Přepočítání rychlosti v zatáčce v_o + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 16,8$ kg

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	R [m]	F_o [N]	k [-]	délka rovných částí letu [m]	délka oblouků [m]	délka tratě [m]	P [W]	P_{out} [W]	t [s]	počet bodů
21,2	403 531	0,72033	0,74222	0,01038	4,50	263,4	17,3	0,01423	0,02461	0,04430	38,3	202,4	1,2	333,5	1 083,6	1 417,1	334	478	67	516
21,2	403 531	0,69889	0,71189	0,00993	4,16	252,7	16,8	0,01310	0,02303	0,04145	38,9	194,1	1,2	322,0	1 099,8	1 421,9	313	447	68	494

Příloha 9 Přepočítání minimální rychlosti v_{min} pro $m = 16$ kg

v_{min} [m/s]	Re [-]	c_{Lmax} [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,5	237 931	1,31899	0,05638	14,88	16,1	0,04495	0,10133	0,18240	282	403
12,46	237 170	1,31855	0,05640	14,87	16,0	0,04492	0,10133	0,18239	279	399

Příloha 10 Přepočet maximální rychlosti v_{max} pro $m = 16$ kg

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dpmin} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,44097	0,45384	0,00831	1,92	161,5	16,5	0,00532	0,01363	0,02454	185	265
21,2	403 531	0,42719	0,44139	0,00827	1,84	157,1	16,0	0,00503	0,01330	0,02395	181	258

Příloha 11 Přepočet rychlosti v zatáčce v_o + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 16$ kg

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	R [m]	k [-]	délka rovných částí letu [m]	délka oblouků [m]	délka tratě [m]	P [W]	P_{out} [W]	t [s]	počet bodů
21,2	403 531	0,68603	0,72722	0,01013	4,33	258,1	17,0	0,01367	0,02379	0,04283	39,3	1,2	314,5	1 110,4	1 425,0	323	462	67	505
21,2	403 531	0,67102	0,68119	0,00962	3,83	241,9	16,0	0,01199	0,02161	0,03890	36,8	1,2	364,3	1 040,1	1 404,4	294	419	66	480

Příloha 12 Přepočet minimální rychlosti v_{min} pro $m = 15,5$ kg

v_{min} [m/s]	Re [-]	c_{Lmax} [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	171,3	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,5	237 931	1,31899	0,05638	14,88	157,7	16,1	0,04495	0,10133	0,18240	282	403
12,3	234 124	1,31679	0,05649	14,86	152,5	15,5	0,04480	0,10130	0,18233	269	384

Příloha 13 Přepočet maximální rychlosti v_{max} pro $m = 15,5$ kg

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dpmin} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,42719	0,44139	0,00827	1,84	157,1	16,0	0,00503	0,01330	0,02395	181	258
21,2	403 531	0,41341	0,42267	0,00820	1,67	150,4	15,5	0,00462	0,01282	0,02307	174	249

Příloha 14 Přepočít rychlosti v zatáčce vo + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro m = 15,5 kg

v _o [m/s]	Re [-]	c' _L [-]	c _L [-]	c _{Dp} [-]	α [°]	F _L [N]	m [kg]	c _{Dind} [-]	c _{Dk} [-]	c _D [-]	R [m]	k [-]	délka rovných částí letu [m]	délka oblouků [m]	délka tratě [m]	P [W]	P _{out} [W]	t [s]	počet bodů
21,2	403 531	0,66459	0,67367	0,00956	3,75	239,3	15,7	0,01173	0,02128	0,03831	36,4	1,3	372,4	1 028,6	1 401,0	289	413	66	475
21,2	403 531	0,64315	0,66601	0,00949	3,67	236,6	15,5	0,01146	0,02095	0,03772	36,0	1,3	380,7	1 016,9	1 397,6	285	407	66	471

Příloha 15 Přepočít minimální rychlosti v_{min} pro m = 15 kg

v _{min} [m/s]	Re [-]	c _{Lmax} [-]	c _{Dp} [-]	α [°]	F _L [N]	m [kg]	c _{Dind} [-]	c _{Dk} [-]	c _D [-]	P [W]	P _{out} [W]
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	171,3	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,5	237 931	1,31899	0,05638	14,88	157,7	16,1	0,04495	0,10133	0,18240	282	403
12,3	234 124	1,31679	0,05649	14,86	152,5	15,5	0,04480	0,10130	0,18233	269	384
12,1	230 317	1,31459	0,05660	14,85	147,3	15,0	0,04465	0,10126	0,18227	256	365

Příloha 16 Přepočít maximální rychlosti v_{max} pro m = 15 kg

v _{max} [m/s]	Re [-]	c' _L [-]	c _L [-]	c _{Dpmin} [-]	α [°]	F _L [N]	m [kg]	c _{Dind} [-]	c _{Dk} [-]	c _D [-]	P [W]	P _{out} [W]
21,2	403 531	0,41341	0,42267	0,00820	1,67	150,4	15,3	0,00462	0,01282	0,02307	174	249
21,2	403 531	0,39136	0,41099	0,00816	1,59	146,3	15,0	0,00436	0,01253	0,02255	170	243

Příloha 17 Přepočít rychlosti v zatáčce vo + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro m = 15 kg

v _o [m/s]	Re [-]	c' _L [-]	c _L [-]	c _{Dp} [-]	α [°]	F _L [N]	m [kg]	c _{Dind} [-]	c _{Dk} [-]	c _D [-]	R [m]	k [-]	délka rovných částí letu [m]	délka oblouků [m]	délka tratě [m]	P [W]	P _{out} [W]	t [s]	počet bodů
21,2	403 531	0,64315	0,65014	0,00936	3,50	231,0	15,2	0,01092	0,02028	0,03650	35,1	1,3	397,8	992,7	1 390,5	275	393	66	462
21,2	403 531	0,62172	0,64252	0,00929	3,42	228,3	15,0	0,01067	0,01996	0,03593	34,7	1,3	406,0	981,1	1 387,1	271	387	65	458

Příloha 18 Přepočet minimální rychlosti v_{min} pro $m = 14,5$ kg

v_{min} [m/s]	Re [-]	c_{Lmax} [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	171,3	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,5	237 931	1,31899	0,05638	14,88	157,7	16,1	0,04495	0,10133	0,18240	282	403
12,3	234 124	1,31679	0,05649	14,86	152,5	15,5	0,04480	0,10130	0,18233	269	384
12,0	228 414	1,31349	0,05666	14,84	144,8	14,8	0,04458	0,10124	0,18223	249	356
11,9	226 510	1,31240	0,05672	14,84	142,3	14,5	0,04451	0,10122	0,18220	243	347

Příloha 19 Přepočet maximální rychlosti v_{max} pro $m = 14,5$ kg

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dpmin} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,39963	0,42267	0,00820	1,67	150,4	15,3	0,00462	0,01282	0,02307	174	249
21,2	403 531	0,38585	0,39369	0,00812	1,42	140,1	14,5	0,00400	0,01213	0,021829	165	235

Příloha 20 Přepočet rychlosti v zatáčce v_o + délka tratě + letový čas + bodový zisk pro $m = 14,5$ kg

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	R [m]	k [-]	délka rovných částí letu [m]	délka oblouků [m]	délka tratě [m]	P [W]	P_{out} [W]	t [s]	počet bodů
21,2	403 531	0,62172	0,64252	0,00929	3,42	228,3	15,0	0,01067	0,01996	0,03593	34,7	1,3	406,0	981,1	1 387,1	271	387	65	458
21,2	403 531	0,60028	0,62006	0,00915	3,25	220,4	14,5	0,00993	0,01908	0,03434	33,5	1,4	430,3	946,8	1 377,1	259	370	65	445

Příloha 21 Přepočet minimální rychlosti v_{min} pro $m = 14$ kg

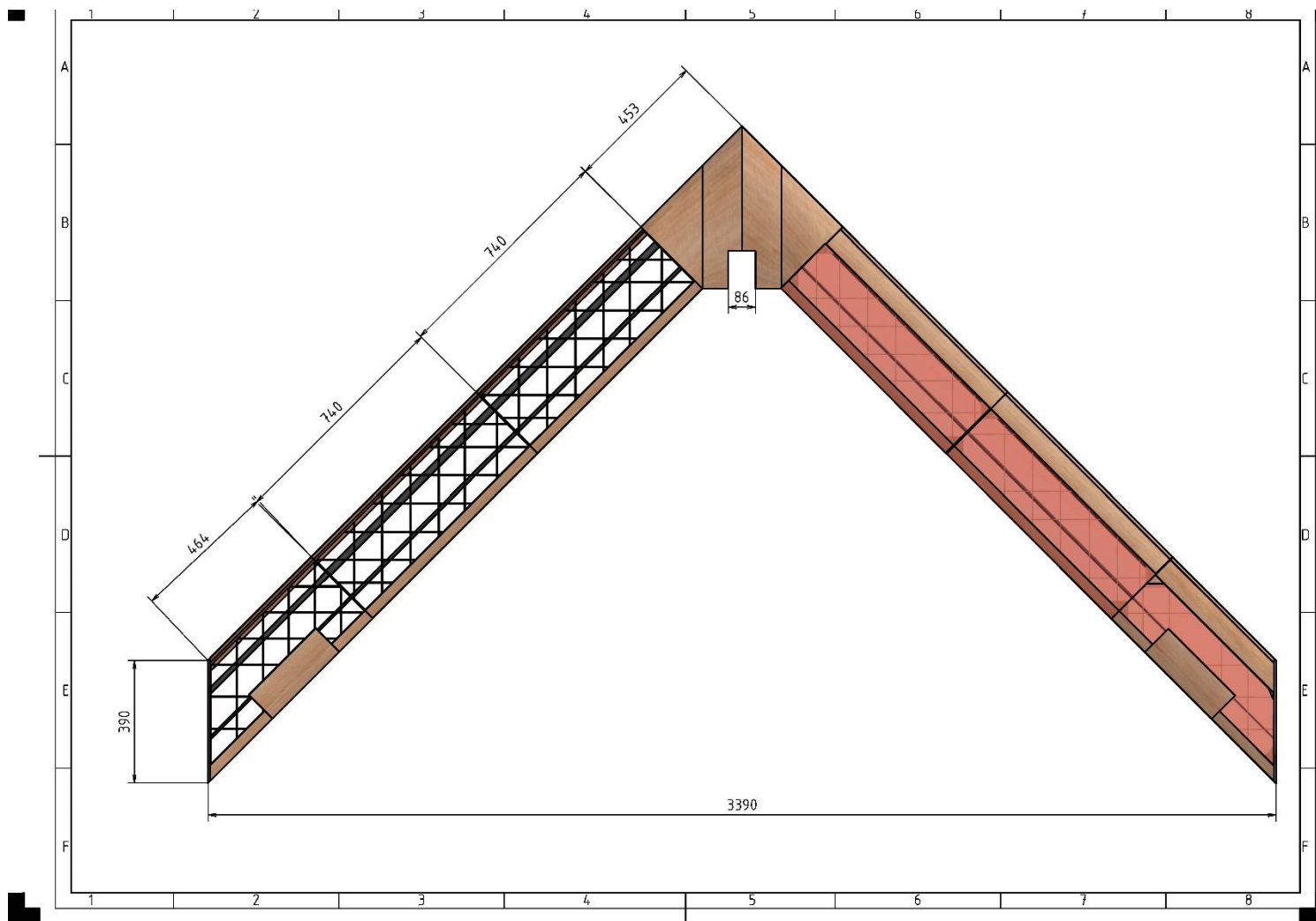
v_{min} [m/s]	Re [-]	c_{Lmax} [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
13,0	247 448	1,32448	0,05610	14,91	171,3	17,5	0,04533	0,10143	0,18257	318	454
12,5	237 931	1,31899	0,05638	14,88	157,7	16,1	0,04495	0,10133	0,18240	282	403
12,3	234 124	1,31679	0,05649	14,86	152,5	15,5	0,04480	0,10130	0,18233	269	384
12,0	228 414	1,31349	0,05666	14,84	144,8	14,8	0,04458	0,10124	0,18223	249	356
11,7	222 703	1,31020	0,05683	14,83	137,3	14,0	0,04436	0,10119	0,18213	231	330

Příloha 22 Přepočet maximální rychlosti v_{max} pro $m = 14$ kg

v_{max} [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dpmin} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	P [W]	P_{out} [W]
21,2	403 531	0,38585	0,39369	0,00812	1,42	140,1	14,3	0,00400	0,01213	0,02183	165	235
21,2	403 531	0,36656	0,37660	0,00809	1,25	134,0	14,0	0,00366	0,01176	0,02117	160	228

v_o [m/s]	Re [-]	c'_L [-]	c_L [-]	c_{Dp} [-]	α [°]	F_L [N]	m [kg]	c_{Dind} [-]	c_{Dk} [-]	c_D [-]	R [m]	k [-]	délka rovných částí letu [m]	délka oblouků [m]	délka tratě [m]	P [W]	P_{out} [W]	t [s]	počet bodů
21,2	403 531	0,60028	0,62006	0,00915	3,25	220,4	14,5	0,00993	0,01908	0,03434	33,5	1,4	430,3	946,8	1 377,1	259	370	65,0	445
21,2	403 531	0,57884	0,58561	0,00895	3,00	208,2	14,0	0,00886	0,01781	0,03205	32,4	1,4	467,5	894,2	1 361,7	242	346	64,2	425

Příloha 23 Letoun



Příloha 24 Sestava letounu

