

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**  
**FAKULTA STROJNÍ**

ÚSTAV MECHANIKY  
TEKUTIN A TERMODYNAMIKY



**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

MODERNIZACE HISTORICKÉHO MODELU LETOUNU  
MODERNIZATION OF THE VINTAGE AIRCRAFT MODEL

AUTOR PRÁCE: ŠTĚPÁN BEKÁREK

VEDOUCÍ PRÁCE: ING. PETR PROKOP, MBA

TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

V PRAZE 2020

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Bekárek** Jméno: **Štěpán** Osobní číslo: **473491**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající 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:

**Modernizace historického modelu letounu**

Název bakalářské práce anglicky:

**Modernization of the Vintage Aircraft Model**

Pokyny pro vypracování:

1. Na základě návrhu historického RC modelu ALFA proveďte úpravu jeho konstrukce s ohledem na možnost pohonu elektromotorem a vybavením moderní aparaturou s ovládáním všech prvků.
2. Proveďte základní aerodynamický výpočet a stanovte nejdůležitější letové parametry.
3. Na základě aerodynamického výpočtu a požadované doby letu vyberte vhodnou pohonnou jednotku včetně letového akumulátoru.
4. Proveďte hmotový rozbor letounu i jeho vybavení s ohledem na dosažení požadované polohy těžiště.
5. Proveďte hrubý kontrolní výpočet pevnosti nosných ploch.

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:

*Petr Prokop*

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

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

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

*30.04.2020*

Datum převzetí zadání

*Bekárek*

Podpis studenta

## Poděkování

Děkuji svému vedoucímu bakalářské práce Ing. Petru Prokopovi MBA za čas, který mi věnoval při vedení bakalářské práce, za rady a připomínky, které mi pomohly k vypracování celé práce. Dále děkuji Bc. Anně Sýkorové a Bc. Marii Růžičkové za pomoc při korektuře textu. Zvláště bych chtěl poděkovat rodičům a celé rodině za podporu během celého studia.

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci s názvem Modernizace historického modelu letounu vypracoval samostatně. Veškerá použitá literatura, podklady a materiály jsou uvedeny v seznamu literatury.

V Praze dne 31. července 2020

Podpis.....

# Anotace

Tato práce má za úkol modernizovat RC model ALFA z roku 1959 za účelem vytvoření cvičného modelu. Z původního modelu byl zachován tvar a konstrukce trupu, křídla byla nahrazena modernějším řešením, celý model byl zjednodušen, zvětšen a vzhledem k plánovanému užití jako cvičný model místy vyztužen. V rámci práce byl proveden základní aerodynamický výpočet letadla a samozřejmě došlo i k přidání ovládání dalších prvků jako výškového kormidla a křídélka. Jako pohon byl zvolen elektromotor a byla také vybrána vhodná baterie. V práci je proveden i rozbor rozložení hmotnosti letounu se všemi elektronickými součástkami. Ze známých parametrů byla stanovena doba letu. Byl proveden pevnostní výpočet křídla. V rámci práce byl dokončen model v Autodesk Inventoru, jehož původní verze vznikla v rámci předmětu Úvod do aplikované mechaniky.

## Klíčová slova

Modernizace historického modelu, aerodynamický výpočet, doba letu, těžiště modelu, pevnostní výpočet hlavního nosníku.

## Annotation

This work aims to modernize the RC model ALFA from 1959 in order to find a training model. From the original model, the shape and construction of the fuselage was preserved, the wings were changed in a more modern way. The whole model was simplified, enlarged and due to the intended use reinforced. As part of the work, a basic aerodynamic calculation of the aircraft was performed and of course, the control of other elements such as the elevator rudder and ailerons was added. The electric motor was selected as the drive and the battery was selected. The work also analyzes the weight distribution of the aircraft with all electronic components. The endurance in air was determined from the known parameters. The strength calculation of the wing was proved. As part of the work, the model was completed in Autodesk Inventor. The original version was created within the subject Introduction to Applied Mechanics.

## Keywords

Modernization of the Vintage Aircraft Model, aerodynamic calculation, flight time, center of gravity, strength calculation of the main beam.

# Obsah

Anotace.....	4
Klíčová slova.....	4
Annotation.....	4
Keywords .....	4
Obsah.....	5
Použité veličiny .....	8
1. Úvod.....	10
2. Původní model.....	11
2.1. Historie vzniku .....	11
2.2. Alfa .....	11
Obrázek 1[2].....	11
Obrázek 2[2].....	12
Obrázek 3[2].....	12
Obrázek 4 .....	13
2.3. Hlavní oblasti úpravy modelu.....	13
3. Rešerše existujících řešení .....	14
3.1. Cessna 150 Carbon-Z .....	14
Tabulka 1 – model Cessna 150 Carbon-Z 2.1m.....	14
Obrázek 5[12].....	14
3.2. SIG 1/4 PIPER J-3 Cub .....	15
Tabulka 2 – model SIG 1/4 PIPER J-3 Cub 2667mm.....	15
Obrázek 6[13].....	15
3.3. 84" Turbo Bushmaster .....	16
Tabulka 3 – 84" Turbo Bushmaster .....	16
Obrázek 7[18].....	16
3.4. SIG 1/4 PIPER akrob. verze .....	17
Tabulka 4 – SIG 1/4 PIPER akrob. verze.....	17
Obrázek 8[14].....	17
3.5. Hawk EP 2.0m glider ARF.....	18
Tabulka 5 – Hawk EP 2.0m glider ARF .....	18
Obrázek 9[15].....	18
3.6. Srovnání vybraných typů letadel .....	19
Závislost hmotnosti na plošném zatížení	
1[12][13][14][15][16][17][18][19][20][21][22][23] .....	20
Závislost hmotnosti na plošném zatížení	
2[12][13][14][15][16][17][18][19][20][21][22][23] .....	20
4. Aerodynamické výpočty .....	21
4.1. Geometrie křídla .....	21
Obrázek 10[1].....	21
Obrázek 11[2][1] .....	21
4.2. Pádová rychlost.....	22
Obrázek 12[3].....	22
4.3. Cestovní rychlost .....	23

5.	Výkon modelu .....	24
5.1.	Výpočet odporu .....	24
5.1.1.	Odpor vodorovné ocasní plochy: .....	24
5.1.2.	Odpor svislé ocasní plochy: .....	24
5.1.3.	Odpor trupu, motoru:.....	24
5.1.4.	Odpor podvozku:.....	24
5.1.5.	Odpor vrtule: .....	25
5.1.6.	Celkový odpor vychází: .....	25
5.2.	Výkon předávaný vrtulí proudy vzduchu .....	25
5.3.	Účinnost jednotlivých součástí, .....	25
5.3.1.	Elektrotechnických.....	25
5.3.2.	Vrtule.....	25
5.4.	Volba motoru .....	26
5.5.	Výběr baterie .....	26
5.6.	Doba letu.....	26
5.7.	Reálná doba letu .....	26
5.7.1.	Startovní režim fáze 1. ....	27
5.7.2.	Startovní režim fáze 2. ....	27
5.7.3.	Startovní režim fáze 3. ....	27
5.7.4.	Startovní režim fáze 4. ....	28
5.7.5.	Rezerva.....	28
5.7.6.	Startovní režim celkem.....	28
5.7.7.	Kapacita snižena o startovní režim a o rezervu.....	29
5.7.8.	Celkový čas vychází.....	29
6.	Konstrukce a hmotnost jednotlivých částí letounu.....	30
6.1.	Křídla .....	30
	Obrázek 13 .....	30
6.2.	Vodorovná a svislá ocasní plocha .....	31
	Obrázek 14 .....	31
	Obrázek 15 .....	32
6.3.	Trup .....	32
	Obrázek 16 .....	33
	Obrázek 17 .....	33
6.4.	Podvozek .....	34
	Obrázek 18[9].....	34
	Obrázek 19 .....	34
	Obrázek 20 .....	34
6.5.	Motor, baterie, serva, vrtule.....	35
	Obrázek 21[7].....	35
6.6.	Celková hmotnost .....	35
	Tabulka 6.....	35
6.7.	Těžiště modelu.....	36
6.8.	Vyvážení modelu .....	37
	Obrázek 22 .....	37
7.	Pevnostní výpočet hlavního nosníku křídla .....	38
7.1.	Popis zatížení hlavního nosníku .....	38

Obrázek 23 .....	38
7.2. Materiál nosníku .....	39
7.3. Průřezová charakteristika .....	39
Obrázek 24 .....	39
7.4. Pevnostní výpočet.....	39
8. Závěr.....	40
Použitá literatura .....	41
Použité programy .....	43
Seznam příloh.....	43
Přílohy .....	44
Příloha 1 – Výkres křídla .....	44
Příloha 2 – Výkres výškového kormidla .....	45
Příloha 3 – Výkres směrového kormidla.....	46
Příloha 4 – Obrázek přední části trupu.....	47
Příloha 5 – Výkres přední části trupu.....	48
Příloha 6 – Obrázek přední a zadní části trupu .....	49
Příloha 7 – Obrázek – celkový pohled .....	50
Příloha 8 – Výkres čelního pohledu .....	50
Příloha 9 – Výkres bočního pohledu .....	51
Příloha 10 – Výkres – pohled zdola .....	51
Příloha 11 – Výkres – celý model .....	51

# Použité veličiny

$l$  – rozpětí křídla

$b$  – hloubka křídla

$\lambda$  – Štíhlost křídla

$A$  – průmět plochy křídla

$m$  – hmotnost letadla

$\rho$  – hustota vzduchu

$g$  – gravitační zrychlení

$\nu$  – kinematická viskozita

$Re$  – Reynoldsovo číslo

$\alpha$  – úhel náběhu

$C_l$  – koeficient vztlaku

$C_d$  – koeficient odporu

$C_{di}$  – indukovaný odpor

$C_{dj}$  – odpor jednotlivých částí (ocasných ploch trupu...)

$C_{dcelk}$  – celkový odpor

$V_{min}$  – pádová rychlost

$V_{cest}$  – cestovní rychlost

$U$  – napětí baterie

$I$  – proud baterie

$P$  – výkon

$\eta$  – účinnost

$\eta_j$  – účinnost jednotlivých částí

$C$  – kapacita baterie

$C_r$  – reálná kapacita baterie

$h$  – cestovní hladina

$t$  – výdrž letadla ve vzduchu

$t_r$  – reálná výdrž letadla ve vzduchu

$\sigma_e$  – mez kluzu

$q$  – spojitě zatížení



$M_o$  – ohybový moment

$\sigma_d$  – napětí snižené koeficient bezpečnosti

$Jp$  – modul průřezu v ohybu

$W_o$  – modul průřezu v ohybu

$\sigma_o$  – maximální ohybové napětí

# 1. Úvod

V dnešní době často dochází v automobilovém i leteckém průmyslu k vytváření nových verzí nejrůznějších starších modelů. Tato práce popisuje proces návrhu modernizace jednoho ze starších modelů letadla ALFA. Tento postup by se dal popsat také jako reverzní inženýrství, kdy z původních plánů jsou zjištěny parametry, některé jsou upraveny a na jejich základě jsou vypočteny nové vlastnosti. V případě této práce je původním modelem RC model vytvořený v roce 1959. Jednalo se o zajímavý, ale trochu problematický model.

Cílem této bakalářské práce je modernizace historického modelu tak, aby vznikl cvičný letoun. V rámci předmětu Úvod do aplikované mechaniky byly vytvořeny první adaptace tohoto modelu které byly upravovány v rámci této práce.

Na základě návrhu historického RC modelu ALFA byla provedena úprava jeho konstrukce s ohledem na možnost pohonu elektromotorem a vybavením moderní aparaturou s ovládáním všech prvků.

Byl proveden základní aerodynamický výpočet a stanoveny nejdůležitější letové parametry. Na základě aerodynamického výpočtu a požadované doby letu byla vybrána vhodná pohonná jednotka a letový akumulátor. Byl proveden hmotový rozbor letounu i jeho vybavení s ohledem na dosažení požadované polohy těžiště. Závěrem byl proveden kontrolní výpočet pevnosti nosných ploch.

## 2. Původní model

### 2.1. Historie vzniku

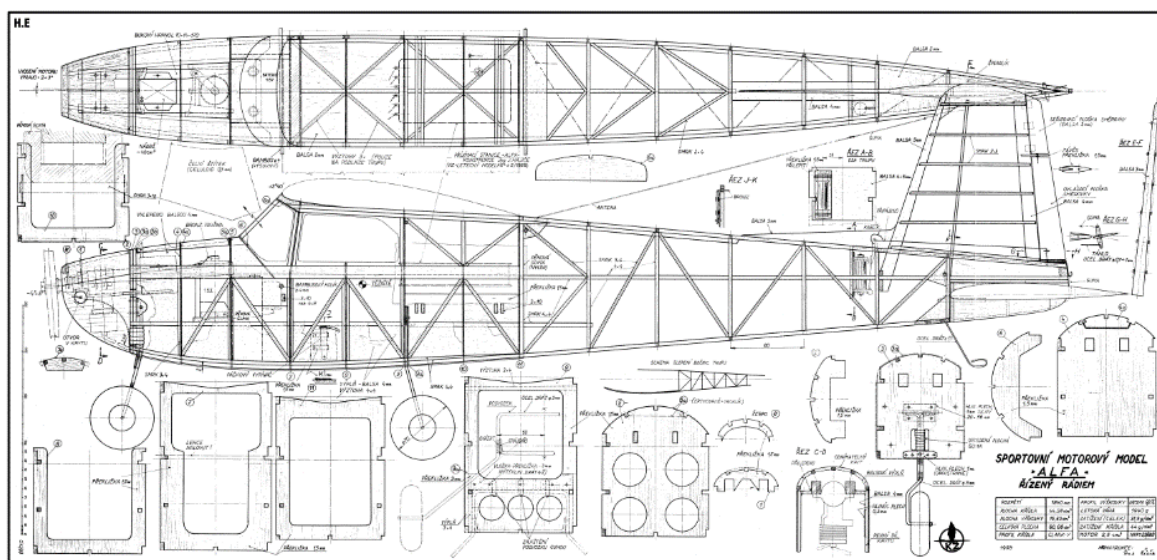
Původní model ALFA byl vytvořen v roce 1959 a pochází z rukou Radoslava Čížka. Ten se tvorbou modelů zabýval s různou intenzitou v letech 1946 až 2004 a publikoval je pro časopis *Letecký modelář*. Tento model vznikl v době, kdy ještě nebyly dostupné součástky pro letecké modely, které jsou v současnosti běžně užívané. Omezená dostupnost těchto součástek znamenala jenom částečnou kontrolu modelu, to vedlo k tomu, že se mohly některé modely snadno stát neovladatelnými. Pro ilustraci přikládám část článku o ALFĚ od samotného autora popisující problémy s relé ovládající směrovou klapku:[2]

„Když byl model v klidu na zemi, fungovalo to, ale se vším byl konec, jakmile bylo kormidlo ofukováno proudem vzduchu od vrtule! V popisu aparatury byly všelijaké rady, co s tím když? ... - ale nikde nebylo napsáno co udělat, když je vybavovací relé „na draka“. A také že bylo. Léтали jsme tak, že jsme model odstartovali hodný kus po větru, nechali ho letět volně a řídili teprve po zastavení motoru...“[2] [str. 51, 2]

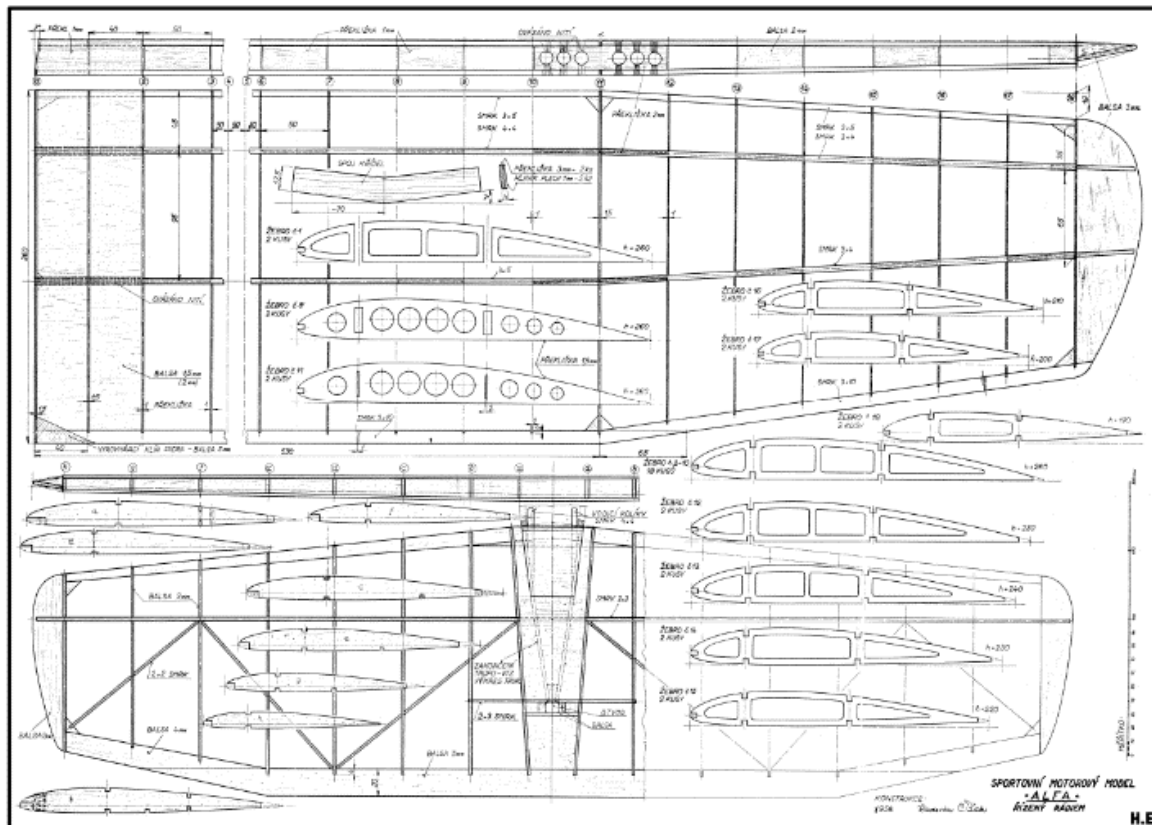
Dále autor pokračuje stížnostmi na ovladatelnost modelu a následné důvody, proč k dalším úpravám nepřistoupil, důvodem byl mimo jiné další, lépe fungující, model. Poté ještě krátce zmiňuje již úspěšnější adaptace tohoto modelu jinými modeláři.[2]

### 2.2. Alfa

Pro další práci sloužil jako výchozí podklad výkresy Alfy.

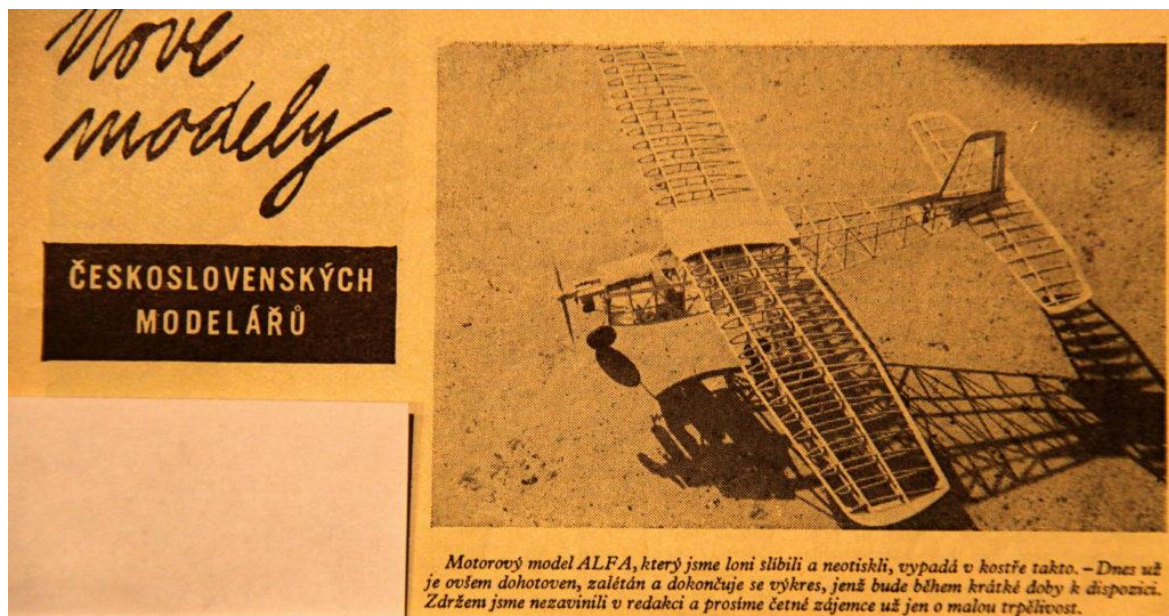


Obrázek 1[2]



Obrázek 2[2]

Zároveň existují i snímky kostry původní ALFY pořízené přímo panem Čížkem.



Obrázek 3[2]

V rámci předmětu Úvod do aplikované mechaniky byl vytvořen první návrh na přepracování původního modelu. Ten zachovává původní geometrii, ale zároveň má už některé prvky modernizované.



*Obrázek 4*

### **2.3. Hlavní oblasti úpravy modelu**

Jako hlavní oblasti adaptace byly zvoleny: přidání ovládní výškového kormidla, dále byly změny provedeny na směrovém kormidle a počítá se také s ovládním křidélek. Celý model byl 1,2 krát zvětšen. Jedna z nejpodstatnějších změn je výměna pohonné jednotky, spalovací motor byl nahrazen elektromotorem s baterií. Celá konstrukce je, na rozdíl od předchozí verze, z plátů balsy. Pro kryt motoru se počítá s 3D tiskem, kryt kokpitu bude laminován.

### 3. Rešerše existujících řešení

V dnešní době existuje mnoho podobných modelů letadel s téměř shodnou geometrií i uspořádáním křídel, dostupné jsou ve formě stavebnic i v podstatě kompletně hotových modelů. Proto u mnoha následně uvedených modelů nelze zjistit některé parametry, protože výrobci udávají například jen doporučený výkon motoru, není potom možné všechny typy porovnávat. Pro porovnání v následujících kapitolách bude uvedeno několik modelů letadel. V první polovině budou zmíněny především hornoplošníky, v další části i větroně.

#### 3.1. Cessna 150 Carbon-Z

Jedná se o model jednoho z nejběžnějších malých turistických, cvičných a někdy i vojenských letadel. Jeho konstrukce je z uhlíkových vláken. Parametry vychází podobně jako model Alfa. Tento model letadla je poháněn elektrickým motorem.

Parametry tohoto letadla jsou: [12]

Tabulka 1 – model Cessna 150 Carbon-Z 2.1m

Konstrukce	Carbon-Z
Rozpětí [mm]	2125
Délka [mm]	1570
Letová hmotnost [g]	4000–4500
Nosná plocha [dm <sup>2</sup> ]	68
Plošné zatížení [g/dm <sup>2</sup> ]	63 g/dm <sup>2</sup>



Obrázek 5[12]

### 3.2. SIG 1/4 PIPER J-3 Cub

Tento model letadla je poháněn spalovacím motorem. Jedná se o maketu letadla Piper, který byl produkován mezi lety 1937 a 1949. Jeho konstrukce je celobalsová.

Parametry tohoto letadla jsou:[13]

Tabulka 2 – model SIG 1/4 PIPER J-3 Cub 2667mm

Rozpětí [mm]	2667
Délka [mm]	1700
Hmotnost [g]	6400–7300
Doporučený objem nádrže [ml]	400–500
Nosná plocha [dm <sup>2</sup> ]	97
Plošné zatížení [g/dm <sup>2</sup> ]	75,2



Obrázek 6[13]

### 3.3. 84" Turbo Bushmaster

Trup modelu je klasické konstrukce z překližkových a balsových laserem vyřezávaných dílů s kompozitovými výztuhami s odnímatelným laminátovým motorovým krytem.

Parametry modelu:[18]

Tabulka 3 – 84" Turbo Bushmaster

Rozpětí [mm]	2133
Délka [mm]	1625
Hmotnost [g]	3400–3800
Nosná plocha [dm <sup>2</sup> ]	51.6
Plošné zatížení [g/dm <sup>2</sup> ]	73,6



Obrázek 7[18]



### 3.4. SIG 1/4 PIPER akrob. verze

Adaptovaná verze letounu SIG 1/4 PIPER s menším rozpětím křídel.

Parametry modelu:[14]

Tabulka 4 – SIG 1/4 PIPER akrob. verze

Rozpětí [mm]	2185
Délka [mm]	1700
Hmotnost [g]	6350 – 6800
Nosná plocha [dm <sup>2</sup> ]	83.9
Plošné zatížení [g/dm <sup>2</sup> ]	81



Obrázek 8[14]

### 3.5. Hawk EP 2.0m glider ARF

Jedná se o kluzák klasické balzové konstrukce poháněný elektromotorem. Je zřejmá nižší hmotnost.

Parametry modelu:[15]

Tabulka 5 – Hawk EP 2.0m glider ARF

Rozpětí [mm]	2000
Délka [mm]	1043
Letová hmotnost [g]	900–1000
Nosná plocha [dm <sup>2</sup> ]	42,0
Plošné zatížení [g/dm <sup>2</sup> ]	23



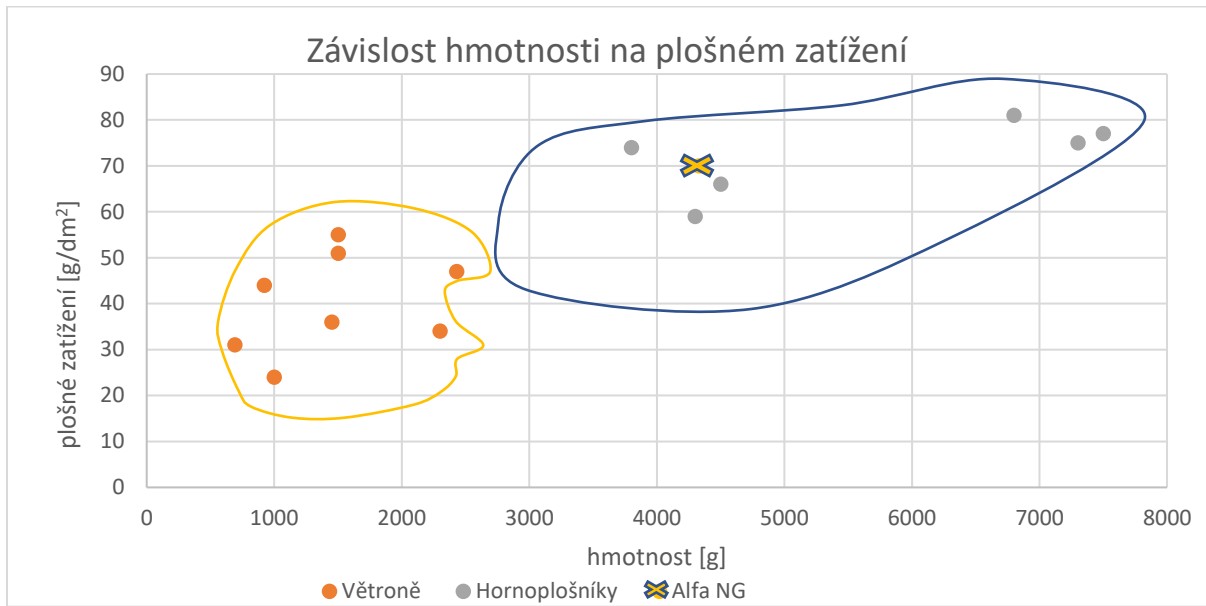
Obrázek 9[15]

### 3.6. Srovnání vybraných typů letadel

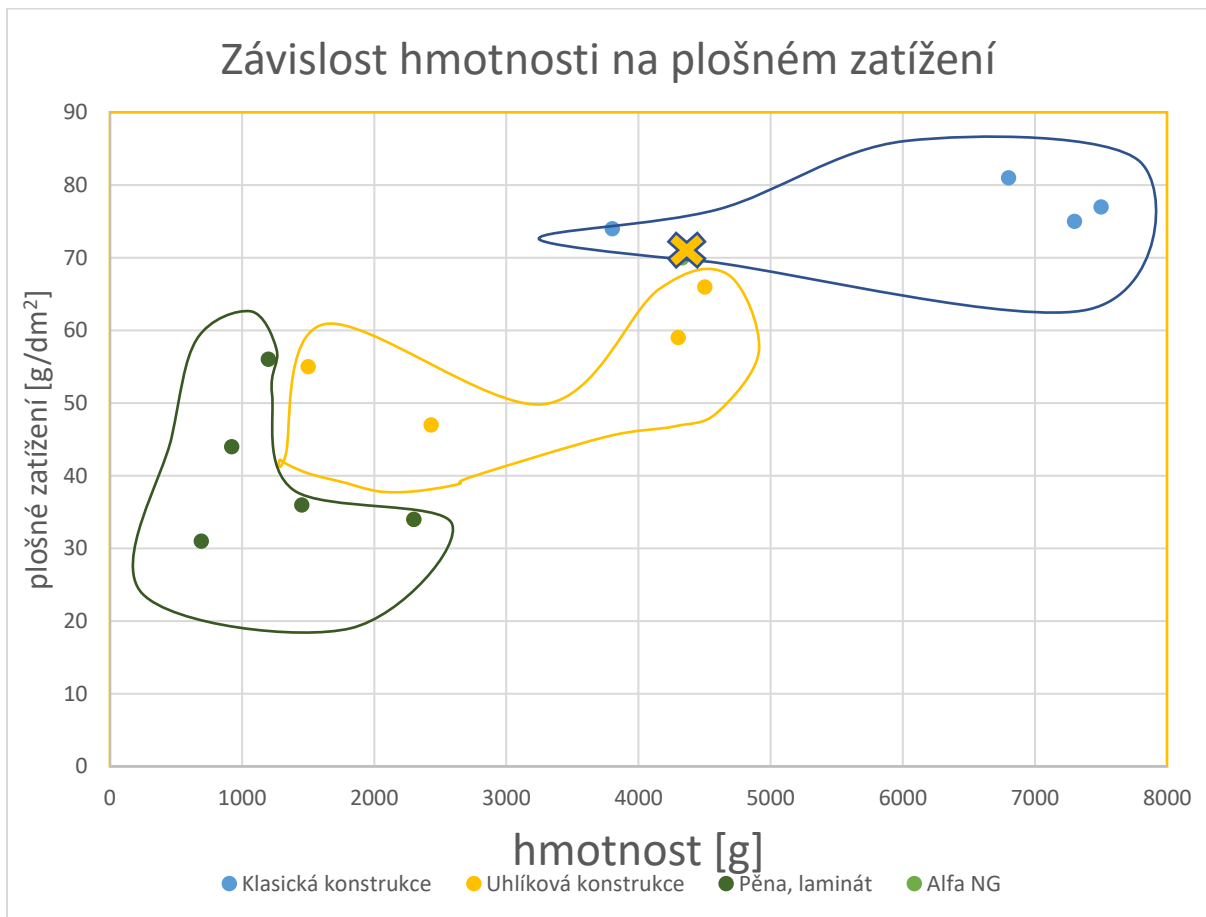
Pro srovnání byly použity jak výše zmíněné modely letadel, tak i další podobné modely. Protože podobných modelů existuje celá řada, je v další části umístěna tabulka a pro srovnání je z nich vytvořen graf. Jako porovnatelný parametr byla zvolena hmotnost a plošné zatížení. Parametr výkon motorů byl často i pro jeden model různý, u většiny modelů existovalo několik různých konfigurací, proto je nebylo možné použít.

Typ	rozpětí [mm]	plocha křídla [dm <sup>2</sup> ]	hmotnost [g]	délka [mm]	Plošné zatížení g/dm <sup>2</sup>	Konstrukce
Cessna 150 Carbon-Z	2125	68	4500	1570	66	Carbon-Z
E-flite	2150	72,9	4300	1430	59	Carbon-Z
SIG 1/4 PIPER J-3	2667	97	7300	1700	75	Celobalsová k.
SIG 1/4 PIPER akrob.verze	2185	83,9	6800	1700	81	Celobalsová k.
BH150 Super Decathlon	2450	97	7500	1750	77	Balsa, překližka
84" Turbo Bushmaster	2133	51,61	3800	1625	74	Balsa, překližka
FunCub XL	1700	51	2850	1200	56	trup pěna ELAPOR výztužná konstrukce překližka
ALPHA 1500 M1	1 510	22,3	690	930	31	pěnový polypropylen
Hawk EP 2.0m glider ARF	2000	42	1000	1043	24	Celobalsová k.
RC model letadla Maxion	2 760	52,22	2 430	1 440	47	uhlíkový roving skelná tkanina dýha
RC model letadla Minion	1 640	27,4	1500	1070	55	uhlíkový roving skelná tkanina dýha
Mantis 2,9m ARF	2900	68	2300	1290	34	Laminát
Blaze EP Plug & Play	1560	20,9	920	1000	44	uhlík, plast
Solius RR +	2160	40,7	1450	1100	36	Pěnový

Závislost hmotnosti na plošném zatížení 1 [12][13][14][15][16][17][18][19][20][21][22][23]



Závislost hmotnosti na plošném zatížení 2 [12][13][14][15][16][17][18][19][20][21][22][23]

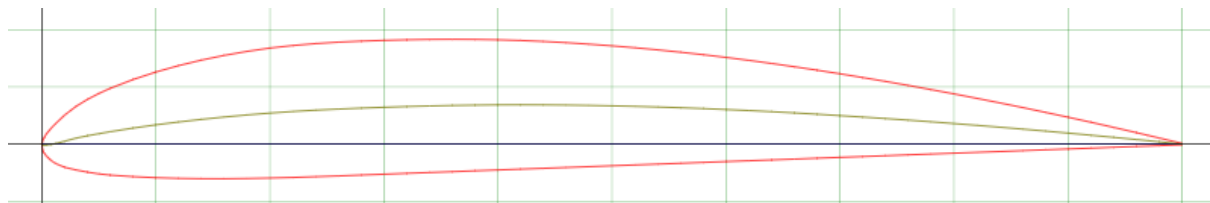


Tímto srovnáním bylo zjištěno, že hmotností i plošným zatížením přepracovaná verze Alfa odpovídá konstrukčně podobným modelům.

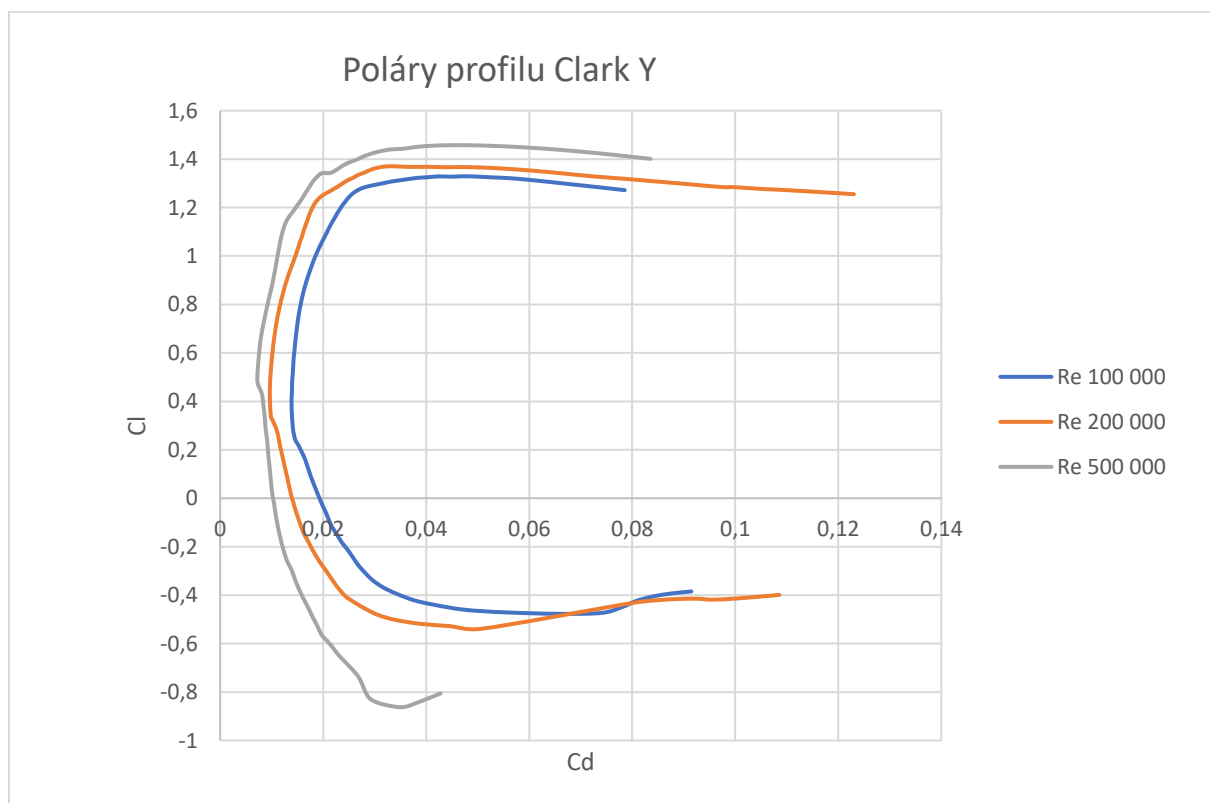
## 4. Aerodynamické výpočty

### 4.1. Geometrie křídla

Pro model byl ponechán původní profil clarky s maximální tloušťkou 11,7 %.[1]



Obrázek 10[1]



Obrázek 11[2][1]

Z původních plánů byly zjištěny geometrické parametry křídel a následně byly roznásobeny koeficientem 1,2. Celé křídlo se skládá ze dvou ploch, lichoběžníkové části a obdélníkové části. [2]

Rozpětí křídel je  $l = 2,204$  m

Hloubky křídla  $b = 0,312$  m

Plocha křídla  $A_z = 0,622$  m<sup>2</sup>

Protože křídlo má vzepětí  $7^\circ$  tak je ještě potřeba spočítat průmět plochy  $A_z$   $A_z = 0,615 \text{ m}^2$

Z těchto hodnot lze určit štíhlost křídla:

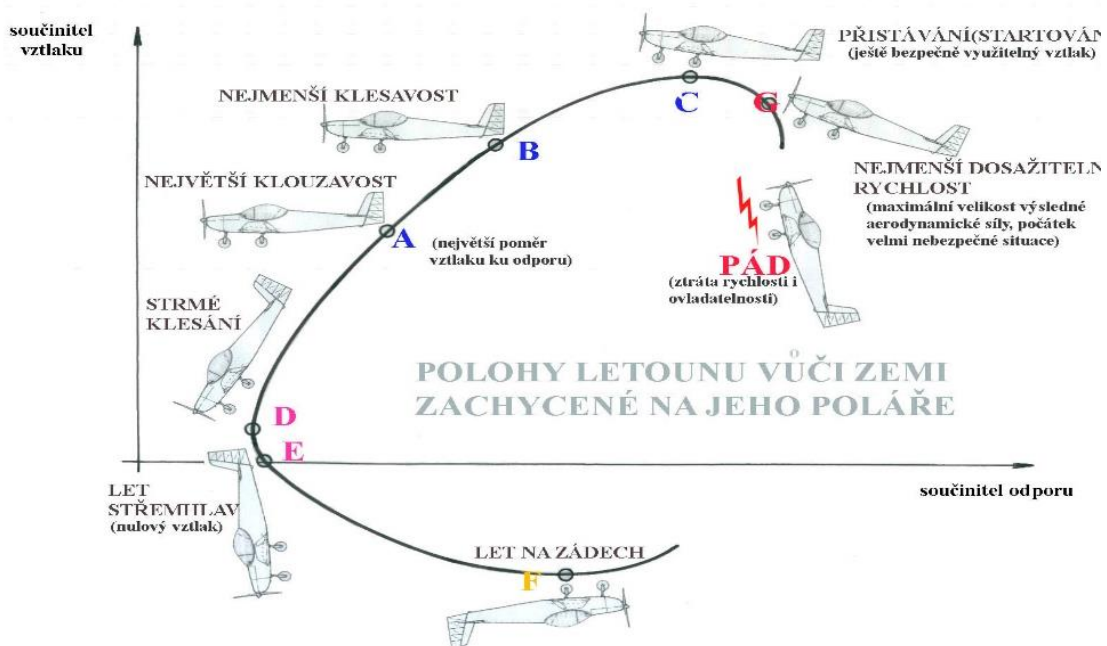
$$\lambda = \frac{l^2}{A} = \frac{2,204^2}{0,615} = 7,81 \quad (1)$$

Hmotnost modelu vychází (podrobněji rozepsáno v kapitole 6.)

$$m = 4,33 \text{ kg}$$

## 4.2. Pádová rychlost

Pro výpočet pádové rychlosti je nutné vycházet z bodu poláry, ve kterém je součinitel vztlaku nejvyšší. Nevíme jak vysoká pádová rychlost bude, a proto neznáme také Reynoldsovo číslo a jemu odpovídající poláru. Proto bylo několik hodnot rychlosti dosazeno do vztahu pro Reynoldsovo číslo. Pro prvotní odhad byla jako nejvhodnější zvolena polára pro  $Re = 200\,000$ . Pro ilustraci je uveden obrázek poláry s vyznačením významných bodů.[1]



Obrázek 12[3]

První výpočet pádové rychlosti vychází tedy z poláry pro Reynoldsovo číslo 200 000:

Byla odečtena maximální hodnota  $C_l=1,37$  při úhlu náběhu  $\alpha = 12,25^\circ$  a koeficientu odporu  $C_d = 0,047$ . [1]

$$v_{min.} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*C_l*v_{max}*A}} = \sqrt{\frac{2*4,33*9,81}{1,20*(1,3)*0,615}} = 9,145 \text{ m/s} \quad (2)$$

Následná kontrola ukázal, že Reynoldsovo číslo vychází:

$$Re = \frac{b*v}{\nu} = \frac{0,312*9,15}{1,5*10^{-5}} \doteq 190\ 000 \quad (3)$$

Protože nebyla k dispozici polára pro Reynoldsovo čísla 190 000, bylo nutné spočítat pádovou rychlost z také z poláry pro Reynoldsovo čísla 100 000:

Odečetl jsem maximální hodnotu  $C_l=1,33$  při úhlu náběhu  $\alpha = 13^\circ$ ,  $C_d = 0,034$

$$v_{min.} = \sqrt{\frac{2*m*g}{\rho*C_l*v_{max}*A}} = \sqrt{\frac{2*4,33*9,81}{1,20*(1,33)*0,615}} = 9,285 \text{ m/s} \quad (4)$$

Z obou hodnot byla aproximována hodnota minimální rychlosti:

$$v_{min.} = 9,15 \doteq 9 \text{ m/s}$$

### 4.3. Cestovní rychlost

Cestovní rychlost je stanovena jako 2,5násobek minimální rychlosti.

$$V_{cest.} = 22,9 \doteq 23 \text{ m/s}$$

Odpovídající Reynoldsovo číslo pro  $v_{cest}$  je:

$$Re = \frac{b*v}{\nu} = \frac{0,312*23}{1,5*10^{-5}} \doteq 478\ 000 \quad (5)$$

Pro zjištění parametrů  $C_l$  a  $\alpha$  byly použity poláry pro  $Re$  200000 a 500000. Z obou byl vybrán bod, který splňoval rovnici:

$$m * g = \frac{1}{2} * \rho * A * C_l * v^2 * \cos \alpha \quad (6)$$

Z poláry Reynoldsova čísla 200 000 tomuto požadavku vyhovovaly hodnoty  $\alpha = -1,5^\circ$   $C_l=0,221$ , z poláry Reynoldsova čísla 500 000  $\alpha = -1,5^\circ$   $C_l=0,224$ . Poté byly aproximovány pro Reynoldsovo číslo 476000. Výsledek vyšel  $C_l=0,224$  při úhlu náběhu  $\alpha = -1,5^\circ$ .

## 5. Výkon modelu

### 5.1. Výpočet odporu

Pro cestovní rychlost byly zjištěny a spočítány následující parametry:

Koeficient odporu:

$$C_d = 0,0093$$

Indukovaný odpor:

$$C_{di} = \frac{c_l^2}{\pi * \lambda} = \frac{0,224^2}{\pi * 7,83} = 0,002 \quad (7)$$

Pro další výpočet je uveden postup výpočtu koeficientu odporu dalších součástí:

#### 5.1.1. Odpor vodorovné ocasní plochy:

Z modelu byla zjištěna plocha vodorovných ocasních ploch  $S_{vop} = 0,167 \text{ m}^2$ . Pro profil NACA009, který nahradil původní asymetrický profil, je součinitel odporu  $c'_{xp} = 0,01$ . [5]

$$C_{d\ vop} = \frac{(S_{vop} * c'_{xvop})}{A} = \frac{(0,167 * 0,01)}{0,615} = 0,0027 \quad (8)$$

#### 5.1.2. Odpor svislé ocasní plochy:

Z modelu byla zjištěna plocha vodorovných ocasních ploch  $S_{sop} = 0,0345 \text{ m}^2$ . Pro profil NACA009 je součinitel odporu  $c'_{xp} = 0,01$ . [5]

$$C_{d\ sop} = \frac{(S_{sopp} * c'_{xsopp})}{A} = \frac{(0,0345 * 0,01)}{0,615} = 0,0006 \quad (9)$$

#### 5.1.3. Odpor trupu, motoru:

Z modelu byla zjištěna čelní plocha trupu i s krytem motoru, z tabulek byla zjištěna hodnota koeficient trupu  $c'_{dtr} = 0,15$ . [5]

$$C_{d\ tr} = \frac{(S_{tr} * c'_{xtr})}{A} = \frac{(0,034 * 0,15)}{0,615} = 0,0083 \quad (10)$$

#### 5.1.4. Odpor podvozku:

Z modelu byla zjištěna čelní plocha podvozku, z tabulek byla zjištěna hodnota koeficient  $c'_{dtr} = 0,3$ . [5]

$$C_{d\ p} = \frac{(S_p * c'_p)}{A} = \frac{(0,008 * 0,3)}{0,615} = 0,0039 \quad (11)$$



### 5.1.5. Odpor vrtule:

Z modelu byla zjištěna čelní plocha vrtule, z tabulek byla zjištěna hodnota koeficient  $c'_v$ . [4]

$$C_{d p} = \frac{(S \cdot c'_v)}{A} = \frac{(0,005 \cdot 1)}{0,615} = 0,0016 \quad (12)$$

### 5.1.6. Celkový odpor vychází:

$$\begin{aligned} C_{d celk.} &= C_d + C_{di} + C_{d vop.} + C_{d sop} + C_{d tr} + C_{d p} + C_{d v} = \\ &= 0,0093 + 0,002 + 0,0027 + 0,0006 + 0,0083 + 0,0039 + 0,0016 = 0,0284 \end{aligned} \quad (13)$$

## 5.2. Výkon předávaný vrtulí proudem vzduchu

Výkon předávaný vrtulí proudem vzduchu vyšel:

$$P_l = \frac{1}{2} * \rho * A * C_{d celk} * v_{cest}^3 = \frac{1}{2} * 1,2 * 0,615 * 0,0284 * 23^3 = 127,5 \text{ W} \quad (14)$$

Skutečný výkon motoru ale musí být vyšší vzhledem k účinnosti jednotlivých komponent.

## 5.3. Účinnost jednotlivých součástí,

Pro reálný potřebný výkon je potřeba počítat s účinností jednotlivých součástí:

### 5.3.1. Elektrotechnických

Maximální účinnost motoru je uvedena 85 %. Vzhledem k tomu, že při vyrovnaném vodorovném letu poklesne nebude motor plně zatěžován, poklesne jeho výkon na  $\eta_m = 0,7$ . [7]

Účinnost regulátoru –  $\eta_r = 0,95$

Účinnost vybíjení akumulátoru –  $\eta_p = 0,95$

### 5.3.2. Vrtule

Vrtule  $\eta_v = 0,7$

Účinnost vrtule je spíš odhad, protože výrobci neudávají některé její parametry.

Ze všech účinností jsem vytvořil pro snazší výpočet jedinou účinnost:

$$\eta = \eta_r * \eta_m * \eta_p * \eta_v = 0,442 \quad (15)$$

Z toho byl zjištěn výkon, který musí být dodáván baterii:

$$P = \frac{P_l}{\eta} = \frac{125,8}{0,442} = 288,3 \text{ W} \quad (16)$$

## 5.4. Volba motoru

Pro potřeby modelu je zvolen motor AXI 2820/12 V2 s následujícími parametry:[6]

Maximální výkon: 650 W

Hmotnost: 148 g

Maximální účinnost: 85 %

## 5.5. Výběr baterie

Klíčovým momentem stavby je výběr vhodné baterie. Baterie má nižší energetickou hustotu než používaná paliva (benzín apod.). Je potřeba hledat kompromis mezi kapacitou baterie a hmotností. Je žádoucí, aby měla co největší kapacitu. Zároveň je třeba počítat s tím, že baterie s větší kapacitou má větší hmotnost a tím zhoršuje parametry jako dobu letu. Jako vhodná se ukázala baterie GENS ACE LIPO TATTU serie - 4S 10000mAh 14,8V 4S1P (25C) s parametry: [8]

Kapacita:  $C = 10000 \text{ mAh}$

Napětí:  $U = 14,8 \text{ V}$

Hmotnost: 942 g

## 5.6. Doba letu

Napětí na akumulátoru je  $U_A = 14,8 \text{ V}$ . Pro ustálený horizontální let se sníží zatížení vrtule, to se projeví poklesem napětí, což následně vyvolá pokles otáček vrtule. Napětí při zatížení  $z = 81 \%$  poklesne na: [8]

$$U = U_A * Z = 14,8 * 0,81 = 11,9 \text{ V} \quad (17)$$

Proud odebíraný ze zdroje poté vychází:

$$I = \frac{P}{U} = \frac{284,6}{11,9} = 23,9 \text{ A} \quad (18)$$

Při znalosti kapacity  $C = 10\,000 \text{ mAh}$  lze zjistit dobu letu:

$$t = \frac{C}{I} = \frac{10}{23,9} = 0,42 \text{ h} = 25 \text{ min} \quad (19)$$

## 5.7. Reálná doba letu

Doba letu je závislá na mnoha parametrech jako například počasí, povětrnostní podmínky apod. Proto je následující doba letu spíš orientační a může se měnit. V předchozím odstavci je vypočtena doba letu, v které není zohledněna energie potřebná pro vzlet a také to, že je potřeba většinou pro přistání ponechat rezervní energii. Letadlo také ve vzduchu zatáčí, popřípadě

provádí jiné manévry. V následujícím výpočtu už je zohledněna rezervní energie, energie pro start, provádění zataček. Startovní režim je rozdělen na čtyři fáze.

### 5.7.1. Startovní režim fáze 1.

Startovní režim byl pro potřeby výpočtu rozdělen na dvě fáze, první se zabývá rozjezdem letounu na minimální rychlost. Proto musí letoun vydávat výkon na překonávání odporu vzduchu a na získání kinetické energie. Jako čas pro start byl zvolen  $t = 5 \text{ s} = 0,00139 \text{ h}$ .

$$P_{kin1} = \frac{\frac{1}{2} * m * v_{min}^2}{t} = \frac{\frac{1}{2} * 4,33 * 9^2}{5} = 35 \text{ W} \quad (20)$$

$$P_{d1} = \frac{1}{2} * \rho * A * C_{dcelk} * v_{min}^3 = \frac{1}{2} * 1,2 * 0,615 * 0,0284 * 9^3 = 7,6 \text{ W} \quad (21)$$

Výkon odebíraný z baterie (už je započítána i účinnost) při fázi 1. je tedy roven:

$$P_1 = \frac{P_{kin1} + P_{pd1}}{\eta} = \frac{35 + 7,63}{0,44} = 97 \text{ W} \quad (22)$$

Následně je zjištěno, jak velkou část kapacity baterie je během režimu 2 spotřebována:

$$I = \frac{P_1}{U} = \frac{C}{t} \rightarrow C = \frac{P_1 * t}{U_A} = \frac{97 * 0,00139}{14,8} = 0,009 \text{ Ah} = 9 \text{ mAh} \quad (23)$$

### 5.7.2. Startovní režim fáze 2.

Po zvednutí se ze země musí letadlo nabrat rychlost, aby mohlo začít stoupat. Proto budu v této fázi počítat výkon pro změnu kinetické energie a překonání odporu. Budu počítat že bude zrychlovat při čase  $t = 5 \text{ s}$  na rychlost  $v_{st} = 15 \text{ m/s}$ .

$$P_{kin2} = \frac{\frac{1}{2} * m * v_{st}^2}{t} - \frac{\frac{1}{2} * m * v_{min}^2}{t} = \frac{\frac{1}{2} * 4,33 * 15^2}{5} - \frac{\frac{1}{2} * 4,33 * 9^2}{5} = 35 \text{ W} \quad (24)$$

$$P_{d2} = \frac{1}{2} * \rho * A * C_{dcelk} * v_{st}^3 = \frac{1}{2} * 1,2 * 6,15 * 0,0284 * 15^3 = 62 \text{ W} \quad (25)$$

$$P_2 = \frac{P_{kin2} + P_{pd2}}{\eta} = \frac{35 + 62}{0,54} = 181 \text{ W} \quad (26)$$

$$C_2 = \frac{P_2 * t}{U_A} = \frac{22 * 0,00139}{14,8} = 0,017 \text{ Ah} = 17 \text{ mAh} \quad (27)$$

### 5.7.3. Startovní režim fáze 3.

Ve fázi tři se již model letadla zvedá ze země a dosahuje pod úhlem 15 stupňů letovou hladinu 40 m. V rámci fáze tři tedy musí podávat výkon při překonávání odporu a zároveň je třeba další výkon pro stoupaní pod úhlem 15 stupňů. Doba stoupaní je stanovena na 20 s.

První je tedy spočten výkon potřebný k překonání odporu:

$$P_{d3} = \frac{1}{2} * \rho * A * C_{dcelk} * v_{st}^3 + m * g * \sin \phi * v_{st} = \frac{1}{2} * 1,2 * 0,615 * 0,0284 * 15^3 + 4,33 * 9,81 * \sin 15 * 15 = 200 \text{ W} \quad (28)$$

Spočítán je také výkon potřebný pro dosažení letové hladiny 40 m za 20 s:

$$P_{p3} = \frac{m * g * h}{t} = \frac{4,33 * 9,81 * 40}{20} = 85 \text{ W} \quad (29)$$

Z toho vychází celkový výkon odebíraný během fáze 3, pro tuto fázi budu předpokládat maximální účinnost motoru  $\eta_m = 0,85$  a tedy i celkovou účinnost  $\eta = 0,54$ :

$$P_3 = \frac{P_{d3} + P_{p3}}{\eta} = \frac{200 + 85}{0,54} = 528 \text{ W} \quad (30)$$

Následně je zjištěno, jak velkou část kapacity baterie je během režimu 3 spotřebována:

$$C_3 = \frac{P_3 * t}{U_A} = \frac{528 * 0,0556}{14,8} = 0,198 \text{ Ah} = 198 \text{ mAh} \quad (31)$$

#### 5.7.4. Startovní režim fáze 4.

Ve fázi čtyři je letoun vyrovnán a zvyšuje svou rychlost na rychlost cestovní, překonává odpor a také získává kinetickou energii:

$$P_{kin4} = \frac{\frac{1}{2} * m * v_{cest}^2}{t} - \frac{\frac{1}{2} * m * v_{st}^2}{t} = \frac{\frac{1}{2} * 4,33 * 23^2}{10} - \frac{\frac{1}{2} * 4,33 * 15^2}{10} = 66 \text{ W} \quad (32)$$

$$P_{d4} = \frac{1}{2} * \rho * A * C_{dcelk} * v_{cest}^3 = \frac{1}{2} * 1,2 * 0,615 * 0,0284 * 23^3 = 127,5 \text{ W} \quad (33)$$

Z toho vychází celkový výkon odebíraný během fáze čtyři pro tuto fázi budu předpokládat maximální účinnost motoru  $\eta_m = 0,85$  a tedy i celkovou účinnost  $\eta = 0,54$ :

$$P_4 = \frac{P_{kin4} + P_{d4}}{\eta} = \frac{66 + 127,5}{0,54} = 358 \text{ W} \quad (34)$$

Následně je zjištěno, jak velkou část kapacity baterie je během režimu čtyři spotřebována:

$$C_4 = \frac{P_4 * t}{U_A} = \frac{358 * 0,0278}{14,8} = 0,067 \text{ Ah} = 0,067 \text{ mAh} \quad (35)$$

#### 5.7.5. Rezerva

Jako vhodná rezerva byla zvoleno 20 % kapacity baterie, což odpovídá  $C_{rez} = 2 \text{ Ah}$ . Při této kapacitě bude v baterii dost energie na několik pokusů o přistání.

#### 5.7.6. Startovní režim celkem

Kapacita spotřebovaná při startu za daných podmínek je:

$$C_{st} = C_1 + C_2 + C_3 + C_4 = 0,009 + 0,016 + 0,198 + 0,067 = 0,291 \quad (36)$$

### 5.7.7. Kapacita snížená o startovní režim a o rezervu

$$C_r = C - C_{st} - C_{rez} = 10 - 0,291 - 2 = 7.7 \text{ Ah} \quad (37)$$

### 5.7.8. Celkový čas vychází.

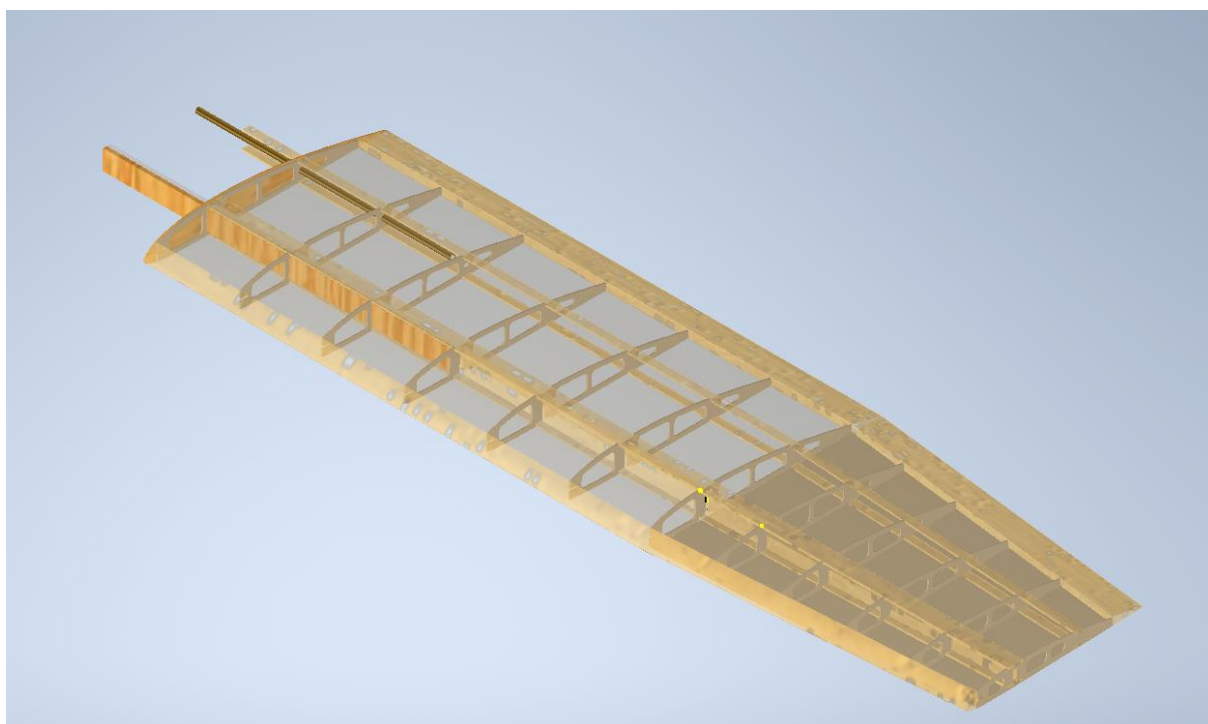
Celkový čas letu tedy vychází:

$$t_r = \frac{C_r}{I} = \frac{7,70}{23,9} = 0,32 \text{ h} = 19,4 \text{ min} \quad (38)$$

## 6. Konstrukce a hmotnost jednotlivých částí letounu

### 6.1. Křídla

Jako profil křídel je ponechán Clark Y, který sice patří ke starším profilům, ale v modelářství je rozšířen pro svou spolehlivost a snese i drobné nepřesnosti. Konstrukce křídla se skládá z jednotlivých profilů, hlavního nosníku, pomocného nosníku, náběžné a odtokové hrany a potahu. Celé křídlo je složeno ze dvou symetrických částí spojených v trupu. Hlavní nosník je ze smrku ve tvaru I a je umístěn v místě největší tloušťky profilu, poté vybíhá z křídla, kde je vyztužen duralovým pásem. Profily jsou balsové stejně jako náběžné a odtokové hrany. Potah křídla je balsový, zvyšuje celkovou tuhost a pevnost křídla. Celé křídlo je ukončeno plastovou koncovkou. Všechny součástky jsou spojeny lepidlem.



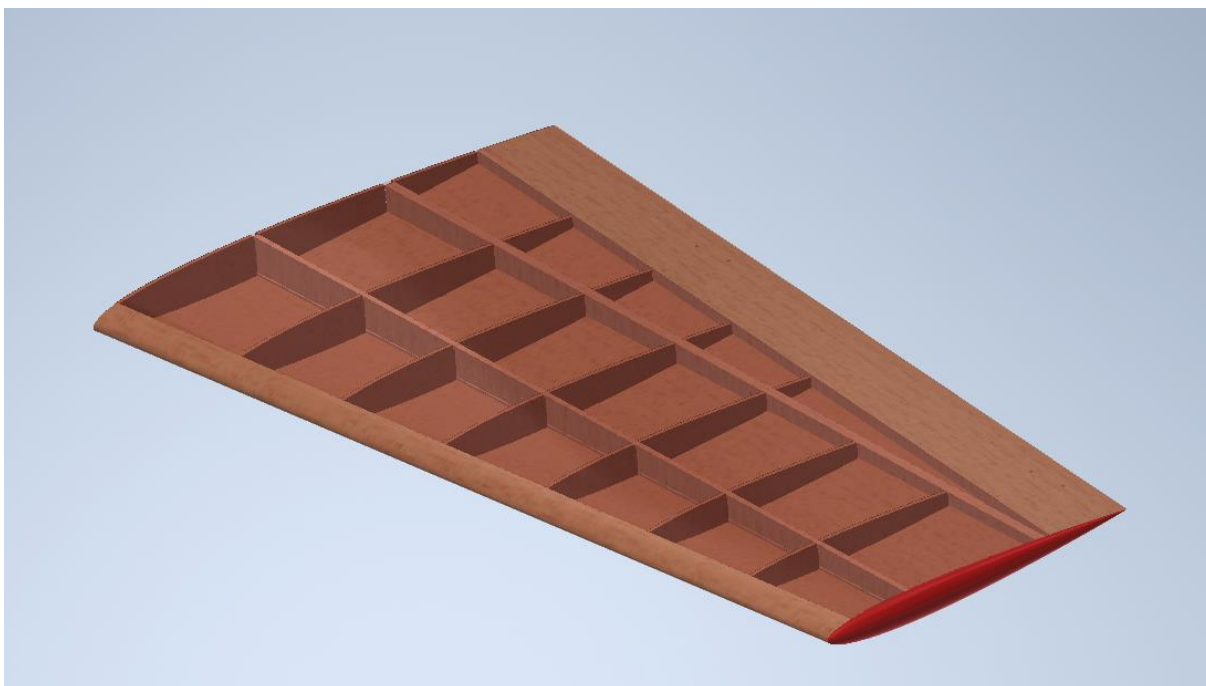
Obrázek 13

Hmotnostní analýza byla provedena v programu Autodesk Inventor, hmotnost křídel vychází 1,12 kg. Výsledná hmotnost může reálně vyjít trochu jinak z důvodu toho, že u balsy není garantována hustota, která se může lišit od hustoty použité pro stanovení hmotnosti.

## 6.2. Vodorovná a svislá ocasní plocha

Ocasní plochy jsou důležitým prvkem pro kontrolu letu. Konfigurace ocasních ploch je stejná jako u původního modelu. Konstrukce ocasní plochy je velmi podobná konstrukci křídla, jen původní nesymetrický profil byl nahrazen symetrickým profilem NACA 0009. Původní asymetrický profil nebyl jednoznačně určen a nebylo možné zjistit jeho přesnou geometrii.

Největší rozdíl oproti původnímu je ovladatelnost výškové ocasní plochy. Geometrie ocasní plochy je kvůli snazší konstrukci zjednodušena. Konstrukčně je složena z hlavního smrkového nosníku ve tvaru I, profilů a v místě, kde se pomocí pantů přidá pohyblivá část je umístěna deska. Dále se počítá s balsovou náběžnou a odtokovou hranou. Celá konstrukce je pokryta balsovým potahem.



Obrázek 14

Svislá ocasní plocha je také vytvořena ze symetrického profilu NACA 0009, původní profil směrovky nebyl definován. Skládá se obdobně jako vodorovná ocasní z balsové náběžné a odtokové hrany, profilů, nosníků, potahu a koncovky křídla. Oproti původnímu modelu je ovládaná plocha zvětšena.



*Obrázek 15*

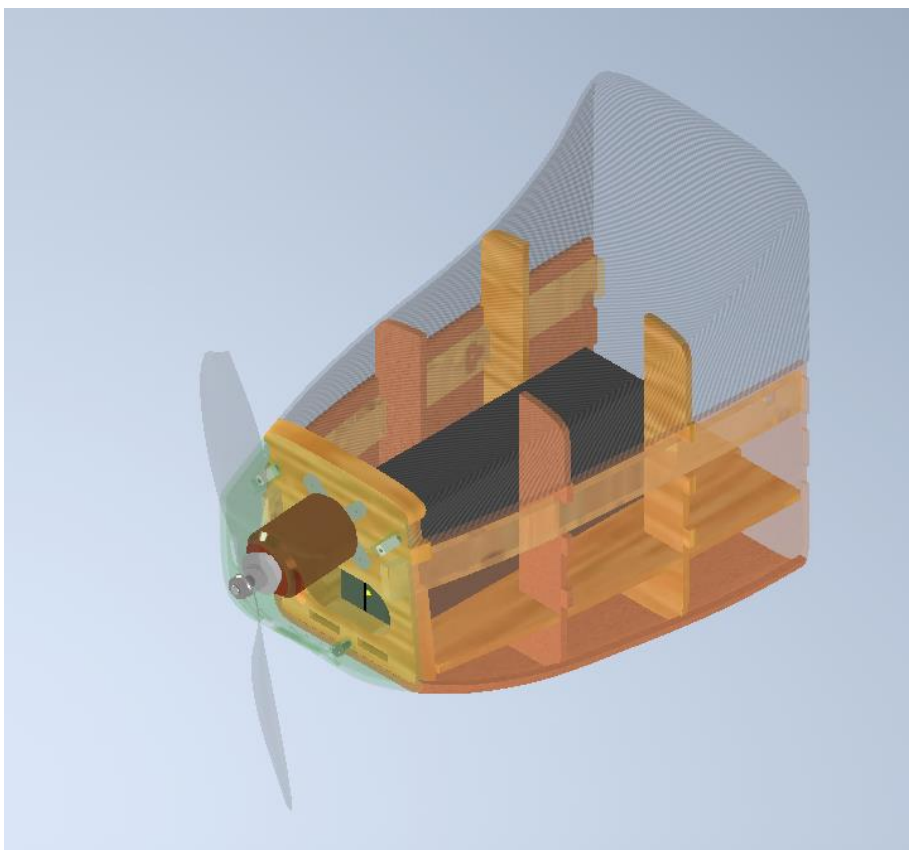
Celková hmotnost ocasních ploch je 0,387 kg.

### **6.3. Trup**

Pro snazší popis je trup pro účely této práce rozdělen na dvě části, přední a zadní.

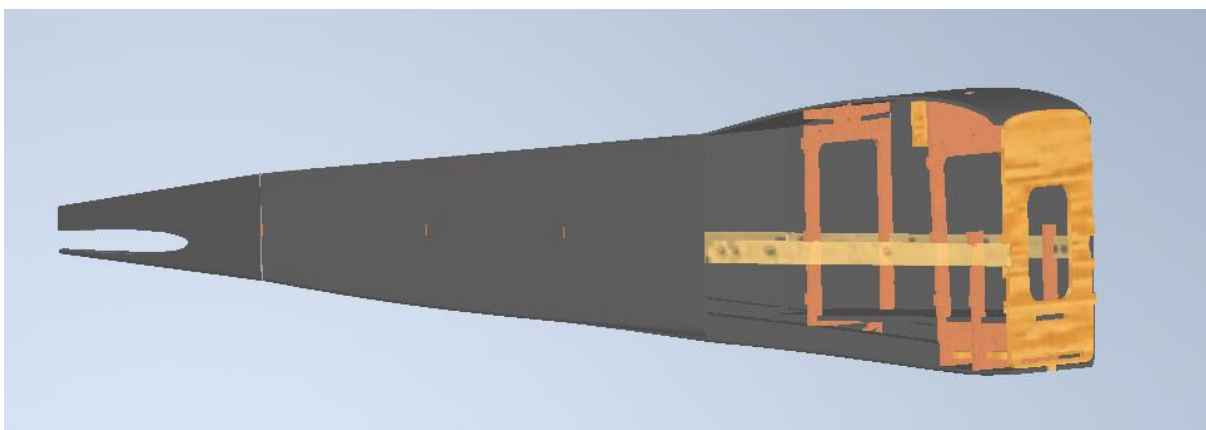
V přední části trupu je umístěn motor a kvůli vyvážení také baterie a většina elektrotechnických součástek. Skládá se z přepážky držící motor a dvou dalších přepážek, do boku je zabudovaného nosníku a z balzového potahu. Kryt motoru bude vytvořen 3D tiskem, kryt kokpitu laminováním. Motor je přidělán pomocí šroubů k motorové přepážce. Baterie bude kvůli vyvážení co nejvíce vepředu.





*Obrázek 16*

Zadní část trupu má několik podstatných konstrukčních uzlů. Mezi nejdůležitější patří spojení křídel a trupu, spojení ocasních ploch a trupu a také podvozku a trupu. Pro zpevnění jsou v rozích trupu umístěny balsové nosníky. Taky u podvozku byla pozměněna konfigurace. Křídla jsou připojena pomocí smrkového pouzdra, které je následně sešroubováno.

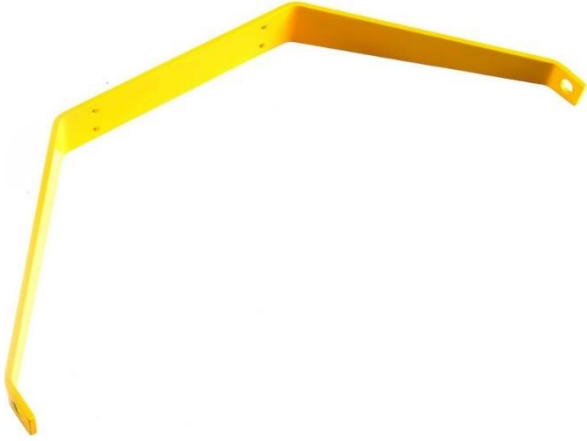


*Obrázek 17*

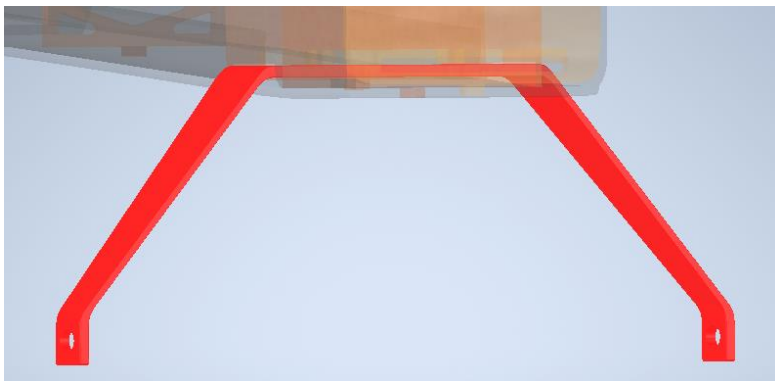
Hmotnost obou vychází 1,13 kg.

## 6.4. Podvozek

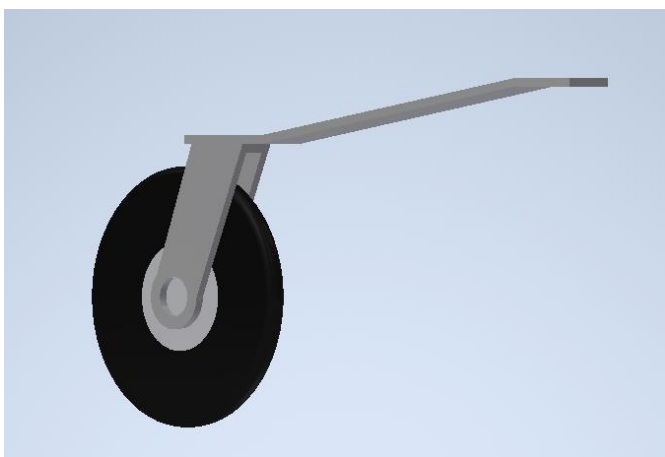
Podvozek se skládá z ostruhy, která je umístěna v zadní části a podvozku ve tvaru U v čelní části.[9]



Obrázek 18[9]



Obrázek 19



Obrázek 20

Hmotnost obou částí podvozku vychází 0,15 kg.

## 6.5. Motor, baterie, serva, vrtule

Jako pohonná jednotka je zvolená již zmíněný motor AXI 2820/12 V2 s váhou 0.148 kg a baterie s hmotností 0,942 kg. [7]



Obrázek 21[7]

Počítá se se čtyřmi servy o hmotnosti 0,17 kg. Vrtule váží 0,04 kg.

## 6.6. Celková hmotnost

Celková hmotnost byla zjištěna součtem jednotlivých prvků

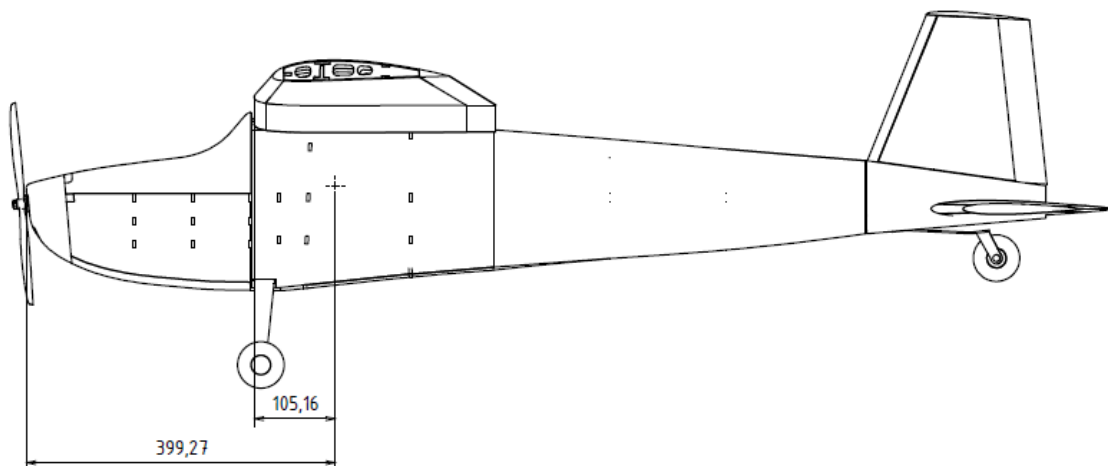
Tabulka 6

Součástka	hmotnost [kg]
Motor	0,148
Regulátor	0,01
Baterie	0,942
Přijímač	0,04
Serva	0,17
Instalace	0,1
křídla	1,12
ocasní plochy	0,387
Trup	1,113
Vrtule	0,04
Podvozek	0,15
Kola	0,01
Ostruha	0,1
Celkem	4,33

K tomuto výsledku je potřeba dodat, že výsledná hmotnost modelu se může mírně lišit, protože hustota materiálu může být jiná v programu a v realitě.

## 6.7. Těžiště modelu

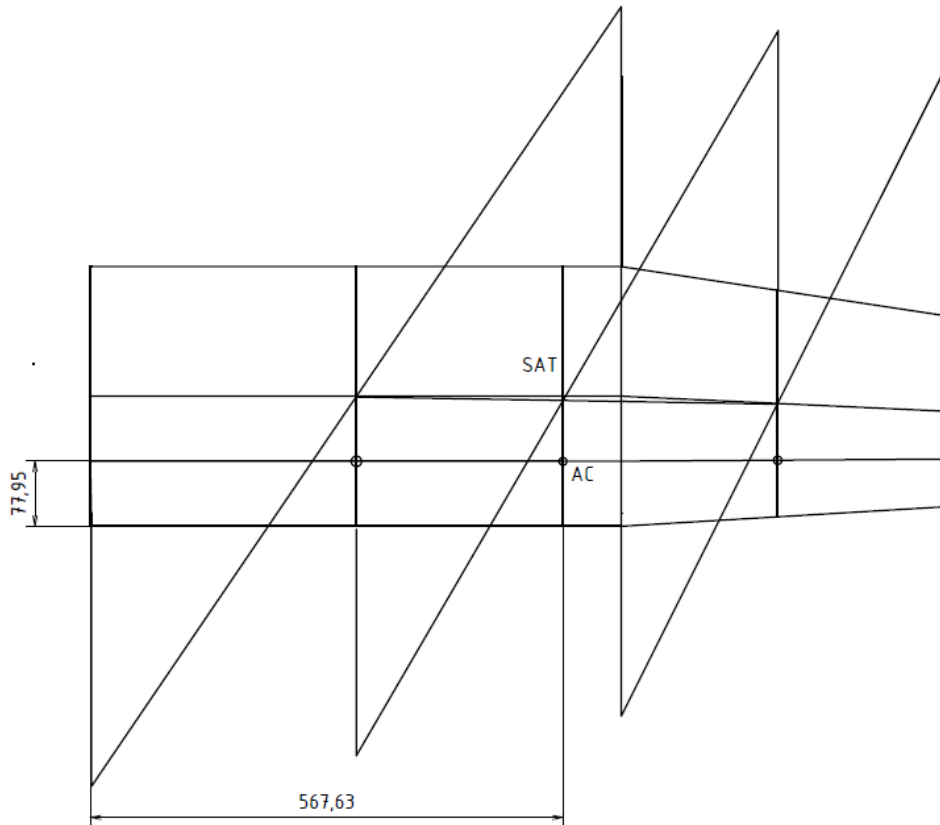
Pro výslednou stabilitu letu je potřeba mít představu, kde se nachází těžiště letounu. Pro potřeby této analýzy nebyly započítány serva a instalace, ta budou u reálného modelu dle potřeby sloužit k „do vyvážení“. Analýzou v programu Autodesk Inventor vyšlo těžiště ve vzdálenosti 105 mm od náběžné hrany.



Ve vyvážení modelu hraje velkou roli baterie, která byla umístěna v čelní části modelu, těsně za motorovou přepážkou. Při váze 0,942 kg se jedná o rozhodující činitel rovnováhy. Při jiném umístění baterie, než úplně v čelní části trupu by došlo k nežádoucímu posunu těžiště modelu. Výsledná poloha těžiště bude taky záležet na tom, jak přesně se hustota reálných materiálů bude lišit od tabulkových hodnot materiálu použitých v této analýze. Při konstrukci bude potřeba se zdržet jakéhokoliv umisťování zbytečného materiálu do oblastí ocasních ploch. Vzhledem k délce ramena od těžiště až k ocasním plochám by to mělo rozhodující vliv. Při fyzické konstrukci bude ještě potřeba zvážit, zda u ocasních ploch nepoužít jiný potah než balsový, popřípadě zda některý z profilů výškového a směrového kormidla je potřeba.

## 6.8. Vyvážení modelu

Na obrázku 22 je graficky zjištěna střední aerodynamická tětíva.



Obrázek 22

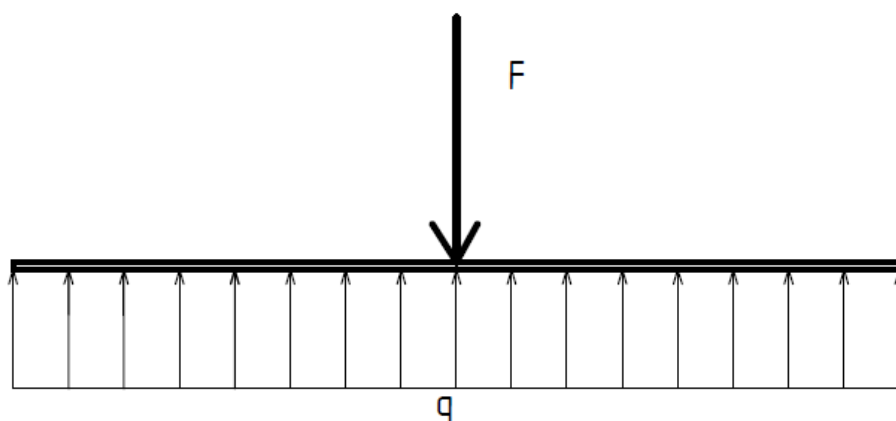
Letoun je stabilní, pokud výslednice aerodynamických sil leží za těžištěm. Protože zjištění polohy aerodynamického centra už nebylo v rozsahu této bakalářské práce, bylo při studiu modelů podobného rozložení křídel a několika konzultacích odhadnuto, že pro cvičné modely letadel se těžiště nachází v 30 – 35 % SAT. Tento rozsah zajišťuje dostatečnou těžištní zásobu.

Tuto podmínku model splňuje, vzdálenost těžiště od náběžné hrany je 105 mm, což odpovídá 33,7 % SAT.

# 7. Pevnostní výpočet hlavního nosníku křídla

## 7.1. Popis zatížení hlavního nosníku

Vzhledem k tomu, že se model vážící 4,33 kg bude pohybovat po obloze rychlostí 23 m/s jako cvičný model, je potřeba provést základní výpočet pevnosti. Tréninkový let se může snadno změnit v akrobacii, takže je potřeba počítat i s určitým přetížením. Hlavní nosník je vyroben ze smrku ve tvaru I. Tento nosník je složen ze tří smrkových částí, dvou vodorovných a jedné svislé. V křídle se také nachází druhý nosník, ale pro náš případ budeme vycházet z toho, že hlavní zatížení přenáší hlavní nosník. Hmotnost letounu nahradím silou  $F$ , proti které působí spojitě zatížení  $q$ .



Obrázek 23

Působící síla bude rovna gravitační síle navýšené o násobek přetížení:

$$F = m * g * n = 4,33 * 9,81 * 7 = 297,3 \text{ N} \quad (39)$$

Proti této síle působí síla vztlaková. Její hodnota je rozpočítána podél křídla jako spojitě zatížení  $q$ . Jeho hodnotu zjistíme ze vzorce:

$$q = \frac{F}{l} = \frac{297,3}{2,204} = 134,9 \text{ N/m} \quad (40)$$

Poté byl stanoven ohybový moment:

$$M_o = q \frac{x^2}{2} \quad (41)$$

V této symetrické geometrii bude největší zatížení v půlce nosníku, tedy při hodnotě  $x = 1,104$  m.

$$M_{omax} = 134,8 * \frac{1,102^2}{2} = 81947 \text{ Nmm} \quad (42)$$

## 7.2. Materiál nosníku

Materiál nosníku je smrkové dřevo, hodnota dovoleného napětí pro ohyb se rovná  $\sigma_e = 56 \text{ N/mm}^2$ . Tato hodnotu byla snížena koeficientem bezpečnosti  $k = 1,5$ . Z toho vznikne hodnota: [6] [11]

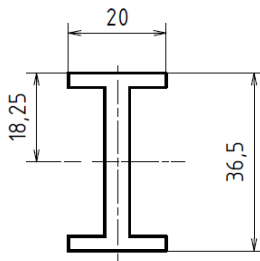
$$\sigma_d = \frac{56}{1,5} = 37,3 \text{ N/mm}^2 \quad (43)$$

## 7.3. Průřezová charakteristika

Nosník má profil ve tvaru I, analýzou v programu Autodesk Inventor byly zjištěny tyto charakteristiky:

$$J_p = 45570 \text{ mm}^4$$

$$W_o = \frac{J_p}{d} = \frac{45570}{18,25} = 2497 \text{ mm}^4 \quad (44)$$



Obrázek 24

## 7.4. Pevnostní výpočet

Následně bylo zjištěno maximální napětí v polovině nosníku.

$$\sigma_o = \frac{M_{omax}}{W_o} = \frac{81917}{2497} = 32,8 \text{ N/mm}^2 \quad (45)$$

$$\sigma_o < \sigma_d \quad (46)$$

Výsledná hodnota vychází nižší než  $\sigma_d$ , takže s určitostí vydrží i let s určitým přetížením. Vzhledem k tomu, že se křídlo skládá i z potahu, náběžných hran a sekundárního nosníku, neměl by nastat z hlediska pevnosti problém.

## 8. Závěr

V rámci této bakalářské práce byla řešena modernizace RC modelu ALFA s ohledem na použití elektromotoru. V první části byl popsán původní model, jeho vlastnosti a také neduhy. Špatná ovladatelnost původního modelu byla zapříčiněna především nízkou kvalitou historických součástek. Popsány byly oblasti adaptace. V krátkém výzkumu bylo představeno několik podobných RC modelů letadel. Poté byly srovnány v grafu.

V rámci aerodynamických výpočtů byl popsána postup zjištění minimální a cestovní rychlosti z polár profilu Clark Y. Minimální rychlost je 9 m/s a cestovní rychlost 23 m/s.

Kapitola výkon modelu popisuje postup, jak byl zjištěn odpor modelu. Dále byla část kapitoly věnována popisu účinnosti jednotlivých součástek. Poté byla zjištěna velikost výkonu odebíraného z baterie. Reálná doba letu je snížena o energii potřebnou ke startu a energii potřebnou k dosažení letové výšky.

V části popisující konstrukci a hmotnost částí letadla je podrobně rozepsána konstrukce jednotlivých prvků. Hmotnost jednotlivých prvků je zjištěna pomocí programu Autodesk Inventor. Hmotnost elektrotechnických a mechanických součástek je zjištěna z jednotlivých katalogů. Nejproblematictější část bylo zjišťování těžiště modelu letadla, protože hmotnost jednotlivých částí letadla se může mírně lišit, což se nejvíc může projevit především u ocasních ploch, kde se jakékoliv přidání hmotnosti výrazně projeví v posunu těžiště. Rozložení hmotnosti je v požadovaném rozmezí 30 – 35 % SOP.

V poslední části byla provedena kontrola hlavního nosníku křídla. Nosník by měl bez problémů udržet hmotnost letounu, je dimenzován i na určité přetížení.

Všechny body zadání byly vypracovány, model by měl být schopen letu. Ve srovnání s jinými modely z kapitoly dva vyplynulo, že v porovnání s jinými hornoplošnými balsové konstrukce vychází jako nejlehčí model.

Z hlediska hmotnosti nelze z vypracovaného modelu už zjistit více informací a pro zjištění reálných dat by bylo nutné zkoumání reálného modelu.



## Použitá literatura

- [1] CLARK Y AIRFOIL. *CLARK Y AIRFOIL* [online]. © 2020 [cit. 2020-07-28].  
Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarky-il>
- [2] Radoslav Čížek: Čtyři modelářské pětiletky 1941 – 1960 [online]. [cit. 2020-07-28].  
Dostupné z: <https://www.sam95.cz/wp-content/uploads/2017/03/%C4%8C%C3%AD%C5%BEek-Radoslav-1956-1960.pdf>
- [3] Polára letounu [online]. [cit. 2020-07-28]. Dostupné z:  
<http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2009/04/polara.php>
- [4] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. 2000. Brno: PC-DIR Real, 2000. ISBN 80-214-1789-7.
- [5] FRANTIŠEK, Sekanina. *Aerodynamický výpočet letadla: Základy praktické aerodynamiky, mechaniky letu, návrh letounu, stabilita letounu*. Brno: PC-DIR Real, 1944.
- [6] *Návrh bezpilotního létajícího prostředku pro experimentální účely*. Praha, 2018. Bakalářská práce. ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE FAKULTA STROJNÍ. Vedoucí práce Prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.
- [7] AXI 2820/14 V2 střídavý motor: Popis produktu [online]. [cit. 2020-07-28]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/axi-2820-14-v2-stridavy-motor>
- [8] GENS ACE LIPO TATTU serie - 4S 10000mAh 14,8V 4S1P (25C): Popis produktu. Pecka modelář [online]. [cit. 2020-07-28]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/ta-25c-10000-4s1p-gens-ace-lipo-tattu-serie-4s-10000-mah-25c>
- [9] Hangar 9 podvozek hliník: Timber 2.8m [online]. [cit. 2020-07-28]. Dostupné z: <https://www.astramodel.cz/cz/katalog/hangar-9/hangar-9-podvozek-hlinik-timber-2-8m-p71417.html>
- [10] LAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Obecná geometrie křídla: Aerodynamický střed (AC) křídla*. [online]. [cit. 2020-07-29]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>
- [11] *Pevnost dřeva v ohybu* [online]. [cit. 2020-07-29]. Dostupné z: [https://is.mendelu.cz/eknihovna/opory/zobraz\\_cast.pl?fit\\_w=1;cast=9190](https://is.mendelu.cz/eknihovna/opory/zobraz_cast.pl?fit_w=1;cast=9190)

- [12] *Cessna 150 2.1m Carbon-Z BNF Basic* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/cessna-150-2-1m-carbon-z-bnf-basic>
- [13] *1:4 SIG PIPER J-3 Cub 2667mm: Popis produktu* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/sig-1-4-piper-j-3-cub-2667mm-stavebnice>
- [14] *SIG 1/4 PIPER akrob.verze 2185mm: Popis produktu* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://profimodel.cz/cs/rozpeti-od-2m/38171-sig-1-4-piper-akrobverze-2185mm-modra-0614380510471.html>
- [15] *Hawk EP T 2.0m glider ARF: Popis produktu* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://profimodel.cz/cs/rozpeti-od-2m/38171-sig-1-4-piper-akrobverze-2185mm-modra-0614380510471.html>
- [16] *E-flite Carbon Cub 2.0m SAFE Select BNF Basic: Popis produktu* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.astramodel.cz/cz/katalog/e-flite/e-flite-carbon-z-cub-2-0m-safe-select-bnf-basic-p71403.html>
- [17] *BH150 Super Decathlon* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.rcprofi.cz/bh150-super-decathlon-2450mm-arf>
- [18] *84" Turbo Bushmaster - modrá/bílá 2,13m* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.modelcentrum.cz/produkt/84-Turbo-Bushmaster---modrabila-213m-i114096>
- [19] *264331 RR Funcub XL 1700mm ARF set* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/264331-rr-funcub-xl-1700mm-arf-set>
- [20] *264331 RR Funcub XL 1700mm ARF set. LPHA 1500 MI RTF 4k 2.4GHz brushless* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/4st14145-alpha-1500-m1-rtf-4k-2-4ghz-brushless>
- [21] *Minion. LPHA 1500 MI RTF 4k 2.4GHz brushless* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.rcalbum.cz/model/6909-minion.html>
- [22] *Mantis 2,9m ARF. Blaze Plug & Play* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/hsf0314076-mantis-2-9m-arf>
- [23] *Blaze Plug & Play: Parametry. Blaze Plug & Play* [online]. [cit. 2020-07-30]. Dostupné z: <https://www.rc-zoom.cz/blaze-ep-plug-play/>

# Použité programy

Pro vytváření a dokončení modelu byl použit program **Autodesk Inventor Professional 2020**.

Grafy, tabulky a výpočty byly vypracovány v programu **Microsoft Excel**.

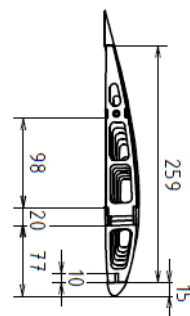
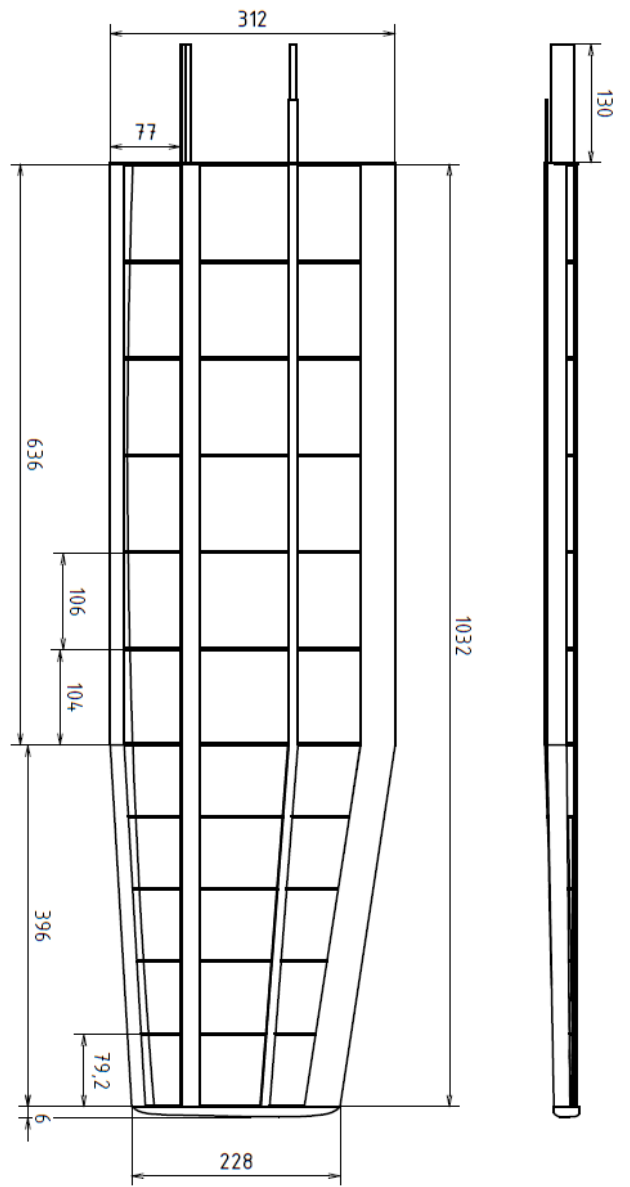
## Seznam příloh

<b>Příloha 1 – Výkres křídla.....</b>	<b>44</b>
<b>Příloha 2 – Výkres výškového kormidla .....</b>	<b>45</b>
<b>Příloha 3 – Výkres směrového kormidla.....</b>	<b>46</b>
<b>Příloha 4 – Obrázek přední části trupu .....</b>	<b>47</b>
<b>Příloha 5 – Výkres přední části trupu .....</b>	<b>48</b>
<b>Příloha 6 – Obrázek přední a zadní části trupu .....</b>	<b>49</b>
<b>Příloha 7 – Obrázek – celkový pohled .....</b>	<b>50</b>
<b>Příloha 8 – Výkres čelního pohledu .....</b>	<b>50</b>
<b>Příloha 9 – Výkres bočního pohledu.....</b>	<b>51</b>
<b>Příloha 10 – Výkres – pohled zdola .....</b>	<b>51</b>
<b>Příloha 11 – Výkres – celý model.....</b>	<b>51</b>

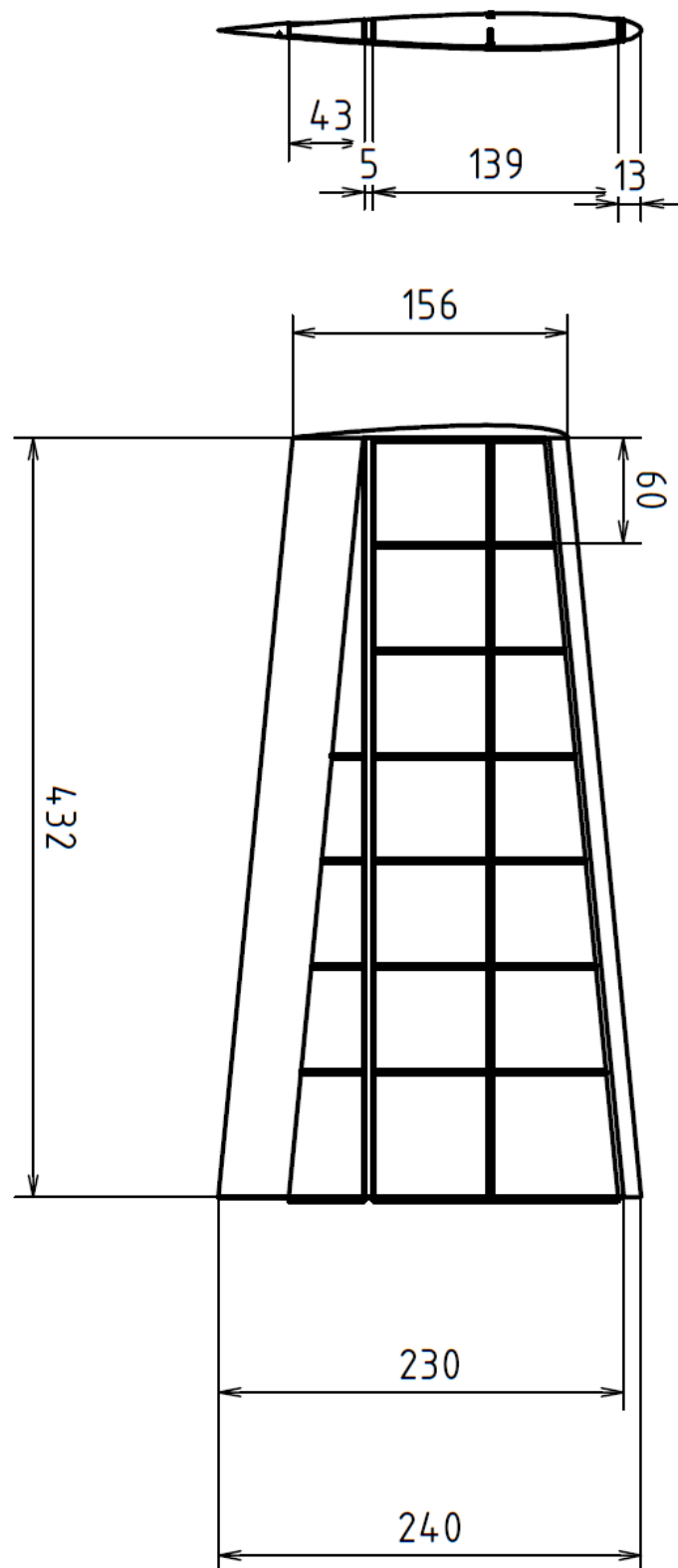
Příloha 11 je výkres přiložený k práci.

# Přílohy

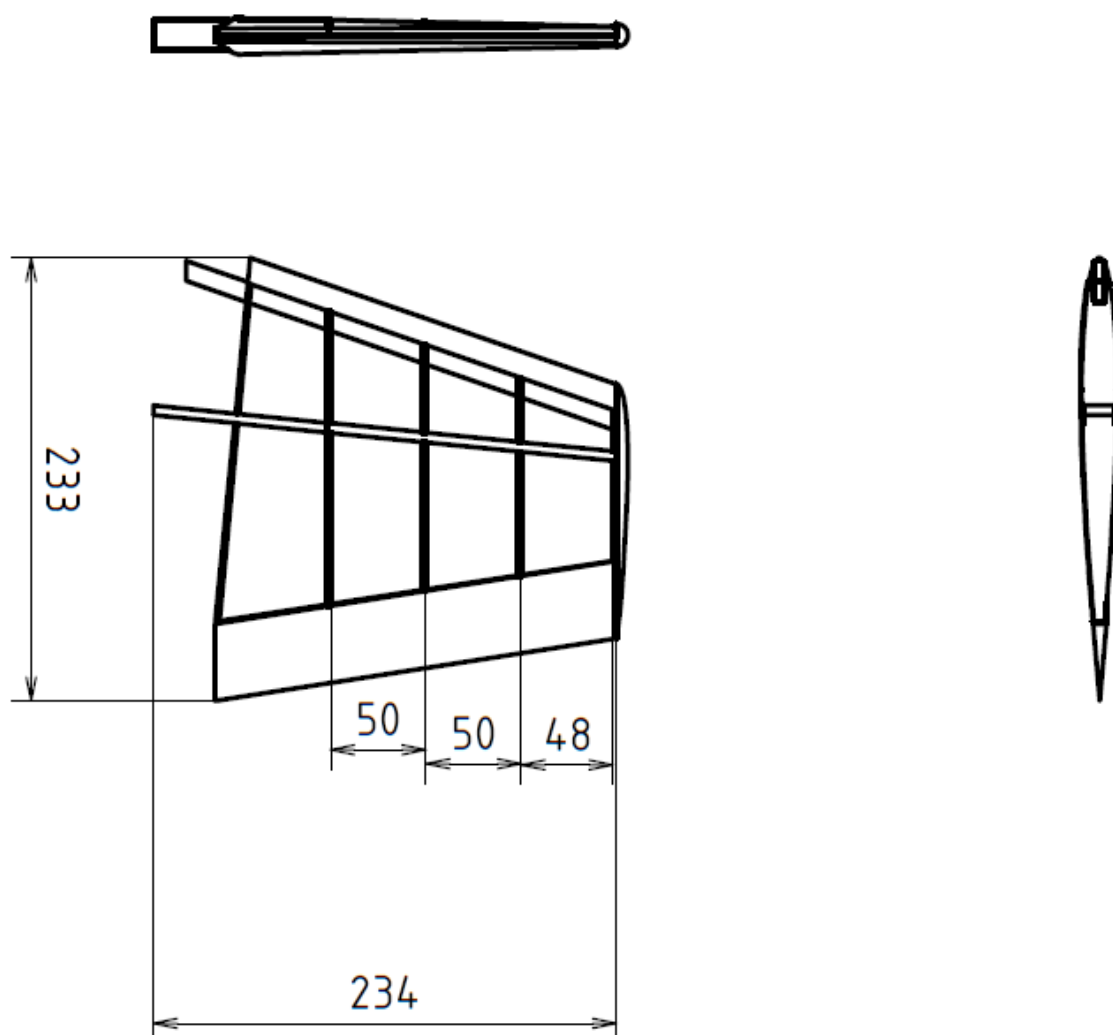
## Příloha 1 – Výkres křídla



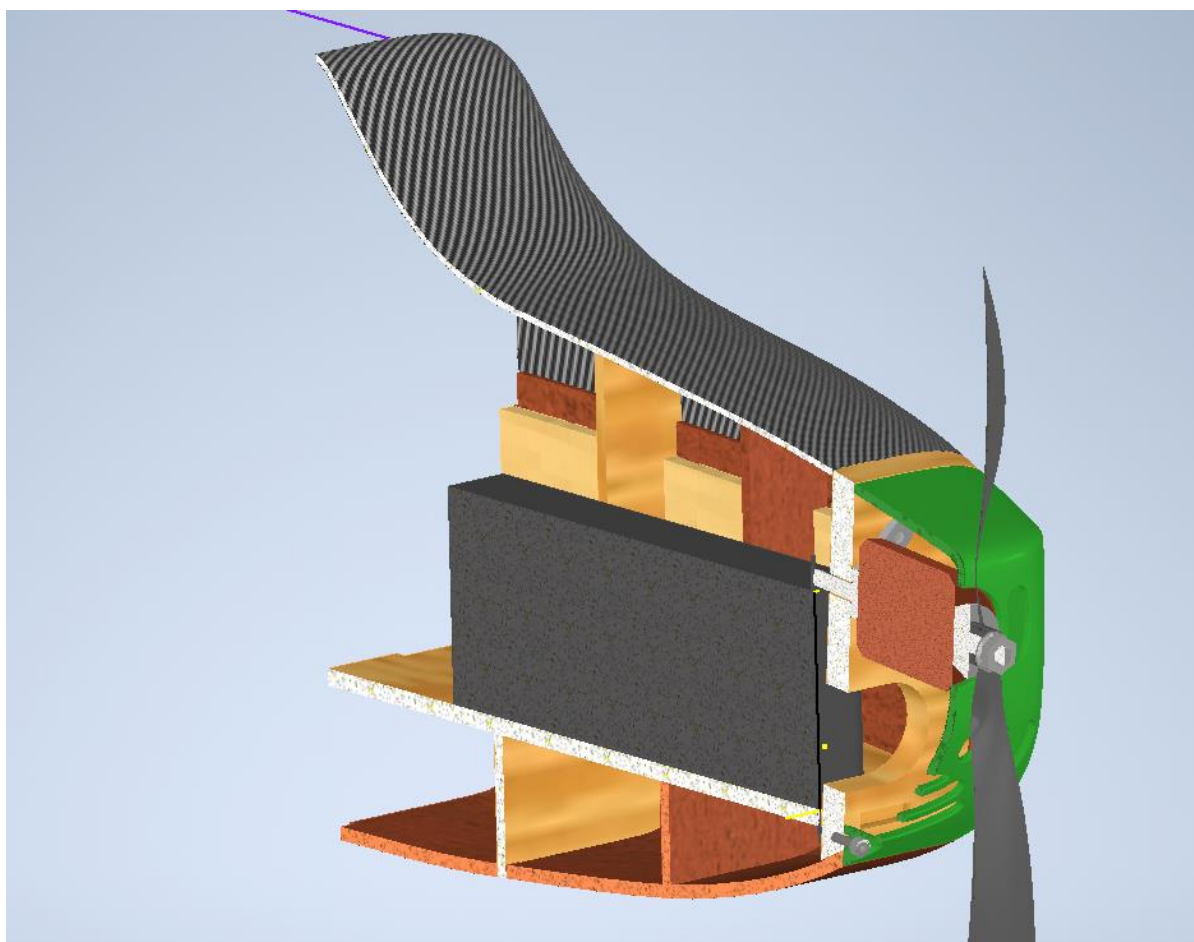
## Příloha 2 – Výkres výškového kormidla



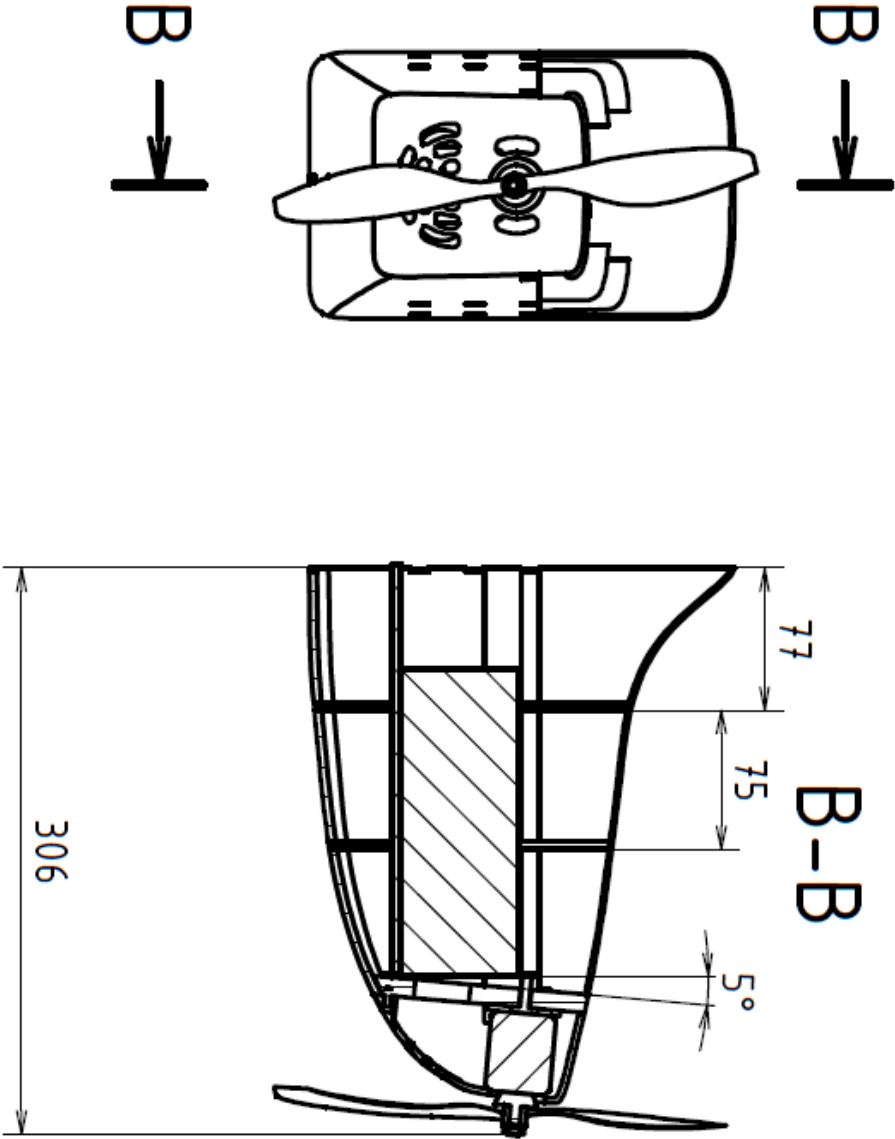
### Příloha 3 – Výkres směrového kormidla



## Příloha 4 – Obrázek přední části trupu

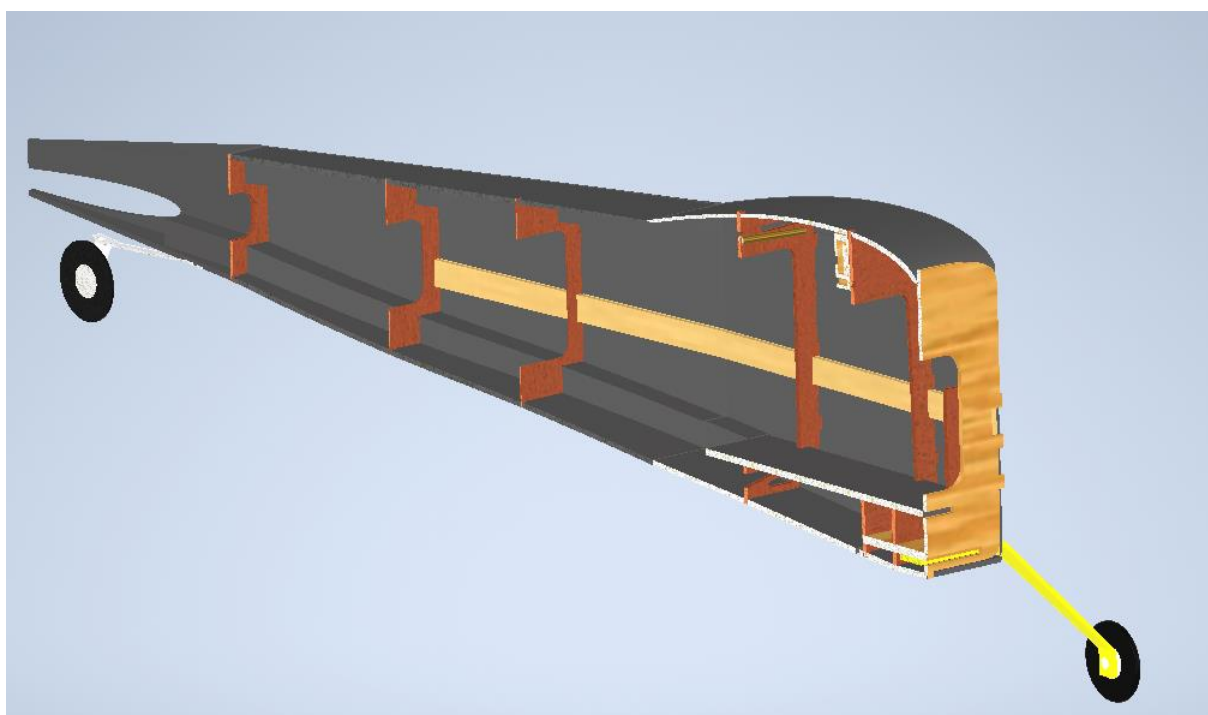
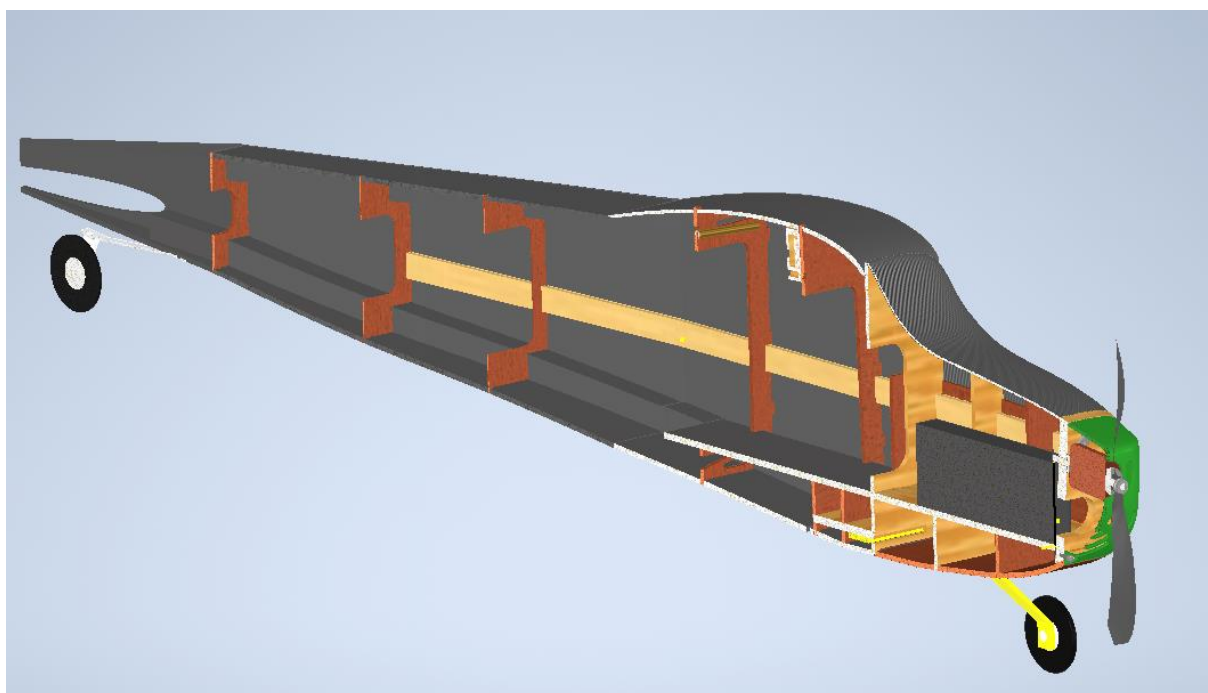


Příloha 5 – Výkres přední části trupu

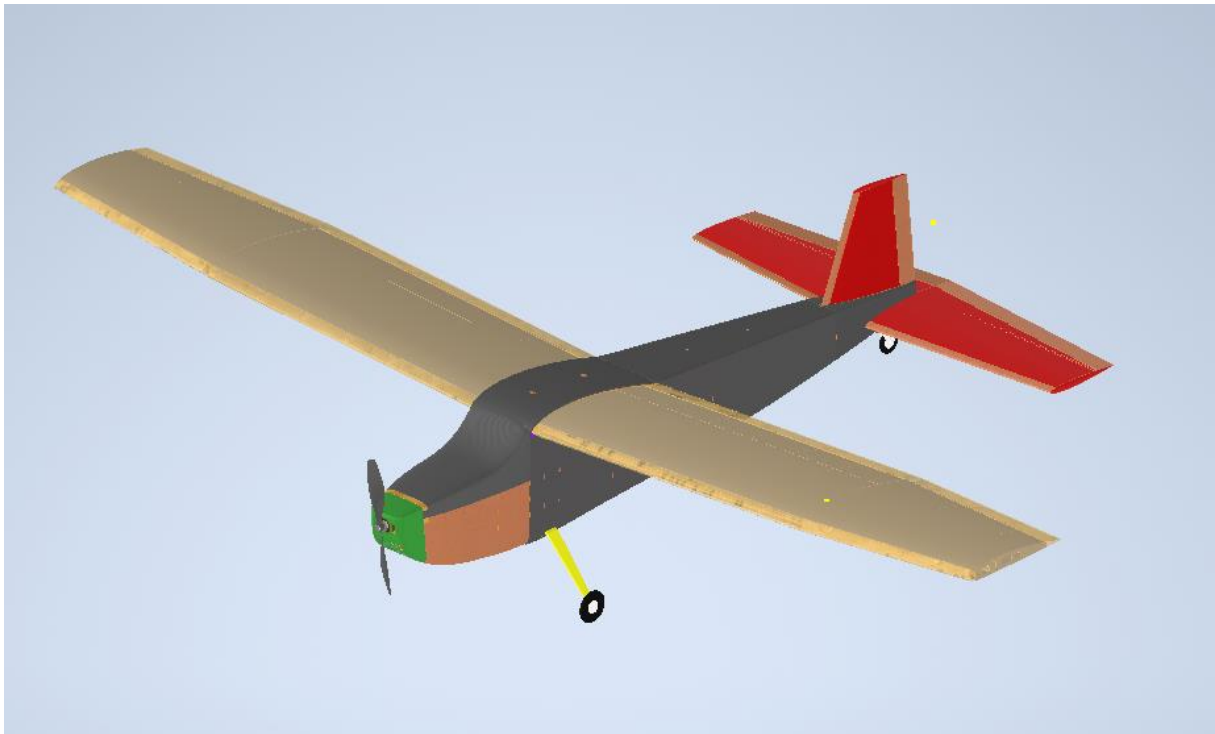




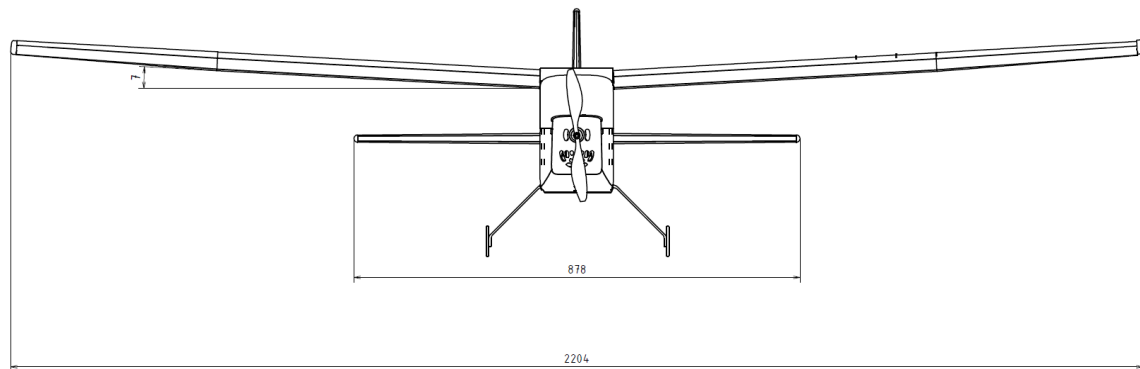
## Příloha 6 – Obrázek přední a zadní části trupu



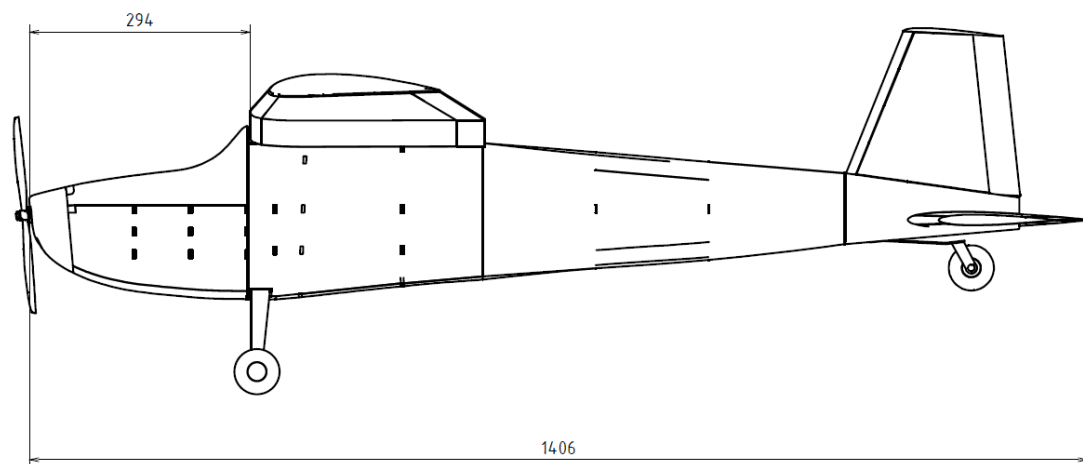
## Příloha 7 – Obrázek – celkový pohled



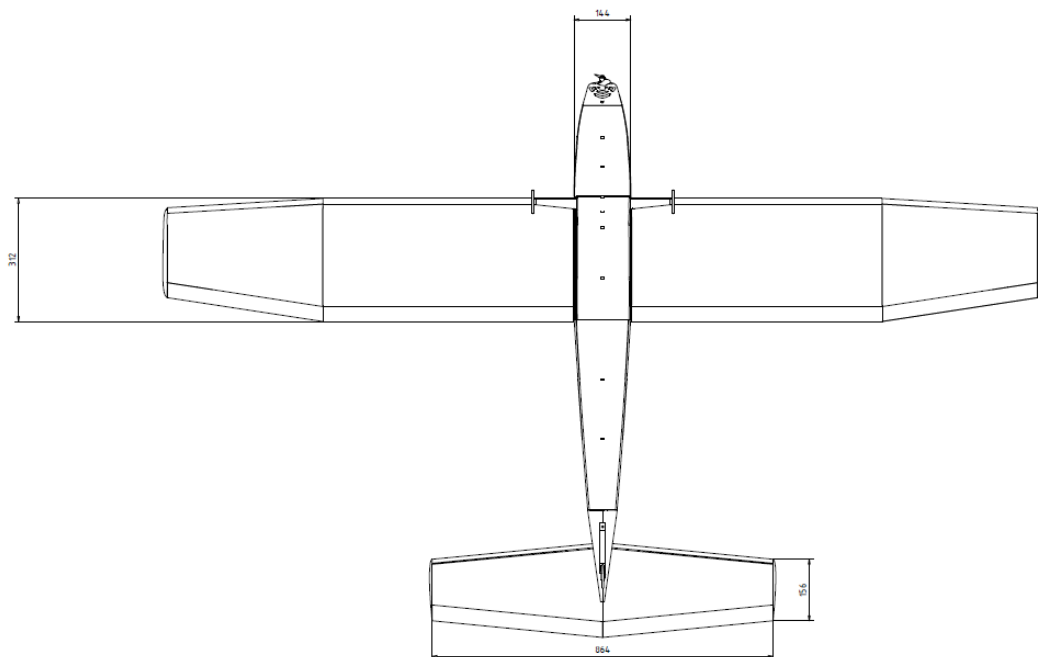
## Příloha 8 – Výkres čelního pohledu



## Příloha 9 – Výkres bočního pohledu



## Příloha 10 – Výkres – pohled zdola



## Příloha 11 – Výkres – celý model