



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav letadlové techniky**

**Návrh přistávacího zařízení rychlostního  
letounu**

**Design of landing gear for racing airplane**

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**2020**

**Klára OSIČKOVÁ**

**Studijní program:** B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

**Studijní obor:** 2301R000 Studijní program je bezoborový

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



# ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Osičková** Jméno: **Klára** Osobní číslo: **475070**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Návrh přistávacího zařízení rychlostního letounu**

Název bakalářské práce anglicky:

**Design of landing gear for racing airplane**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rozbor současného stavu
- 2) Návrh konstrukce
- 3) Stanovení zatížení
- 4) Předběžné dimenzování

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:


**Ing. Jiří Brabec, Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

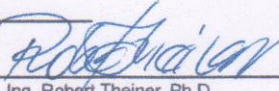
Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

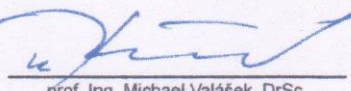
Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2020**

Termín odevzdání bakalářské práce: **07.08.2020**

Platnost zadání bakalářské práce:

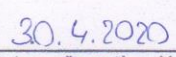
  
Ing. Jiří Brabec, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

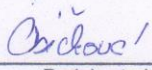
  
Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

  
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.

  
Datum převzetí zadání

  
Podpis studentky

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem: „Návrh přistávacího zařízení rychlostního letounu“ vypracovala samostatně pod vedením Ing. Jiřího Brabce, Ph.D. a s použitím literatury uvedené na konci bakalářské práce v seznamu použité literatury.

V Praze ..... ..

Podpis

## Poděkování

Ráda bych v první řadě poděkovala svému školiteli Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za vedení bakalářské práce, cenné podněty a připomínky. Dále děkuji Ing. Tomáši Čenskému, Ph.D. za ochotu a pomoc při práci na CFD výpočtu.

Velké díky patří také mé rodině, která mě po celou dobu studia podporovala.

# Anotační list

Jméno autora:	Klára Osičková
Název BP:	Návrh přistávacího zařízení rychlostního letounu
Rok zpracování:	2020
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Rozsah BP:	56 stran, 33 obrázků, 5 tabulek
Klíčová slova:	Aerodynamický kryt, Aerodynamický odpor, Ostruhový podvozek, CFD výpočet, Zatížení
Anotace:	<p>Tato bakalářská práce se zabývá návrhem hlavní části ostruhového podvozku rychlostního letounu. První část práce popisuje dříve vypracovaný geometrický návrh podvozku a vliv aerodynamických krytů podvozku na snížení aerodynamického odporu. V druhé části práce jsou vybrány jednotlivé součásti kola podvozku a vypracován postup výpočtu aerodynamického odporu působícího na podvozek. Také byl proveden výpočet zatížení podvozku, který umožnil předběžné dimenzování podvozkové nohy. V závěrečné části práce je pak na základě hmotového rozboru stanovena celková hmotnost podvozku.</p>

# Abstract

Author:	Klára Osičková
Title:	Design of landing gear for racing airplane
Academic year:	2020
Department:	Department of aerospace engineering
Supervisor:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Extent:	56 pages, 33 figures, 5 tables
Keywords:	Aerodynamic Cover, Aerodynamic Drag, Landing Gear with Tailwheel, CFD Calculation, Load
Abstract:	<p>The bachelor thesis deals with the proposal of the main part of a landing gear with a tailwheel of a racing airplane. The first part of the thesis describes a previously developed geometric proposal of the landing gear and the influence of aerodynamic covers of the landing gear on the reduction of the aerodynamic drag. In the second part of the thesis, components of a landing gear wheel are selected and a procedure for calculating the aerodynamic drag acting on the landing gear is developed. Calculation of the landing gear load was also performed, which allowed a preliminary sizing of the landing gear leg. In the final part of the thesis, the total weight of the landing gear is determined on the basis of mass analysis.</p>

# Obsah

1	Úvod .....	- 1 -
2	Rozbor současného stavu.....	- 2 -
2.1	Geometrický návrh.....	- 2 -
2.2	Aerodynamické kryty .....	- 4 -
2.3	Aerodynamický odpor.....	- 5 -
2.4	Konstrukce aerodynamického krytu .....	- 6 -
2.5	Měření odporové síly aerodynamických krytů .....	- 8 -
3	Návrh konstrukce .....	- 11 -
3.1	Statická síla působící na kolo podvozku .....	- 11 -
3.2	Disk kola s brzdou .....	- 12 -
3.3	Pneumatika .....	- 13 -
3.4	Osa kola.....	- 14 -
3.5	Přibližný model.....	- 15 -
4	CFD výpočet.....	- 17 -
4.1	Prostředí ANSYS – Workbench.....	- 17 -
4.2	Vytvoření geometrie tělesa .....	- 18 -
4.3	Síťování.....	- 19 -
4.4	Nastavení výpočtu.....	- 20 -
4.5	Řešení CFD výpočtu.....	- 21 -
4.6	Výsledky .....	- 22 -
4.7	Porovnání výsledků CFD výpočtu s tabulkovými hodnotami.....	- 23 -
4.8	Porovnání výsledků s dříve navrženými hodnotami .....	- 24 -
5	Stanovení zatížení .....	- 25 -
5.1	Pozemní zatížení a jeho podmínky .....	- 25 -

5.2	Zatížení při přistání .....	- 26 -
5.3	Boční zatížení kol hlavního podvozku .....	- 28 -
5.4	Zatížení při brzdění .....	- 28 -
6	Předběžné dimenzování .....	- 30 -
6.1	Napětí v ohybu .....	- 30 -
6.2	Dimenzování pásnic .....	- 33 -
6.3	Výpočet krouticího momentu .....	- 34 -
6.4	Určení tloušťky stěny podvozkové nohy .....	- 35 -
7	Hmotový rozbor .....	- 36 -
7.1	Výpočty hmotností jednotlivých součástí .....	- 36 -
7.2	Celková hmotnost přistávacího zařízení .....	- 38 -
8	Závěr .....	- 39 -
	Použitá literatura .....	- 40 -
	Seznam použitých symbolů, značek a zkratek .....	- 42 -
	Seznam obrázků .....	- 45 -
	Seznam tabulek .....	- 47 -
	Seznam příloh .....	- 48 -



# 1 Úvod

Tato bakalářská práce se zabývá návrhem přistávacího zařízení rychlostního letounu. Navazuje na diplomovou práci Jakuba Valenty [1], ve které byl proveden koncepční návrh rychlostního letounu, a rozpracovává hrubý návrh podvozku. Tento letoun je navrhován dle předpisu UL2 – Část I., který je určen pro ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Typ použitého podvozku je se záďovým kolem, což je podvozek s dvěma hlavními koly a ostruhou.

První částí práce je rozbor současného stavu geometrie podvozku, který byl popsán ve výše uvedené diplomové práci [1] a rešerše, v níž jsou popsány účel, konstrukce a jednotlivé typy aerodynamických krytů, včetně jejich výhod a nevýhod. Je ukázáno, jakým způsobem může jejich použití snížit aerodynamický odpor, který má vliv na zvýšení doletové vzdálenosti a maximální rychlosti. Zároveň tak dochází ke zmenšení objemu spotřebovaného paliva.

Dalším bodem je stanovení statického zatížení pro kolo hlavního podvozku a výběr jeho jednotlivých součástí, jako jsou disk s brzdou, osa a pneumatika kola hlavního podvozku. Všechny tyto součásti by bylo možné v případě stavby letadla použít.

Jedním z cílů této práce je také CFD výpočet hlavního podvozku. Jelikož odpor podvozku tvoří pro odhad výkonů nezanedbatelnou část z celkového odporu letounu použitého v práci [1], byla za pomoci programového prostředí ANSYS určena aerodynamická síla působící na nohu podvozku a součinitel aerodynamického odporu, který byl následně porovnán s hodnotou použitou v koncepčním návrhu. Také byl zjednodušeně popsán postup výpočtu v tomto programu. Protože jde o sportovní letoun, kde je rychlost jedním z primárních faktorů, je znalost hodnoty aerodynamického odporu pro její určení nezbytná.

Dále je v bakalářské práci stanoveno zatížení hlavního podvozku. Díky vypočtenému zatížení je následně možné provést pevnostní výpočty. Znalost těchto hodnot je nutná pro předběžné dimenzování nohy podvozku, které je taktéž součástí této práce.

Hlavním cílem práce je navrhnout co nejlehčí podvozek s co nejnižším aerodynamickým odporem. Nakonec je tedy uveden hmotový rozbor, kde je určena celková hmotnost přistávacího zařízení.

## 2 Rozbor současného stavu

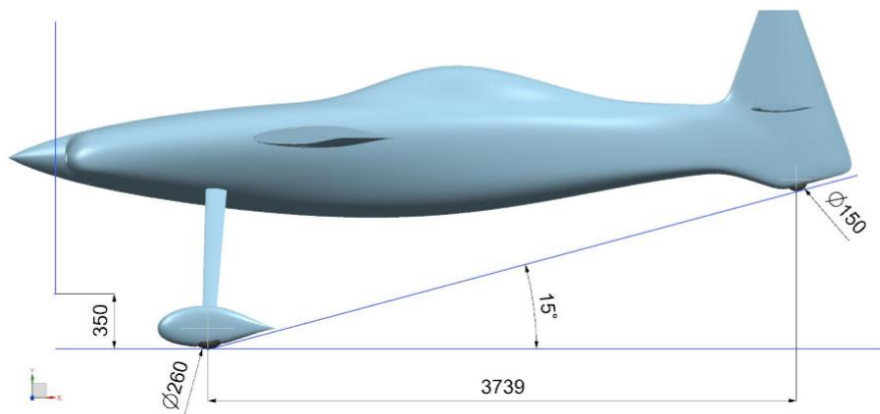
Následující kapitola se zabývá již dříve navrhnutou geometrií podvozku v [1] a použitím aerodynamických krytů pevného podvozku. Dále je ukázán vliv a způsob měření odporové síly a hodnoty součinitelů odporu pro různé typy krytů.

Pro navrhovaný letoun byl zvolen záďový, neboli ostruhový, pevný podvozek. Hlavní výhodou použití tohoto podvozku je, že má výrazně nižší hmotnost, než zatahovací podvozky. Zároveň je pro menší letadla vhodnější použití pevného podvozku z prostorových důvodů, kdy by bylo značně komplikované pokoušet se umístit podvozek do vnitřní části letadla, kde příliš nezbývá příliš prostoru. [1]

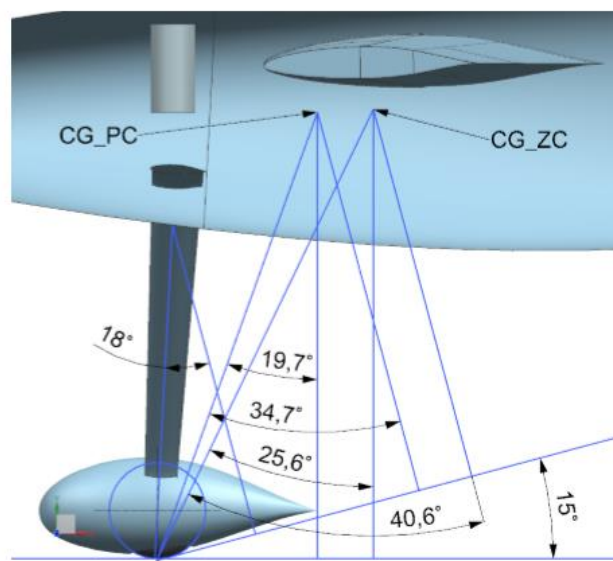
Nevýhodou pevných podvozků je vyšší aerodynamický odpor. S vyšším aerodynamickým odporem dochází ke snížení rychlosti letadla a větší spotřebě paliva. Z tohoto důvodu se u pevných podvozků používají výše zmíněné aerodynamické kryty, které snižují hodnotu odporové síly, čímž umožňují vyšší rychlost letounu. Jelikož se v této bakalářské práci jedná o přistávací zařízení rychlostního letounu, je toto navýšení rychlosti žádoucí. Proto i přes mírné zvětšení hmotnosti letounu je výhodné jejich použití.

### 2.1 Geometrický návrh

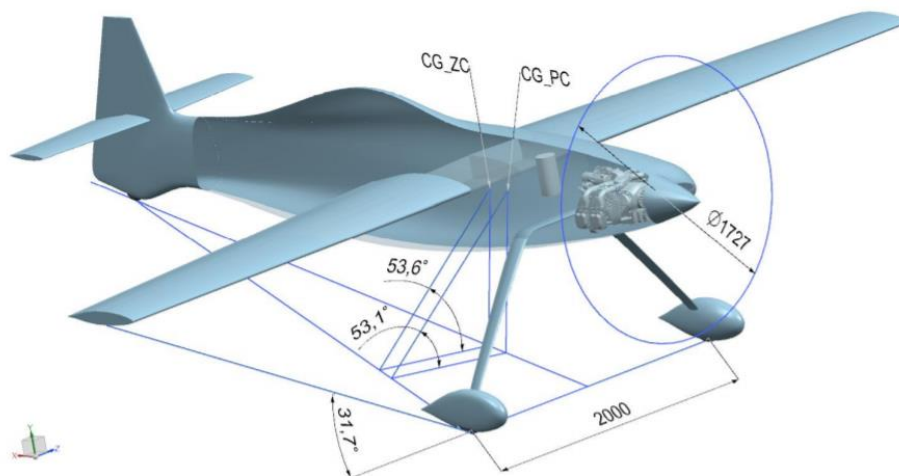
Na následujících obrázcích (Obr. 1, Obr. 2 a Obr. 3) je navrhnutá geometrie podvozku, která byla již dříve rozpracována jako součást diplomové práce s názvem Konceptní návrh rychlostního letounu [1]. Z uvedených parametrů se vychází při výpočtech a výběru jednotlivých součástí v následujících kapitolách.



*Obr. 1: Geometrie ostruhového podvozku [1]*



*Obr. 2: Hlavní podvozek [1]*



*Obr. 3: Geometrie podvozku [1]*

## 2.2 Aerodynamické kryty

Aerodynamické kryty pevných podvozků se začaly používat ve dvacátých letech dvacátého století. Slouží ke snížení aerodynamického odporu podvozku, kde největší odpor vytváří pneumatika. Kryty se tvarují tak, aby byl při letu co nejnižší aerodynamický odpor, ke kterému dochází obtékáním letadla vzduchem. [2][3]

Hlavní výhodou aerodynamických krytů je tedy nižší aerodynamický odpor, díky kterému se dosahuje vyšších rychlostí a nižší spotřebě paliva. Nevýhodou bývá cena aerodynamických krytů a zvýšená hmotnost podvozku. [4]

V dnešní době se pevné podvozky používají převážně pro menší letouny. Využití aerodynamických krytů je tedy hlavně u sportovních letounů, kde je snaha o dosažení co nejvyšších rychlostí.



*Obr. 4: Ukázka ultralehkého letounu TL2000 Sting S4 s aerodynamickými kryty [5]*



Obr. 5: Aerodynamický kryt Cessna 185 (N3946Q) z vnější strany [6]



Obr. 6: Aerodynamický kryt Cessna 185 (N3946Q) z vnitřní strany [6]

## 2.3 Aerodynamický odpor

Aerodynamický odpor, nebo také škodlivý odpor, snižuje rychlost letadla při letu. Motor letadla tak pro udržení požadované rychlosti musí vykonat práci navíc, čímž se zvyšuje spotřeba paliva a snižuje doletová vzdálenost. Vhodně uzpůsobenou geometrií jednotlivých částí podvozku se dá tento odpor snížit. [3]

Dalším důvodem snahy o dosažení co nejnižší hodnoty aerodynamického odporu je možnost vzniku nežádoucích vibrací. Tyto vibrace jsou škodlivé pro jednotlivé součásti letadla a snižují jejich životnost. Také mohou být nepohodlné pro osoby uvnitř letadla. Případným uzavřením aerodynamického krytu, nebo vhodnějším uzpůsobením jeho tvaru, lze vibrace a škodlivý odpor omezit. [3]

Pro výpočet odporové síly na podvozku se používá následující rovnice, kde  $\rho$  je hustota vzduchu při hladině moře,  $v$  je rychlosti letounu,  $c_x$  je součinitel odporu a  $S_{ch}$  je charakteristická plocha [7]:

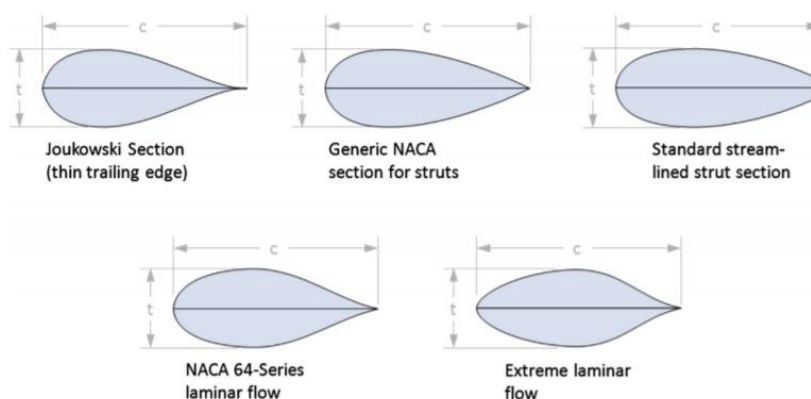
$$X = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_x \cdot S_{ch} \quad (3.1)$$

## 2.4 Konstrukce aerodynamického krytu

Z důvodu snahy dosáhnout minimálního aerodynamického odporu bývají aerodynamické kryty většinou přizpůsobovány tak, aby byly jejich rozměry co nejbližší k šířce a výšce kola letadla. [3]

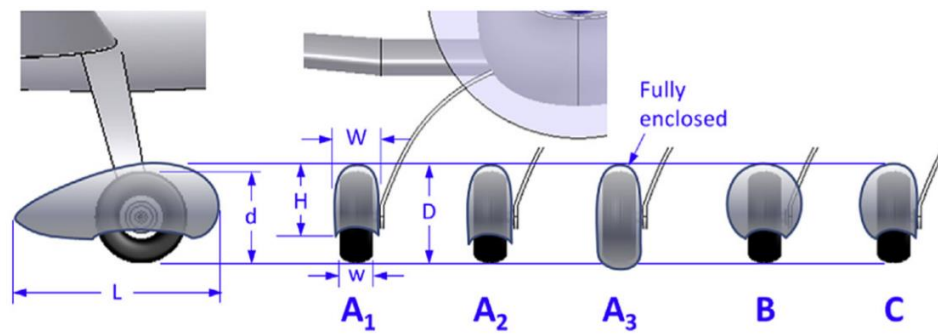
Na spodní straně aerodynamického krytu je otvor. Otvorem prochází kolo, které je při přistávání v kontaktu s přistávací plochou. Aerodynamické kryty musí být při přistávání v dostatečné vzdálenosti od přistávací plochy, aby letadlo mohlo vzlétnout a přistát bez kontaktu aerodynamického krytu s přistávací dráhou. [3]

Pro snížení aerodynamického odporu vzpěry neboli nohy podvozku se obvykle používají průřezy uvedené na Obr. 7. Tyto tvary se standardně využívají v oblasti s nízkými Reynoldsovými čísly. [2]



Obr. 7: Standardně používané tvary pro podvozkové vzpěry [2]

Účelem krytů kol je zlepšit aerodynamiku podvozku. Vzhledem k tomu, že u pneumatiky samotné kvůli nevýhodnému tvaru dochází k velkému tření při obtékání vzduchem, přidává se aerodynamický kryt pro snížení škodlivého odporu, který způsobuje ztráty na rychlosti. Následující obrázek obsahuje několik stylů aerodynamických krytů. Tabulka pod ním uvádí použitelné součinitele odporu pro jednotlivé aerodynamické kryty kol.

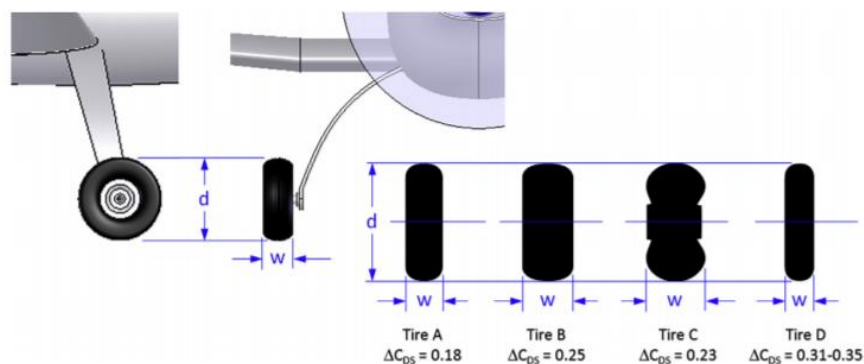


Obr. 8: Vybrané typy aerodynamických krytů [2]

Tab. 1: Tabulka hodnot součinitelů škodlivého odporu pro jednotlivé aerodynamické kryty ( $H$  – Výška krytu,  $W$  – Šířka krytu,  $d$  – Průměr pneumatiky,  $w$  – Šířka pneumatiky) [2]

Typ krytu	$\Delta c_{DS}$ ( $H \times W$ )	$\Delta c_{DS}$ ( $d \times w$ )
A1	0,130	0,143
A2	0,090	0,119
A3	0,044	0,070
B	0,117	0,217
C	0,129	0,188

Pro jednotlivé hodnoty součinitele škodlivého odporu z Tab. 1 byla použita pneumatika B na Obr. 9, která má hodnotu součinitele škodlivého odporu  $\Delta c_{DS} = 0,25$ .



Obr. 9: Nejčastěji používané typy pneumatik pro podvozky letadel [2]

Při porovnání hodnot součinitelů škodlivých odporů mezi pneumatikou bez krytu a s krytem lze vidět vliv aerodynamického krytu na snížení tohoto odporu a tedy i výhodu jeho použití.

## 2.5 Měření odporové síly aerodynamických krytů

Cílem této části je představit způsob experimentálního měření aerodynamického odporu na testech prováděných NACA v roce 1934 a výsledky některých těchto testů. Testy byly prováděny ve větrných tunelech velikosti 7 x 10 stop (2,13 x 3 m) do rychlosti vzduchu 80 mil (129 km) za hodinu a 20 stop (6,1 m) do rychlosti vzduchu 100 mil (161 km) za hodinu. [8]

Všechny testy byly provedeny na modelech plné velikosti a sloužily k určení aerodynamického odporu na kolech letadla, aerodynamických krytech a podvozcích, které byly navrženy nebo vybrány pro letadla o hmotnosti 3 000 liber (1 360 kg). [8]

Většina zkoušek byla prováděna přímo ve spojení s trupem a v úhlu sklonu 0°. K získání účinku různých částí letadla na aerodynamický odpor podvozku byly další zkoušky prováděny ve spojení s trupem a křídly. Vliv vrtule se při všech těchto testech zanedbal. [8]

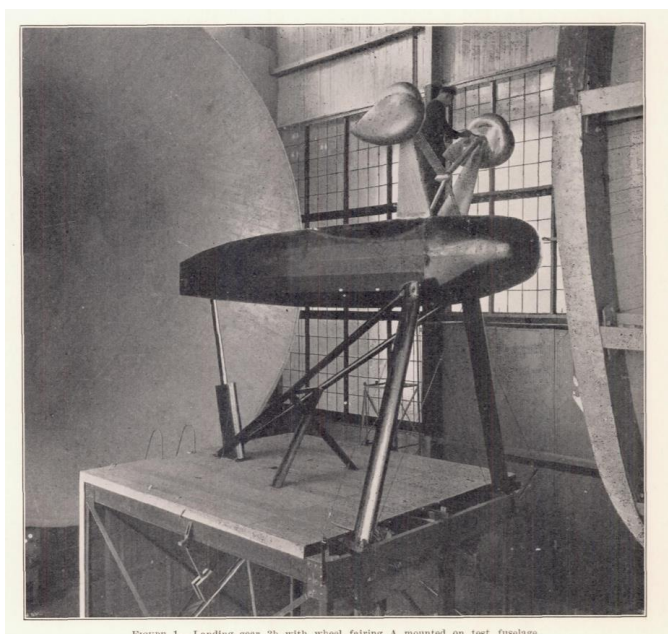
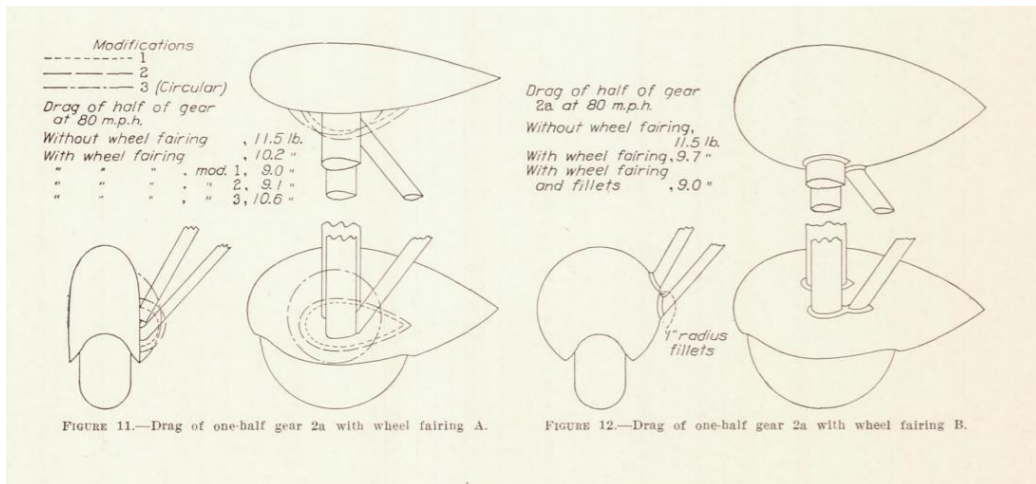


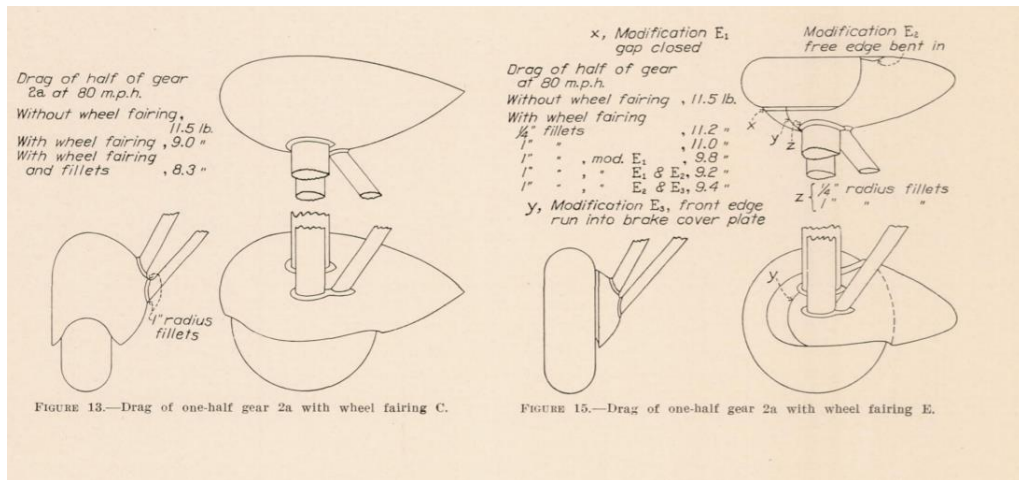
FIGURE 1.—Landing gear 3b with wheel fairing A mounted on test fuselage.

*Obr. 10: Ukázka testování aerodynamického krytu A z Obr. 11 [8]*

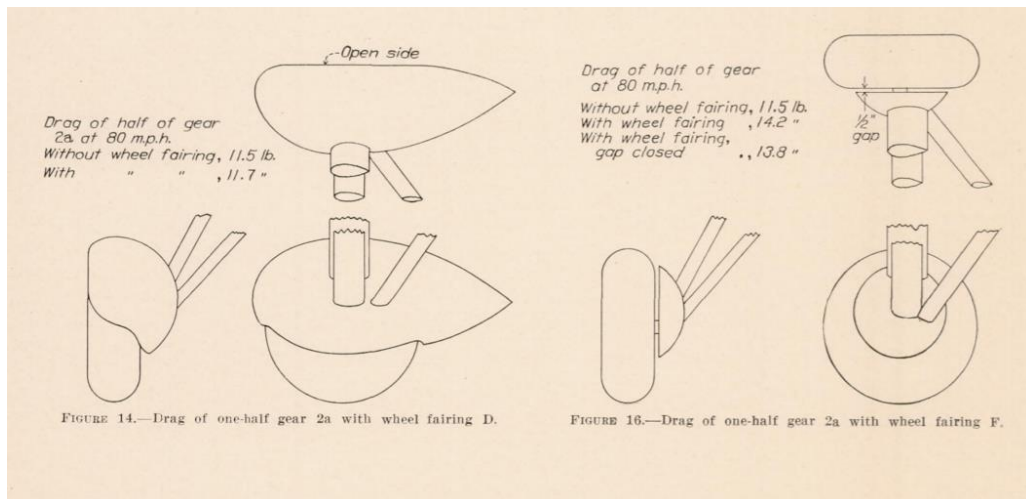




Obr. 11: Aerodynamický kryt typu A (vlevo) a B (vpravo) [8]



Obr. 12: Aerodynamický kryt typu C (vlevo) a E (vpravo) [8]



Obr. 13: Aerodynamický kryt typu D (vlevo) a F (vpravo) [8]

Tab. 2: Porovnání odporové síly na jednotlivých podvozcích zobrazených na Obr. 11, Obr. 12 a Obr. 13. Hodnoty jsou uvedeny pouze pro jednu nohu podvozku. [8]

Typ podvozku	Odporová síla [ $lb$ ]	Odporová síla [ $N$ ]
Bez aerodynamického krytu	11,5	51,15
A	10,2	45,37
B	9,7	43,15
C	9	40,03
D	11,7	52,04
E	11,2	49,82
F	14,2	63,16

V Tab. 2 je vidět, že největší vliv na odporovou sílu má právě zakrytí pneumatiky aerodynamickým krytem. Další snížení odporu závisí i na spojení mezi vzpěrou a krytem, kde je výhodné používat zaoblené hrany.

## 3 Návrh konstrukce

Tato kapitola se zabývá stanovením statického zatížení na podvozek a konstrukčním návrhem jednotlivých součástí hlavního podvozku s ohledem na co nejnižší hmotnost. Jednotlivé součásti byly vybrány z katalogů výrobce Beringer.

V následujících podkapitolách jsou uvedeny parametry jednotlivých vybraných součástí, které byly následně namodelovány. Model je pouze přibližný, jelikož výrobce neposkytuje výkresovou dokumentaci. Proto bylo možné některé rozměry pouze odhadnout.

### 3.1 Statická síla působící na kolo podvozku

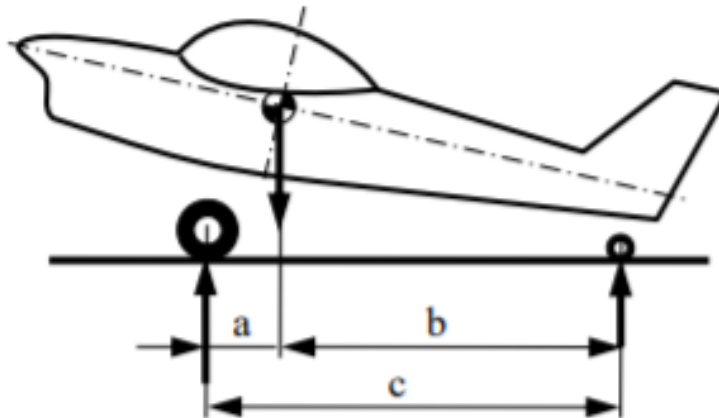
Pro výběr jednotlivých dílů podvozku je nutné znát statickou sílu působící na podvozek, kterou získáme rozložením sil působících na hlavní část podvozku a na ostruhové kolo. V této práci je stanovena statická síla a její rozložení pouze přibližně. Ve chvíli, kdy bude znám reálnější hmotový rozbor celého letounu, bude vhodné provést kontrolu vypočtených hodnot.

Statická síla působící na celý podvozek se vypočítá pomocí známé maximální možné vzletové hmotnosti letounu  $MTOM = 345 \text{ kg}$  a gravitačního zrychlení.

$$F_{stat} = MTOM \cdot g = 345 \cdot 9,81 = 3\,384,45 \text{ N} \quad (3.1)$$

Vzhledem k tomu, že 6 až 15% zatížení přenáší ostruhové kolo, je možné předběžně ve výpočtu pro hlavní podvozek použít nejmenší zatížení ostruhového kola, což je 6 %. Tím se zjistí nejvyšší možné statické zatížení pro hlavní podvozek. [9]

Na Obr. 14 jsou ukázány rozměry, kde  $c$  je vzdálenost hlavního podvozku a ostruhového kola. Rozměr  $a$  určuje vzdálenost mezi hlavním podvozkem a těžištěm letadla.



Obr. 14: Vzdálenosti mezi těžištěm, hlavním podvozkem a ostruhovým kolem [10]

Ze zatížení přenášeného ostruhovým kolem můžeme určit poměr vzdáleností  $a$  a  $c$  z Obr. 14:

$$\frac{a}{c} = 6\% = 0,06 \quad (3.2)$$

Z tohoto poměru získáme statickou sílu působící na ostruhové kolo:

$$F_{so} = MTOM \cdot g \cdot \frac{a}{c} = 345 \cdot 9,81 \cdot 0,06 = 203,067 \text{ N} \quad (3.3)$$

Jelikož sílu působící na ostruhové kolo podvozku známe, je možné ji odečíst od celkové síly působící na podvozek. Tím získáme statickou sílu působící na obě kola hlavního podvozku  $F_{sp}$ .

Statická síla působící na kola hlavního podvozku:

$$F_{sp} = F_{stat} - F_{so} = 3\,384,45 - 203,067 = 3\,181,38 \text{ N} \quad (3.4)$$

Po úpravě získáme i statickou sílu působící na jedno kolo hlavního podvozku:

$$F_{sk} = \frac{F_{sp}}{2} = \frac{2\,876,77}{2} = 1\,438,38 \text{ N} \quad (3.5)$$

## 3.2 Disk kola s brzdou

S ohledem na co nejnižší hmotnost a dostatečnou statickou únosnost byl vybrán disk s rozměrem 3.50 – 4" (89 – 101,6 mm) od výrobce Beringer vhodný pro ultralighty s maximální

hmotností letounu  $MTOW = 350 \text{ kg}$ . Hmotnost včetně brzdy, která je k zakoupení přímo s diskem, je 1,1 kg (Obr. 15). Proto je dále do hmotnosti disku započtena i hmotnost brzdového třmene, destiček, kotouče a části nápravy kola. [11] [12]

Jedním z parametrů disku je maximální statické zatížení, které se může rovnat až 528 lb (245 kg). Jelikož maximální statická síla působící na jedno kolo podvozku pro navrhovaný letoun je  $F_{sk} = 1\,590,69 \text{ N}$ , což přibližně odpovídá hmotnosti o hodnotě 159 kg, je statická únosnost pro vybraný disk v pořádku. [11]

Pro tento disk je vybrán brzdový třmen s jedním pístem typu EA-009 a lehký plovoucí brzdový kotouč DSC-013. [11]

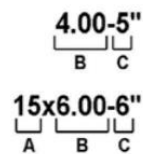
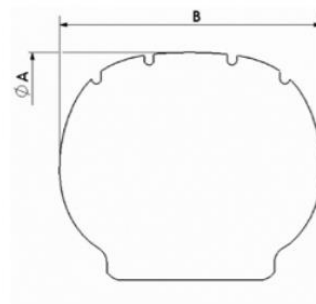


*Obr. 15: Disk s brzdou od výrobce Beringer [12]*

### 3.3 Pneumatika

Další vybranou součástí je pneumatika PAG02, která byla rovněž nalezena v katalogu výrobce Beringer. Tato pneumatika má hmotnost 0,60 kg a parametry TL10,3x3,5-4" (Obr. 16). Rozměr vnějšího průměru pneumatiky je tedy 261,6 mm, šířka pneumatiky 88,9 mm a vnitřní průměr pneumatiky 101,6 mm. Značka TL udává, že jde o bezdušovou pneumatiku. [11]

Další charakteristikou pneumatiky je rozměr odpovídající velikosti disku, což je pro zvolenou pneumatiku 3,5-4" a odpovídá vybranému disku kola. [11]



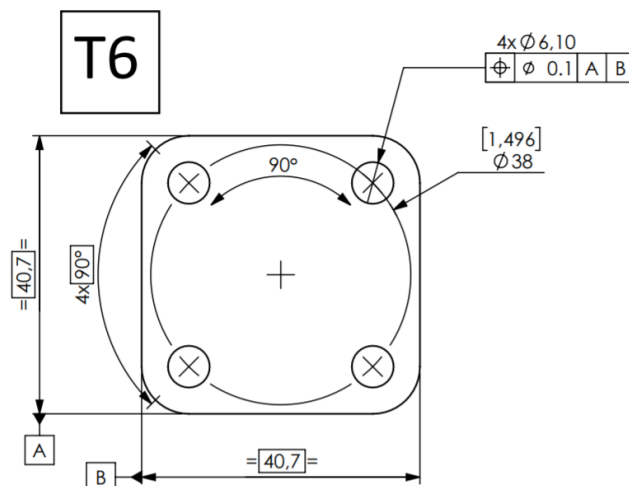
A : Tire external diameter (inches)  
 B : Tire width (inches)  
 C : Tire internal diameter (inches)

*Obr. 16: Rozměry pneumatiky [11]*

### 3.4 Osa kola

Jako další součást návrhu podvozku byla vybrána kuželová hliníková osa typu FUS – 006.4 s velikostí závitu M15x1. [11]

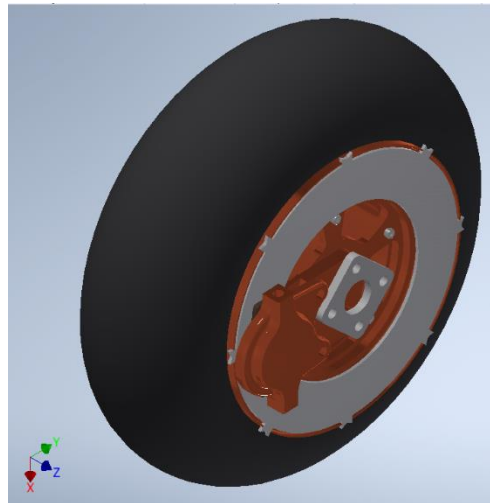
Opět je důležité znát maximální statickou únosnost, která je pro osu kola 660 lb (300 kg). Jelikož maximální statické zatížení působící na podvozek je nižší, je možné tuto osu pro navrhované kolo použít. Dalším parametrem je mezní zatížení pro osu, které odpovídá 2 310 lb (1 050 kg) a hmotnost jedné osy je 0,08 kg. [11]



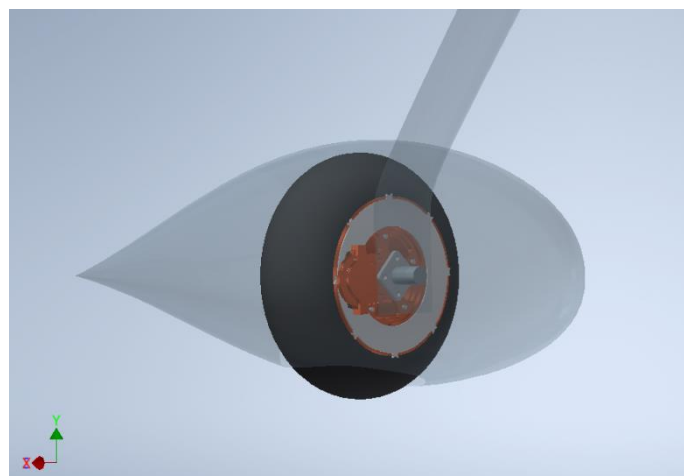
*Obr. 17: Konstrukční rozměry pro uchycení osy [11]*

## 3.5 Přibližný model

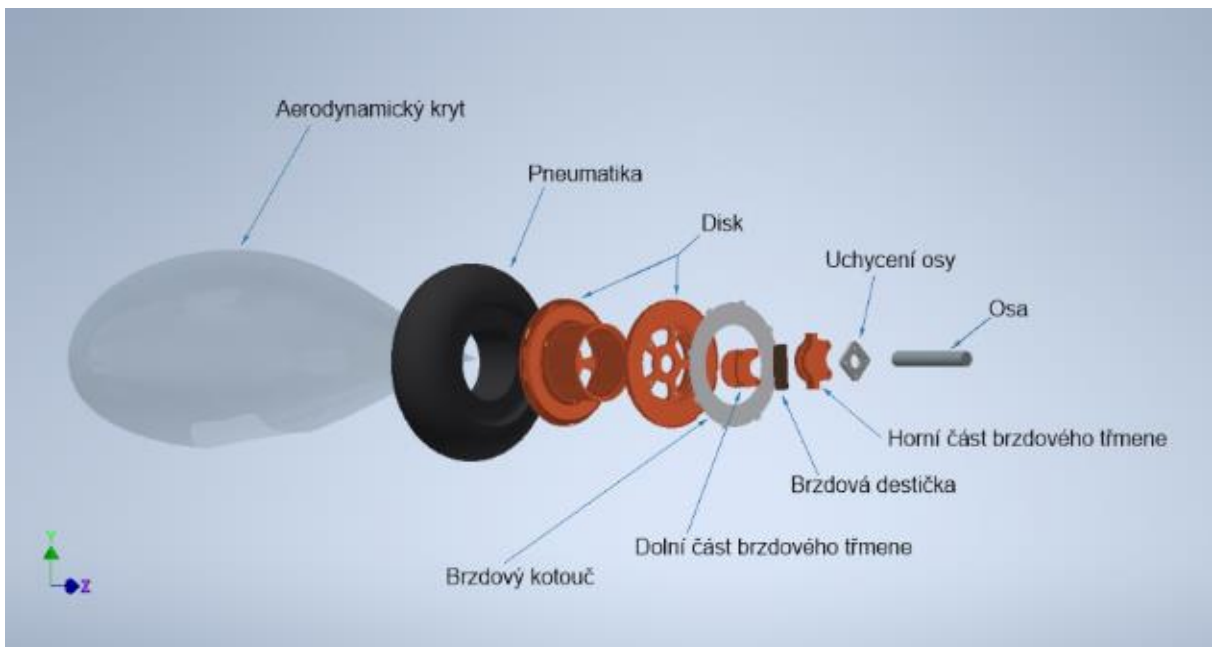
V programu Autodesk Inventor Professional 2020 byl vytvořen hrubý model celého kola (Příloha 1). Vzhledem k tomu, že výrobce neposkytuje výkresovou dokumentaci většiny součástí, jsou jejich rozměry pouze odhadnuty podle parametrů podobných součástí od jiných výrobců. Z tohoto důvodu hodnoty rozměrů v modelu kola přesně neodpovídají skutečnosti. I přesto je ale možné předpokládat, že krajní rozměry celého kola by měly mít maximální možnou hodnotu, které by se dosáhlo v případě použití rozměrů součástí výrobce Beringer. Velikost a konstrukce aerodynamického krytu by proto měla postačovat a odpovídat dřívějšímu návrhu a je tedy nadále možné ji používat i při dalších výpočtech.



Obr. 18: Přibližný model kola s jednotlivými součástmi



Obr. 19: Kolo vložené v aerodynamickém krytu



Obr. 20: Rozpad kola na jednotlivé součásti



## 4 CFD výpočet

Computational Fluid Dynamics (CFD) je způsob výpočtu dynamiky tekutin. Základem tohoto výpočtu je rozdělení prostředí (v tomto případě vzduchu) na menší části, čímž vznikne ve zkoumaném objemu síť složená z buněk. Nejčastěji používanou metodou výpočtu je metoda konečných objemů a výpočet funguje na principu Navier–Stokesových rovnic, kdy se za pomoci nastavení okrajových podmínek vytvoří soustavy rovnic v maticovém tvaru a pomocí výpočtu se tak získají hodnoty veličin pro jednotlivé buňky. Podle složitosti modelu se počty buněk liší, jednodušší modely obvykle dosahují počtu buněk v řádu stovek tisíc, složitější až milionů. [13]

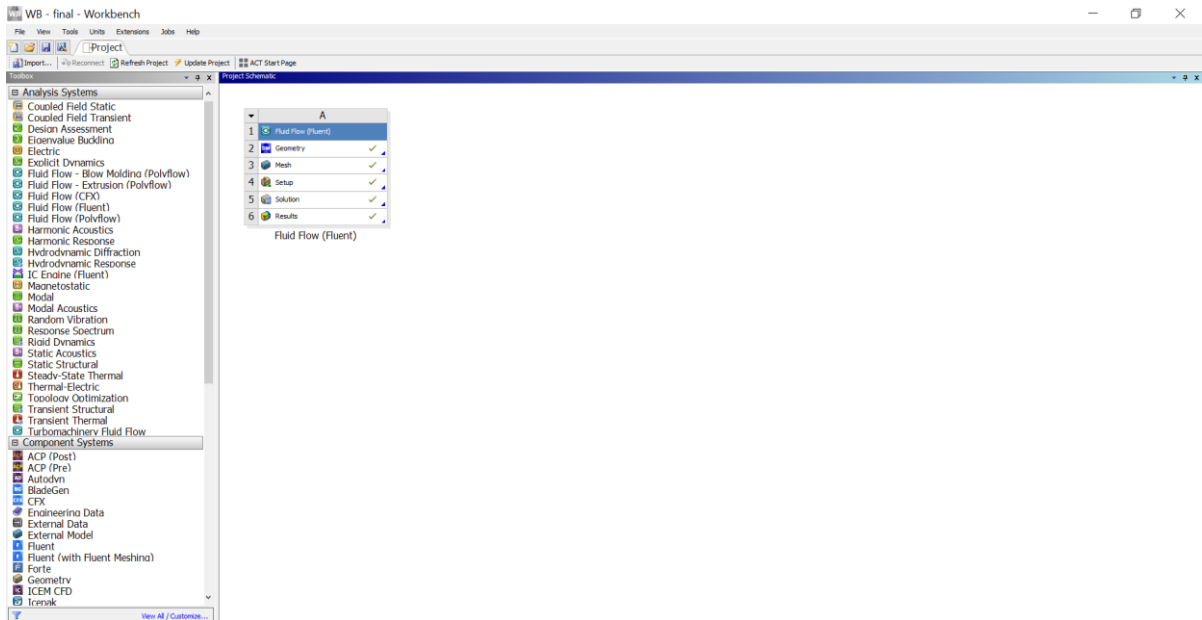
CFD výpočtem je možné vypočítat například tlak, rychlost nebo velikost odporové síly v proudění, což umožňuje určit množství spotřebovaného paliva, rychlost letadla, doletovou vzdálenost, apod.

V této části práce se budu zabývat CFD výpočtem aerodynamického odporu podvozkové nohy, který byl spočten pomocí programu ANSYS. Dále je součástí práce porovnání hodnot aerodynamického odporu s experimentálně naměřenými hodnotami.

### 4.1 Prostředí ANSYS – Workbench

Základem CFD výpočtu je prostředí Workbench, ze kterého vychází jednotlivé části výpočtu. Pro výpočet škodlivého odporu aerodynamického krytu se v tomto prostředí pracuje s funkcí Fluid Flow (Fluent) (Obr. 21).

Pro funkčnost výpočtu bylo nutné v následujících krocích importovat model podvozkové nohy do programu a vytvořit její okolní prostředí, které simuluje proudění vzduchu. Dále byla nastavena síť a parametry pro proudění vzduchu vůči podvozkové noze.

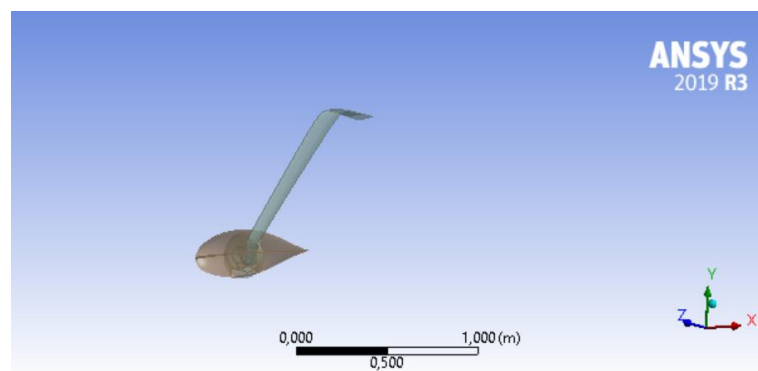


*Obr. 21: Prostředí Workbench s funkcí Fluid Flow (Fluent)*

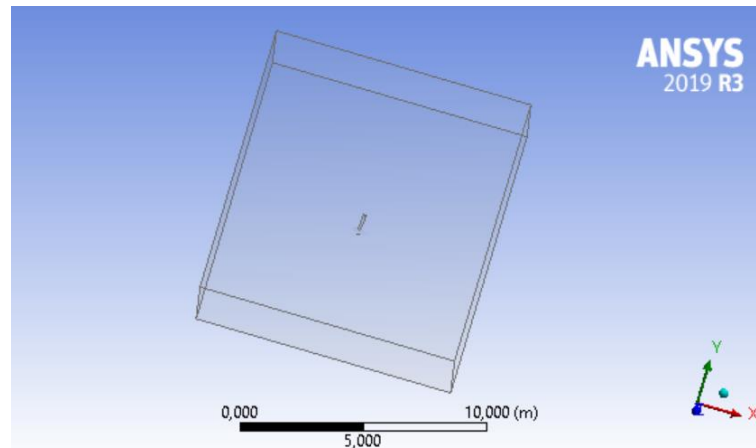
## 4.2 Vytvoření geometrie tělesa

Prvním bodem ve funkci Fluid Flow (Fluent) je Geometry. V programu DesignModeler je možné vytvořit geometrii tělesa pro výpočet nebo ji importovat z jiného CAD programu. Také se v této části výpočtu vytváří prostředí simulující vzduch v okolí podvozku při letu letadla.

Do tohoto výpočtu byla importována podvozková noha (Obr. 22) a vytvořeno prostředí ve tvaru kvádrů o rozměrech 10 m, 10 m a 5 m. Dále bylo pomocí funkce Boolean odečteno těleso podvozkové nohy od kvádrů simulujícího vzduch. Tím vznikla uvnitř kvádrů dutina, potřebná pro vytvoření sítě, kolem které vzduch proudí (Obr. 23).



*Obr. 22: Model nohy podvozku*

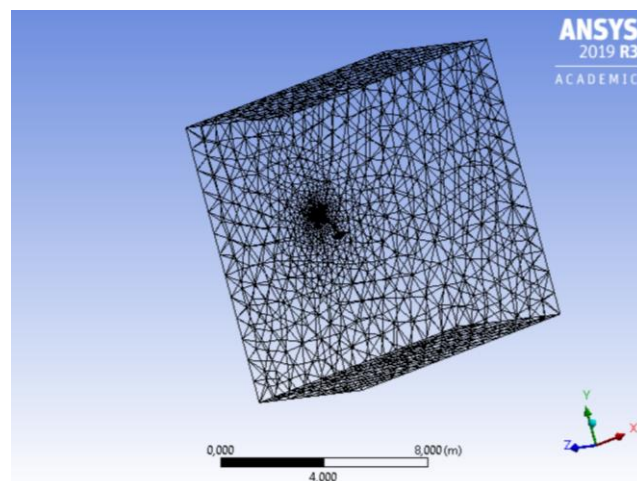


*Obr. 23: Vytvořené prostředí pro výpočet*

### 4.3 Síťování

Další částí CFD výpočtu je síťování v programu Meshing (Obr. 24). V prostředí pro výpočet se vytvoří síť buněk, čímž je umožněno provést výpočet pro každou buňku této sítě, a tím určit, jak se mění působení různých veličin na model v jednotlivých místech. Jelikož v nejbližším okolí podvozkové nohy dochází k největším změnám proudění vzduchu, je v těchto místech síť výrazně hustší. Aby výpočet probíhal správně, měla by obsahovat nejkratší část modelu alespoň tři buňky. Ve vzdálenějších částech od výřezu již nejsou tak výrazné změny proudění, proto mohou být buňky v těchto místech mnohonásobně větší.

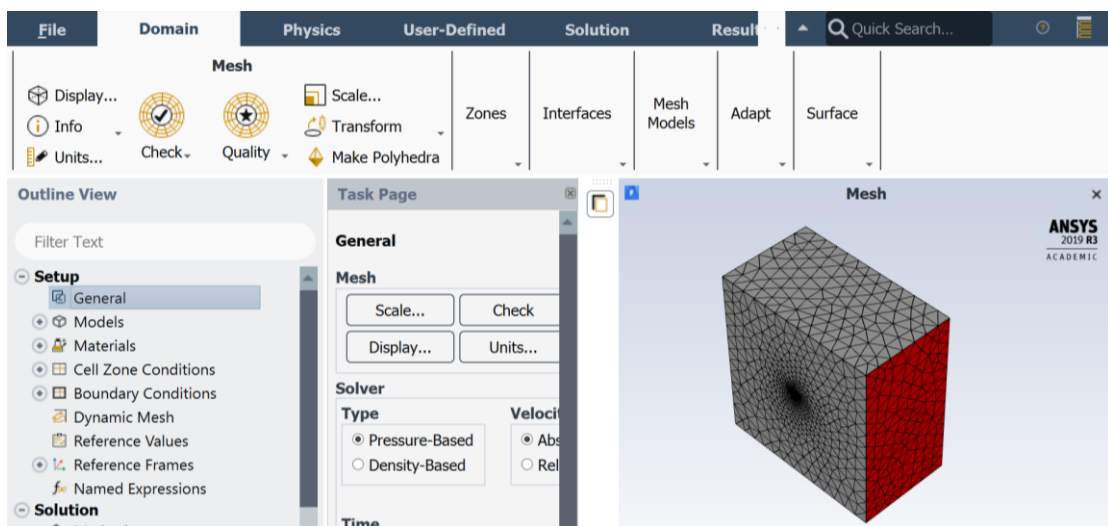
Dále je nutné určit vstup a výstup pro proudění vzduchu pomocí funkce Named Selections.



*Obr. 24: Síť vytvořená v části programu Meshing*

## 4.4 Nastavení výpočtu

Část Setup slouží k nastavení parametrů a podmínek pro výpočet (Obr. 25). Postupně se nastaví parametry tak, aby prostředí simulace co nejlépe odpovídalo realitě letových podmínek. V Tab. 3 jsou vypsány jednotlivé důležité body nastavení, kterým byla věnována zvláštní pozornost, nebo které musely být změněny oproti původnímu nastavení. Kvůli vlivu turbulentního proudění byly adaptovány buňky sítě pomocí kritéria `yplus_star_2` pro zkvalitnění sítě.



Obr. 25: Prostředí Setup pro nastavení parametrů proudění vzduchu

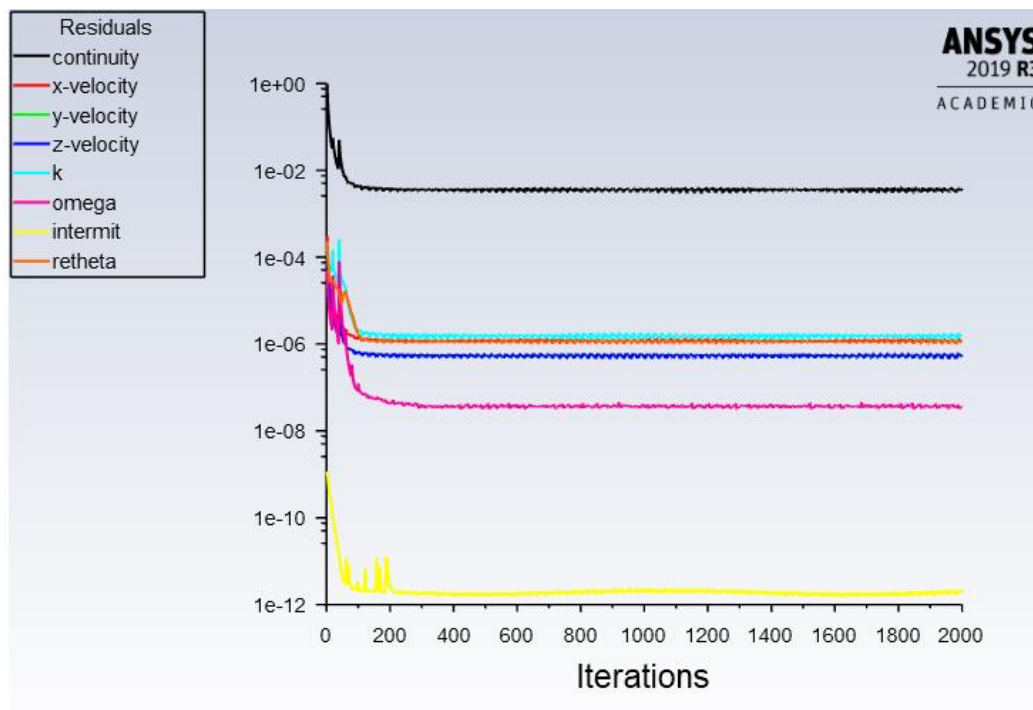
Tab. 3: Parametry nastavení výpočtu

General	Type		Pressure-Based
	Velocity Formulation		Absolute
	Time		Steady
Models	Viscous		Transition SST (4 eqn)
Boundary Conditions	Inlet	Velocity	117 m/s
	Inlet and Outlet	Turbulence	Turbulent Intensity: 5%
			Turbulent Viscosity Ratio: 10

Dále byly nastaveny referenční hodnoty, které lze měnit i po proběhnutí výpočtu. Jelikož se součinitel odporu vždy vztahuje k určité ploše, je pro tento případ vhodné získat více hodnot odporu podle vztažné plochy.

## 4.5 Řešení CFD výpočtu

Po nastavení jednotlivých parametrů proběhla v části Solution kalkulace. Pro výpočet bylo použito 2 000 iterací, aby se výsledky jednotlivých hodnot ustálily (Obr. 26).



Obr. 26: Výsledný graf pro 2000 iterací

Po proběhnutí kalkulace CFD výpočtu je možné upravovat velikost referenčních hodnot. Ze vzorce pro výpočet odporové síly, kde  $\rho$  je hustota vzduchu při hladině moře,  $v$  je rychlost letounu,  $c_x$  je součinitel odporu a  $S_{ch}$  je vztažná plocha, je možné vypočítat součinitel odporu. [7]

$$X = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_x \cdot S_{ch} \rightarrow c_x = \frac{2 \cdot X}{\rho \cdot v^2 \cdot S_{ch}} \quad (4.1)$$

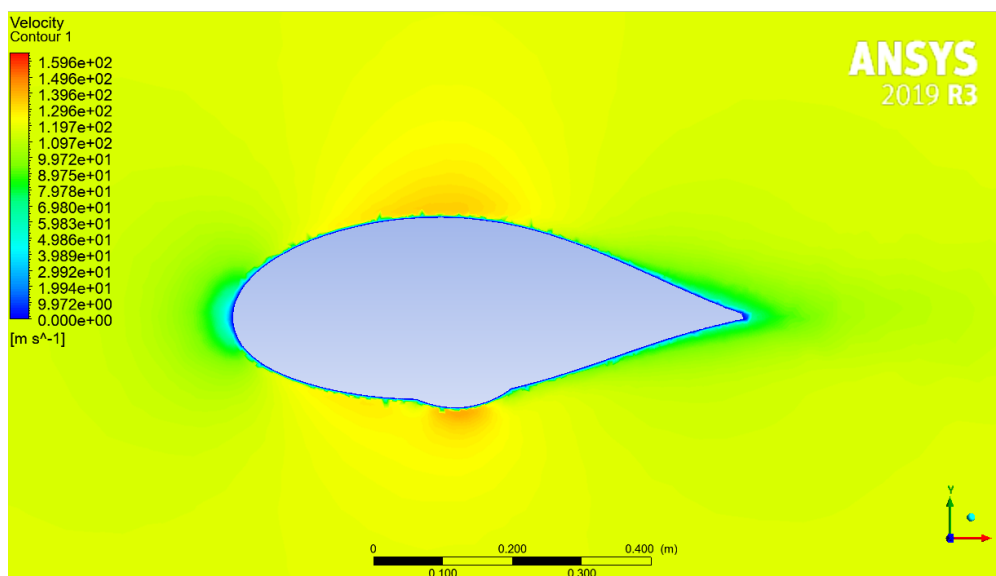
V části Solution byly nastaveny referenční hodnoty hustoty, rychlosti a vztažné plochy. Zároveň po proběhnutí kalkulace známe i velikost odporové síly, která se se změnami vztažné plochy nemění. V Tab. 4 jsou vypsány jednotlivé referenční hodnoty pro výpočet součinitele aerodynamického odporu a jeho výsledné hodnoty.

Tab. 4: Referenční hodnoty pro výpočet součinitele aerodynamického odporu a jeho hodnoty pro jednotlivé vztážné plochy

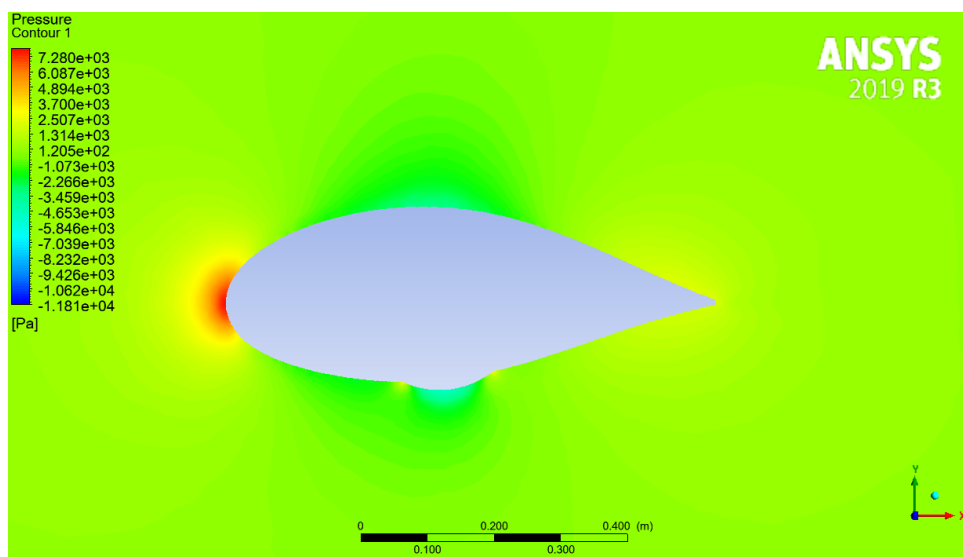
Hustota při hladině moře	$\rho [kg \cdot m^{-3}]$	1,225
Rychlost	$v [m \cdot s^{-1}]$	117
Výsledná odporová síla	$X [N]$	48,71
Plocha křídla	$S_k [m^2]$	5,029
Čelní plocha pneumatiky	$S_p [m^2]$	0,023
Čelní plocha aerodynamického krytu	$S_{ak} [m^2]$	0,043
Součinitel aerodynamického odporu pro $S_k$	$c_{x_k} [-]$	0,0012
Součinitel aerodynamického odporu pro $S_p$	$c_{x_p} [-]$	0,253
Součinitel aerodynamického odporu pro $S_{ak}$	$c_{x_{ak}} [-]$	0,135

## 4.6 Výsledky

V posledním bodě CFD výpočtu (Results) je možné provést analýzu výsledků provedených výpočtů a zobrazit působení proudění vzduchu kolem podvozkové nohy. Na Obr. 27 lze vidět rozložení rychlosti proudícího vzduchu a na Obr. 28 rozložení tlaku působícího na podvozkovou nohu.



Obr. 27: Rozložení rychlosti



Obr. 28: Rozložení tlaku

## 4.7 Porovnání výsledků CFD výpočtu s tabulkovými hodnotami

Použitý tvar aerodynamického krytu a nohy podvozku přibližně odpovídá tvaru typu C (Obr. 8). Součinitel aerodynamického odporu (Tab. 1), kde jako vztažná plocha byla použita čelní plocha aerodynamického krytu, je  $\Delta c_{DS} = 0,129$ , což přibližně odpovídá hodnotě vypočtené pomocí CFD programu, kde  $c_{x_{ak}} = 0,135$ .

Hodnota součinitele se vztažnou plochou čelního průřezu pneumatiky je  $\Delta c_{DS} = 0,188$ . V porovnání s výsledkem CFD výpočtu  $c_{x_p} = 0,253$  se tato hodnota liší více. Důvodem rozdílu mezi tabulkovou a vypočtenou hodnotou součinitele je pravděpodobně jiný typ použité pneumatiky pro získání této hodnoty.

Jelikož tabulková hodnota součinitele odporu pro vztažnou plochu aerodynamického krytu se téměř shoduje s vypočtenou hodnotou, lze předpokládat, že nastavení CFD simulace přibližně odpovídá skutečnosti.

## 4.8 Porovnání výsledků s dříve navrženými hodnotami

Podle zmíněné diplomové práce [1] byla pro výpočet hodnoty součinitele odporu podvozku použita jako vztažná plocha čelní plocha pneumatiky. Jelikož se tato vztažná plocha z důvodu zaokrouhlování mírně liší, přepočteme ji následně také na hodnoty uvedené v této práci, kde  $S_p = 0,023$ .

Následující vzorec pro výpočet součinitele odporu použitý v diplomové práci [1], byl převzat z Airplane Design Part VI [14].  $S_t$  je vztažná plocha podvozku použitého v diplomové práci,  $S$  je plocha křídla a  $p_i$  je faktor, který zohledňuje vliv vztlaku na odpor podvozku. Vzhledem k tomu, že  $p_i = 0$ , není nutné znát hodnotu  $c_L$ .

$$c_{D1g} = 2 \cdot (c_{D01g} + p_i \cdot c_L) \cdot \frac{S_t}{S} = 2 \cdot (0,49 + 0 \cdot c_L) \cdot \frac{0,0221}{5,029} \doteq 0,004306 \quad (4.2)$$

Přepočet na hodnoty získané z CFD výpočtu:

$$c_{D1g} = 2 \cdot (c_{xp} + p_i \cdot c_L) \cdot \frac{S_p}{S} = 2 \cdot (0,253 + 0 \cdot c_L) \cdot \frac{0,023}{5,029} \doteq 0,00231 \quad (4.3)$$

Z těchto vzorců lze vidět, že oproti původnímu odhadu je odpor působící na podvozek přibližně poloviční, což umožní vyšší rychlost letu při stejném výkonu.



## 5 Stanovení zatížení

V této části práce je určeno zatížení a rozložení jednotlivých sil, které působí na kola hlavního podvozku. Výpočty v této kapitole jsou prováděny podle předpisu UL2 – Část 1. [10], který je určen pro ultralehké letouny, a zahrnují případy pozemního zatížení, zatížení při přistání, bočního zatížení kol hlavního podvozku a zatížení při brzdění.

Pro navrhovaný letoun jsou z dřívějšího návrhu známy některé parametry potřebné pro výpočet zatížení a následné dimenzování hlavního podvozku. Plocha křídla je  $S = 5,029 \text{ m}^2$  a hmotnost letounu je určena podle MTOM, tudíž  $m = 345 \text{ kg}$ . [1]

Dále lze předpokládat, že celková dráha tlumení nárazu se bude rovnat  $y = 0,2 \text{ m}$ , kde  $y = y_{PN} + y_{TL}$ , což je součet předpokládaného stlačení pneumatiky a tlumiče. Jelikož hodnota  $y$  je pro tuto práci pouze předběžně odhadnuta, bude nutné při podrobnějším dimenzování podvozku tuto dráhu do budoucna zpřesnit.

Z hodnoty celkové dráhy tlumení nárazu lze při použití gumového nebo pružinového tlumiče určit účinnou dráhu tlumení [10]:

$$y_{ef} = 0,5 \cdot y_{PN} + 0,5 \cdot y_{TL} = 0,5 \cdot y = 0,5 \cdot 0,2 = 0,1 \text{ m} \quad (5.1)$$

### 5.1 Pozemní zatížení a jeho podmínky

Podle § 473 z [10] je podmínkou splnění následujících požadavků pro maximální návrhovou hmotnost, v tomto případě  $MTOM = 345 \text{ kg}$ . Při přistání s klesací rychlostí musí být hodnota klesací rychlosti  $ws$  menší, než provozní násobek na kolech podvozku. Dalším požadavkem je, aby vztlaková síla v těžišti letounu byla při nárazu rovna maximálně dvěma třetinám hmotnosti letounu.

Klesací rychlost:

$$ws = 0,51 \cdot \sqrt[4]{m \cdot \frac{g}{S}} = 0,51 \cdot \sqrt[4]{345 \cdot \frac{9,81}{5,029}} = 2,60 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (5.2)$$

Provozní násobek na kolech podvozku:

$$n_k = \frac{0,0132 \cdot \sqrt{m \cdot \frac{g}{S}} + \frac{y}{3}}{y_{ef}} = \frac{0,0132 \cdot \sqrt{345 \cdot \frac{9,81}{5,029}} + \frac{0,2}{3}}{0,1} = 4,091 \quad (5.3)$$

Provozní násobek zatížení v těžišti letounu:

$$n_{pr} = n_k + 0,67 = 4,091 + 0,67 = 4,76 \quad (5.4)$$

Vzhledem k tomu, že vypočtený provozní násobek v těžišti je větší než 4, je nezbytné kontrolovat uchycení všech soustředných hmot, jako je například motor, sedadla posádky nebo palivové nádrže v závislosti na zatížení daném provozním násobkem na kolech podvozku.

## 5.2 Zatížení při přistání

Podle předpisu UL2 – Část 1. [10] jsou v této bakalářské práci řešeny dva typy možného přistání. Jde o vodorovné přistání, kdy letoun dosedá pouze na kola hlavního podvozku, a o přistání s velkým úhlem náběhu, kdy letoun dosedá i na ostruhové kolo. Pro oba tyto způsoby přistání jsou v této kapitole vypočítány jednotlivé síly působící na těžiště, kola hlavního podvozku a záďové kolo ve vodorovném a svislém směru.

Maximální tíha letounu:

$$G = m \cdot g = 345 \cdot 9,81 = 3\,384,45 \text{ N} \quad (5.5)$$

### Zatížení při vodorovném přistání

Svislá složka síly v těžišti letounu:

$$n_{pr} \cdot G = 4,76 \cdot 3\,384,45 = 16\,109,98 \text{ N} \quad (5.6)$$

Vodorovná složka síly v těžišti letounu:

$$0,25 \cdot n_{pr} \cdot G = 0,25 \cdot 4,76 \cdot 3\,384,45 = 4\,027,50 \text{ N} \quad (5.7)$$

Svislá složka síly na kola hlavního podvozku:

$$(n_{pr} - 0,667) \cdot G = (4,76 - 0,667) \cdot 3\,384,45 = 13\,852,55 \text{ N} \quad (5.8)$$

Vodorovná složka síly na kola hlavního podvozku:

$$0,25 \cdot n_{pr} \cdot G = 0,25 \cdot 4,76 \cdot 3\,384,45 = 4\,027,50 \text{ N} \quad (5.9)$$

Svislá složka síly na zádové kolo:

$$0 \text{ N} \quad (5.10)$$

Vodorovná složka síly na zádové kolo:

$$0 \text{ N} \quad (5.11)$$

### Zatížení při přistání s velkým úhlem náběhu

Svislá složka síly v těžišti letounu:

$$n_{pr} \cdot G = 4,76 \cdot 3\,384,45 = 16\,109,98 \text{ N} \quad (5.12)$$

Vodorovná složka síly v těžišti letounu:

$$0 \text{ N} \quad (5.13)$$

Svislá složka síly na kola hlavního podvozku (Podle kapitoly 3.1 se předpokládá, že ostruhové kolo přenáší 6% zatížení, z čehož vyplývá, že  $a/c = 0,06$ ):

$$\frac{a}{c} + \frac{b}{c} = 1 \rightarrow \frac{b}{c} = 1 - \frac{a}{c} = 1 - 0,06 = 0,94 \quad (5.14)$$

$$(n_{pr} - 0,667) \cdot G \cdot \frac{b}{c} = (4,76 - 0,667) \cdot 3\,384,45 \cdot 0,94 = 13\,021,40 \text{ N} \quad (5.15)$$

Vodorovná složka síly na kola hlavního podvozku:

$$0 \text{ N} \quad (5.16)$$

Svislá složka síly na zádové kolo:

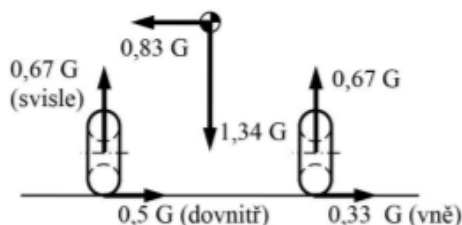
$$(n_{pr} - 0,667) \cdot G \cdot \frac{a}{c} = (4,76 - 0,667) \cdot 3\,384,45 \cdot 0,06 = 831,15 \text{ N} \quad (5.17)$$

Vodorovná složka síly na zádové kolo:

$$0 \text{ N} \quad (5.18)$$

## 5.3 Boční zatížení kol hlavního podvozku

Podle § 485 z [10] platí, že pro výpočet bočního zatížení jsou kola hlavního podvozku v kontaktu se zemí a letoun je ve vodorovné poloze. Za těchto podmínek lze předpokládat působení sil zobrazených na Obr. 29.



Obr. 29: Boční zatížení kol hlavního podvozku [10]

Svislá síla působící v těžišti má velikost 1,34 G a rozkládá se na obě kola hlavního podvozku rovnoměrně.

$$1,34 G = 1,34 \cdot 3\,384,45 = 4\,535,16 N \quad (5.19)$$

$$\frac{1,34 G}{2} = 0,67 G = 0,67 \cdot 3\,384,45 = 2\,267,58 N \quad (5.20)$$

Vodorovná síla v těžišti je rovna 0,83 G a dělí se mezi kola v poměru 3:2 tak, že na straně jednoho kola působí síla o hodnotě 0,5 G směrem dovnitř a na straně druhého kola 0,33 G směrem ven.

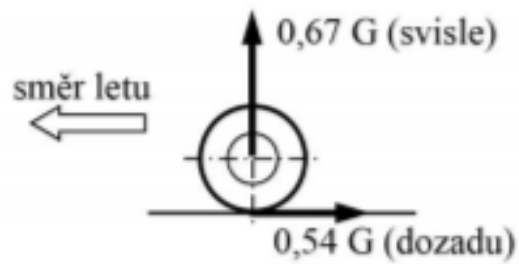
$$0,83 G = 0,83 \cdot 3\,384,45 = 2\,809,09 N \quad (5.21)$$

$$0,83 G \cdot \frac{2}{5} = 0,33 G = 0,33 \cdot 3\,384,45 = 1\,116,87 N \quad (5.22)$$

$$0,83 G \cdot \frac{3}{5} = 0,5 G = 0,5 \cdot 3\,384,45 = 1\,692,23 N \quad (5.23)$$

## 5.4 Zatížení při brzdění

Za předpokladu, že tlumiče a pneumatiky jsou ve statické poloze, platí pro zatížení při brzdění působení sil ukázané na Obr. 30.



Obr. 30: Zatížení při brzdění [10]

Svislé provozní zatížení působící na kolo podvozku je pak:

$$0,67 G = 0,67 \cdot 3\,384,45 = 2\,267,58 N \quad (5.24)$$

Vodorovné provozní zatížení působící směrem dozadu v místě kontaktu kola se zemí:

$$0,54 G = 0,54 \cdot 3\,384,45 = 1\,827,60 N \quad (5.25)$$

## 6 Předběžné dimenzování

Součástí této kapitoly jsou pevnostní výpočty hlavního podvozku, kdy se řeší maximální napětí v ohybu pro dimenzování pásnic a maximální moment v krutu pro určení tloušťky stěny nohy. Jako noha podvozku se pro výpočty uvažuje celá její délka, která se pro zjednodušení výpočtu půlí ve vnitřní části trupu tak, aby byly obě poloviny hlavního podvozku osově souměrné. Stejně tak se ve výpočtu použije rozdělení pásnic na dvě části, které budou ve skutečnosti spojené.

Pro výpočet napětí v ohybu jsou použity síly působící na kola hlavního podvozku při vodorovném přistání z kapitoly 5.2, kdy letoun dosedá pouze na hlavní podvozek, a síly bočního zatížení z kapitoly 5.3. Je nutné zjistit, v které z těchto situací dochází k největšímu namáhání v ohybu. Tloušťka pásnic je dimenzována pro maximální ohybový moment, který může při tomto zatížení vzniknout. Geometrie použitá pro výpočet vychází z původního návrhu [1] a napětí je počítáno jako zatížení křivého prutu.

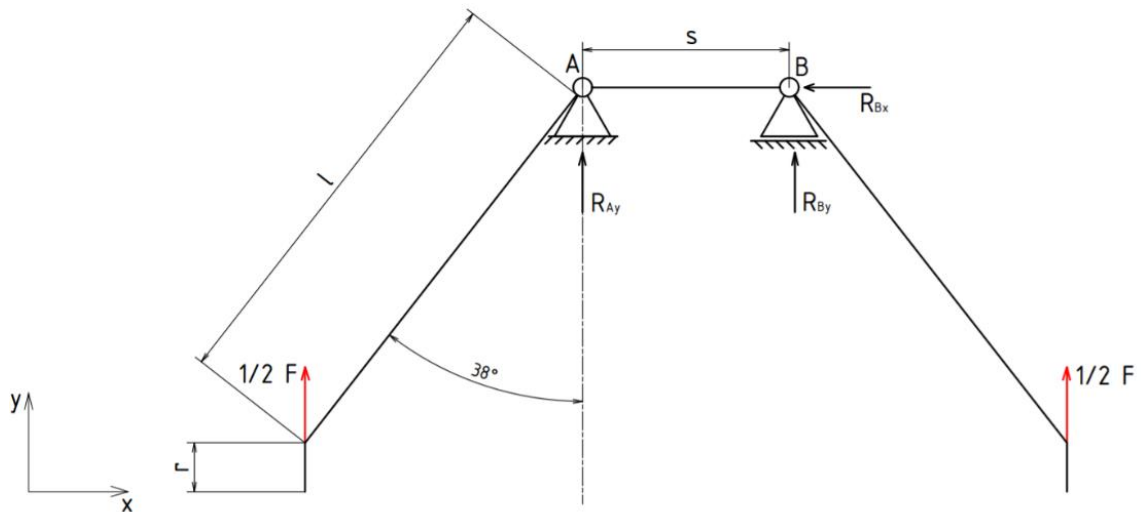
Největší zatížení na krut je způsobené při brzdění. Je tedy nezbytné, aby tloušťka nohy podvozku byla dostatečná pro přenášení krouticího momentu.

### 6.1 Napětí v ohybu

Pro zjednodušení výpočtu byla geometrie podvozku upravena na křivý prut (Obr. 31, Obr. 32), kde  $r$  je poloměr kola ( $r = 130 \text{ mm}$ ),  $l$  délka podvozkové nohy od kola po vetknutí do trupu ( $l = 1\,200 \text{ mm}$ ) a  $s$  je spojená část nohou uvnitř trupu ( $s = 550 \text{ mm}$ ).

#### **Výpočet maximálního provozního ohybového momentu při vodorovném přistání**

V případě vodorovného přistání je svislá složka síly  $F = 13\,852,55 \text{ N}$  působící na kola hlavního podvozku rovnoměrně rozdělena mezi obě tato kola.



Obr. 31: Geometrie hlavního podvozku se znázorněním sil působících na kola hlavního podvozku při vodorovném přistání

Výpočet reakční síly  $R_{Bx}$  působící v bodě B ve směru x:

$$x: R_{Bx} = 0 \quad (6.1)$$

$$R_{Bx} = 0 \text{ N} \quad (6.2)$$

Rovnice pro výpočet reakčních sil  $R_{Ay}$  a  $R_{By}$  působících v bodech A a B ve směru y:

$$y: F + R_{Ay} + R_{By} = 0 \quad (6.3)$$

Momentová rovnice k bodu A pro výpočet reakce  $R_{By}$ :

$$M_A: -0,5 F \cdot l \cdot \sin 38^\circ + R_{By} \cdot s + 0,5 F \cdot (l \cdot \sin 38^\circ + s) \quad (6.4)$$

$$R_{By} = \frac{0,5 F \cdot l \cdot \sin 38^\circ - 0,5 F \cdot (l \cdot \sin 38^\circ + s)}{s} = -0,5 F \quad (6.5)$$

$$R_{By} = -0,5 \cdot 13\,852,55 = -6\,926,28 \text{ N}$$

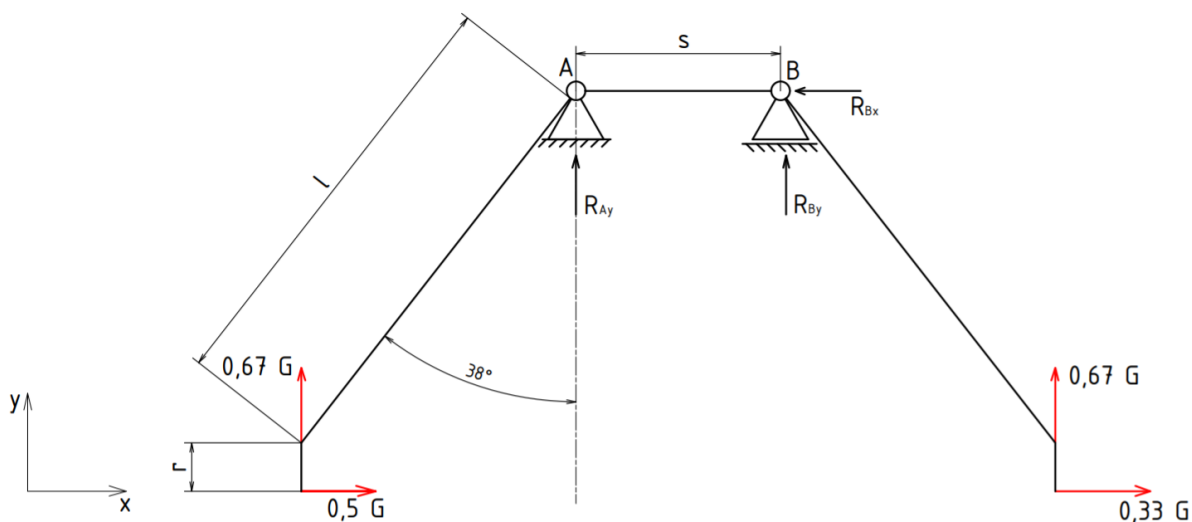
$$R_{Ay} = -F - R_{By} = -13\,852,55 - (-6\,926,28) = -6\,926,28 \text{ N} \quad (6.6)$$

Dále je k získání provozního ohybového momentu pro případ vodorovného přistání nutné vypočítat maximální ohybový moment  $M_{oMAX}$  působící na část prutu mezi body A a B:

$$M_{oMAX} = 0,5 F \cdot l \cdot \sin 38^\circ = 0,5 \cdot 13\,852,55 \cdot 1\,200 \cdot \sin 38^\circ \quad (6.7)$$

$$M_{oMAX} = 5\,117\,088,82 \text{ Nmm}$$

### Výpočet maximální provozního ohybového momentu při bočním zatížení



Obr. 32: Geometrie podvozku se znázorněním sil při bočním zatížení

Výpočet reakční síly  $R_{Bx}$  působící v bodě B ve směru x:

$$x: 0,5 G + 0,33 G - R_{Bx} = 0 \quad (6.8)$$

$$R_{Bx} = 0,5 G + 0,33 G = 0,83 G = 0,83 \cdot 3\,384,45 = 2\,809,09 N \quad (6.9)$$

Rovnice pro výpočet reakčních sil  $R_{Ay}$  a  $R_{By}$  působících v bodech A a B ve směru y:

$$y: 2 \cdot 0,67 G + R_{Ay} + R_{By} = 0 \quad (6.10)$$

Momentová rovnice k bodu A pro výpočet reakce  $R_{By}$ :

$$M_A: 0,5 G \cdot (r + l \cdot \cos 38^\circ) - 0,67 G \cdot l \cdot \sin 38^\circ + R_{By} \cdot s + 0,67 G \cdot (l \cdot \sin 38^\circ + s) + 0,33 G \cdot (r + l \cdot \cos 38^\circ) = 0 \quad (6.11)$$

$$R_{By} = (-0,5 G \cdot (r + l \cdot \cos 38^\circ) + 0,67 G \cdot l \cdot \sin 38^\circ - 0,67 G \cdot (l \cdot \sin 38^\circ + s) - 0,33 G \cdot (r + l \cdot \cos 38^\circ)) / s \quad (6.12)$$

$$R_{By} = (-0,5 \cdot 3\,384,45 \cdot (130 + 1\,200 \cdot \cos 38^\circ) + 0,67 \cdot 3\,384,45 \cdot 550 - 0,67 \cdot 3\,384,45 \cdot (130 + 1\,200 \cdot \cos 38^\circ)) / 550 = -7\,761,21 N$$

$$R_{Ay} = -2 \cdot 0,67 G - R_{By} = -2 \cdot 0,67 \cdot 3\,384,45 - (-7\,761,21) = 3\,226,047 N \quad (6.13)$$



Dále je pro získání provozního ohybového momentu bočního zatížení nutné získat maximální ohybový moment  $M_{oMAX}$ , který se nachází v bodě B:

$$M_{oMAX} = 0,33 G \cdot (r + l \cdot \cos 38^\circ) + 0,67G \cdot l \cdot \sin 38^\circ \quad (6.14)$$

$$M_{oMAX} = 0,33 \cdot 3\,384,45 \cdot (550 + 1200 \cdot \cos 38^\circ) + 0,67 \cdot 3\,384,45 \cdot 1200 \cdot \sin 38^\circ$$

$$M_{oMAX} = 2\,876\,579 \text{ Nmm}$$

### Maximální ohybový moment

Z předchozích výpočtů lze vidět, že maximální provozní ohybový moment vzniká při vodorovném přistání a má hodnotu  $M_{oMAX} = 5\,117\,088,82 \text{ Nmm}$ . Pro určení početního ohybového momentu  $M_o$ , který je nutný k dimenzování pásnic, je vynásoben maximální ohybový moment  $M_{oMAX}$  součinitelem bezpečnosti  $k = 1,5$ :

$$M_o = M_{oMAX} \cdot k = 5\,117\,088,82 \cdot 1,5 = 7\,675\,633,23 \text{ Nmm} \quad (6.15)$$

## 6.2 Dimenzování pásnic

Pro výrobu pásnic podvozku se předpokládá, že budou vyrobeny z jednosměrné uhlíkové tkaniny, kde pevnost v tahu je  $1\,500 \text{ MPa}$  a pevnost v tlaku  $900 \text{ MPa}$ . Tloušťka jedné vrstvy pásnice je  $v_u = 0,12 \text{ mm}$ . Pro dolní i horní pásnici je z hlediska vyšší bezpečnosti při dimenzování vhodnější počítat s hodnotou pevnosti v tlaku  $\sigma_{kp} = 900 \text{ MPa}$ . [14]

Šířka pásnice je stanovena:

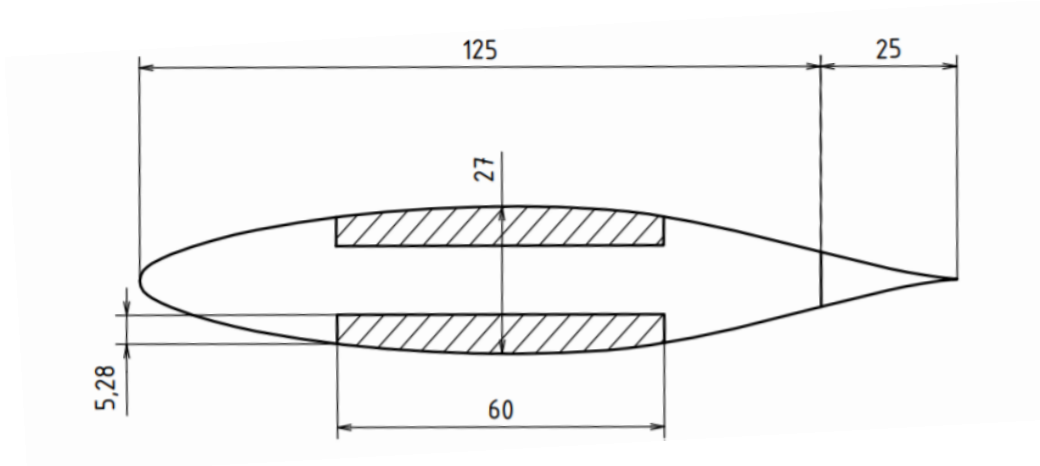
$$b = 60 \text{ mm} \quad (6.16)$$

Hodnota tloušťky podvozkové nohy je určena podle Obr. 33:

$$h = 27 \text{ mm} \quad (6.17)$$

Předběžná tloušťka pásnic je určena pomocí vztahu:

$$t = \frac{M_o}{\sigma_{kp} \cdot h \cdot b} = \frac{7\,675\,633,23}{900 \cdot 27 \cdot 60} = 5,26 \text{ mm} \quad (6.18)$$



Obr. 33: Schéma průřezu nohy podvozku s pásnicemi

Jelikož má jedna vrstva uhlíkové tkaniny tloušťku  $v_u = 0,12 \text{ mm}$ , je nutné určit tloušťku pásnice tak, aby počet vrstev byl zaokrouhlen směrem nahoru na celé číslo. Dále vypočítáme maximální ohybové napětí  $\sigma_o$  působící na pásnice pro určenou tloušťku.

$$p_{vu} = \frac{t}{v_u} = \frac{5,26}{0,12} = 43,83 \doteq 44 \rightarrow t_u = v_u \cdot p_{vu} = 0,12 \cdot 44 = 5,28 \text{ mm} \quad (6.19)$$

$$\sigma_o = \frac{M_o}{t_u \cdot h \cdot b} = \frac{7\,675\,633,23}{5,28 \cdot 27 \cdot 60} = 897,36 \text{ MPa} \quad (6.20)$$

Výpočet jistoty:

$$j = \frac{\sigma_{kp}}{\sigma_o} = \frac{900}{897,36} = 1,003 \rightarrow \text{Navržená tloušťka pásnice vyhovuje.} \quad (6.21)$$

## 6.3 Výpočet krouticího momentu

Největší krouticí moment na noze podvozku je způsoben zatížením při brzdění. Pro výpočet provozního krouticího momentu je nezbytné znát hodnotu vzdálenosti mezi zakončením nohy podvozku  $l_b = 1365 \text{ mm}$  a silou  $0,54 G$ , která při brzdění působí směrem dozadu. Provozní krouticí moment je vypočítán jako:

$$M_{k_{prov}} = l_b \cdot 0,54 G = 1365 \cdot 0,54 \cdot 3384,45 = 2\,494\,678 \text{ Nmm} \quad (6.22)$$

K dalšímu postupu je nutné znát hodnotu početního krouticího momentu, která je získána vynásobením provozního krouticího momentu součinitelem bezpečnosti  $k = 1,5$ :

$$M_k = k \cdot M_{k_{prov}} = 1,5 \cdot 2\,494\,678 = 3\,742\,017 \text{ Nmm} \quad (6.23)$$

## 6.4 Určení tloušťky stěny podvozkové nohy

Pro konstrukci stěny podvozkové nohy byl vybrán jako vhodný materiál skelný kompozit. Pevnost skelné tkaniny ve smyku je  $\tau_K = 330 \text{ MPa}$  ve směru vláken.

Pro získání hodnoty minimální tloušťky stěny se početní krouticí moment vyjádří pomocí následujícího vztahu, kde  $t$  je minimální tloušťka stěny a  $U = 2\,620 \text{ mm}^2$  je plocha dutiny nohy podvozku na Obr. 33. [15]

$$M_k = 2 \cdot \tau_K \cdot t \cdot U \quad (6.24)$$

$$t = \frac{M_k}{2 \cdot \tau_K \cdot U} = \frac{3\,742\,017}{2 \cdot 330 \cdot 2\,620} = 2,164 \text{ mm} \quad (6.25)$$

Jelikož jedna vrstva skelné tkaniny má tloušťku  $v_s = 0,2 \text{ mm}$ , zaokrouhlí se v následující rovnici počet vrstev skelné tkaniny  $p_{vs}$  směrem nahoru. Poté se určí výsledná tloušťka stěny podvozkové nohy  $t_s$  a maximální smykové napětí  $\tau$  pro tuto tloušťku.

$$p_{vs} = \frac{t}{v_s} = \frac{2,164}{0,2} = 10,82 \doteq 11 \rightarrow t_s = v_s \cdot p_{vs} = 0,2 \cdot 11 = 2,2 \text{ mm} \quad (6.26)$$

$$\tau = \frac{M_k}{2 \cdot \tau_K \cdot U} = \frac{3\,742\,017}{2 \cdot 330 \cdot 2\,620} = 324,605 \text{ MPa} \quad (6.27)$$

Výpočet jistoty:

$$j = \frac{\tau_k}{\tau} = \frac{330}{324,605} = 1,0166 \rightarrow \text{Navržená tloušťka vyhovuje.} \quad (6.28)$$

## 7 Hmotový rozbor

Důležitou součástí návrhu přistávacího zařízení pro letoun je hmotový rozbor. Cílem této kapitoly je určit celkovou hmotnost navrhovaného podvozku. Jak již bylo zmíněno v předchozí kapitole, v případě nohy podvozku a pásnic dochází při výpočtu k jejich předělu tak, aby byly osově souměrné a bylo tedy možné provádět výpočty pro polovinu hlavního podvozku.

Hmotnost ostruhy se započítává do hmotnosti trupu, proto je hmotový rozbor proveden pouze pro část hlavního podvozku a nezahrnuje hmotnost ostruhy. [1]

Z kapitoly č. 3, kde byly vybrány součásti pro kolo, známe hmotnosti pro jeho jednotlivé součásti. Pro celkovou hmotnost hlavního podvozku je nutné vypočítat hmotnost pásnic, nohy a aerodynamického krytu. Potřebné rozměrové hodnoty pro určení hmotností těchto částí byly vypočítány v předchozí kapitole, nebo určeny pomocí programu Autodesk Inventor Professional 2020.

### 7.1 Výpočty hmotností jednotlivých součástí

#### Výpočet hmotnosti pásnic

K výrobě pásnic se předpokládá použití uhlíkové tkaniny. Pro výpočet je tedy použita hodnota hustoty  $\rho_u = 1\,800\text{ kg/m}^3$ . [16]

Tloušťka jedné pásnice je:

$$t_u = 5,28\text{ mm} \quad (7.1)$$

Délka použité pásnice:

$$l = 1455\text{ mm} \quad (7.2)$$

Šířka pásnice:

$$b = 60\text{ mm} \quad (7.3)$$

Objem jedné pásnice se vypočítá vynásobením uvedených hodnot:

$$V = t_u \cdot l \cdot b = 5,28 \cdot 1\,455 \cdot 60 = 460\,944\text{ mm}^3 = 4,609\,44 \cdot 10^{-4}\text{ m}^3 \quad (7.4)$$

Jelikož jsou pásnice na jedné podvozkové noze dvě, tedy na dolní i horní straně, musí se počítat s dvojnásobkem hmotnosti.

$$m = 2 \cdot \rho \cdot V = 2 \cdot 1\,800 \cdot 4,609\,44 \cdot 10^{-4} = 1,66 \text{ kg} \quad (7.5)$$

### Výpočet hmotnosti nohy podvozku

Pro výrobu nohy podvozku je jako materiál uvažována skelná tkanina, u které budeme počítat s hodnotou hustoty  $\rho_s = 2\,540 \text{ kg/m}^3$ . [16]

Plocha nohy podvozku ve středu stěny je:

$$S = 0,3343 \text{ m}^2 \quad (7.6)$$

Tloušťka stěny nohy podvozku je:

$$t_s = 2,2 \text{ mm} = 0,0022 \text{ m} \quad (7.7)$$

Pro následující výpočet zanedbáváme zakřivení nohy, které může způsobovat nepatrnou odchylku ve výsledné hmotnosti. Jelikož je tato odchylka velmi malá, na výslednou hmotnost nemá téměř žádný vliv. Objem materiálu nohy podvozku bude tedy stanoven vynásobením plochy nohy podvozku ve středu stěny a tloušťkou stěny podvozku.

$$V = S \cdot t_s = 0,3343 \cdot 0,0022 = 7,3546 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3 \quad (7.8)$$

Hmotnost materiálu pro nohu podvozku se určí vynásobením objemu a hustoty:

$$m = \rho_s \cdot V = 2\,540 \cdot 7,3546 \cdot 10^{-4} = 1,87 \text{ kg} \quad (7.9)$$

### Výpočet hmotnosti aerodynamického krytu

Pro výpočet hmotnosti aerodynamického krytu je stejně jako pro stěnu nohy podvozku použit skelný kompozit s hustotou  $\rho_s = 2\,540 \text{ kg/m}^3$ . [16]

Pro konstrukci aerodynamického krytu se použijí tři vrstvy skelné tkaniny. Tloušťka stěny aerodynamického krytu bude tedy:

$$t_{ak} = 3 \cdot v_s = 3 \cdot 0,2 = 0,6 \text{ mm} = 0,000\,6 \text{ m} \quad (7.10)$$

Povrch aerodynamického krytu ve středu stěny má plochu:

$$S = 0,348 \text{ m}^2 \quad (7.11)$$

Objem použitého materiálu se pak určí vynásobením plochy aerodynamického krytu tloušťkou stěny. Nepřesnosti ve výpočtu, které mohou být způsobeny zakřivením aerodynamického krytu, je možné zanedbat.

$$V = t_s \cdot S = 0,348 \cdot 0,000\ 6 = 2,088 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3 \quad (7.12)$$

Z objemu a hustoty materiálu je dále určena hmotnost aerodynamického krytu:

$$m = \rho_s \cdot V = 2\ 540 \cdot 2,088 \cdot 10^{-4} = 0,53 \text{ kg} \quad (7.13)$$

## 7.2 Celková hmotnost přistávacího zařízení

Celková hmotnost přistávacího zařízení se vypočítá jako součet hmotností všech součástí použitých pro konstrukci hlavního podvozku (Tab. 5).

Tab. 5: Přehled hmotností jednotlivých součástí hlavního podvozku

Součást $i$	Hmotnost $m_i$ [kg]
Disk s brzdou	1,1
Pneumatika	0,60
Osa kola	0,08
Pásnice	1,66
Noha podvozku	1,87
Aerodynamický kryt	0,53

Celková hmotnost jedné poloviny hlavního podvozku  $m_n$  je:

$$m_n = \sum m_i \quad (7.14)$$

$$m_n = 1,1 + 0,6 + 0,08 + 1,66 + 1,87 + 0,53 = 5,84 \text{ kg}$$

Celková hmotnost hlavního podvozku  $m_c$  se pak rovná dvojnásobku  $m_n$ :

$$m_c = 2 \cdot m_n = 2 \cdot 5,84 = 11,68 \text{ kg} \quad (7.15)$$

V porovnání s vypočítanou hodnotou v diplomové práci [1], kde má výsledná hmotnost hlavního podvozku 12,23 kg, se podařilo v této bakalářské práci podvozek mírně odlehčit.

## 8 Závěr

V této bakalářské práci byl shrnut současný stav geometrie podvozku rychlostního letounu z diplomové práce [1] a představeny aerodynamické kryty používané pro pevné podvozky. Byl popsán jejich význam, druhy tvarů, způsob jejich testování v aerodynamických tunelech, a také vliv aerodynamických krytů na snižování odporové síly letadla.

Dále byly vybrány jednotlivé součásti pro konstrukci kola podvozku s ohledem na co nejnižší hmotnost z katalogu výrobce Beringer, který se zabývá přímo součástmi pro ultralighty.

V další části této práce byl proveden CFD výpočet aerodynamického odporu nohy podvozku s aerodynamickým krytem. Byla spočtena aerodynamická síla, která s menší odchylkou odpovídá experimentálním hodnotám. Součinitel aerodynamického odporu byl vypočítán pro tři různé vztažné plochy. Získané hodnoty součinitele aerodynamického odporu, kde byly jako vztažné plochy použity čelní plocha pneumatiky a aerodynamického krytu, byly následně porovnány s experimentálně naměřenými hodnotami. Součinitel vypočítaný pro čelní plochu aerodynamického krytu odpovídá s malou odchylkou experimentálně naměřeným hodnotám. Součinitel vypočítaný pro vztažnou plochu čela pneumatiky se liší poněkud více, což může být způsobeno například jiným tvarem pneumatiky, její velikostí nebo jiným použitým materiálem.

Následně bylo provedeno stanovení zatížení podle předpisu UL2 – Část I. Předběžně byla dimenzována tloušťka stěny pro nohu podvozku a určena potřebná tloušťka pásnic umístěných po jejich délce. Nakonec byl proveden hmotový rozbor, kde byla určena předpokládaná celková hmotnost přistávacího zařízení. Hmotnost by bylo možné ještě snižovat například ztenčováním pásnic, nebo odebíráním materiálu v různých místech podvozku, ve kterých působí nižší napětí v ohybu, než na které byly pásnice dimenzovány.

Z pevnostního hlediska byl podvozek v této práci dimenzován pouze z pohledu statického zatížení. Do budoucna by tedy bylo v návaznosti na tuto práci vhodné provést detailnější analýzu nohy s ohledem na její tlumící schopnosti. Dále by se mohl provést iterační výpočet pro funkčnost nohy z pohledu tuhosti, čímž by bylo možné následně zpřesnit i hodnoty provozních násobků uvedených v této práci.

## Použitá literatura

- [1] VALENTA, Jakub. *Koncepční návrh rychlostního letounu*. Praha, 2019. Diplomová práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec, PhD.
- [2] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5
- [3] BEDE, James R. *Aircraft pants structure* [online]. United States, 1971 [cit. 2020-03-26]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/ultralighty/tl-2000-sting-s4>
- [4] VINCENC, Kornel. *Výpočet aerodynamických charakteristik krytu podvozku*. Praha, 2015. Bakalářská práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.
- [5] TL2000 Sting S4. In: *AEROWEB* [online]. [cit. 2020-03-26]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/letadla/ultralighty/tl-2000-sting-s4>
- [6] Cessna 185 (N3946Q). In: *Mennen.org* [online]. [cit. 2020-03-26]. Dostupné z: <http://www.mennen.org/airplanes/cessna.htm>
- [7] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1671-4.
- [8] HERRNSTEIN, William H a David BIERMANN. *The Drag of Airplane Wheels, Wheel Fairings, and Landing Gears - I*. United States. Uděleno 01. 01. 1935.
- [9] ŠIROKÝ, Richard. *Návrh říditelné ostruhy pro sportovní letoun*. Praha, 2019. Bakalářská práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec, PhD.
- [10] *UL 2 - Část I: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky*. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
- [11] *Wheel, Brakes, Landing gear Catalogue* [online]. Beringer, 2020 [cit. 2020-07-21]. Dostupné z : [https://www.beringer-aero.com/sites/beringer-aero.com/files/cata\\_2020\\_-\\_v9\\_-\\_17\\_03\\_2020\\_english\\_mid\\_def\\_1.pdf](https://www.beringer-aero.com/sites/beringer-aero.com/files/cata_2020_-_v9_-_17_03_2020_english_mid_def_1.pdf)
- [12] BERINGER. *Wheel - Brakes - Landing Gear For Aircraft Catalogue*. 2019.
- [13] PRZECZEK, Jan. *CFD ANALÝZA VSTUPNÍHO KANÁLU TURBOVRTULOVÉHO MOTORU*. Brno, 2011. Diplomová práce. VUT. Vedoucí práce Ing. Robert Popela, PhD.





- [14] ROSKAM, Jan. *Airplane design. Part VI, Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. 3rd print. Lawrence: DARcorporation, 2000. ISBN 1-884885-52-7.
- [15] MICHALEC, Jiří a kol. *Pružnost a pevnost II*. Vyd. 2. Praha: ČVUT, 2001. ISBN 80-01-02375-3.
- [16] MACEK, Karel. *Nauka o materiálu*. 1. vyd. Praha: ČVUT, 1996. ISBN 80-01-01507-6.

## Seznam použitých symbolů, značek a zkratek

$b$	$[mm]$	Šířka pásnice
$c_{D0lg}$	$[-]$	Součinitel odporu při nulovém vztlaku
$c_{Dlg}$	$[-]$	Součinitel odporu podvozku
$\Delta c_{DS}$	$[-]$	Součinitel škodlivého odporu
$c_x$	$[-]$	Součinitel odporu
$c_{xak}$	$[-]$	Součinitel aerodynamického odporu pro $S_{ak}$
$c_{xk}$	$[-]$	Součinitel aerodynamického odporu pro $S_k$
$c_{xp}$	$[-]$	Součinitel aerodynamického odporu pro $S_p$
$d$	$[m]$	Průměr pneumatiky
$F$	$[N]$	Svislá složka síly působící na kola hlavního podvozku při vodorovném přistání
$F_{sk}$	$[N]$	Síla působící na jedno kolo hlavního podvozku
$F_{so}$	$[N]$	Statická síla působící na ostruhové kolo
$F_{sp}$	$[N]$	Statická síla působící na kola hlavního podvozku
$F_{stat}$	$[N]$	Statická síla působící a celý podvozek
$G$	$[N]$	Maximální tíha letounu
$g$	$[m \cdot s^{-2}]$	Gravitační zrychlení
$H$	$[m]$	Výška krytu
$h$	$[mm]$	Tloušťka podvozkové nohy
$j$	$[-]$	Jistota
$k$	$[-]$	Součinitel bezpečnosti
$M_k$	$[Nmm]$	Početní krouticí moment
$M_{kprov}$	$[Nmm]$	Provozní krouticí moment
$M_o$	$[Nmm]$	Početní ohybový moment
$M_{oMAX}$	$[Nmm]$	Provozní ohybový moment
$MTOM$	$[kg]$	Maximální vzletová hmotnost letounu
$m$	$[kg]$	Hmotnost
$m_c$	$[kg]$	Celková hmotnost hlavního podvozku

$m_n$	$[kg]$	Celková hmotnost jedné nohy hlavního podvozku
$n_k$	$[-]$	Provozní násobek na kolech podvozku
$n_{pr}$	$[-]$	Provozní násobek zatížení v těžišti letounu
$p_{vu}$	$[-]$	Počet vrstev skelné tkaniny
$p_{vu}$	$[-]$	Počet vrstev uhlíkové tkaniny
$R_{Ay}$	$[N]$	Reakční síla působící v bodě A ve směru y
$R_{Bx}$	$[N]$	Reakční síla působící v bodě B ve směru x
$R_{By}$	$[N]$	Reakční síla působící v bodě B ve směru y
$S$	$[m^2]$	Plocha
$S_{ak}$	$[m^2]$	Čelní plocha aerodynamického krytu
$S_{ch}$	$[m^2]$	Charakteristická plocha
$S_k$	$[m^2]$	Plocha křídla
$S_p$	$[m^2]$	Čelní plocha pneumatiky
$t$	$[mm]$	Předběžná tloušťka
$t_{ak}$	$[mm]$	Tloušťka stěny aerodynamického krytu
$t_s$	$[mm]$	Tloušťka stěny nohy podvozku
$t_u$	$[mm]$	Tloušťka pásnice
$U$	$[mm^2]$	Plocha dutiny nohy podvozku
$V$	$[mm^3]$	Objem materiálu
$v$	$[m \cdot s^{-1}]$	Rychlost letounu
$v_s$	$[mm]$	Tloušťka vrstvy skelné tkaniny
$v_u$	$[mm]$	Tloušťka vrstvy uhlíkové tkaniny
$W$	$[m]$	Šířka krytu
$w$	$[m]$	Šířka pneumatiky
$ws$	$[m \cdot s^{-1}]$	Klesací rychlost
$X$	$[N]$	Odporová síla působící na podvozek
$y$	$[m]$	Celková dráha tlumení nárazu
$y_{ef}$	$[m]$	Účinná dráha tlumení při použití gumového, nebo pružinového tlumiče
$y_{PN}$	$[m]$	Předpokládané stlačení pneumatiky

$y_{TL}$	$[m]$	Předpokládané stlačení tlumiče
$\rho$	$[kg \cdot m^{-3}]$	Hustota vzduchu při hladině moře
$\rho_s$	$[kg \cdot m^{-3}]$	Hustota skelné tkaniny
$\rho_u$	$[kg \cdot m^{-3}]$	Hustota uhlíkové tkaniny
$\sigma_{kp}$	$[MPa]$	Pevnost v tlaku pro uhlíkovou tkaninu
$\sigma_o$	$[MPa]$	Maximální ohybové napětí
$\tau$	$[MPa]$	Maximální smykové napětí
$\tau_K$	$[MPa]$	Pevnost ve smyku pro skelnou tkaninu

## Seznam obrázků

Obr. 1: Geometrie ostruhového podvozku [1] .....	3 -
Obr. 2: Hlavní podvozek [1] .....	3 -
Obr. 3: Geometrie podvozku [1].....	3 -
Obr. 4: Ukázka ultralehkého letounu TL2000 Sting S4 s aerodynamickými kryty [5] .....	4 -
Obr. 5: Aerodynamický kryt Cessna 185 (N3946Q) z vnější strany [6].....	5 -
Obr. 6: Aerodynamický kryt Cessna 185 (N3946Q) z vnitřní strany [6] .....	5 -
Obr. 7: Standardně používané tvary pro podvozkové vzpěry [2] .....	6 -
Obr. 8: Vybrané typy aerodynamických krytů [2] .....	7 -
Obr. 9: Nejčastěji používané typy pneumatik pro podvozky letadel [2] .....	7 -
Obr. 10: Ukázka testování aerodynamického krytu A z Obr. 11 [8] .....	8 -
Obr. 11: Aerodynamický kryt typu A (vlevo) a B (vpravo) [8] .....	9 -
Obr. 12: Aerodynamický kryt typu C (vlevo) a E (vpravo) [8] .....	9 -
Obr. 13: Aerodynamický kryt typu D (vlevo) a F (vpravo) [8].....	9 -
Obr. 14: Vzdálenosti mezi těžištěm, hlavním podvozkem a ostruhovým kolem [10].....	12 -
Obr. 15: Disk s brzdou od výrobce Beringer [12].....	13 -
Obr. 16: Rozměry pneumatiky [11] .....	14 -
Obr. 17: Konstrukční rozměry pro uchycení osy [11] .....	14 -
Obr. 18: Přibližný model kola s jednotlivými součástmi.....	15 -
Obr. 19: Kolo vložené v aerodynamickém krytu .....	15 -
Obr. 20: Rozpad kola na jednotlivé součásti .....	16 -
Obr. 21: Prostředí Workbench s funkcí Fluid Flow (Fluent) .....	18 -
Obr. 22: Model nohy podvozku .....	18 -
Obr. 23: Vytvořené prostředí pro výpočet .....	19 -

---

Obr. 24: Síť vytvořená v části programu Meshing.....	19 -
Obr. 25: Prostředí Setup pro nastavení parametrů proudění vzduchu.....	20 -
Obr. 26: Výsledný graf pro 2000 iterací.....	21 -
Obr. 27: Rozložení rychlosti .....	22 -
Obr. 28: Rozložení tlaku.....	23 -
Obr. 29: Boční zatížení kol hlavního podvozku [10] .....	28 -
Obr. 30: Zatížení při brzdění [10].....	29 -
Obr. 31: Geometrie hlavního podvozku se znázorněním sil působících na kola hlavního podvozku při vodorovném přistání .....	31 -
Obr. 32: Geometrie podvozku se znázorněním sil při bočním zatížení .....	32 -
Obr. 33: Schéma průřezu nohy podvozku s pásnicemi .....	34 -

## Seznam tabulek

Tab. 1: Tabulka hodnot součinitelů škodlivého odporu pro jednotlivé aerodynamické kryty ( $H$ – Výška krytu, $W$ – Šířka krytu, $d$ – Průměr pneumatiky, $w$ – Šířka pneumatiky) [2].....	- 7 -
Tab. 2: Porovnání odporové síly na jednotlivých podvozcích zobrazených na Obr. 11, Obr. 12 a Obr. 13. Hodnoty jsou uvedeny pouze pro jednu nohu podvozku. [8] ....	- 10 -
Tab. 3: Parametry nastavení výpočtu .....	- 20 -
Tab. 4: Referenční hodnoty pro výpočet součinitele aerodynamického odporu a jeho hodnoty pro jednotlivé vztažné plochy .....	- 22 -
Tab. 5: Přehled hmotností jednotlivých součástí hlavního podvozku .....	- 38 -

## Seznam příloh

*Příloha 1: Model kola hlavního podvozku vložený do aerodynamického krytu – program Autodesk Inventor Professional 2020*

*Příloha 2: CFD výpočet aerodynamického odporu nohy podvozku v programu ANSYS*