

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

Ústav letadlové techniky



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Výpočet aerodynamických charakteristik krytu podvozku

The identification of Undercarriage Fairing Aerodynamic Characteristics

AUTOR PRÁCE

Kornel Vincenc

VEDÚCI PRÁCE

Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.

PRAHA 2015

Abstrakt

Táto bakalárska práca je zameraná na výpočty aerodynamických charakteristík krytu podvozku. Popisuje metódu zostavenia CFD modelu s použitím vytvorených krytov podvozku v prostredí Autodesk Inventor. Ďalej práca poukazuje na zložitosť odhadovania aerodynamického odporu získaného z prebratých experimentálne určených súčiniteľov odporu na základe tvarových podobností a ich odchýlky od vypočítaných hodnôt v CFD programe.

Kľúčové slova

Aerodynamický odpor, kryt podvozku, CFD, Fluent

Summary

This bachelor thesis is focused on identification of undercarriage fairing aerodynamic characteristics. It describes the method of CFD solution by using airplane wheel fairings created in Autodesk Inventor software. There is also shown the difference in aerodynamic drag between results gained by experimentally acquired values of drag coefficients used in the drag equations based on shape similarities and the results gained by CFD calculation.

Key words

Aerodynamic drag, undercarriage fairing, CFD, Fluent

Bibliografická citácia

VINCENC, K. *Výpočet aerodynamických charakteristík krytu podvozku*. Praha: České vysoké učení technické v Praze, Fakulta strojní, 2015, 52 s. Vedúci bakalárskej práce Ing. Tomáš Čenský, Ph.D.

Čestné prehlásenie

Prehlasujem, že som túto bakalársku prácu spracoval samostatne za pomoci vedúceho bakalárskej práce Ing. Tomáša Čenského, Ph.D. a použitím literatúry uvedenej v zozname použitých zdrojov.

Ďalej prehlasujem, že nemám závažný dôvod proti použitiu tohto diela v zmysle § 60 zákona č. 121/2000 Sb., o autorskom práve, o právach súvisiacimi s autorským právom a o zmene niektorých zákonov (autorský zákon).

V Prahe dňa 16. júna 2015

.....

Kornel Vincenc

POĎAKOVANIE

Pod'akovanie

Chcel by som poďakovať vedúcemu práce Ing. Tomášovi Čenskému, Ph.D. za cenné rady a pripomienky, ktoré boli pri tvorbe tejto práce veľmi prospešné.

Obsah

Obsah.....	7
Zoznam obrázkov.....	9
Zoznam tabuliek.....	11
Zoznam symbolov.....	12
1 Úvod.....	13
2 Rozbor krytov podvozku.....	14
2.1 Typy podvozkov a ich porovnanie.....	14
2.2 História a súčasnosť aerodynamických krytov.....	15
3 Úvod do aerodynamiky.....	17
3.1 Modely prúdenia.....	18
3.2 Základné rovnice aerodynamiky.....	19
3.2.1 Zákon zachovania hmoty.....	19
3.2.2 Bernouliho rovnica.....	20
3.2.3 Vязkosť.....	20
3.2.4 Medzná vrstva.....	21
3.2.5 Laminárne a turbulентné prúdenie.....	21
3.3 Odpor lietadla.....	22
3.3.1 Súčiniteľ odporu.....	23
4 Určovanie aerodynamického odporu.....	24
4.1 Experimenty NACA.....	24
4.2 Experimenty Dr. Roskama.....	26
5 Výpočet odhadovaného aerodynamického odporu.....	29
5.1 Vytvorenie 3D modelu krytu podvozku.....	29
5.2 Určenie čelnej plochy.....	31
5.3 Určenie odhadovaného odporu.....	33

OBSAH

6	Výpočet výsledného aerodynamického odporu.....	34
6.1	Program Ansys Fluent.....	34
6.2	Postup výpočtu.....	35
6.3	Pre-processing.....	35
6.4	Solution.....	38
6.5	Post-processing.....	42
7	Výpis výsledkov a ich zhodnotenie.....	47
8	Záver.....	48
	Prehľad použitej literatúry.....	49
	Prílohy.....	52

Zoznam obrázkov

Obr. 1: WT9 Dynamic [1][2].....	14
Obr. 2: Avia B-534 [5].....	15
Obr. 3: Tatra T-101.2 [6].....	15
Obr. 4: Cessna 182 [7].....	16
Obr. 5: Cirrus SR20 [8].....	16
Obr. 6: Corvus racer 540 [9]	16
Obr. 7: ATEC 321 FAETA [10].....	16
Obr. 8: Rozdelenie aerodynamiky.....	17
Obr. 9: Model kontinua [14]	19
Obr. 10: Rozdiel medzi laminárnou (vľavo) a turbulentnou medznou vrstvou [15].....	21
Obr. 11: Laminárne prúdenie [17]	21
Obr. 12: Turbulentné prúdenie [17]	22
Obr. 13: Koeficient odporu vybraných tvarov telies [16]	23
Obr. 14: Logo NACA [20]	24
Obr. 15: Zábery z priebehu experimentu NACA [19]	24
Obr. 16: Ukážka krytov A až A2 (naľavo) a B.....	25
Obr. 17: Ukážka krytov C a E.....	25
Obr. 18: Ukážka krytov D a F.....	26
Obr. 19: Typ podvozku 1.....	26
Obr. 20: Typ podvozku 2.....	27
Obr. 21: Typ podvozku 3.....	27
Obr. 22: Typ podvozku 4.....	27
Obr. 23: Typ podvozku 5.....	28
Obr. 24: Súčinitele odporov aerodynamických krytov A,B a C.....	28
Obr. 25: Zlín Z 143SLi [22]	29
Obr. 26: Model krytu podvozku Zlín Z 143SLi.....	29
Obr. 27: Cirrus SR20 [23]	30
Obr. 28: Model krytu podvozku Cirrus SR20.....	30

ZOZNAM OBRÁZKOV

Obr. 29: Vytvorenie rezu.....	31
Obr. 30: Odmeranie čelnej plochy v danom reze.....	31
Obr. 31: Čelná plocha Zlín Z 143SLi.....	32
Obr. 32: Čelná plocha Cirrus SR20.....	32
Obr. 33: Pracovné prostredie programu ANSYS Workbench.....	34
Obr. 34: Vloženie geometrie.....	35
Obr. 35: Vytvorenie prostredia vysunutím z náčrtu.....	36
Obr. 36: Defaultné nastavenie siete (vľavo) a upravené nastavenie siete.....	37
Obr. 37: Meshing prostredia.....	37
Obr. 38: Meshing krytu podvozku.....	38
Obr. 39: Strom s ponukou nastavení.....	38
Obr. 40: Informačná hláška správnosti postupu.....	41
Obr. 41: Priebeh výpočtu 1500 iterácií.....	41
Obr. 42: Rozloženie statického tlaku Zlín.....	42
Obr. 43: Rozloženie statického tlaku SR20.....	42
Obr. 44: Rozloženie celkového tlaku v rovine symetrie bačkory Zlín.....	43
Obr. 45: Rozloženie celkového tlaku v rovine symetrie bačkory SR20.....	43
Obr. 46: Adaptácia gradientu.....	44
Obr. 47: Sieťové bunky doporučené k úprave.....	44
Obr. 48: Rozdiel v priebehu iterácií pred a po adaptácií gradientu.....	45
Obr. 49: Rozdiel v jemnosti siete pred (vľavo) a po adaptácií SR20.....	45
Obr. 50: Rozdiel v jemnosti tlakových prechodov pred (vľavo) a po adaptácií Zlín.....	45
Obr. 51: Rozloženie celkového tlaku krytu SR20.....	46
Obr. 52: Rozloženie celkového tlaku krytu Zlín.....	46

Zoznam tabuliek

Tab. 1.1: Porovnanie podvozkov lietadiel.....	14
Tab. 1.2: Porovnanie podvozkov lietadiel.....	15
Tab. 2: Veľkosť výsledného odporu zvolených krytov podvozku.....	33
Tab. 3: Zvolené možnosti krokov Solution Setup.....	39
Tab. 4: Parametre vzduchu v letovej výške 2000m.....	39
Tab. 5: Zvolené hodnoty Turbulent Intensity a Turbulent Length Scale.....	40
Tab. 6: Zvolené možnosti v kategórií Solution Methods.....	40
Tab. 7: Zhrnutie výsledkov.....	47
Tab. 8: Porovnanie súčiniteľov odporu.....	47

Zoznam symbolov

ρ_1	$[kg \cdot m^{-3}]$	hustota látky na vstupe
v_1	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť prúdenia na vstupe
A_1	$[m^2]$	plocha vstupného prierezu
ρ_2	$[kg \cdot m^{-3}]$	hustota látky na výstupe
v_2	$[m \cdot s^{-1}]$	rýchlosť prúdenia na výstupe
A_2	$[m^2]$	plocha výstupného prierezu
p	$[Pa]$	statický tlak
p_0	$[Pa]$	celkový tlak
τ	$[N \cdot m^{-2}]$	tečné napätie
μ	$[N \cdot s \cdot m^{-2}]$	dynamická viskozita
ν	$[m^2 \cdot s^{-1}]$	kinematická viskozita
L	$[m]$	charakteristická dĺžka
Re	$[-]$	Reynoldsovo číslo
F_o	$[N]$	aerodynamický odpor
S_x	$[m^2]$	plocha čelného prierezu
c_x	$[-]$	súčiniteľ aerodynamického odporu
c_D	$[-]$	súčiniteľ aerodynamického odporu (z anglického drag coefficient)
ρ_{2000m}	$[kg \cdot m^{-3}]$	hustota vzduchu vo výške 2000 metrov
d_h	$[m]$	hydraulický priemer

1 Úvod

Aerodynamický odpor vzduchu je v leteckom priemysle často diskutovanou a neodmysliteľnou témou, ktorá má za následok pokrok vo vývoji a dizajne leteckých konštrukcií. Vďaka experimentom v laboratóriách a hlavne, v posledných rokoch, s nástupom počítačových simulácií došlo k razantnému pokroku v znižovaní odporu vzduchu a k jeho efektívnemu využitiu v celom leteckom, automobilovom priemysle ale aj iných. Aj vďaka tomuto pokroku sa znížila spotreba paliva, zvýšil dolet, čo pri vysokej letovej frekvencií umožnilo veľkou mierou znížiť celkové náklady na provoz lietadla.

Hoci najväčší dôraz sa kladie na hlavné časti konštrukcie, a teda krídla, trup a ocasné plochy (v tomto poradí sú zoradené podľa percentuálnej účasti na odpore vzduchu), podstatnou časťou sú aj podvozky. V prípade lietadiel so zaťažovacím podvozkom nie je až také kľúčové zaoberať sa aerodynamickým odporom tejto časti, pretože aerodynamický odpor je prítomný len v stave s vysunutým podvozkom a po zasunutí už žiadny aerodynamický odpor podvozku nie je. Avšak v prípade lietadiel s pevnými podvozkami je dôležité brať na zreteľ, že podvozok spolu s kolesami kladie odpor počas celej doby letu, a preto je nevyhnutné, aby bola aj táto časť upravená tak, aby kládla čo najmenší odpor.

Mojím cieľom tejto práce preto bude zistiť veľkosť aerodynamických síl na zvolené kryty podvozku a ich vzájomné porovnanie. Na riešenie tejto problematiky budem používať 3D CAD software pre modelovanie krytov podvozku a následné výpočty a CFD simulácie v programe Ansys Fluent.

2 Rozbor krytov podvozku

2.1 Typy podvozkov a ich porovnanie

Ako bolo už v úvode spomenuté, existujú dve hlavné konštrukčné riešenia leteckých podvozkov, a to:

- zaťahovací podvozok
- pevný podvozok

Mohli by sme sem zaradiť aj odhadzovací podvozok, avšak ten sa používa len v špeciálnych prípadoch pre vojenské účely (napr. niektoré drony).

Výhody a nevýhody medzi zaťahovacím a pevným podvozkom s krytom a bez krytu sú znázornené v tabuľke 1.1, respektíve 1.2. Rozdiely sú vyvedené porovnaním rovnakého typu lietadla s možnosťou pevného aj zaťahovacieho podvozku (lietadlo WT9 Dynamic) a obecného porovnania pevného podvozku s aerodynamickým krytom a bez neho.



Obr. 1: WT9 Dynamic [1][2]

Tab. 1.1: Porovnanie podvozkov lietadiel

	Pevný podvozok s krytom	Zaťahovací podvozok
Cena	+	-
Hmotnosť	+	-
Mechanická jednoduchosť	+	-
Servis a údržba	+	-
Odpor	-	+
Dosahované rýchlosti	-	+
Objem paliva	+	-
Zástavba lietadla	+	-

Tab. 1.2: Porovnanie podvozkov lietadiel

	Pevný podvozok s krytom	Pevný podvozok bez krytu
Cena	-	+
Hmotnosť	-	+
Mechanická jednoduchosť	+	+
Servis a údržba	-	+
Odpor	+	-
Dosahované rýchlosti	+	-
Objem paliva	+	+
Zástavba lietadla	+	+

V prípade porovnania pevného podvozku s aerodynamickým podvozkom a bez krytu treba predovšetkým brať do úvahy, že použitím aerodynamického krytu sa na lietadlo pridáva určitá záťaž, čo je nežiadúce, a preto by mala byť táto záťaž prekonaná pozitívnym vplyvom menšieho aerodynamického odporu podvozku.

2.2 História a súčasnosť aerodynamických krytov

O pokrok v oblasti aerodynamiky a vývoja samotných krytov podvozku došlo v medzivojnovom období, počas ktorého prispel svojou mierou v Československom leteckom priemysle aj konštruktér František Novotný, Ing. Karel Tomáš a ďalší. Medzi ich výtvary patria lietadla spoločností Letov a Avia, resp. Tatra, na základe toho, kde pôsobili [3][4].



Obr. 2: Avia B-534 [5]



Obr. 3: Tatra T-101.2 [6]

ROZBOR KRYTOV PODVOZKU

Počas druhej svetovej vojny šli pevné podvozky vo vojenskom letectve do úzadia, avšak uplatnenie stále nachádzajú vo svojich odvetviach civilného a športového lietania, kde je možné kryty týchto podvozkov bežne vidieť dodnes.



Obr. 4: Cessna 182 [7]



Obr. 5: Cirrus SR20 [8]



Obr. 6: Corvus racer 540 [9]



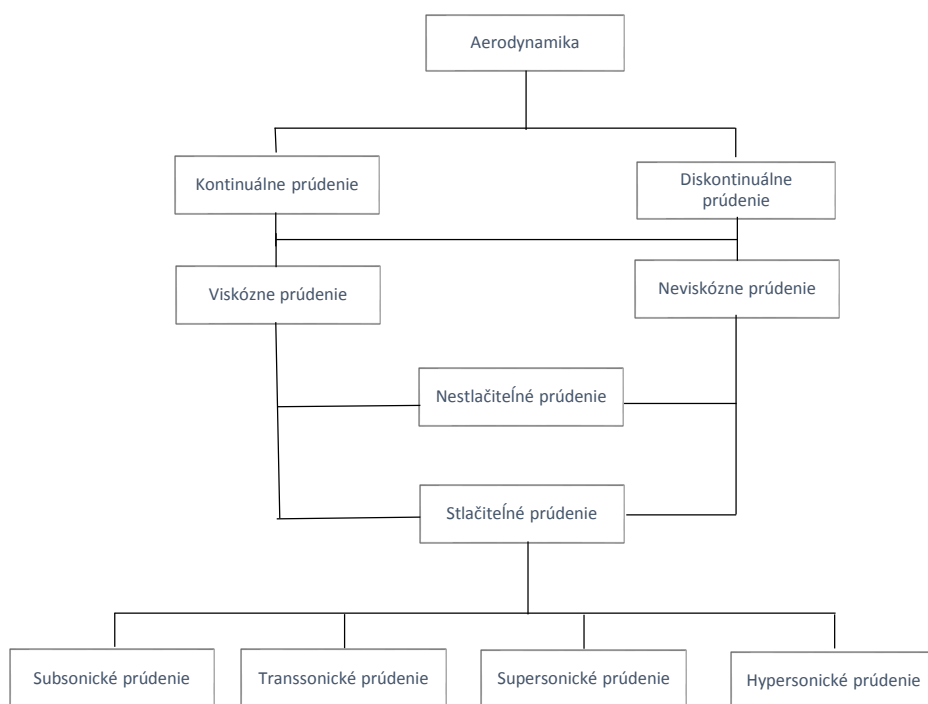
Obr. 7: ATEC 321 FAETA [10]

3 Úvod do aerodynamiky

Aerodynamika je oborom fyziky, konkrétne mechaniky, ktorá sa zaoberá silovým pôsobením na teleso, ktoré je obtekané prúdom vzduchu. Keďže je však prúdenie tekutiny relatívne, na teleso pôsobia stále rovnaké sily či je teleso voči okoliu v pohybe, alebo naopak, je v kľude a okolo neho prúdi tekutina [11].

Základné rozdelenie aerodynamiky

- Vnější
- Vnitřní
- Výpočtová (CFD)
- Teoretická



Obr. 8: Rozdelenie aerodynamiky

Aerodynamiku je možné rozdeliť podľa toho, ako je rozložená hmota v objeme na dve časti a to na prúdenie kontinua, kde je hmota rozložená spojito a rovnomerne a prúdenie s diskontinuálnymi vlastnosťami. Prakticky 99% aerodynamických problémov môže vychádzať z predpokladu, že vzduch má vlastnosti kontinua, avšak v zemskej atmosfére so stúpajúcou nadmorskou výškou klesá hustota až do momentu, kedy už nie je možné kvôli riedkosti vzduchu tento predpoklad uvažovať a vzduch začína mať diskontinuálne vlastnosti.

V prípade, že v kontinuu prúdi ideálna tekutina znamená, že sa zanedbáva jej vnútorné trenie, v opačnom prípade, pri prúdení reálnej kvapaliny musíme uvažovať toto trenie, a teda s ich viskozitou.

Viskózne aj neviskózne prúdenie by sme mohli ďalej rozdeliť na prúdenie stlačiteľné a nestlačiteľné. Nestlačiteľné prúdenie je ďalší idealizovaný stav, v tomto prípade za predpokladu, že hustota prúdu je konštantná. Táto teória je použiteľná pri nízkych rýchlostiach vzduchu (asi do rýchlosti okolo 480 km/h), kedy je zmena hustoty tak malá, že vzduch sa môže považovať za nestlačiteľný. Od obdobia z pred 2. svetovej vojny až po koniec 40-tych rokov 20. storočia takmer všetky štúdiá aerodynamiky uplatňovali práve túto teóriu. Pri vyšších rýchlostiach sa z hustoty však stáva veľmi významná premenná, a preto už nie je možné uvažovať nestlačiteľnosť prúdenia [12].

3.1 Modely prúdenia

Určitosť prúdenia je možné len v prípade, že v každom jeho bode poznáme rýchlosť, tlak, hustotu a teplotu tekutiny. Pre fyzikálny popis prúdenia sa vo všeobecnosti používajú štyri rovnice: druhý Newtonov pohybový zákon, zákon o zachovaní hmoty, zákon o zachovaní energie a stavová rovnica plynov.

V leteckých aplikáciách sa typy prúdenia obecné členia do nasledujúcich kategórií [13]:

- 1.) Prúdenie ideálneho nestlačiteľného prostredia – základným predpokladom je konštantná hustota a nulová dynamická viskozita, ktorá vedie k nulovým smykovým treniam medzi prilahlými vrstvami tekutiny, a teda tieto vrstvy na seba pôsobia len normálnymi silami. Predstava tohto typu je síce veľmi idealizovaná, avšak pri nízkej viskozite a nízkych rýchlostiach prúdenia, až na oblasť veľmi blízku povrchu obtekajúceho telesa, veľmi dobre korešponduje s reálnym prúdením.
- 2.) Prúdenie nestlačiteľného väzkého prostredia – prúdenie s konštantnou hustotou a nenulovou viskozitou. Tento typ je základom pre popis reálneho prúdenia newtonských tekutín pri nízkych rýchlostiach.
- 3.) Prúdenie ideálneho stlačiteľného prostredia – podmienkou je nulová viskozita a nenulová hustota, čo je základom aerodynamiky vysokých rýchlostí.
- 4.) Prúdenie stlačiteľného väzkého prostredia – a teda prípad, kedy nie je hustota konštantná a viskozita nenulová. Táto kategória je schopná popísať všetky javy v leteckých aplikáciách týkajúcich sa plynov v stave kontinua. Výnimkami, ktoré sa však môžu líšiť od stavu kontinua sú napríklad lety vo vysokých výškach.

3.2 Základné rovnice aerodynamiky

Dalo by sa povedať, že snaha o lietanie je stará ako ľudstvo samo, avšak po dlhé stáročia bolo lietanie kvôli viacerým prekážkam nedosiahnuteľný cieľ. Dlhým vývojom a postupným prekonávaním týchto technických prekážok sme pokročili od prvých návrhov Da Vinciho lietajúcich prostriedkov, až po súčasné supersonické lietanie.

Tento pokrok by však nebol možný bez pochopenia fyzikálnych javov, a všetkých interakcií, ktoré prebiehajú v systéme teleso – prostredie.

3.2.1 Zákon zachovania hmoty

Hmota vstupujúca do mechanického javu sa rovná hmote z tohoto javu vystupujúcej v prípade, že do systému hmotu nepridávame, ani z neho neodoberáme [14].

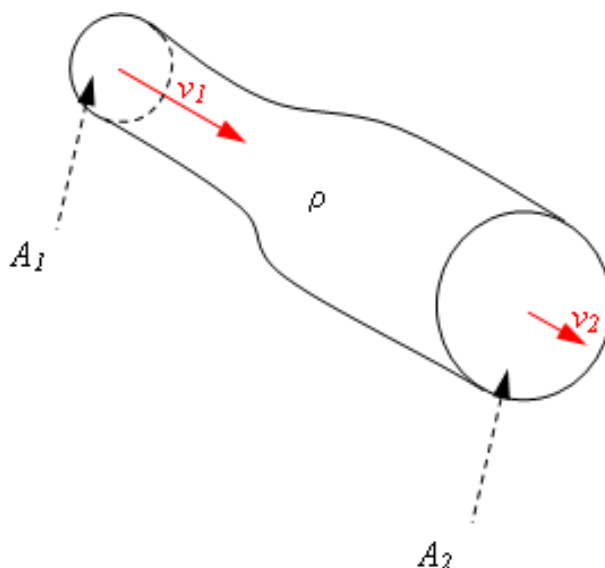
Tento zákon je možné popísať rovnicou

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2 \quad (3.1)$$

Tento vzťah teda formuluje zákon zachovania hmoty prúdenia v trubiciach.

V prípade nestlačiteľného prúdenia ($\rho = \text{konšt.}$), je možné tento vzťah zjednodušiť aj na

$$vA = \text{konšt.} \quad (3.2)$$



Obr. 9: Model kontinua [14]

3.2.2 Bernoulliho rovnica

Bernoulliho rovnica popisuje zákon o zachovaní energie v prúdiacej ideálnej tekutine, čo znamená, že súčet všetkých energií v prúdovom poli zostáva nemenný. V skratke, súčet kinetickej, tlakovej a potenciálnej energie je konštantný.

Za predpokladu vodorovného prúdenia, potenciálnu energiu je možno zanedbať a v tom prípade má teda Bernoulliho rovnica tvar

$$\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} = \text{konšt.} \quad (3.3)$$

a po úprave na tlakový tvar

$$\frac{1}{2}\rho v^2 + p = p_0 \quad (3.4)$$

kde $\frac{1}{2}\rho v^2$ vyjadruje dynamický tlak, p je statický tlak a p_0 je tlak celkový.

Z Bernoulliho rovnice teda vyplýva, že čím je rýchlosť prúdenia vyššia, tým je nižší statický tlak, a naopak [13].

3.2.3 Väzkosť

Vzájomný posun dvoch priľahlých vrstiev tekutiny dáva vznik tangenciálnych síl. Vplyv trenia narastá v smere k stene, čo spôsobuje spomalenie miestnej rýchlosti až na nulu [13].

Tento jav popisuje empirický zákon

$$\tau = \mu \frac{dv}{dn} \quad (3.5)$$

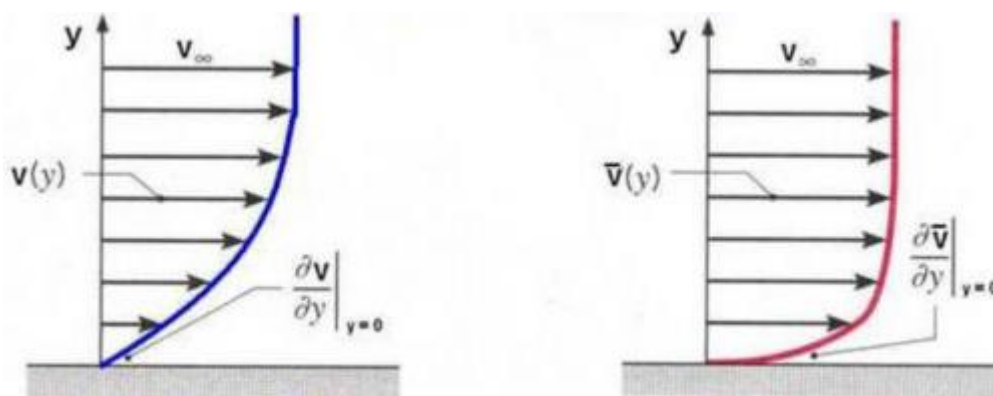
Tento zákon sa nazýva aj Newtonov trecí zákon a všetky tekutiny, ktoré majú vlastnosti v súlade s týmto zákonom sa nazývajú newtonské tekutiny. Súčiniteľ dynamickej viskozity μ [$\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-2}$] je mierou viskozity tekutiny a je závislá do značnej miery len na teplote – u plynov s rastúcou teplotou stúpa a u kvapalín klesá.

Viskozita plynov je vo všeobecnosti veľmi malá, takže významné trecie napätie sa môže objaviť len napr. pri prúdení okolo telesa v blízkosti steny a na stene, kde tekutina priľne k povrchu. V súvislosti s týmto javom môžeme zaviesť kinematickú viskozitu, ktorá je daná pomerom dynamickej viskozity a mernou hustotou prostredia a je závislá na teplote a tlaku tekutiny [13].

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} [\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}] \quad (3.6)$$

3.2.4 Medzná vrstva

Medzná vrstva je tenká vrstva v tesnej blízkosti obtekanej steny, od ktorej sa zvyšuje rýchlosť prúdu od nuly až po rýchlosť okolitého prúdenia. Výška tejto vrstvy je závislá predovšetkým na Reynoldsovom čísle, pričom s rastúcim Reynoldsovým číslom sa táto vrstva stenčuje.



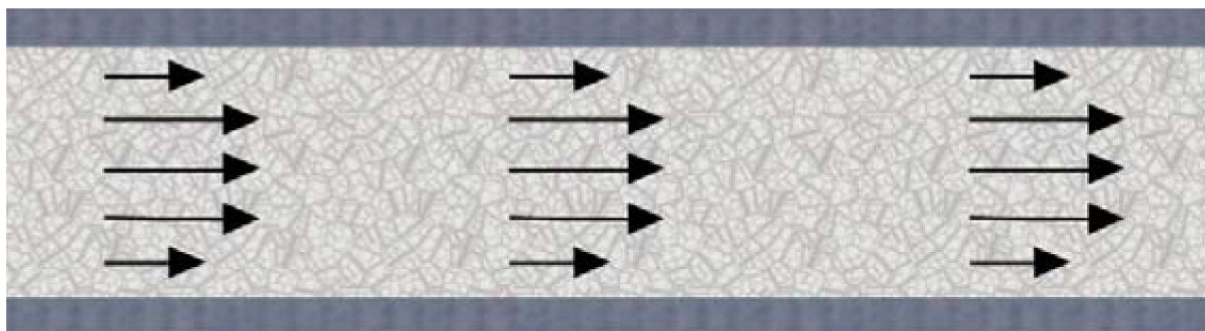
Obr. 10: Rozdiel medzi laminárnou (vľavo) a turbulentnou medznou vrstvou [15]

Na telesách s premenlivým tlakovým rozložením dochádza zmenami tlakov a spomaľovaním rýchlosti prúdenia k zníženej schopnosti prúdu odolávať spomaľujúcim silám a postupne dochádza k záporným hodnotám rýchlostného profilu. Za týmto bodom dochádza k odtrhnutiu medznej vrstvy, čo má veľmi nepriaznivý vplyv na vztlakové a odporové vlastnosti telesa [13].

3.2.5 Laminárne a turbulentné prúdenie

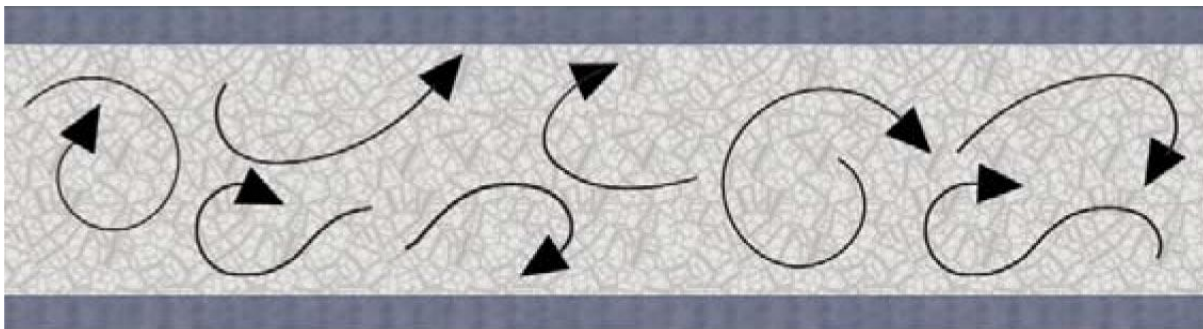
V základe, reálne prúdenie sa rozdeľuje na dva typy, a to na laminárne a turbulentné prúdenie.

Laminárne prúdenie, je také prúdenie, pri ktorom pohyb častíc prebieha v jednotlivých priamych rovnobežných vrstvách, pričom sa medzi sebou jednotlivé vrstvy nemiešajú a dochádza len k molekulárnemu treniu [16].



Obr. 11: Laminárne prúdenie [17]

Turbulentné prúdenie charakterizuje nepravidelný pohyb, pričom vrstvy sa vzájomne náhodne miešajú a vznikajú vírivé zhluky. V tomto prúdení dochádza k predávaniu hybnosti medzi pomalšími a rýchlejšími časticami [16].



Obr. 12: Turbulentné prúdenie [17]

Prechod medzi laminárnym a turbulentným prúdením udáva bezrozmerné Reynoldsovo číslo, ktoré je tiež charakterizované ako pomer zotrvačných a trecích síl.

$$Re_{krit} = \frac{v \cdot L}{\nu} \quad (3.7)$$

kde v je rýchlosť prúdenia, L je charakteristický rozmer a ν viskozita. V prípade, že je $Re < Re_{krit}$ jedná sa o laminárne prúdenie, v opačnom prípade sa jedná o turbulentné prúdenie. Kritické Reynoldsovo číslo má pre vzduch hodnotu $5 \cdot 10^5$ [16].

3.3 Odpor lietadla

Je známe, že vztlak lietadla vytvára hlavne krídlo lietadla, avšak tiež, ako aj na všetky ostatné časti a prvky lietadla, ktoré sú obtekané prúdom vzduchu, pôsobí škodlivý odpor. Celkový odpor lietadla tvorí súčet jednotlivých častí lietadla, a teda odpor trupu, krídla, odpor vrtule a vzdušný odpor (aerodynamická sila) je daná výslednicou aerodynamických tlakov a trecích síl, ktoré pôsobia na povrchu a okolo povrchu lietadla [18].

Odpor nespôsobujú len samotné funkčné časti lietadla, ale aj ostatné „nečistoty“ ako rôzne výstupky, nitovanie, sondy, samotná drsnosť povrchu, a tak ďalej.

Celkový vzdušný odpor sa určí zo vzťahu :

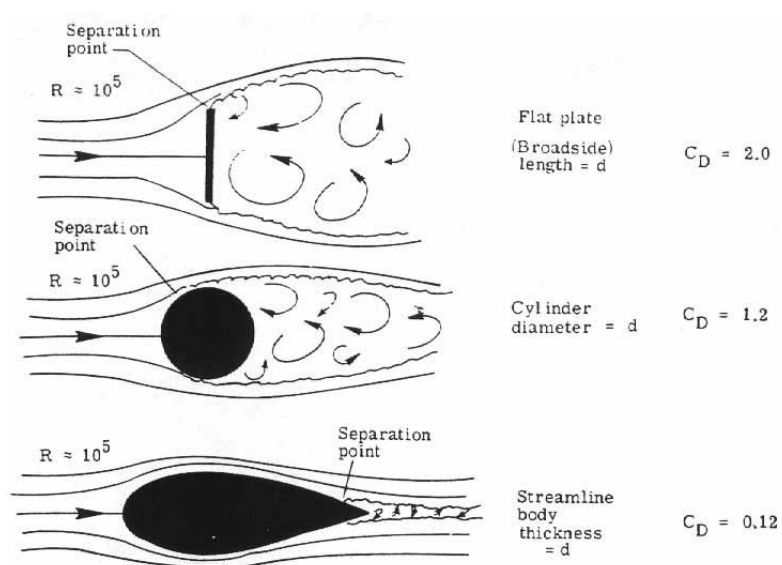
$$F_o = \frac{1}{2} \rho v^2 S_x c_x \quad (3.8)$$

3.3.1 Súčiniteľ odporu

Súčiniteľ odporu je bezrozmerná veličina, ktorej veľkosť vždy závisí od tvaru skúmaného telesa, kvalite povrchu a Reynoldsovom čísle. Čím je hodnota súčiniteľa odporu nižšia, tým kladie telo menší aerodynamický odpor.

Táto hodnota sa dá určiť zo vzťahu:

$$C_x = \frac{2 F_0}{\rho v^2 S_x} \quad (3.9)$$



Obr. 13: Koeficient odporu vybraných tvarov telies [16]

4 Určovanie aerodynamického odporu

4.1 Experimenty NACA

V prvej polovici dvadsiateho storočia bol v Spojených Štátoch založený federálny úrad „Národný poradný výbor pre letectvo“ (*National Advisory Committee For Aeronautics*, v skratke NACA) v snahe o podporu výskumu a jeho praktickej využiteľnosti. Medzi jeho najväčšie prínosy patrí vývoj profilov krídel, vznik konceptu delta krídla, odmrazovacieho systému a taktiež prvého nadzvukového aerodynamického tunela. Vďaka svojej práci NACA získala počas svojej existencie niekoľko významných ocenení za prínos letectvu. V roku 1958 sa táto organizácia premenovala na „Národný úrad pre letectvo a kozmonautiku“ (*National Aeronautics and Space Administration*, v skratke NASA), ktorej hlavným záujmom bol nevojenský vesmírny výskum [19].



Obr. 14: Logo NACA [20]

Počas existencie bola uskutočnená rada testov a experimentov, medzi ktoré patrí aj „Správa z testu č. 485 - Odpor kolies, ich krytov a podvozku lietadla“. Tieto testy boli vykonávané na reálnych veľkostiach vrtuľových lietadiel s otvoreným kokpitom v aerodynamickom tuneli s rozmermi 7 x 10 stôp* do testovacích rýchlostí 128 kilometrov za hodinu, resp. v tuneloch 7 x 20 stôp do testovacích rýchlostí 160 kilometrov za hodinu, s nábežnými uhlami -5 až 6° . Celkovo bolo do experimentu zapojených 5 typov kolies, 6 typov krytov kolies a ich 3 modifikácie a 22 podvozkov, spolu celkovo 55 modifikácií.



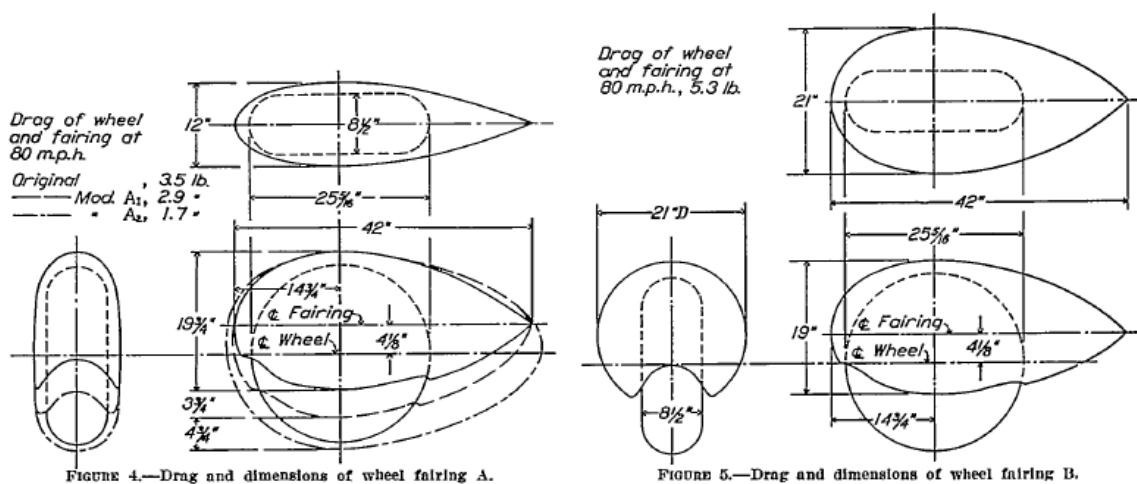
Obr. 15: Zábery z priebehu experimentu NACA [19]

URČOVANIE AERODYNAMICKÉHO ODPORU

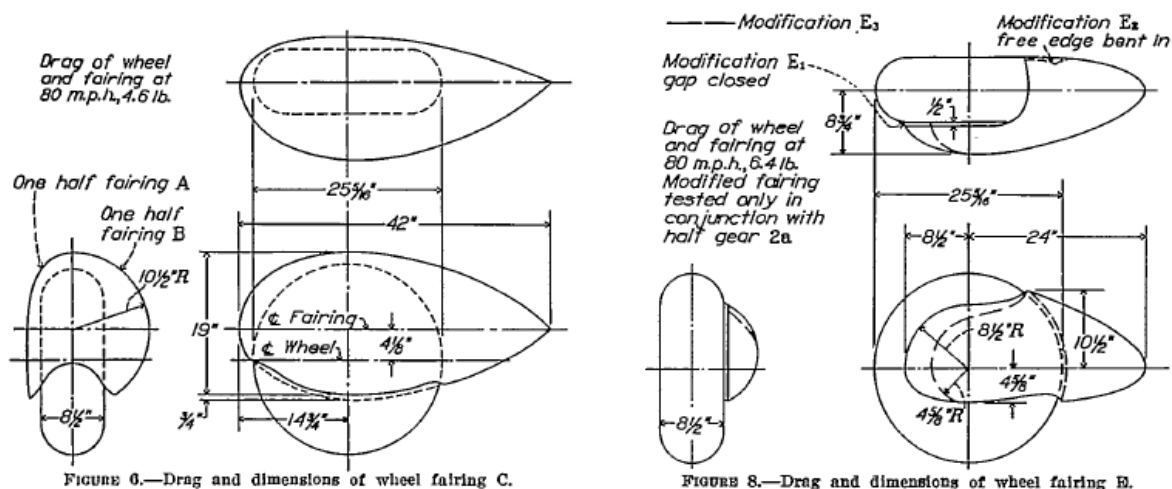
Z celkového záveru bol zistený minimálny odpor pre jednu variantu 13 libier**, ktorý je možno zredukovať správnym zakrytovaním o 6 libier. Najvyšší odpor na druhej strane bol pre jednu z variant 98 libier. Z výsledkov je zrejmé, že zvolenie vhodného typu krytu znižuje odpor viac, ako akákoľvek iná možnosť redukcie odporu.

Je zjavné, že kryty kolies ako typ A, ktorý zakrýva obe strany kolesa a má minimálny čelný prierez je najlepším základným typom. Z testov tiež vyplynulo, že pri modifikovaných krytoch A1 a A2, je za najväčší vznik odporu zodpovedná pneumatika, ktorá vytŕča z tohto krytu.

Tá sa podieľa na celkovom odpore až 72%. Tomuto sa dá zabrániť celkovým zakrytovaním tejto pretŕčajúcej časti. Výsledkom je napríklad modifikácia krytu A na kryt A2. Je tiež zaujímavé spomenúť výsledky testu krytu D, ktorý s výrezom na strane o priemere pneumatiky kolesa nemal žiadny pozitívny dopad na zníženie celkového vzdušného odporu, práve naopak, použitím neupravenej verzie krytu D sa tento odpor zvýšil [21].



Obr. 16: Ukážka krytov A až A2 (naľavo) a B



Obr. 17: Ukážka krytov C a E

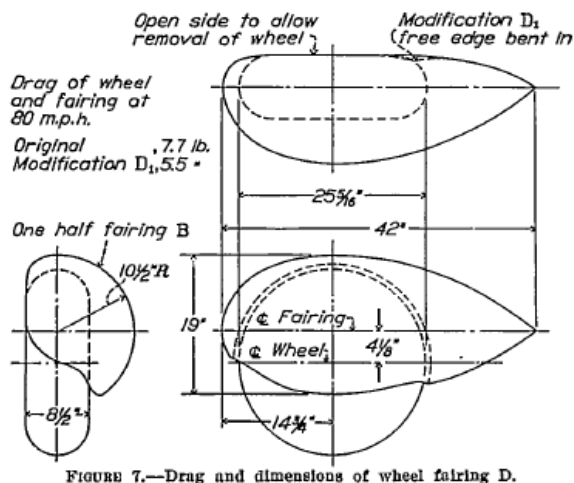


FIGURE 7.—Drag and dimensions of wheel fairing D.

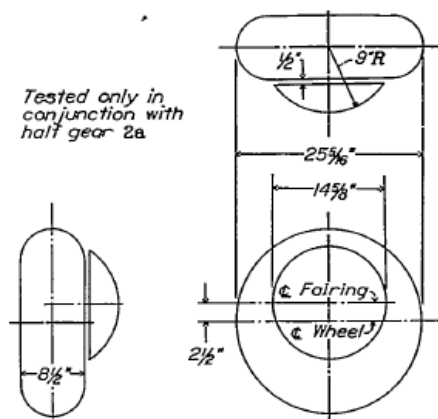


FIGURE 9.—Dimensions of wheel fairing F.

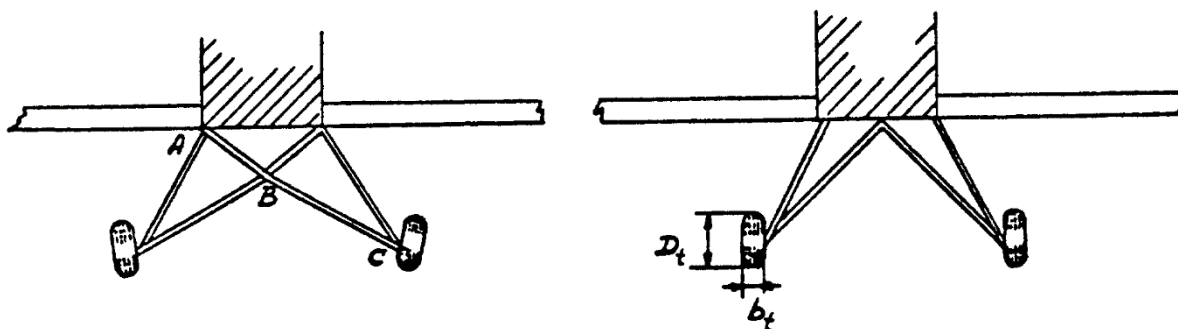
Obr. 18: Ukážka krytov D a F

* 1 stopa = 0,305 m
 ** 1 libra = 4,5 N

4.2 Experimenty Dr. Roskama

Určovaniu súčiniteľov odporu pevných podvozkov sa venoval aj Dr. Roskam, profesor University of Kansas, ktorého odhady vychádzajú len z predpokladu, že podvozok je pevný – nezaťahovací, respektíve v prípade zaťahovacieho podvozku je vysunutý a platia pre subsonické rýchlosti.

Aerodynamické koeficienty všetkých typov podvozkov vychádzajú z predpokladu, že sú použiteľné pre nezaťahovacie pevné podvozky pripojené ku krídlu, alebo trupu lietadla a platia pre celý podvozok, ktorý pozostáva z dvoch nôh, ktoré sú na daných obrázkoch zobrazené [21].



Obr. 19: Typ podvozku 1

Vplyv aerodynamickej optimalizácie

Vzpery bez optimalizácie: $C_D = 2.56$

Optimalizované vzpery: $C_D = 1.11$

Vzpery optimalizované: $C_D = 0.93$

v priesečníku A a B

Vzpery optimalizované: $C_D = 0.85$

v priesečníku A, B a C

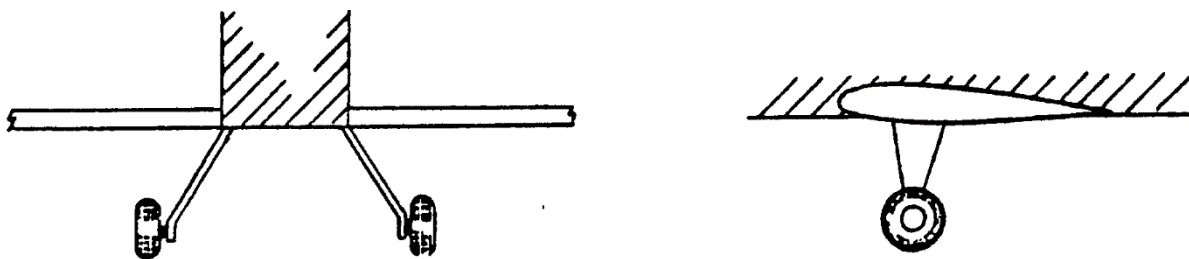
Vplyv aerodynamického krytu podľa obr. 24

Typ krytu A: $C_D = 1.15$

Typ krytu B: $C_D = 1.15$

Typ krytu C: $C_D = 0.71$

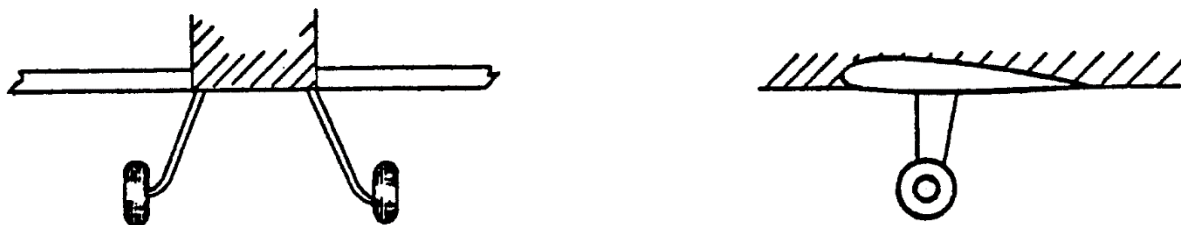
URČOVANIE AERODYNAMICKÉHO ODPORU



Obr. 20: Typ podvozku 2

Vplyv použitia aerodynamického krytu podľa obr. 24

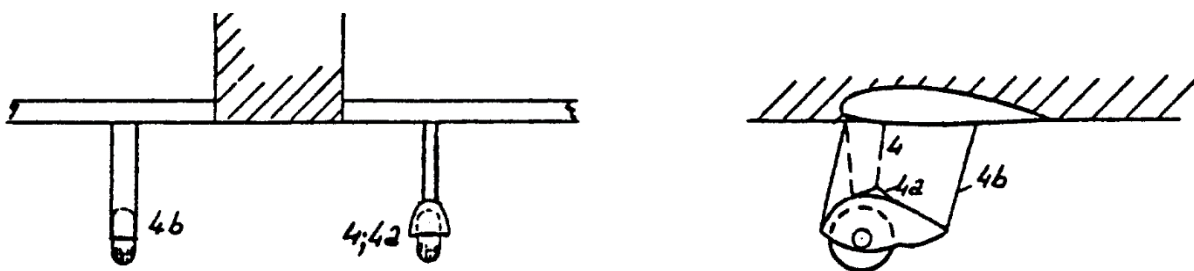
Bez aerodynamického krytu:	$C_D = 0.565$
S krytom typu B:	$C_D = 0.54$
S krytom typu C:	$C_D = 0.49$



Obr. 21: Typ podvozku 3

Vplyv aerodynamického krytu podľa obr. 24

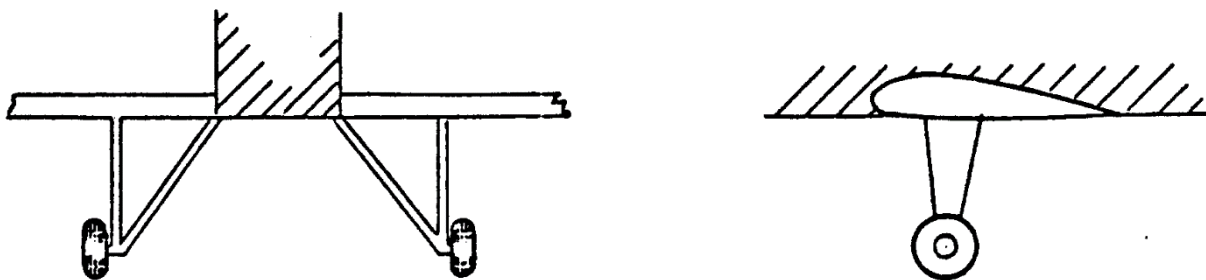
Bez aerodynamického krytu:	$C_D = 0.62$
S krytom typu A:	$C_D = 0.46$



Obr. 22: Typ podvozku 4

Typ 4, noha bez aerodynamického krytu:	$C_D = 0.62$
Typ 4a, noha s malým aerodynamickým krytom:	$C_D = 0.46$
Typ 4b, noha a koleso s aerodynamickým krytom:	$C_D = 0.34$

URČOVANIE AERODYNAMICKÉHO ODPORU



Obr. 23: Typ podvozku 5

Vplyv aerodynamického krytu podľa obr. 24

Bez aerodynamického krytu: $C_D = 1.05$
 S krytom typu C: $C_D = 0.68$

	A	B	C
Wheel without fairing	: $C_D = 0,24$	0,24	0,24
Wheel with fairing	: $C_D = 0,12 - 0,14$	0,22	0,19

Obr. 24: Súčinitele odporov aerodynamických krytov A, B a C

5 Výpočet odhadovaného aerodynamického odporu

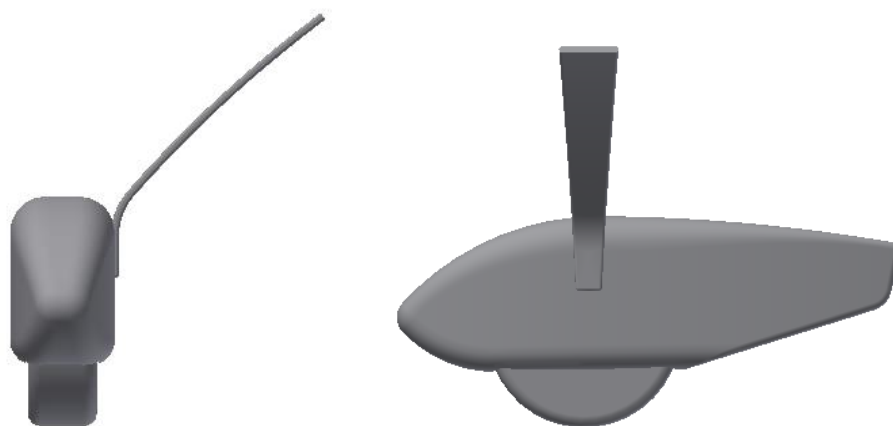
5.1 Vytvorenie 3D modelu krytu podvozku

Pre určovanie aerodynamických charakteristík boli vytvorené dva kryty podvozkov na základe predlohy lietadiel Zlín Z 143 LSi a Cirrus SR20.

Oba tieto kryty boli vytvorené v programe Autodesk Inventor podľa predlohy s ohľadom na požiadavku čo najväčšej tvarovej jednoduchosti, bez výrazných tvarových skokov, ktoré sú pri CFD nepotrebné a zároveň by následne spôsobovali nežiadúce komplikácie.



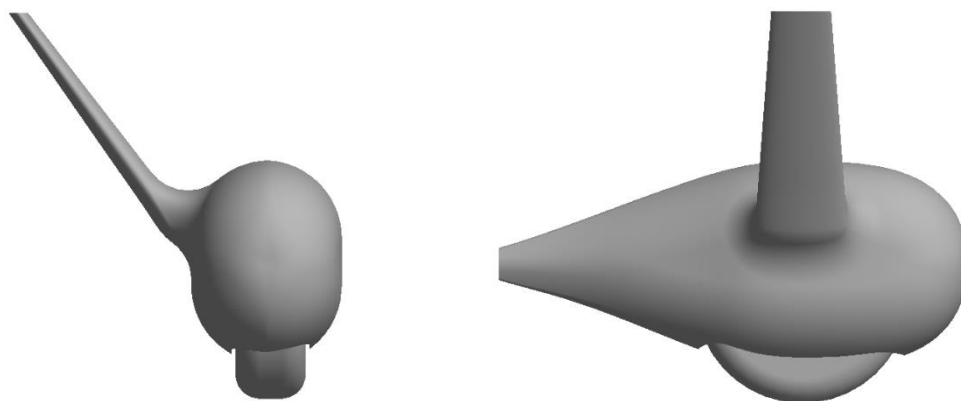
Obr. 25: Zlín Z 143SLi [22]



Obr. 26: Model krytu podvozku Zlín Z 143SLi



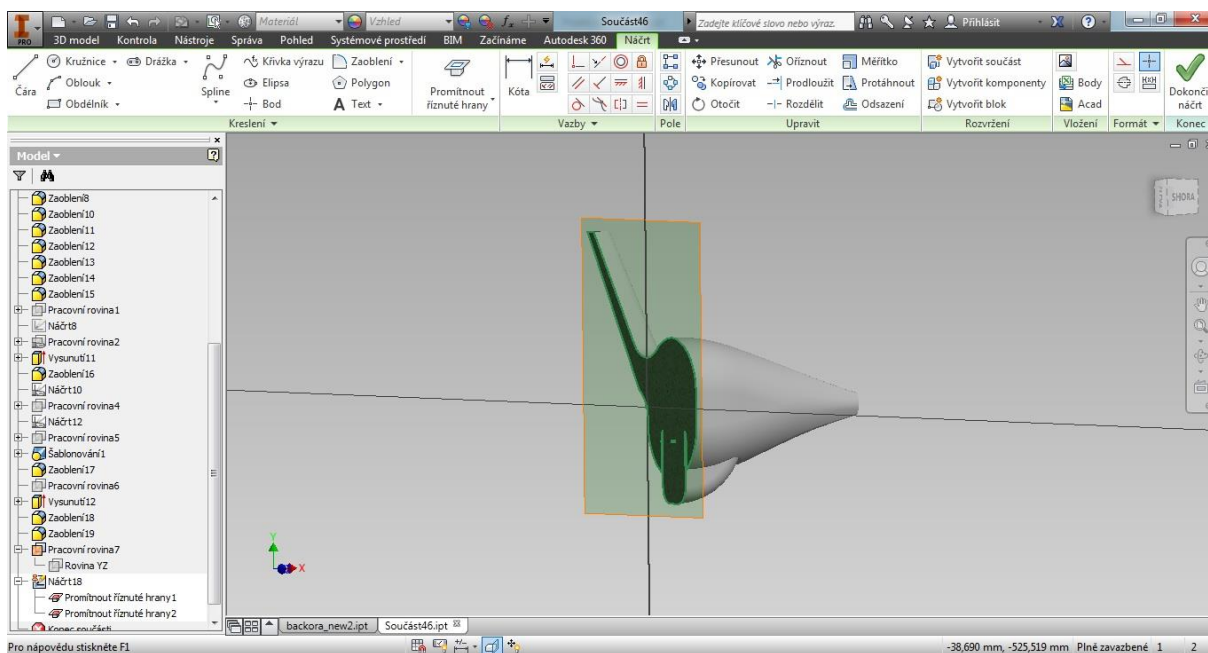
Obr. 27: Cirrus SR20 [23]



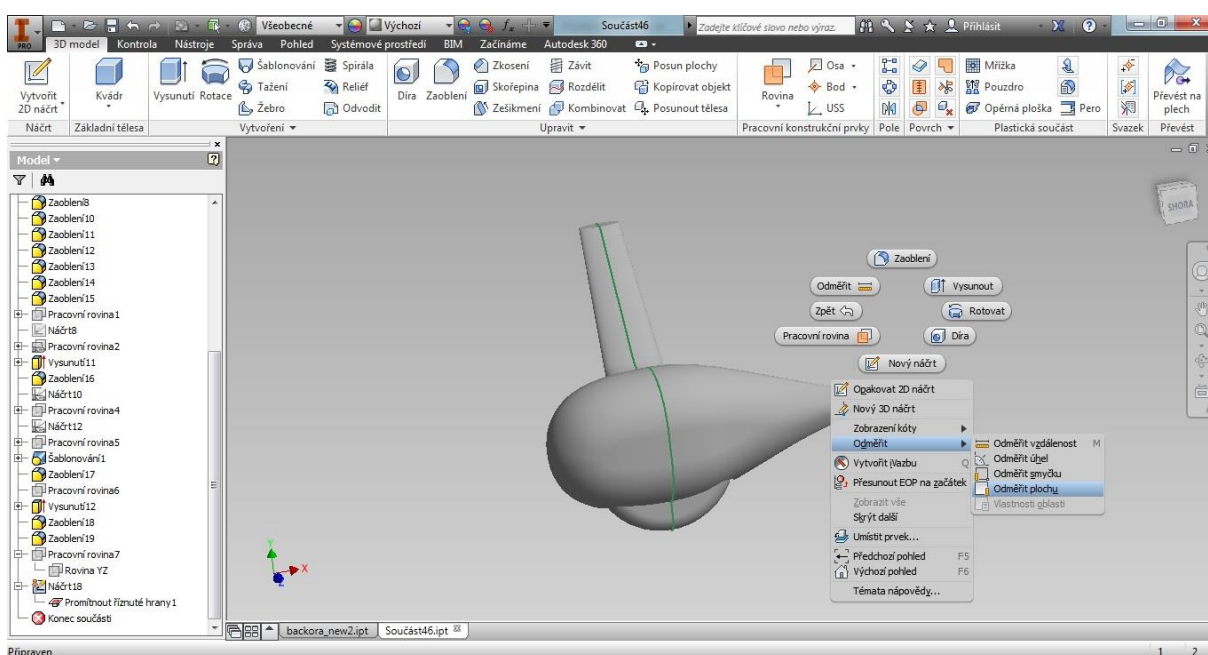
Obr. 28: Model krytu podvozku Cirrus SR20

5.2 Určenie čelnej plochy

Pre zistenie jedného z kľúčových vstupov do rovnice odporu bolo potrebné vytvoriť rovinu v mieste s najväčšou čelnou plochou. V tomto mieste bol následne vytvorený náčrt a pomocou záložky *Promítnutí říznuté hrany* vybraný obvod tejto plochy, vďaka ktorému bolo následne možné cez funkciu *Odměřit* a *Odměřit plochu* priamo určit čelnou plochu týchto krytov.

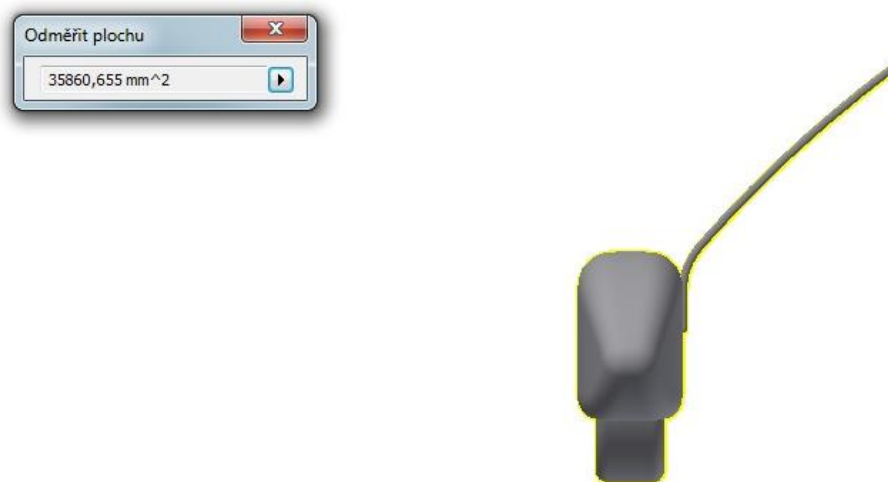


Obr. 29: Vytvorenie rezu

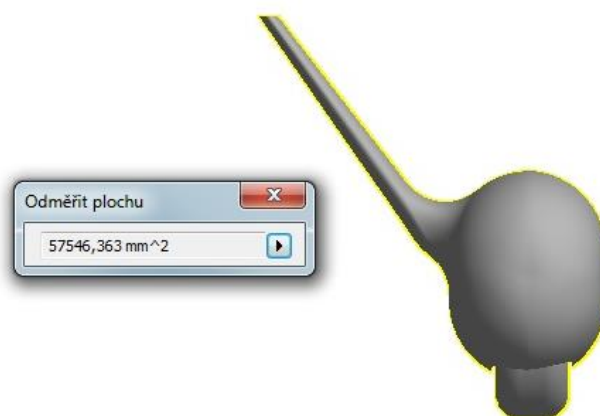


Obr. 30: Odmeranie čelnej plochy v danom reze

VÝPOČET ODHADOVANÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU



Obr. 31: Čelná plocha Zlín Z 143SLi



Obr. 32: Čelná plocha Cirrus SR20

5.3 Určenie odhadovaného odporu

Na základe obsahov plôch a zvoleného koeficientu odporu z kapitoly 4.2 *Experimenty Dr. Roskama*, kde sa najviac tvarovo približuje k zvoleným krytom podvozku typ podvozku s aerodynamickým krytom A a B, čo znamená, že koeficient dosadzovaný do rovnice celkového odporu podvozku bude mať hodnotu $c_x = 0,12$, resp. $c_x = 0,22$.

Rýchlosť prúdenia je daná cestovnou rýchlosťou oboch lietadiel, tj. $67,5 \text{ ms}^{-1}$, respektíve 80 ms^{-1} za predpokladu letovej výšky 2000 m , s hustotou vzduchu $1,00649 \text{ kgm}^{-3}$ [29].

Výsledné hodnoty odhadovaného aerodynamického odporu sú vypočítané v nasledujúcej tabuľke 2:

Tab. 2: Veľkosť výsledného odporu zvolených krytov podvozku

	Súčiniteľ odporu c_x [-]	Čelná plocha S_x [m^2]	Cestovná rýchlosť v [ms^{-1}]	Hustota vzduchu $\rho_{2000\text{m}}$ [kgm^{-3}]	Výsledný odpor F_o [N]
Zlín Z 143SLi	0,12	0,036	67,5	1,00649	9,9
Cirrus SR20	0,22	0,0575	80	1,00649	29

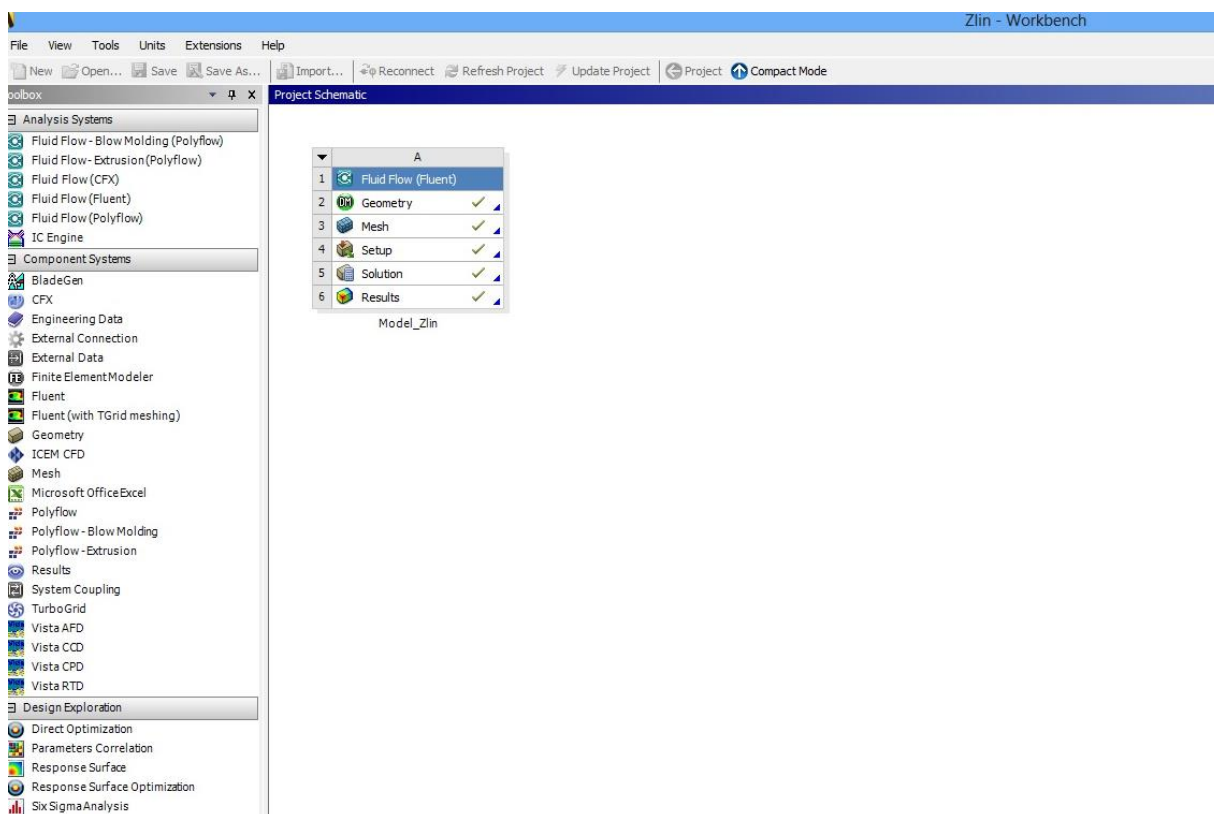
6 Výpočet výsledného aerodynamického odporu

6.1 Program Ansys Fluent

Program Ansys Fluent, vďaka jeho širokým možnostiam použitia v oblasti analýzy prúdenia tekutín, výmeny tepla a hmoty a chemických reakcií, je jeden z najpoužívanejších a najrozšírenejších komerčných CFD (Computational Fluid Dynamics) programov [24].

CFD analýza je založená na metóde konečných objemov, ktorou je možné vyvíjať, skúmať a optimalizovať daný objekt bez potreby jeho fyzickej existencie.

Základom prostredia je Ansys Workbench, z ktorého ponuky je možné navoliť „systémy“ a ich správnym zvolením získať požadované výsledky. V tomto prípade to bude Fluid Flow (Fluent), čiže výpočet prúdenia tekutiny.



Obr. 33: Pracovné prostredie programu ANSYS Workbench

6.2 Postup výpočtu

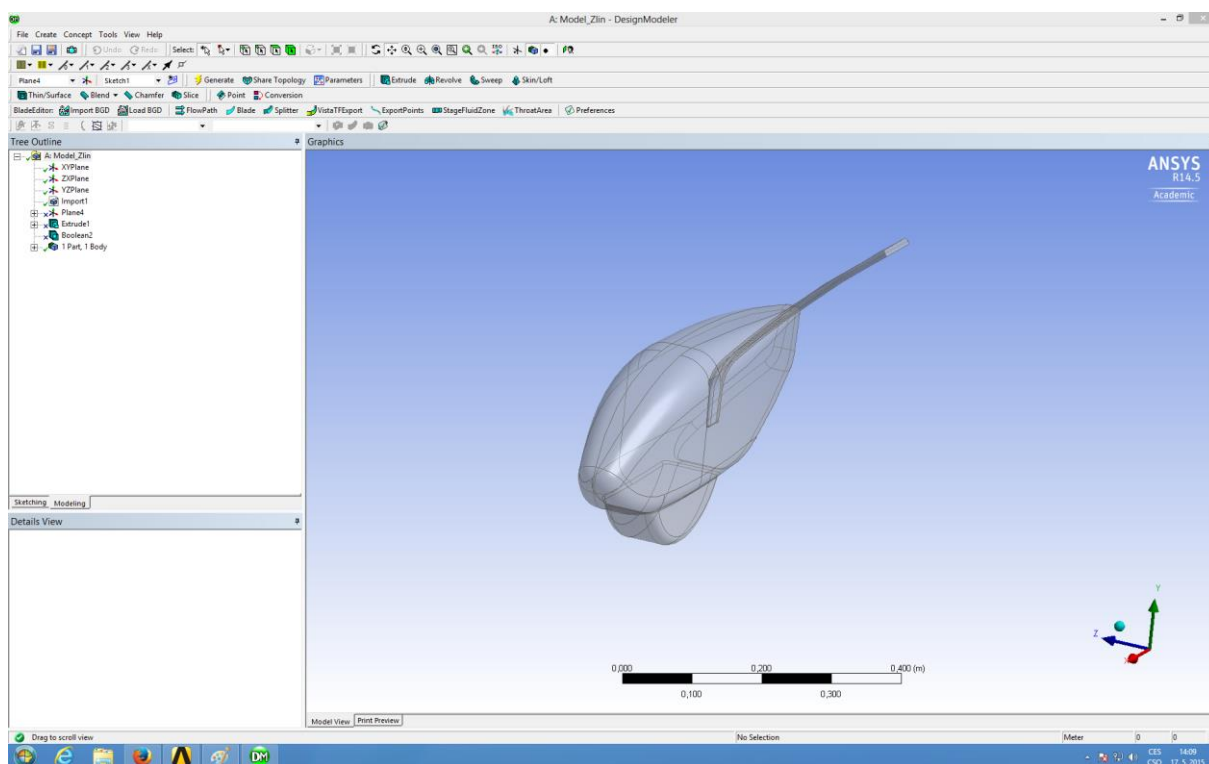
Postup výpočtu v tomto programe by sa dal rozdeliť na tri základné oblasti:

- Pre-processing – tvorený geometriou, sieťovaním, nastavením fyzikálnych parametrov
- Solution – riešenie, samotný výpočet zadaných hodnôt
- Post-processing – rozbor výsledkov

6.3 Pre-processing

Základom tejto časti je určenie cieľu, ktorý je potrebný dosiahnuť a vytvorenie samotného skúmaného objektu.

V tomto prípade je skúmaný odpor krytu podvozku, ktorý je potrebný importovať do prostredia cez záložku *Geometry*.



Obr. 34: Vloženie geometrie

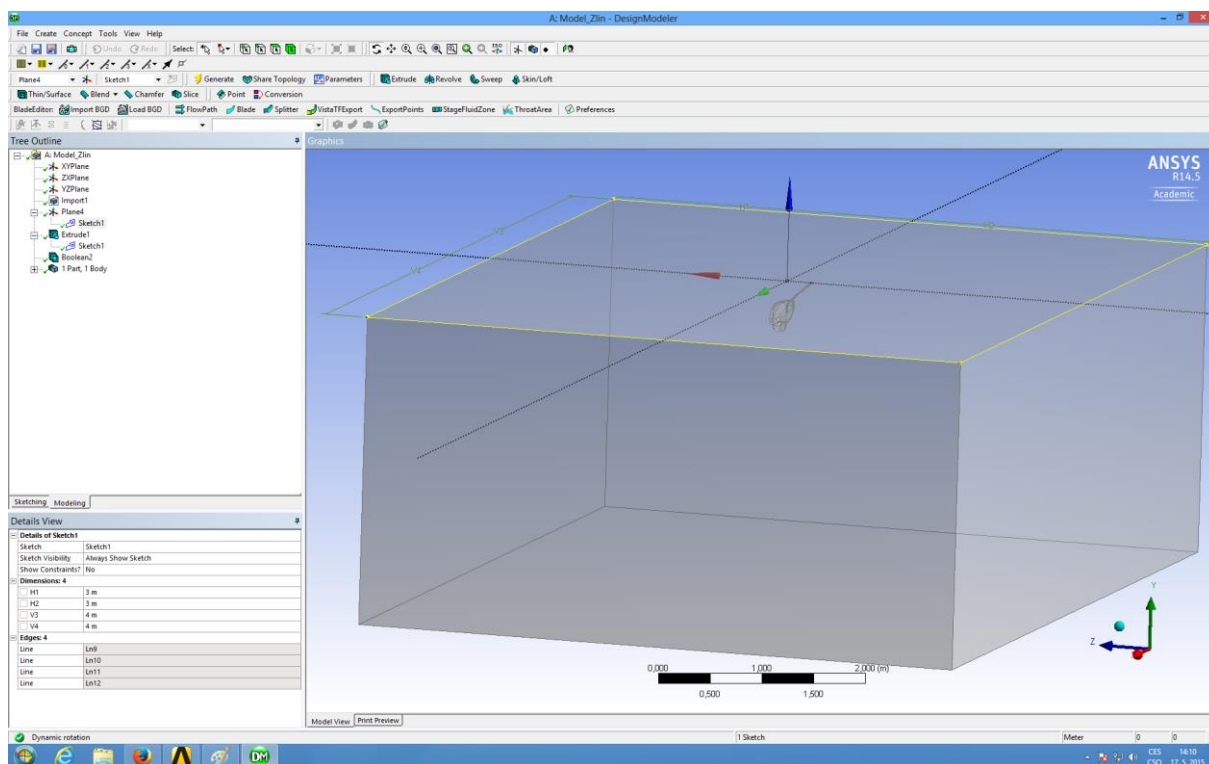
Po importovaní objektu je nutné vytvoriť simulované prostredie s dostatočnou veľkosťou, aby dokázalo zaznamenať všetky fyzikálne javy v okolí skúmaného telesa. Vytvorenie tohoto prostredia sa skladá, už zo spomínaného importovaného telesa – bačkory a hranicami tohoto prostredia, ktoré sú dané náčrtom a jeho následným vysunutím (*Extrude - Add frozen*).

Týmto krokom vzniknú dva „modely“, ktoré je od seba potrebné odčítať funkciou *Boolean* pre získanie skúmaného prostredia.

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

Rozmery prostredia:

Šírka: 6 m
Dĺžka: 8 m
Výška: 3 m



Obr. 35: Vytvorenie prostredia vysunutím z náčrtu

Ďalším krokom pre-processingu je sieťovanie (angl. meshing).

Sieťovanie je jednou najdôležitejších a najnáročnejších častí celého výpočtu, pretože kvalita celej siete sa prejaví v presnosti výsledkov. Kvalita tejto siete spočíva v definovaní požiadaviek, ktoré sú dané komplexným vylepšovaním nastavení. Jedným z merítok kvality siete je aj šikmosť – *skewness* (ďalej len *skewness*) jednotlivých sieťových elementov, ktorá udáva odchýlku medzi šikmosťou stien vytvorenej bunky a optimálnej bunky s rovnakým objemom. Pre presnejšie výsledky by mala hodnota *skewness* pod hranicou 0.95 [25][26].

Defaultné nastavenie siete nie je dostatočne presné, a teda nevyhovujúce. Preto je potrebné postupne zmeniť tieto prednastavené hodnoty na jemnejšie, presnejšie.

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

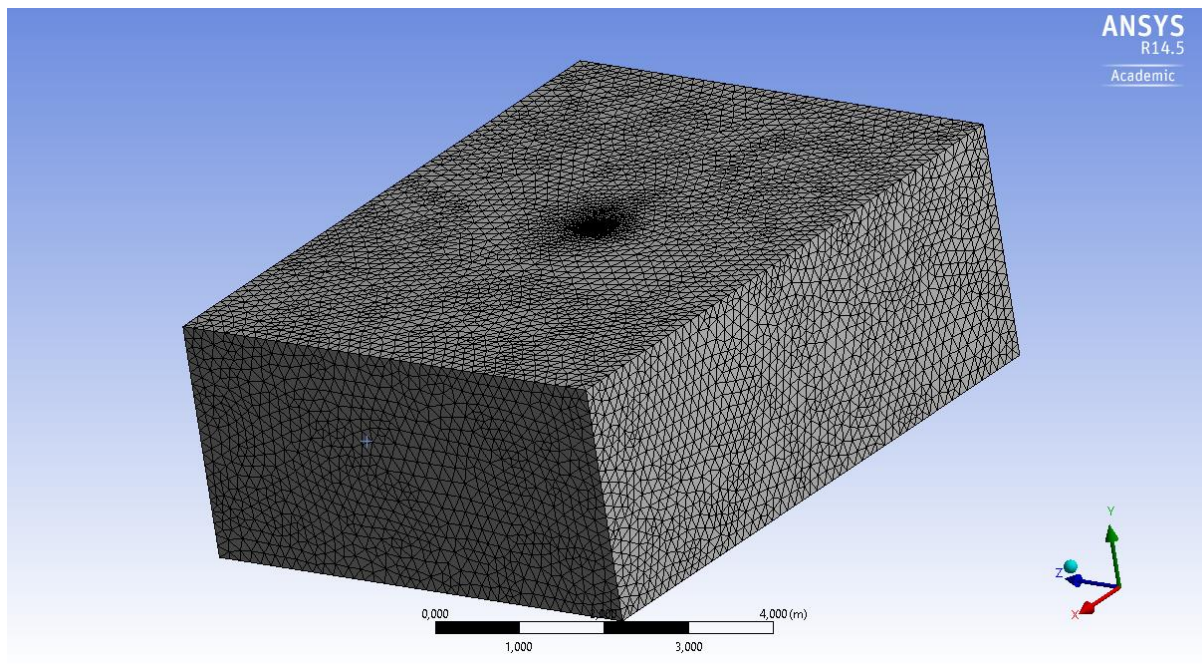
Details of "Mesh"	
<input checked="" type="checkbox"/> Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	Fluent
<input type="checkbox"/> Relevance	0
<input checked="" type="checkbox"/> Sizing	
Use Advanced Size Function	On: Curvature
Relevance Center	Coarse
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (4,6585e-004 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (4,6585e-002 m)
<input type="checkbox"/> Max Size	Default (9,317e-002 m)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,20)
Minimum Edge Length	1,0795e-005 m

Details of "Mesh"	
<input checked="" type="checkbox"/> Defaults	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	Fluent
<input type="checkbox"/> Relevance	0
<input checked="" type="checkbox"/> Sizing	
Use Advanced Size Fun...	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Fine
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	Medium
Transition	Slow
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal A...	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Proximity Accuracy	0,5
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (1,5241e-003 m)
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (1,5241e-003 m)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	Default (0,152410 m)
<input type="checkbox"/> Max Size	Default (0,304830 m)
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,20)
Minimum Edge Length	1,0795e-005 m

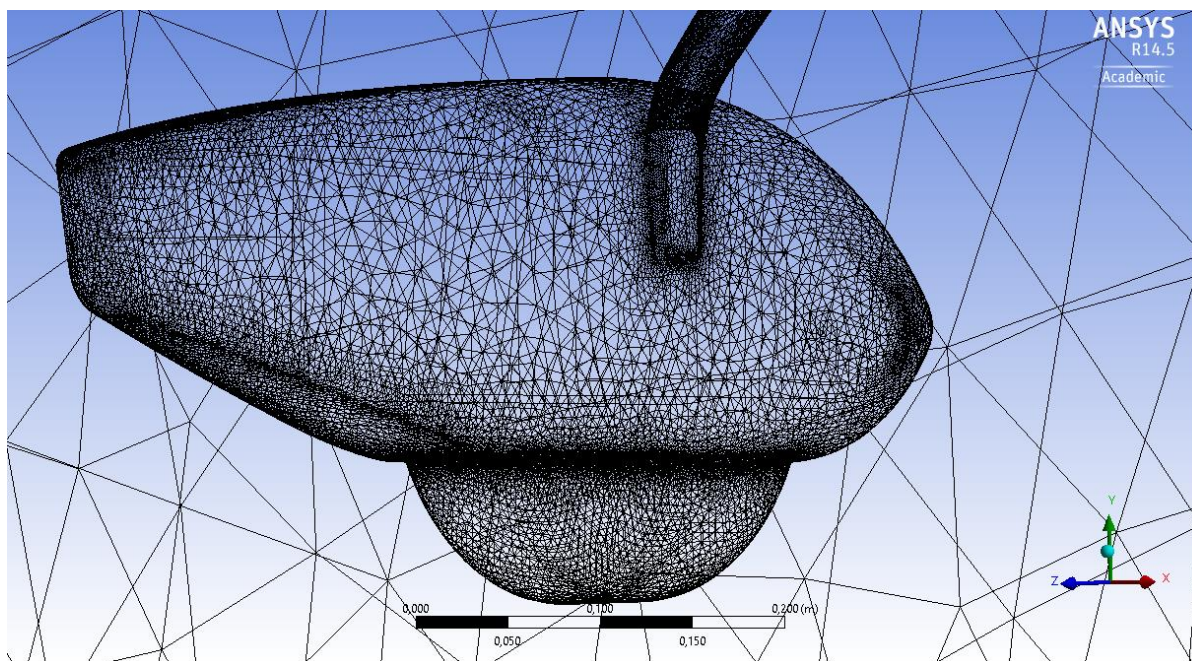
Obr. 36: Defaultné nastavenie siete (vľavo) a upravené nastavenie siete

Týmito nastaveniami získam vyhovujúce maximálne parametre skewness – 0,846 pre Zlín Z 143SLi a 0,799 pre Cirrus SR20.

V ďalšom kroku je dôležité pomenovať jednotlivé strany tohto prostredia, a teda vytvoriť *Named selections*. Je výhodné nazvať čelnú a zadnú plochu ako *Inlet* a *Outlet*, pretože na základe týchto dvoch názvov program automaticky priradí vstup a výstup prúdenia vzduchu v tomto prostredí.



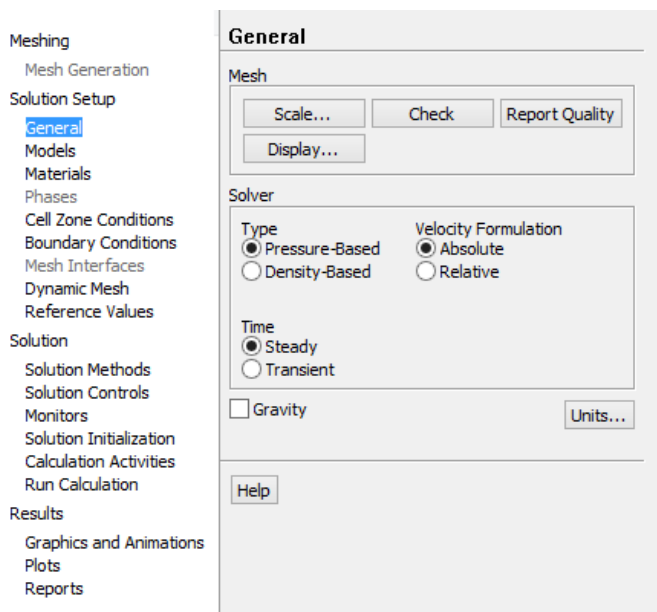
Obr. 37: Meshing prostredia



Obr. 38: Meshing krytu podvozku

6.4 Solution

Po geometrii a sieťovaní nie je známe aké fyzikálne parametre má program počítať. Preto je nutné správne nakonfigurovať jednotlivé požiadavky v okne *Setup*, resp. *Solution*. Postupnými krokmi riešenia z ponuky stromu od *Solution Setup* až po *Run Calculation* dostaneme konečné výsledky. Každý krok je unikátny a je nesmierne dôležité nevynechať ani jeden a zároveň ho správne identifikovať a určiť.



Obr. 39: Strom s ponukou nastavení

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

V tomto prípade nízko rýchlostného nestlačiteľného prúdenia je jedinou vhodnou možnosťou voľba solvru typu *Pressure-Based*, ktorý vychádza z rovnice kontinuity a zároveň za predpokladu trení a turbulentného prúdenia zvolenie jedno rovnicového *Spalart-Allmarasovho* modelu, používaný hlavne v leteckých aplikáciách pre obdobné typy výpočtov [27][28].

Tab. 3: Zvolené možnosti krokov *Solution Setup*

General	Pressure-Based
Models	Viscous - Spalart-Allmaras
Material	Air
Cell Zone Conditions	Prostředí

Materiálom, a teda prúdiacim médiom bude vzduch s konštantnou hustotou a viskozitou s hodnotami danými výškou letu v 2000 metroch [29].

Tab. 4: Parametre vzduchu v letovej výške 2000m

Hustota ρ [kgm^{-3}]	1,00649
Viskozita η [Nsm^{-2}]	$1,74645 \cdot 10^{-5}$
Tlak p [Pa]	$7,94952 \cdot 10^4$

V záložke *Cell Zone Conditions – Operating Conditions – Operating Pressure* voľba hodnoty okolitého tlaku 79495,2 Pa.

Nastavenie okrajových podmienok je možné cez záložku *Boundary conditions* a následným editovaním jednotlivých prvkov.

Okrajové podmienky vstupu - *Velocity-Inlet* sú určené rýchlosťou prúdenia v smere normály k čelu vstupnej plochy.

Ďalším parametrom je *Turbulent Intensity*, ktorého veľkosť je určená charakteristikou simulovaného veterného tunela (v moderných veterných tuneloch sa pohybujú tieto hodnoty do 0,05%) a *Turbulent Lenght Scale*, dané vzťahom [30]:

$$l = 0,07 \cdot d_h \quad (6.1)$$

$$\text{kde } d_h = \frac{4A}{o} \text{ je hydraulický priemer.} \quad (6.2)$$

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

Tab. 5: Zvolené hodnoty *Turbulent Intensity* a *Turbulent Length Scale*

Turbulent Intensity [%]	0,05
Turbulent Length Scale [m]	0,1

Okrajové podmienky výstupu – *Pressure-Outlet* určuje parameter *Gauge Pressure* s nulovou hodnotou a parametre *Turbulent Intensity* a *Turbulent Length Scale* sú rovnaké ako v prípade vstupu.

Všetky ostatné prvky sú typom *Wall*, resp. *Interior bez nutnosti ďalšej editácie*.

V podkategórií s názvom *Solution Methods* boli zvolené presnejšie formy diskretizácie [27]:

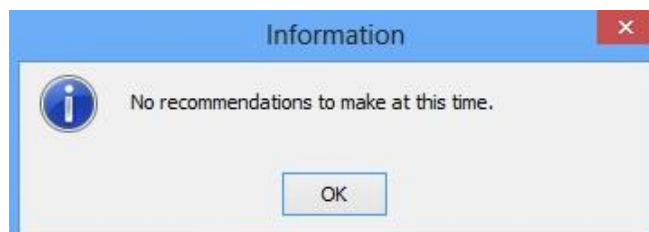
Tab. 6: Zvolené možnosti v kategórii *Solution Methods*

Scheme	SIMPLE
Gradient	Least Squares Cell Based
Pressure	Second Order
Momentum	Second Order Upwind
Modified Turbulent Viscosity	Second Order Upwind

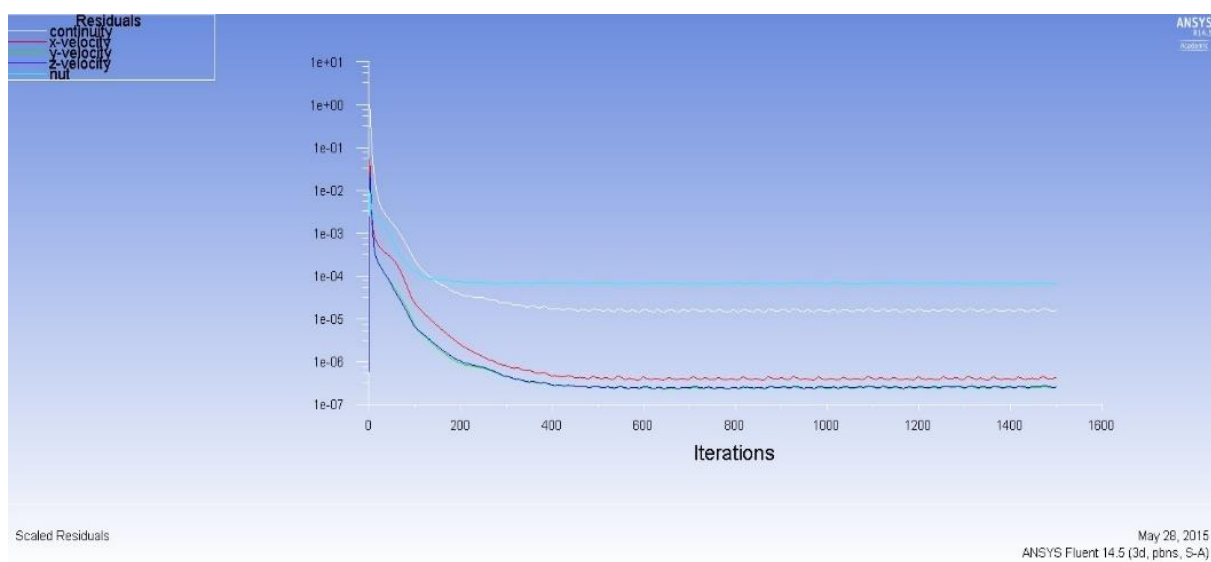
Následne je nutné celý postup načítať do pamäti programu a vytvoriť tým prvý, počiatočný krok, z ktorého sa bude následne iterovať výsledok. Preto cez položku *Solution Initialization* a označením možností *Standart Initialization, Relative To Cell Zone* zvolím príkaz *Initialize*.

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

Predposledným krokom je už len skontrolovať bezchybnosť celého postupu pomocou *Run Calculation - Check Case...* a v prípade pozitívneho výsledku možné zahájiť samotný výpočet zadaním počtu iterácií a príkazom *Calculate*.



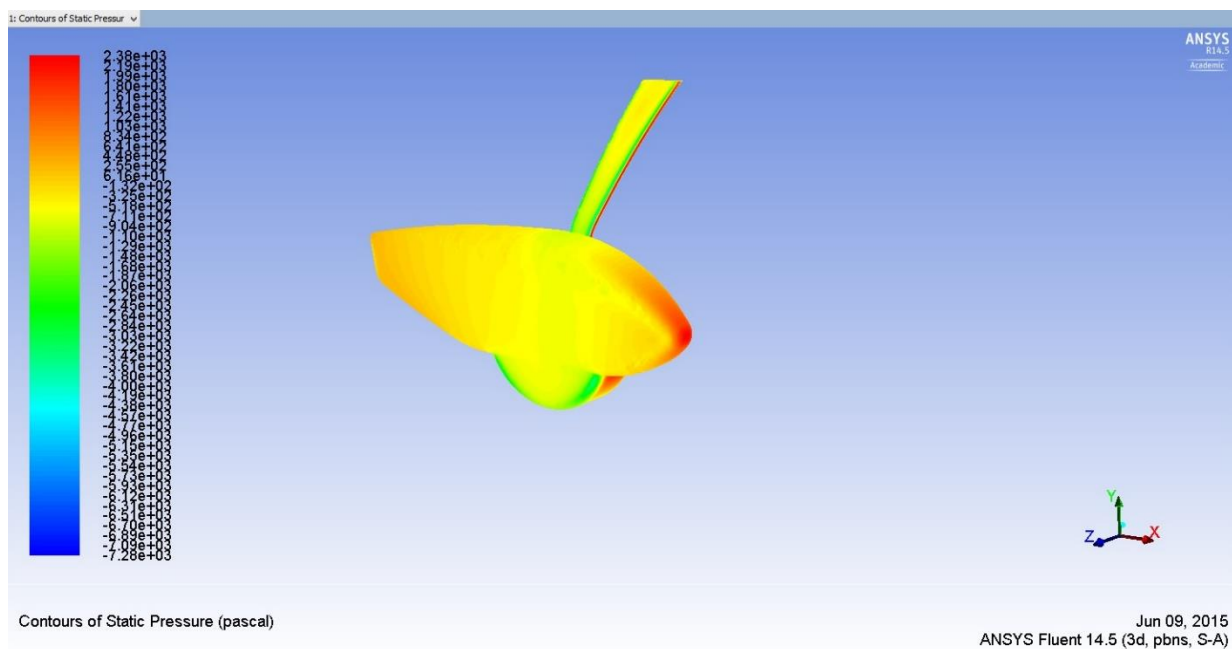
Obr. 40: Informačná hláška správnosti postupu



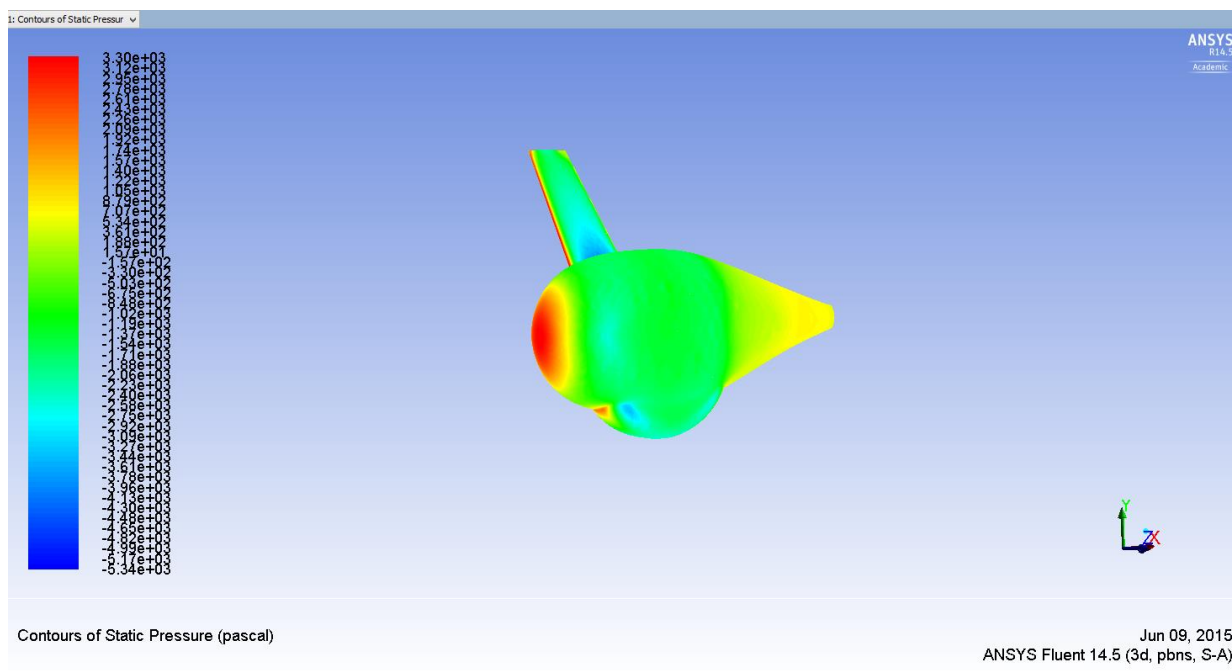
Obr. 41: Priebeh výpočtu 1500 iterácií

6.5 Post-processing

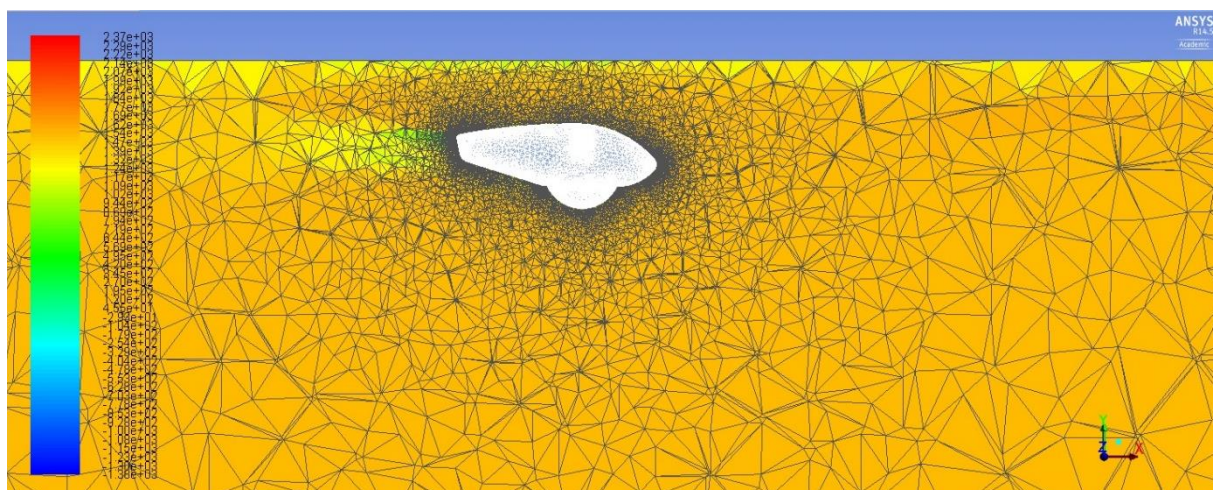
Po dokončení iterácie je možné prejsť k analýze vypočítaných výsledkov, a teda časti post-processingu.



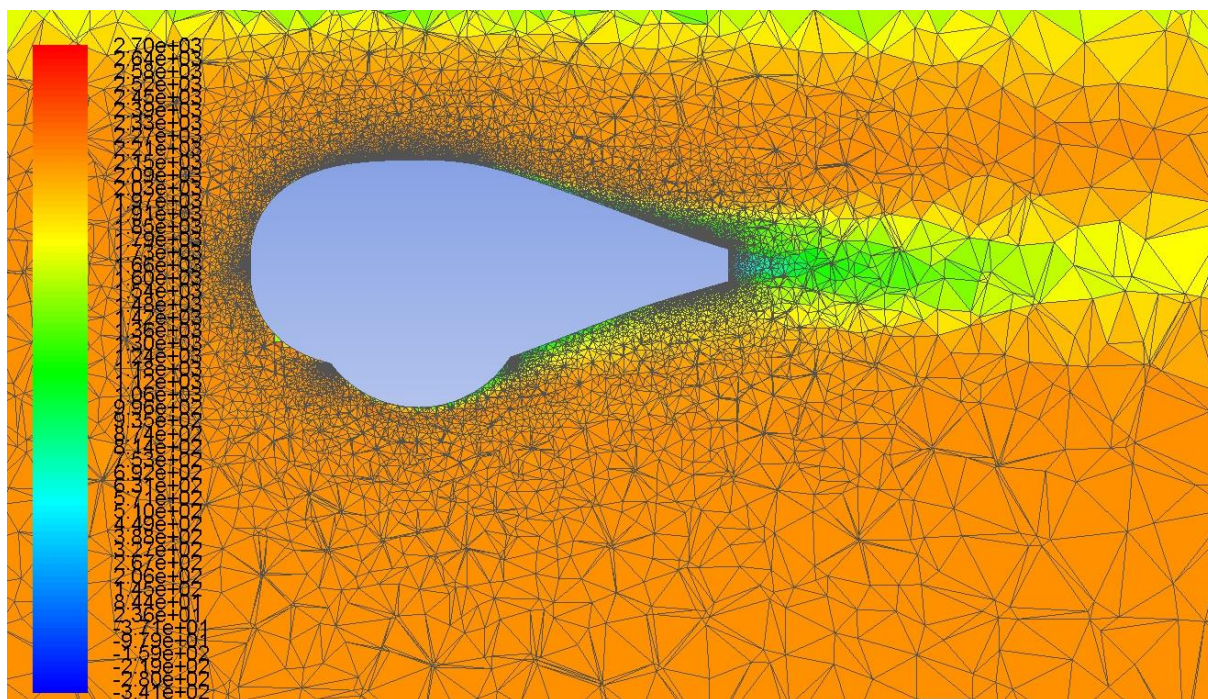
Obr. 42: Rozloženie statického tlaku Zlín



Obr. 43: Rozloženie statického tlaku SR20



Obr. 44: Rozloženie celkového tlaku v rovine symetrie bačkory Zlín

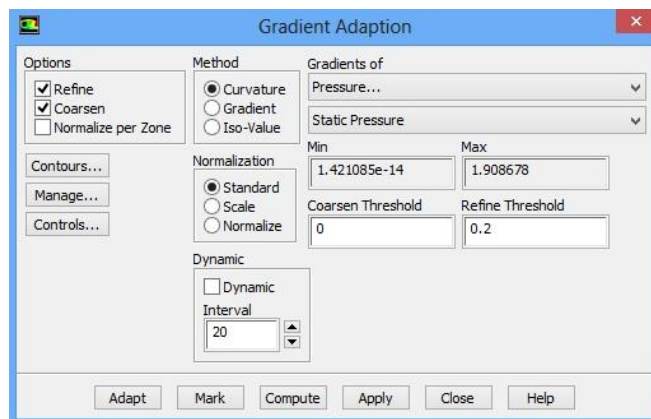


Obr. 45: Rozloženie celkového tlaku v rovine symetrie bačkory SR20

Pozorovaním sietí v rovinách symetrie oboch bačkor je zrejmé, že bunky v oblastiach, ktoré sú ešte stále ovplyvnené zmenami tlaku sú príliš veľké, a preto je možné, že ich zjemnením dokážem zlepšiť presnosť výsledku.

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

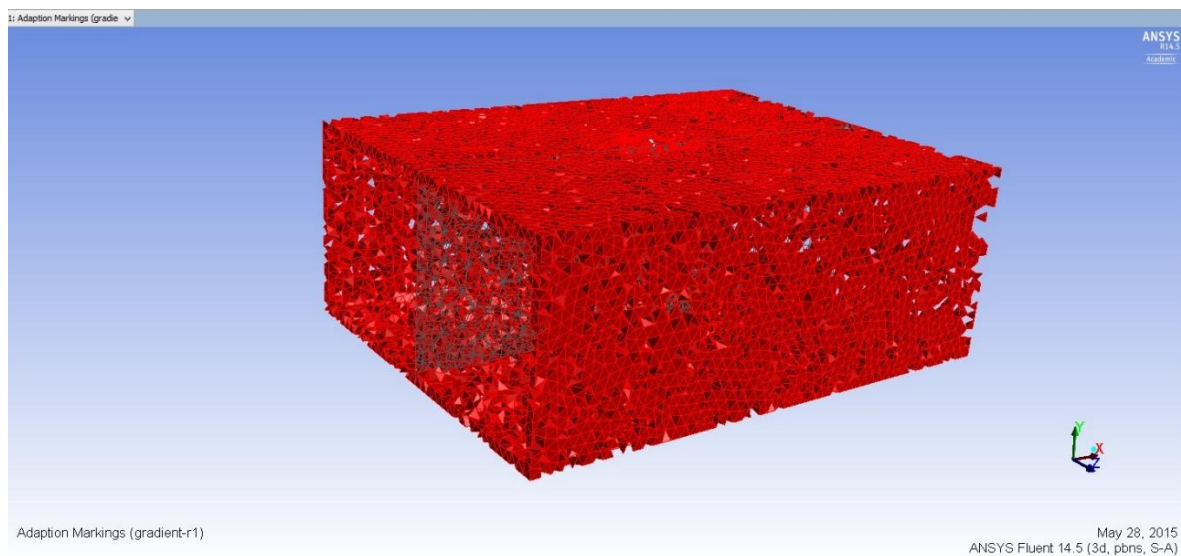
Preto pomocou hornej lišty s názvom *Adapt – Gradient* upravím veľkosť jednotlivých buniek.



Obr. 46: Adaptácia gradientu

Po príkaze *Compute* sa zobrazí hodnota *Max*, a pravidlom 10% z tohto čísla napíšem hodnotu do *Refine Threshold*, čo znamená, že všetky bunky nad touto hodnotou budú upravené. Keďže sieťové bunky je potrebné zjemňovať, *Coarsen Threshold* (teda „zhrubovanie“ siete) musí byť 0. [31]

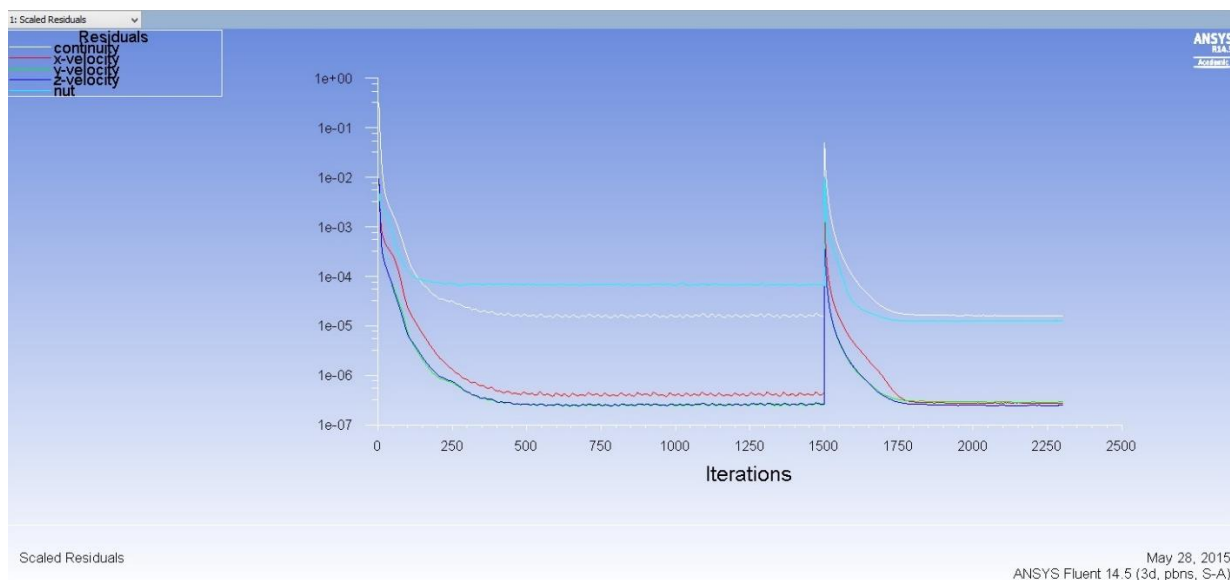
Ďalej cez ikonu *Manage...* zvolím vytvorený gradient a kliknutím na *Adapt* vznikne upravená sieť.



Obr. 47: Sieťové bunky doporučené k úprave

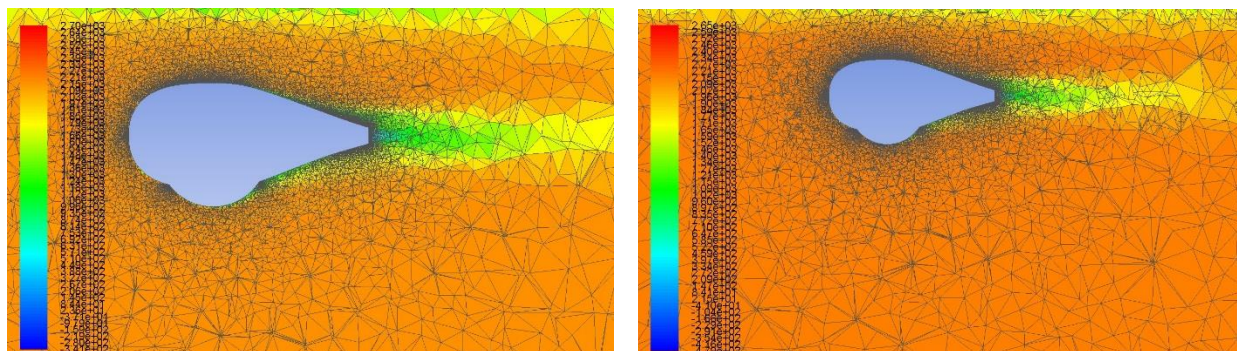
VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU

Týmto postupom vznikla nová predefinovaná sieť, ale v pamäti výpočtu sú stále uložené hodnoty z predošlej, neupravenej siete. Tento problém je odstrániteľný zadaním ďalších iterácií a opätovným spustením výpočtu.

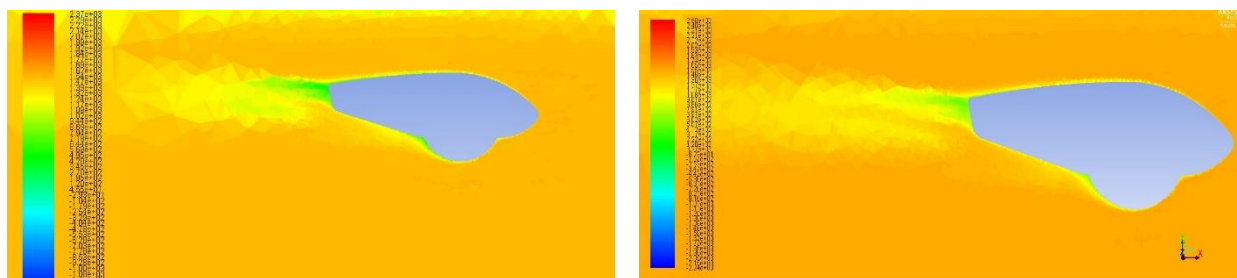


Obr. 48: Rozdiel v priebehu iterácií pred a po adaptácii gradientu

Po dokončení týchto iterácií je možné znovu skúmať a porovnávať dosiahnuté výsledky. Rozdiel medzi adaptovanou a neadaptovanou sieťou je zrejмый z obrázkov 46 a 47:

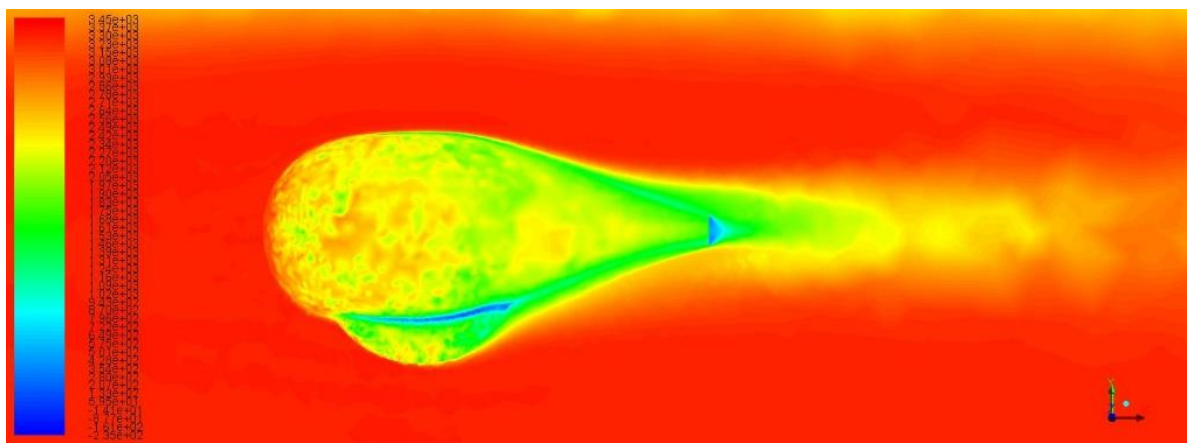


Obr. 49: Rozdiel v jemnosti siete pred (vľavo) a po adaptácii SR20

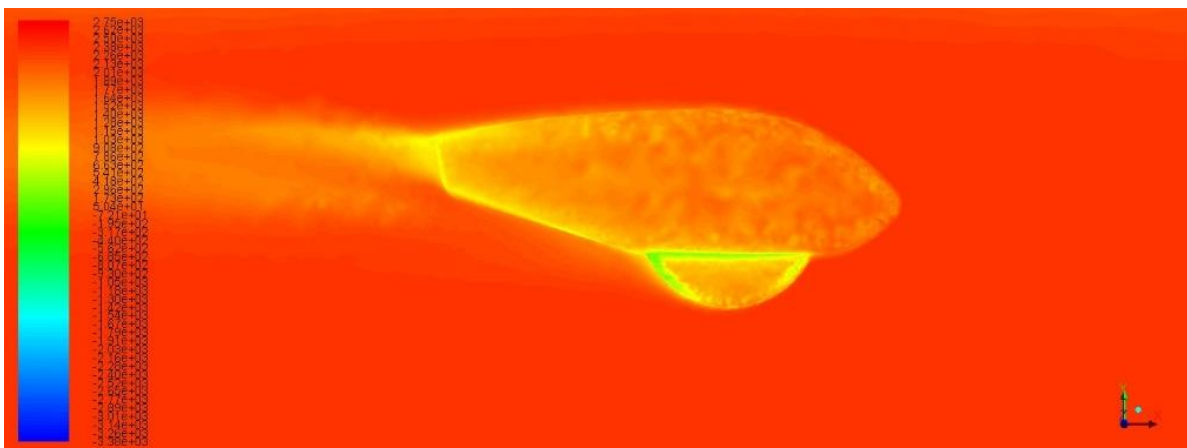


Obr. 50: Rozdiel v jemnosti tlakových prechodov pred (vľavo) a po adaptácii Zlín

VÝPOČET VÝSLEDNÉHO AERODYNAMICKÉHO ODPORU



Obr. 51: Rozloženie celkového tlaku krytu SR20



Obr. 52: Rozloženie celkového tlaku krytu Zlín

7 Výpis výsledkov a ich zhodnotenie

Adaptovaním gradientu sa zaručila vyššia presnosť výsledkov, a je možné prejsť k číselným výsledkom, ktoré získam príkazmi *Results – Reports – Forces – Print*.

Konečné hodnoty aerodynamických odporov a aerodynamické súčinitele oboch krytov sú zhrnuté v tabuľke 7:

Tab. 7: Zhrnutie výsledkov

	Tvarový odpor [N]	Trečí odpor [N]	Celkový odpor [N]
Zlín Z 143SLi	7,18	4,36	11,54
Cirrus SR20	9,37	6,81	16,18

Tab. 8: Porovnanie súčiniteľov odporu

	Odhadovaný súčiniteľ odporu	Vypočítaný súčiniteľ odporu
Zlín Z 143SLi	0,12	0,14
Cirrus SR20	0,22	0,16

8 Záver

Cieľom tejto bakalárskej práce bol výpočet aerodynamických charakteristík krytu podvozku. K tomuto účelu boli vytvorené podľa predlohy dva typy 3D krytov podvozku, na ktorých bol následne počítaný ich aerodynamický odpor v CFD programe. Tieto kryty boli zámerné vybrané tak, aby sa od seba odlišovali celkovými tvarmi, ale aj veľkosťou čelnej plochy, ktorá vstupuje do hlavnej rovnice pre výpočet celkového aerodynamického odporu.

Výpočet aerodynamických charakteristík bol určovaný za predpokladu konštantnej letovej výšky a rýchlosťami prúdení špecifickými pre daný kryt.

Tento výpočet bol rozdelený na dve fázy. Prvá fáza zahrňovala výpočet aerodynamického odporu na základe súčiniteľa odporu, ktorý bol prevzatý z experimentov doktora Roskama, s ohľadom na tvarovú podobnosť. Fáza druhá obsahovala kompletný výpočet v CFD programe.

Ako kľúčová podmienka presnosti výsledkov pri CFD výpočtoch sa ukázala požiadavka na kvalitu sieťovania počítaného objektu. Sieťovanie preto muselo byť viackrát upravované, aby vyhovovalo týmto požiadavkám, celkový výpočet však prebehol bez väčších problémov.

Výpočty potvrdili, že odpor krytu Cirrus SR20 musel byť už z predošlých náznakov vyšší ako odpor krytu Zlín Z 143SLi. Táto úvaha vychádza z porovnania čelných plôch, súčiniteľov odporu a rýchlosti prúdení, ktoré sú v prípade krytu Cirrus SR20 väčšie.

Ďalej, porovnaním vypočítaných a odhadovaných výsledkov je možné vidieť istý rozdiel, ktorý je zapríčinený koeficientmi odporov, ktoré boli prevzaté z experimentov doktora Roskama a teda ich hodnota bola len približná. Týmto sa ukázalo, že nie je možné jednoznačne presne určiť odpor krytu použitím koeficientu odporu len na základe tvarovej podobnosti, a preto je nutné použiť výpočty CFD.

Alternatívou, respektíve overením týchto CFD výpočtov by bolo použitie meraní v aerodynamickom tuneli, ktoré sú stále neodmysliteľnou metódou pri zisťovaní aerodynamického odporu, avšak experimenty tohto typu neboli náplňou bakalárskej práce.

Prehľad použitej literatúry

- [1] AlfvanBeem. Aerospool Dynamic WT9 PH-3Z2 [fotografia]. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/File:Aerospool_Dynamic_WT9_PH-3Z2_07March2009.jpg. Formát: 800x x600
- [2] Alan Lebeda. Aerospool WT9 Dynamic [fotografia]. *Airliners.net* [online]. Dostupné z: <http://www.airliners.net/photo/Aerospool-WT-9-Dynamic/1562692/L>. Formát: 1024 x 735
- [3] Avia_B-534. In: *Wikipedia: The free encyclopedia* [online]. Wikipedia Foundation, 2003. Stránka naposledy edit. 25.1.2015 v 02:58. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: http://cs.wikipedia.org/wiki/Avia_B-534
- [4] Histórie letadel Tatra [online]. *Aviators.cz*. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://aviators.cz/cz/historie>
- [5] Avia 5-534. In: *Svaz letců České republiky* [online]. ©2010 mynameisdesign.com. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://www.svazletcu.cz/cs/vystava-zamek-plumlov/ceskoslovenske-letectvo-1918-1939-pr/panel-pr06>
- [6] Tatra T-101.2. In: *Aviators.cz* [online]. ©2012 Aviators.cz. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://aviators.cz/cz/Tatra-T-101.2>
- [7] Cessna 182. In: *Vzletim.aero* [online]. ©2012-2014 OOO "Взлетим.py". [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: http://vzletim.aero/encyclopedia/vehicle/?ELEMENT_ID=3992
- [8] Cirrus SR20. In: *Cirrus aircraft* [online]. ©2015 Cirrus Aircraft. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://cirrusaircraft.com/aircraft/sr20/>
- [9] Corvus racer 540. In: *I love planes* [online]. ©2015 A Rafael Marquez Website. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://www.iloveplanes.com/hannes-arch-wins-rio-red-bull-air-race-2010>
- [10] ATEC 321 FAETA. In: *Atec aircraft* [online]. ©2007-2015 ATEC, v.o.s. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://www.atecaircraft.eu/letadla/faeta/>
- [11] Aerodynamika [online]. *Informační portál automobilové techniky*. [2015-06-12]. Dostupné z: <http://www.autolexicon.net/cs/articles/aerodynamika/>
- [12] ANDERSON, J. D. Jr. *A history of aerodynamics*. Cambridge: Cambridge University Press, 1997. s. 11-12. ISBN 0-521-66955-3.
- [13] BROŽ, V. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Vyd. 5. Praha: ČVUT, 2001. ISBN 80-01-02347-8
- [14] Aerodynamika [online]. *VÚT v Brně*. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php>

- [15] JANALÍK Jaroslav. *Obtékání a odpor těles* [online]. Ostrava: Editační středisko VŠB – TU Ostrava, 2008. s.5. ISBN 978-80-248-1911-2. [cit. 2015-06-21]. Dostupné z: www.338.vsb.cz/PDF/Janalik-Obtekani.pdf
- [16] TALAY,T.A. *Introduction to the aerodynamics of flight* [online]. Washington D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 1975. s. 33-34. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://practicalaero.com/wp-content/uploads/2010/04/NASA-SP-367.pdf>
- [17] Laminar and turbulent flow. In: *Baidu News* [online]. ©2014 Baidu News. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://www.thepaper.cn/baidu.jsp?contid=1300156>
- [18] ŠULŽENKO, M.N.. *Konstrukce letadel*. 2. opravené vydání. Praha: SNTL, 1954. s. 36.
- [19] HERRNSTEIN, William H. and David BIERMANN. *The drag of airplane wheels, wheel fairings, and landing gears– I* [online]. Washington D.C.,1935. s. 30. Dostupné z: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1935/naca-report-485.pdf>
- [20] NACA logo. In: *Grin* [online]. NASA History Office. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://grin.hq.nasa.gov/ABSTRACTS/GPN-2000-001838.html>
- [21] ROSKAM, Jan. *Airplane design. Part VI: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*. Lawrence: DARcorporation, 2000. s. 90-97. ISBN 1-884885-52-7.
- [22] Curimedia. Zlin 143LSi D-EZLX [fotografie]. *Wikipedia: The free encyclopedia* [online]. Dostupné z: [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Zlin_143LSi_D-EZLX_\(9299189962\).jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Zlin_143LSi_D-EZLX_(9299189962).jpg). Formát: 800 x 533
- [23] Michael Carbery. Private Cirrus SR20 N840CD [fotografie]. *Airplane pictures* [online]. Dostupné z: <http://www.airplane-pictures.net/photo/53981/n840cd-private-cirrus-sr20/>. Formát: 1024 x 702
- [24] ANSYS, Inc. Introduction to CFD Methodology. In: *iMechanica* [online]. Ansys,Inc.: 2010. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: http://imechanica.org/files/fluent_13.0_lecture02-intro-to-cfd.pdf
- [25] ANSYS, Inc. ANSYS Fluent User's Guide. In: *Ansys* [online]. Ansys, Inc.: 2013. s.132. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: <http://148.204.81.206/Ansys/150/ANSYS%20Fluent%20Users%20Guide.pdf>
- [26] *Scribd* [online]. Scribd, Inc. [2015-06-12]. Dostupné z: <https://www.scribd.com/doc/105669305/8/Skewness-and-the-Fluent-Solver>
- [27] ANSYS, Inc. Solver Settings. In: *iMechanica* [online]. Ansys,Inc.: 2010. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: http://imechanica.org/files/fluent_13.0_lecture05-solver-settings.pdf
- [28] ANSYS, Inc. Turbulence Modeling. In: *iMechanica* [online]. Ansys,Inc.: 2010. [cit. 2015-06-12]. Dostupné z: http://imechanica.org/files/fluent_13.0_lecture06-turbulence.pdf

PREHEAD POUŽITEJ LITERATURY

- [29] Physical Properties of U.S. Standard Atmosphere. In: *Atmosphere properties* [online]. Rocket&Space Technology 1976. [cit. 2015-06-12].
Dostupné z: <http://www.braeunig.us/space/atmos.htm>
- [30] *Determining Turbulence Parameters* [online]. Fluent, Inc. [cit. 2015-06-12].
Dostupné z: <https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node217.htm>
- [31] *Adapting the Grid* [online]. Fluent, Inc. [cit. 2015-06-12].
Dostupné z: <https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/tg/node21.htm>

Prílohy

Obsah priloženého DVD

2x 3D model krytu podvozku: Cirrus SR20.igs
Zlín Z 143SLi.igs

2x zložky s CFD výpočtami v programe ANSYS: Cirrus SR20_CFD
Zlín Z 143SLi_CFD