



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH KANÁLU OLEJOVÉHO CHLADIČE PRO MODERNIZOVANOU MOTOROVOU GONDOLU LETOUNU L410NG

DESIGN OF COOLING AIR CHANNEL FOR OIL COOLER INSTALLATION IN RESHAPED
ENGINE NACELLE OF L410NG AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Bc. SLAVOMÍR FAZEKAŠ

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

Ing. JAN NAVRÁTIL

Abstrakt

Práca popisuje návrh kanálu chladenia pre zástavbu nového motora do lietadla L-410NG. Najprv bol vytvorený na základe analytického výpočtu model kanála, ktorý bol následne podrobený CFD analýze. Na záver sú porovnané charakteristiky prúdenia analytického výpočtu s CFD analýzou a popísané možnosti zlepšenia prúdenia pre ďalšie modifikácie kanála.

Summary

This thesis describes a design of cooling channel for the engine installation to the L-410NG aircraft. Firstly, it was compiled on the basis of analytical calculation of channel model and afterward underwent CFD analysis. In conclusion, the flowing of analytic calculation characteristics are compared with CFD analysis and there are also described possibilities of flowing improvement for next channel modification.

Klíčová slova

aerodynamika, letecký motor, kanál chladenia, CFD, Fluent, návrh, optimalizácia

Keywords

aerodynamics, aircraft engine, cooling channel, CFD, Fluent, design, optimization

FAZEKAŠ, S. *NÁVRH KANÁLU OLEJOVÉHO CHLADIČE PRO MODERNIZOVANOU MOTOROVOU GONDOLU LETOUNU L410NG*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 81 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Jan Navrátil.

Vyhlasujem, že som bol zoznámený s predpismi pre vypracovanie diplomovej práce, a že som celú túto prácu, vrátane príloh, vypracoval samostatne pod vedením Ing. Jana Navrátila s použitím uvedenej odbornej literatúry.

Bc. Slavomír Fazekaš

V úvode by som sa rád poďakoval vedúcemu mojej diplomovej práce Ing. Janovi Navrátilovi za cenné rady a pripomienky pri jej tvorbe. Za nesmiernu pomoc pri analytickom výpočte Ing. Pavlovi Pišteckému a taktiež Ing. Petrovi Doupníkovi PhD. pri práci s programom Fluent.

Bc. Slavomír Fazekaš

Obsah

1	Úvod	3
2	Softvérové a hardvérové prostriedky	4
3	Popis lietadla	5
3.1	História lietadla L-410	5
3.2	Verzia L-410NG	5
3.2.1	Motor GE-H85	6
4	Stanovenie režimu letu	8
4.1	Uhol nábehu	8
4.2	Rýchlosť nabiehajúceho prúdu	9
5	Návrh kanála	11
5.1	Chladič	13
5.1.1	Charakteristické vlastnosti chladičov	13
5.1.2	Chladič na L410NG	13
5.2	Difúzor	17
5.2.1	Straty dynamického tlaku difúzora	17
5.2.2	Výpočet	19
5.3	Vstupná sústava (Naca vstup)	21
5.3.1	Charakteristické vlastnosti a parametre	21
5.3.2	Výpočet NACA vstupu	26
5.4	Konfúzor	28
5.4.1	Výpočet potrebnej rýchlosti za chladičom	28
5.4.2	Vypočítané hodnoty	28
5.4.3	Vplyv tepla na charakteristické veličiny prúdu	30
5.5	Návrh	32
6	Teória CFD	36
7	Kalibračná úloha	38
7.1	Model	38
7.2	Tvorba siete	39
7.3	Výpočet	39
7.4	Výsledky kalibračnej úlohy	40
7.5	Zhodnotenie kalibračnej úlohy	43
8	CFD analýza prúdenia v kanáli chladenia	44
8.1	Tvorba geometrie	44
8.1.1	Výpočetný model	44
8.1.2	Úpravy modelu	46
8.2	Tvorba výpočetnej siete	50
8.2.1	Vloženie a úprava geometrie	51
8.2.2	Nastavenie parametrov siete	54

OBSAH

8.2.3	Nastavenie prizmatických vrstiev	57
8.2.4	Kontrola a vygenerovanie siete	60
8.3	Simulácia prúdenia	61
8.3.1	Nastavenie výpočtu	61
8.3.2	Okrajové podmienky	63
8.3.3	Metóda riešenia	66
8.3.4	Výpočet	67
8.4	Výsledky	68
8.4.1	Vyhodnotenie simulácie	68
8.4.2	Porovnanie parametrov prúdenia teoretického návrhu a CFD analýzy	73
9	Oblasť možného zlepšenia	75
10	Záver	77
	Zoznam použitých zdrojov	78
	Zoznam použitých skratiek a symbolov	80

1. Úvod

Cieľom tejto diplomovej práce je návrh kanála chladenia pre modernizovanú verziu lietadla L-410NG s využitím motorov General Electric H85. Jedná sa o komplexnú úlohu, ktorá pozostáva z návrhu jednotlivých častí kanála, ktorých geometrické parametre ovplyvňujú prúdenie v celom kanály. Dôležitým aspektom návrhu je minimálna tlaková strata a čo možno najúčinnější premena dynamického tlaku na statický tlak pred chladičom. Tá je daná hodnotou RRR (Ram recovery Ratio), ktorá je dôležitá hlavne pri návrhu vstupu. Vstupnú časť tvorí ponorný vstup, ktorý sa často nazýva aj NACA vstup. Pre svoju vysokú účinnosť a malý odpor je najvhodnejší pre nižšie rýchlosti a pri lietadlách kategórie commuter je veľmi rozšírený. Najdôležitejšou časťou je chladič, ktorý musí byť zásobovaný dostatočným hmotnostným tokom vzduchu aby bol schopný ochladiť olej.

Prvá časť práce sa zaoberá analytickým návrhom kanála chladenia s odhadom vlastností prúdu, ktorý ním prechádza. Teoretický návrh je založený na obecných vzťahoch aerodynamiky a empirických vzťahoch získaných z meraní v aerodynamických tuneloch a laboratóriách. Na základe nich bol vytvorený výsledný model kanála, ktorý bol domodelovaný do motorovej gondoly pre motor H85. Pri tvorbe geometrie bol použitý program Catia V5.

Druhá časť práce je venovaná CFD analýze prúdenia v kanály chladenia. Jej úlohou je overenie a konfrontácia s teoretickým návrhom. Dôraz je kladený na odchýlky charakteristických veličín a určenie miest, v ktorých môže dochádzať k vzniku vírov a odtrhnutiu medznej vrstvy. Výpočetná sieť bola vytvorená v programe ICEM a na analýzu program Fluent. Práca obsahuje stručný postup nastavenia parametrov pri tvorbe siete ako aj výpočetného modelu pre samotnú CFD analýzu.

2. Softvérové a hardvérové prostriedky

Software:

Operačný systém: PC - Microsoft Windows 7 Professional, Service Pack 1, 64 bit
Cluster - Linux 64

CAD software: Catia V5R19, Service Pack 4, Non-commercial version

Tvorba siete: ANSYS ICEM CFD™ 14.5 Non commercial version

Riešič a postprocesor: ANSYS® Fluent™ 15.0 Non commercial version

Hardware:

PC:

Procesor: Intel® Core™ i7 CPU 950 @ 3.07 GHz

Počet jadier procesora: 4 RAM: 12.0 GB

Cluster:

Počet uzlov: 32

Počet jadier: 382

RAM: 1.8TB

Úložisko: 16TB

3. Popis lietadla

3.1. História lietadla L-410

História lietadla L-410 siaha až do obdobia na prelome päťdesiatych a šesťdesiatych rokov. V tomto období požadoval Aeroflot náhradu za lietadlá Antonov An-2. Jednalo sa o lietadlo schopné operovať z krátkych dráh pre prepravu 10-12 cestujúcich.

Toto bol podnet, prečo sa v továrni Let Kunovice pustili do štúdie nového dopravného lietadla, ktoré by spĺňalo tieto parametre. Tak sa začal vývoj lietadla L-400, ktorý mal byť vybavený motorom o výkone 735 kW.

Zmeny nastali v polovici šesťdesiatych rokov, kedy sa na trhu začínajú objavovať prvé turbovrtuľové motory o výkone 515kW a hmotnosti 140kg. To viedlo k zastaveniu projektu L-400 a štart vývoja lietadla rady L-410.

V roku 1968 boli spracované výsledné dokumenty pre výrobu prvého prototypu. Lietadlo bolo navrhnuté ako dvojmotorové turbovrtuľové lietadlo pre 12-19 osôb schopné operovať z krátkych a nespevnených dráh. Lietadlo bolo osadené motormi zahraničného výrobcu PT6-A. Na základe tohto motora už v tomto období prebiehal intenzívny vývoj vlastného motoru M-601.

V roku 1969 sa uskutočnil prvý vzlet. Následne došlo k niekoľkým úpravám ako bolo zväčšenie palivových nádrží, zmena konštrukcie podvozku, či pridanie kýlových plôch na smerovom kormidle. Pri vývoji lietadlo prešlo sériou náročných testov v Sovietskom zväze, ktoré boli zamerané hlavne na úlohy operovať na nespevnených a krátkych dráhach pri extrémnych teplotách v rozmedzí -40 až $+44^{\circ}\text{C}$. V roku 1974 vznikla verzia pre fotografické snímkovanie označená ako L-410AF. Z verzie L-410 s motorom PT-6 bolo vyrobených 31 kusov.

Následne začala výroba rady L-410M s novým motorom Walter M-601.

Po určitom období požadoval sovietsky zákazník lietadlo schopné prevádzky v extrémnych podmienkach, čo viedlo k vzniku verzie L-410 UVP. Táto najpopulárnejšia verzia lietadla L-410 bola navrhnutá podľa vtedy úplne novej normy NLGS-2. Medzi najzásadnejšie úpravy patrilo zvýšenie maximálnej užitočnej hmotnosti. Aerodynamicky bolo najväčšou zmenou využitie vzpätia na výškovom kormidle.

V minulosti bolo lietadlo prevádzkované v štátoch východného bloku, v súčasnosti našlo svoje uplatnenie aj v krajinách Ameriky, Afriky a Ázie.[22]

3.2. Verzia L-410NG

V roku 2010 začali štúdiá na návrhu novej verzie lietadla pod označením L-410NG. Pri návrhu verzie bol hlavný dôraz kladený na zvýšenie efektivity, ekonomickosti prevádzky a životnosti lietadla. Kapacita lietadla zostala nezmenená 19 osôb, daná predpisom FAR 23.

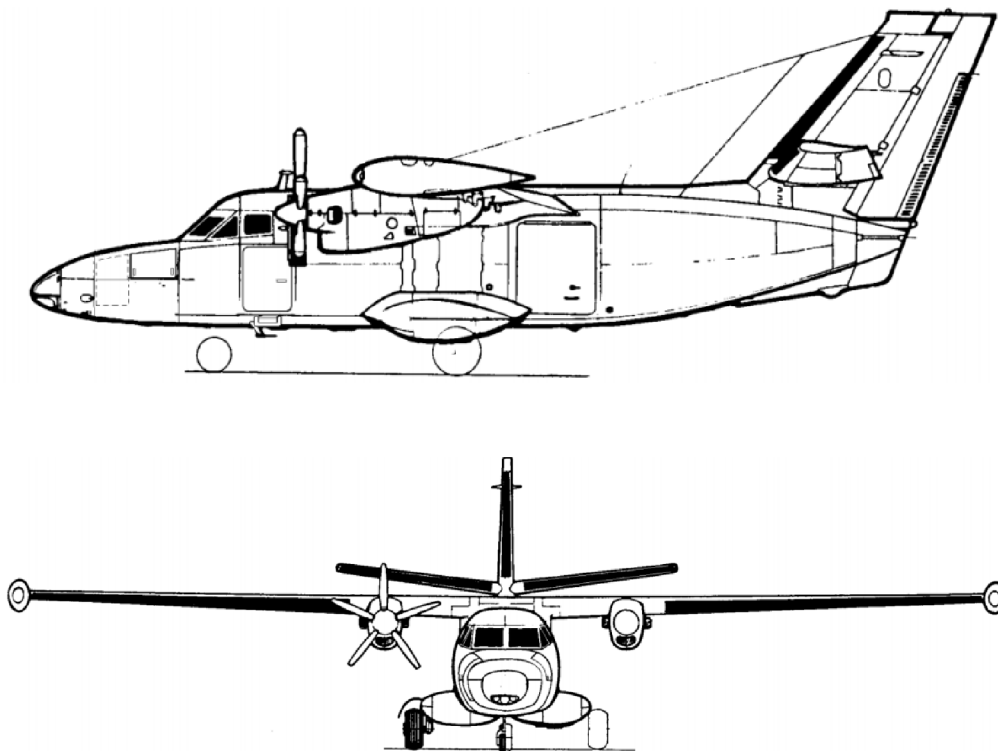
Hlavnými zmenami oproti predchádzajúcej verzii je zvýšenie m_{TOW} , zvýšením platia-ceho zaťaženia, zväčšenie prednej časti trupu, ktorá slúži na prepravu batožiny a využitím integrálnych palivových nádrží v krídlach. Vo verzii NG bude nainštalovaná dvojica motorov H85-200 s vrtuľami AV-725, čo bude mať za následok zlepšenie prevádzkových vlastností, a to hlavne cestovnej rýchlosti a doletu.

3.2. VERZIA L-410NG

Pri návrhu sa počíta s využitím filozofie „damage tolerance“ čím sa podstatne zvýši životnosť. V pilotnej kabíne bude nainštalovaný „glass cockpit“. Vývoj je riešený v rámci projektu MOSTA v spolupráci s viacerými českými firmami.[1]

Charakteristika	jednotka	UVP-E20	NG
Dĺžka	m	14,424	15,024
Rozpätie	m	19,479	19,479
Prázdna hmotnosť	kg	3725	4200
Maximálna vzletová hmotnosť	kg	6600	7000
Platiace zaťaženie	kg	1710	2200
Maximálny dolet	km	1040	2840
Maximálna rýchlosť	km/h	398	421

Tabuľka 3.1: Porovnanie L-410NG a L-410 UVP-E20



Obr. 3.1: L-410 NG [9]

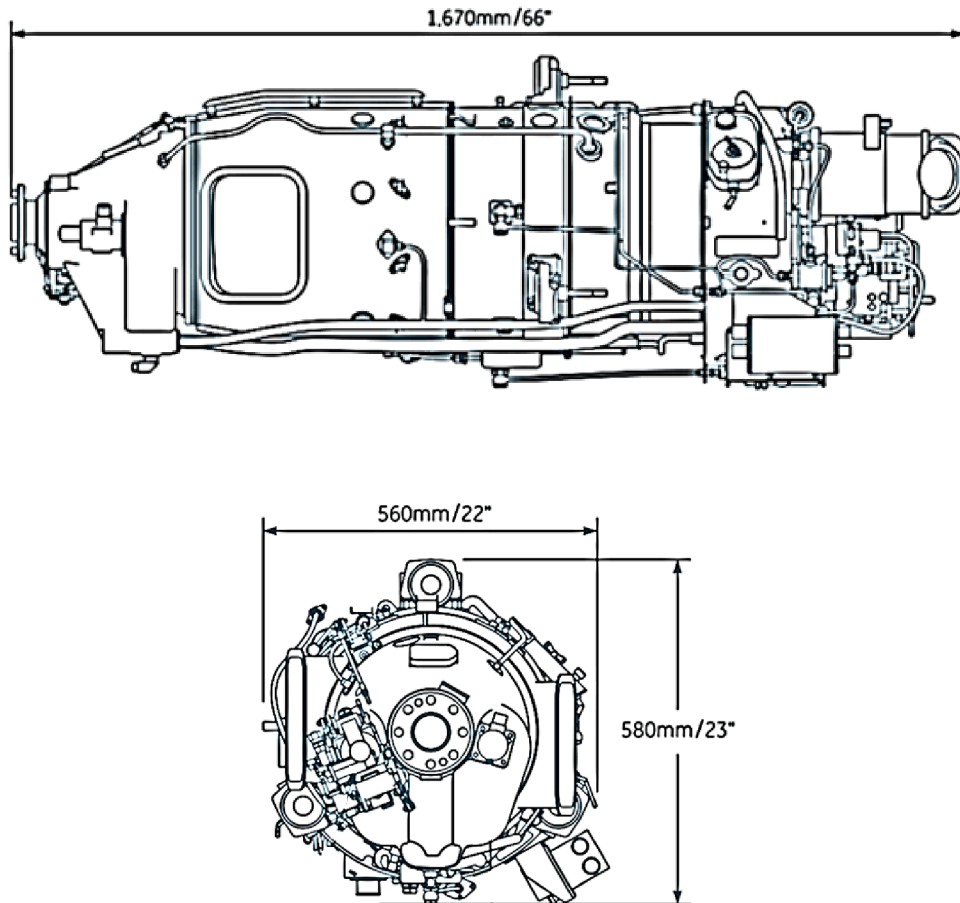
3.2.1. Motor GE-H85

Motor vyvíja firma General Electric (GE). Jedná sa o nástupcu motora M601, ktorý bol následne po odkúpení firmy Walter spoločnosťou GE modifikovaný a vylepšený s označením H85. Jedná sa o turbovrtuľový motor o výkone 850 koní pri vzletovom aj maximálnom výkone. Jeho hlavnými prednosťami je nízka spotreba a vysoký výkon pri vysokých teplotách a veľkých výškach.

Pri vývoji sa kládol dôraz na zjednodušenie, čo spôsobilo zvýšenie životnosti a zväčšenie intervalov medzi kontrolami palivovej trysky a častí, ktoré sú vystavené vysokým

3. POPIS LIETADLA

teplotám. S autoštartom, obmedzovačom pri pozemných operáciách a lineárnou odozvou plynu sa zvýšila funkčnosť motoru a znížila pilotova psychická záťaž spôsobená ovládaním motorov.[14]



Obr. 3.2: GE-H85

Charakteristika	Jednotka	Hodnota
Výkon	hp	850 (898)
RPH plynová turbína	min^{-1}	36 183
RPH výstupný hriadeľ	min^{-1}	2080
Hmotnostný tok motorom	lbs/s	8,4
Hmotnosť	lbs	390
Palivo	-	Jet A, Jet A-1
Napájanie	-	28VDC
Doba do GO	hod	3600
Doba do GO	cykly	6600

Tabuľka 3.2: Základné charakteristiky motora H85 [14]

4. Stanovenie režimu letu

Správna funkcia chladenia musí byť zabezpečená nielen počas bežnej prevádzky, ale aj v prípade zvláštnych režimov. V našom prípade budeme úlohu počítať iba pre jeden prípad, a to stúpanie s jedným motorom pri maximálnom zaťažení v teplých podmienkach.

V prípade CFD analýzy je potrebné poznať výsledný uhol nábehu lietadla, na ktorom bude letieť pri nami zvolenom režime. Ďalšou dôležitou hodnotou je určenie výslednej rýchlosti V_0 . Jedná sa o rýchlosť prúdu pred vstupom do kanála.

4.1. Uhol nábehu

Tento režim je stanovený pre dvojmotorové lietadlá podľa predpisu CS23. Podľa predpisu je kritický režim tesne po vzlete pri stúpaní do výšky 1500ft (450m) nad vzletovou a pristávacou dráhou (VPD). Vzlet s vysadenou pohonnou jednotkou je rozdelený na 4 segmenty.

Prvý segment je charakterizovaný zahájením zasunutia podvozku, prípadne ak je to možné je vrtuľa na nepracujúcom motore prestavená do polohy „Prapor“.

Druhý segment je stúpanie s jedným motorom pri klapkách vo vzletovej konfigurácii pri rýchlosti V_2 . Tento segment končí dosiahnutím výšky 450ft nad VPD.

Tretí segment je charakterizovaný rekonfiguráciou lietadla zo vzletového na cestovný režim. Výkon motora je prestavený z maximálneho výnimočného výkonu na maximálny trvalý výkon. Pri tomto režime dochádza k zníženiu gradientu stúpania a ak je to možné k zasunutiu vztlakovej mechanizácie.

Štvrtý segment je charakterizovaný stúpaním do výšky 1500ft nad VPD alebo pokiaľ nie je dokončený prechod zo vzletovej konfigurácie do cestovnej.

Pre nás je najdôležitejší druhý segment, kde lietadlo stúpa s maximálnym gradientom stúpania, ktorý má podľa predpisu minimálnu hodnotu 2,4%. Funkčný motor pracuje vo výnimočnom režime. Hodnoty potrebné pre výpočet tohto režimu sú zobrazené v tabuľke [4.1].

Rýchlosť letu: 167 km/h EAS
Hmotnosť: 6400kg
Konfigurácia vztlakovej mechanizácie: 18°
Výška letu : 1200m
Teplota prostredia: ISA+35°C
Plocha krídla: 34,88 m ²
$C_{sat} = 1,91827$

Tabuľka 4.1: Parametre letu

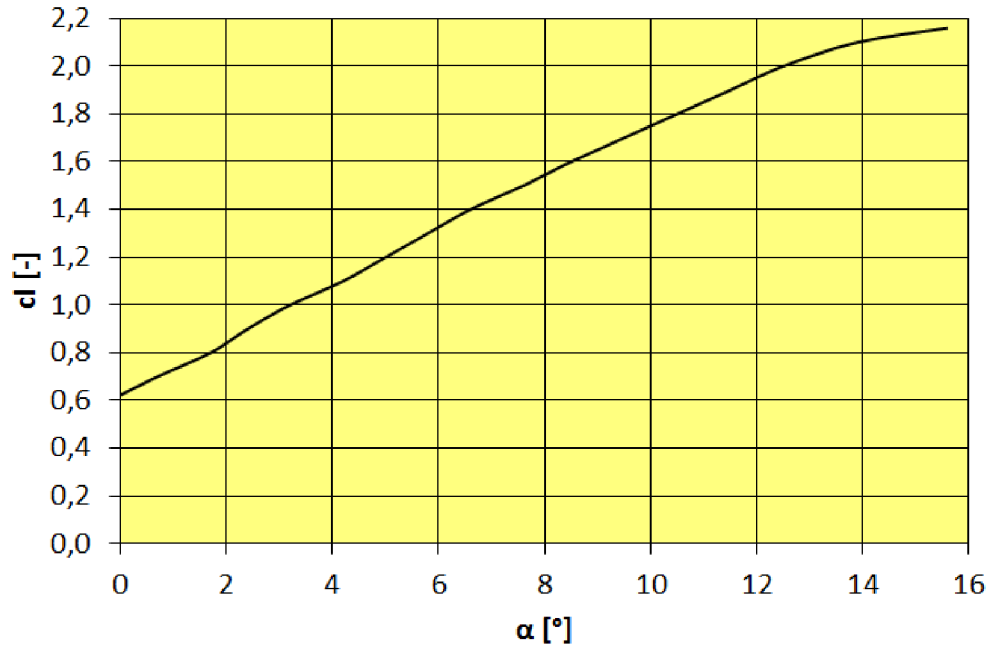
Pre tento režim poznáme rýchlosť a musíme dopočítať výsledný uhol nábehu. Ten určíme z aerodynamických závislostí súčiniteľa vztlaku na uhle nábehu. Súčiniteľ vztlaku bol určený z rovnice:

$$G \cos \gamma = \frac{1}{2} C_l \rho V^2 S \quad (4.1)$$

Rovnica (4.1) vyjadruje závislosť vztlakovej a tiažovej sily. Kde γ určíme zo vzťahu pre gradient stúpania ktorý ma v našom prípade hodnotu 2,4%. [8]

$$\gamma = \arctan(\hat{\gamma}) \quad (4.2)$$

Hustotu vzduchu ρ bola určená zo zadaných okrajových podmienok. V tabuľke je zobrazená závislosť súčiniteľa vztlaku na uhle nábehu, pri klapkách v polohe 18° .



Obr. 4.1: Závislosť súčiniteľa vztlaku na uhle nábehu (klapky 18°)

Podľa rovnice (4.1) vypočítame súčiniteľ vztlaku, na základe ktorého určíme výsledný uhol nábehu podľa závislosti súčiniteľa vztlaku na uhle nábehu [4.1]

$\gamma = 1,375^\circ$
$C_l = 1,726[-]$
$\alpha = 9,53^\circ$

Tabuľka 4.2: Dovočítané hodnoty

Vypočítaný uhol nábehu je braný k základnej ose lietadla. Jeho hodnota bude použitá ako okrajová podmienka pri CFD výpočte. V prípade analytického výpočtu kanála, nebude uvažovaný jeho dopad na rýchlosť prúdu. Uhol α nie je natoľko veľký, aby mohol zásadne ovplyvniť prúdenie v kanály.

4.2. Rýchlosť nabiehajúceho prúdu

Vstup kanála chladenia sa nachádza za vrtuľovým prúdom. Urýchlenie spôsobené propulzorom nemôže byť zanedbané, lebo výrazne zvýši rýchlosť V_0 . V našom prípade určíme prírastok rýchlosti podľa literatúry [16], kde je použitá teória ideálneho propulzoru.

Pre výslednú rýchlosť V_0 platí vzťah:

$$V_0 = V_\infty + W_0 \quad (4.3)$$

4.2. RÝCHLOSŤ NABIEHAJÚCEHO PRÚDU

Rýchlosť rozrušeného prúdu je daná vzťahom:

$$W_0 = \frac{V_\infty}{2}(1 - \sqrt{1 + B}) \quad (4.4)$$

Kde :

$$B = \frac{T}{S_{vr} \frac{\rho V_\infty}{2}} \quad (4.5)$$

$$S_{vr} = \frac{\pi d^2}{4} \quad (4.6)$$

Zadané hodnoty		
Rýchlosť letu	V_∞	167 km/h EAS
Ťah PJ	T	918 daN
Priemer vrtuľového disku	d	2,3m
Hustota vzduchu	ρ	0,968996 kg/m ³
Dopočítane hodnoty		
Plocha vrtuľového disku	S_{vr}	4,15 m ²
Konšt. propulzoru	B	1,676343806
Rýchlosť rozrušeného prúdu	W_0	14,75058778 m/s
Výsledná rýchlosť prúdu	V_0	61,14 m/s

Tabuľka 4.3: Hodnoty

5. Návrh kanála

Návrh kanála chladienia je komplexná úloha. Vypočítané návrhové riešenie môže mať pomerne veľkú odchýlku od skutočného prúdenia vo vzduchovom kanály. Rozdiely sú spôsobené využitím teoretickej obecnej aerodynamiky, ako aj poloempirickými vzťahmi. Tie platia pre ideálne prúdenie. V našom prípade je však kanál pomerne komplikovane umiestnený v motorovej gondole, a preto môže dochádzať k nerovnomernosti prúdu. Podľa literatúry [24] je odhadovaná odchýlka teoretického výpočtu 20%.

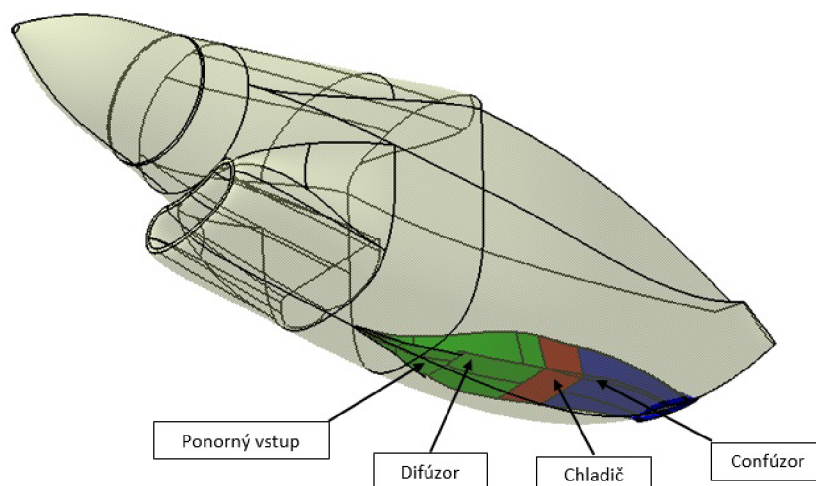
Kanál môžeme rozdeliť na tri základné časti. Jedná sa o vstupnú časť, ktorú tvorí ponorný vstup a difúzor. Samotný chladič, ktorý vyberieme na základe potrebného odvedeného tepla a výstupnú časť je konfúzor.

- Vstupná časť slúži na prívod vzduchu na chladič. Dôležité je zásobovať chladič potrebným hmotnostným tokom, ktorý je priamo úmerný rýchlosti na chladiči. Je tvorená ponorným NACA vstupom a difúzorom. Pri ich návrhu sa kladie dôraz na čo najmenšiu tlakovú stratu a schopnosť dobrého stlačenia dynamického tlaku.

- Chladič je hlavný orgán chladienia oleja. Podstatné je odvedené teplo a prietok potrebný pre požadovaný odvod tepla. Dôraz sa kladie na malú tlakovú stratu.

- Výstupnú sústavu tvorí konfúzor. Podporuje tlakový spád na chladiči. Odsáva vzduch z chladiča, a tým zvyšuje rýchlosť prúdenia za chladičom. Privedené teplo urýchľuje vzduch zvýšením jeho teploty, čím sa eliminuje samostatný odpor kanála chladienia.

V prípade tejto práce rozdelíme kanál na štyri základné elementy, a to chladič, difúzor, vstup a konfúzor [5.1]. Na základe pomerov vstupných a výstupných rýchlostí boli určené požadované prierezové plochy jednotlivých častí. Pri návrhu budeme konfrontovaní s konštrukčnými možnosťami umiestnenia kanála v motorovej gondole.

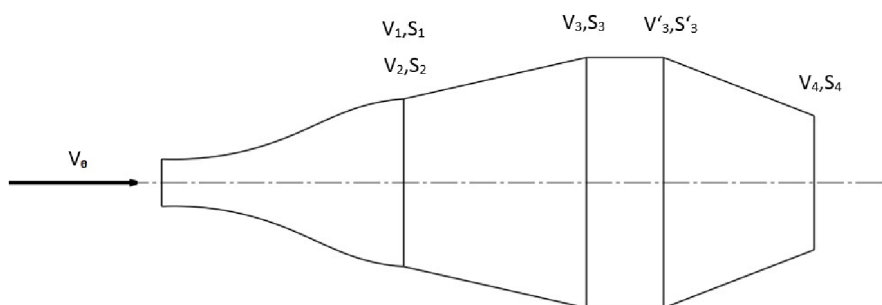


Obr. 5.1: Predbežný návrh kanálu

Postup výpočtu

V predošlej kapitole bola určená rýchlosť nabiehajúceho prúdu pred vstupom V_0 . V oblasti chladiča stanovíme potrebnú rýchlosť V_3 na základe potrebného hmotnostného toku. Z pomerov rýchlostí určíme prierezové plochy v jednotlivých častiach kanála. Na základe rýchlostí a geometrie určíme tlakové straty na vstupe, difúzore a chladiči. Na záver určíme najvhodnejšie rozmery kanála chladienia. Tie domodelujeme do existujúcej motorovej gondoly.

Na obrázku [5.2] sú znázornené značky základných rozmerov potrebných pre teoretický návrh chladiacej sústavy. Pri výpočte sú dôležité návrhové rýchlosti V a prierezy v jednotlivých častiach kanála S .



Obr. 5.2: Schéma kanála

Rýchlosť V_0 charakterizuje rýchlosť prúdu v oblasti pred NACA vstupom. Táto rýchlosť je stanovená v kapitole Režim letu. V oblasti $S_1(S_2)$ je rýchlosť prúdu spomalená na hodnotu V_1 . Prierez S_1 je výstupný prierez NACA vstupu a zároveň aj vstupná oblasť difúzora S_2 . Preto platí vzťah $V_1 = V_2$. Oblasť medzi prierezmi S_2 a S_3 zobrazuje difúzor. S_3 a S'_3 je oblasť chladiča. S_3 je vstupná čelná plocha chladiča a S'_3 je výstupná. S_4 charakterizuje výstupný prierez kanála čím vytvára v oblasti S'_3 a S_4 konfúzor.

5.1. Chladič

Je tepelný výmenník, ktorý slúži na zníženie teploty oleja v olejovej sústave. V chladiči dochádza k zníženiu teploty oleja tepelnou výmenou s okolitým prúdom vzduchu. Chladič je najčastejšie tvorený veľkým množstvom trubiek, väčšinou z medených zliatin. Olejové chladiče používané na lietadlách sú typické veľkým hmotnostným tokom a malým rozdielom teplôt.

Vo väčšine prípadov sa chladič vyberá podľa zadaných parametrov daných výrobcom motora. V ojedinelých prípadoch sa chladiče navrhujú pre daný typ motora prípadne sa upravujú, aby vyhovovali zástavbe.

5.1.1. Charakteristické vlastnosti chladičov

Základným parametrom pre výber chladiča je veľkosť odvedeného tepla, ktoré musí odviešť. Pri chladičoch sa veľmi často zavádza pri určení tepla jednotka BTU/min. BTU alebo British thermal unit je charakterizovaná ako veľkosť práce potrebnej na ohriatie jednej libry vody o jeden fahrenheit. V prepočte na jednotky SI:

$$1BTU = 1055,056J \quad (5.1)$$

$$1BTU/min = 17,58W \quad (5.2)$$

Výrobcovia chladičov stanovujú závislosť tepelného výkonu na hmotnostnom toku. So zvyšujúcim sa potrebným odvedením tepla sa zvyšuje hmotnostný tok.

S narastajúcim hmotnostným tokom sa zvyšuje aj tlaková strata tepelného výmenníka. Tlakovú stratu môžeme charakterizovať ako pokles dynamického tlaku pri prechode prúdu chladičom. Jedná sa o veľmi dôležitý aspekt pri výbere chladiča. V prípade veľkej tlakovej straty hrozí, že celý kanál chladenia nebude spôsobilý zásobovať chladič prúdom vzduchu o dostatočnom hmotnostnom toku. V takom prípade by chladič nebol schopný ochladiť olej z pohonnej jednotky na požadovanú hodnotu, čím by dochádzalo k prehrievaniu motora.

Platí zásada, že pri chladičoch s veľkou hĺbkou (chladiče s malou plochou prierezu) je tlaková strata veľká, a preto musí byť stlačenia veľké. V prípade chladiča s malou hĺbkou je stlačenie menšie a rýchlosť hmotnostného toku je väčšia.

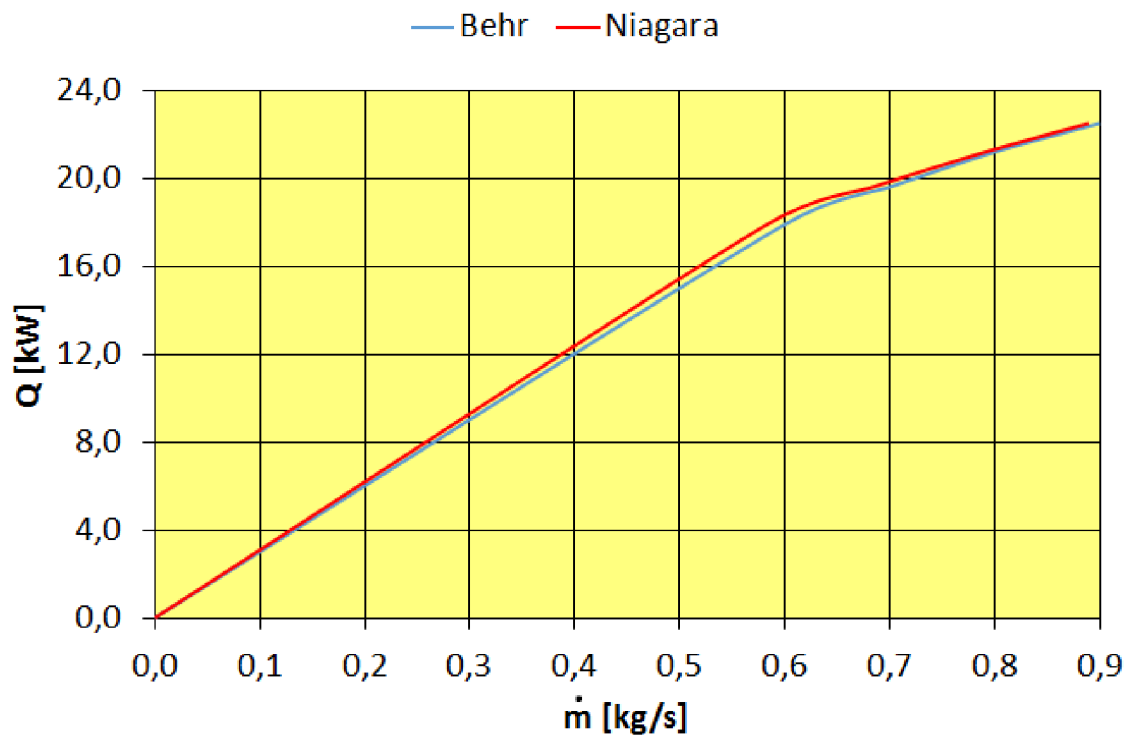
5.1.2. Chladič na L410NG

Pre prípad motora GE H85 bola potrebná veľkosť odvedeného tepla stanovená firmou SAZ Aerospace. Odvedené teplo chladičom bolo vypočítané na 23,4 kW pri maximálnom výkone pohonnej jednotky.

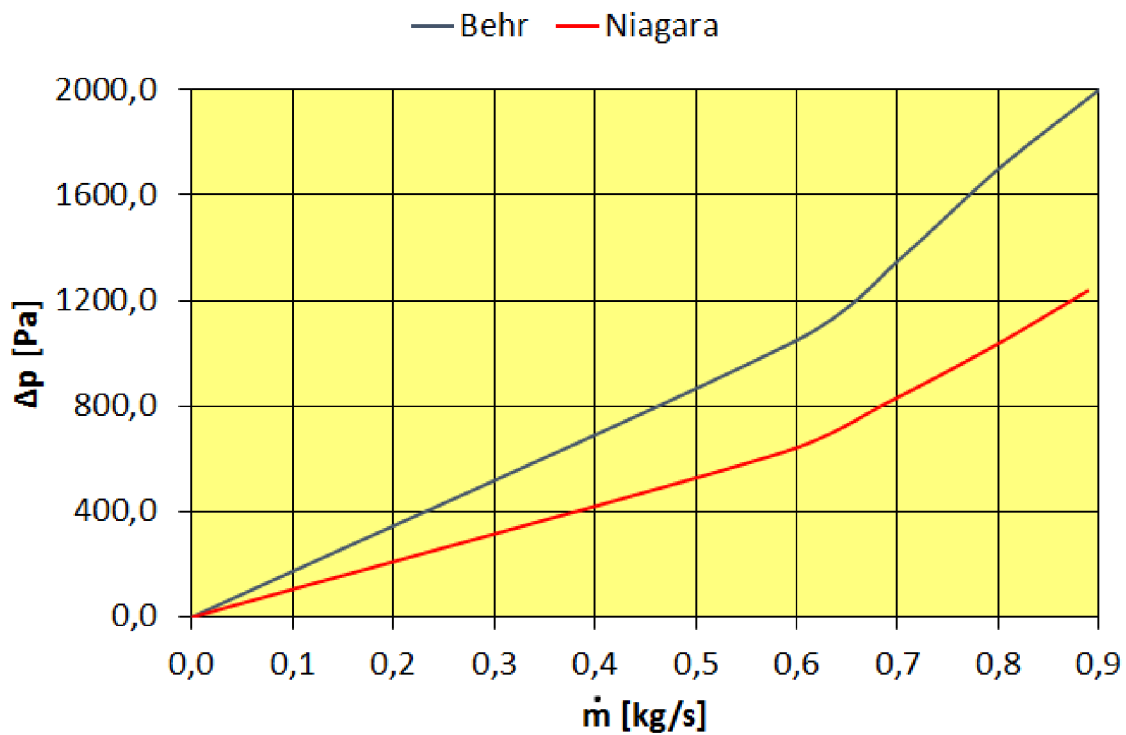
Pri návrhu mal byť použitý jeden z chladičov firmy Behr, ktorý mal byť upravený. Nakoniec spoločnosť Behr odmietla modifikovať chladič. V dobe tvorby tejto práce prebiehali rokovania aj z inými výrobcami chladičov, avšak kvôli časovej náročnosti bol vybraný jeden z výmenníkov, ktorého vlastnosti boli známe. Jednalo sa o chladiče Behr a Niagara.

Na obrázkoch [5.3] [5.4] je možné vidieť závislosti odvedeného tepla a tlakovej straty na hmotnostnom toku oboch chladičov. V tabuľke [5.1] sú porovnané dôležité vlastnosti oboch chladičov.

5.1. CHLADIČ



Obr. 5.3: Závislosť odvedeného tepla na hmotnostnom toku



Obr. 5.4: Závislosť tlakovej straty na hmotnostnom toku

5. NÁVRH KANÁLA

Charakteristika	Značka	Jednotka	Behr	Niagara
Plocha chladiča	S_3	m^2	0,0472	0,0528
Výška	d	m	0,143	0,160
Šírka	w	m	0,33	0,33
Hĺbka	l	m	0,12	0,12
Odvedené teplo (výkon)	Q	kW	23,4	23,4
Hmotnostný tok	\dot{m}	kg/s	0,896	0,963
Objemový tok	q	m^3/s	0,922	0,994
Tlaková strata	p	Pa	2028	1419

Tabuľka 5.1: Porovnanie vlastností chladičov

Chladič Niagara vykazuje lepšie vlastnosti. Potrebný hmotnostný tok je menší ako v prípade chladiča Behr. Viditeľný je podstatný rozdiel v tlakovej strate, ktorý je viac ako 600 Pa. Nevýhodou je veľkosť. Výška chladiča Niagara je o 18 cm väčšia v porovnaní s chladičom Behr. Z tohto dôvodu bol na finálnu analýzu použitý chladič Niagara.

Obidva spomenuté chladiče boli určené pre motor M601, kde bola celá olejová sústava konštrukčne riešená iným spôsobom, a tak odvedené teplo bolo menšie. Pri výpočte potrebného chladiča bolo zistené, že ani jeden z chladičov nie je vhodný pre motor H85. Dôvodom je veľká tlaková strata pri požadovanom výkone. Tlaková strata chladiča Niagara, ktorý má lepšie vlastnosti bola 1419 Pa a potrebný hmotnostný tok bol 0,9633 kg/s. Pri takejto tlakovej strate nie sme schopný kanál navrhnuť.

Podľa literatúry [24] vzniká rezerva 5-10% pri stanovení výkonu potrebného chladiča ochladením oleja pri prietoku olejovou inštaláciou. V tomto prípade sme uvažovali s 5% znížením výkonu. Toto relatívne malé zníženie výkonu podstatne ovplyvnilo vlastnosti chladiča. V tabuľke je vidieť, že zmena výkonu výrazne ovplyvnila tlakovú stratu, a tým aj rýchlosť prúdu prechádzajúceho chladičom.

		%	95	100
Odvedené teplo (výkon)	Q	kW	22,3	23,4
Hmotnostný tok	\dot{m}	kg/s	0,868	0,963
Objemový tok	q	m^3/s	0,891	0,994
Tlaková strata	p	Pa	1190	1419

Tabuľka 5.2: Porovnanie vlastností chladiča Niagara pri znížení výkonu

5.1. CHLADIČ

Vlastnosti prúdu prechádzajúceho chladičom

Zo zistených hodnôt boli určené výsledné charakteristiky prúdu, ktoré musia byť splnené pre správnu funkciu chladiča. Tieto hodnoty platia pre celý výpočet, bez ohľadu na výsledné rozmerové vlastnosti jednotlivých častí kanála.

- Výkon, bol znížený o 5% a jeho výsledná hodnota je $Q = 22,3kW$. Výkon alebo tiež veľkosť odvedeného tepla charakterizuje potrebný hmotnostný tok a tlakovú stratu

- Hmotnostný tok, daný grafom [5.3] bol stanovený na $\dot{m} = 0,868kg/s$, je daný odvedeným teplom.

- Objemový tok je daný vzorcom $q = \dot{m}/\rho$ (hustota vzduchu $\rho = 0,968996kg/m^3$), výsledný tok je $q=0,896185 m^3/s$

- Rýchlosť na chladiči, V_3 určená ako $V_3 = q/S_3 = 16,97m/s$ (kde $S_3 = 0.0528m^2$)

- Tlaková strata, $\Delta p = 1190Pa$ je určená hmotnostným tokom z grafu [5.4]

5.2. Difúzor

Difúzor môžeme charakterizovať ako rozširujúcu sa trubicu. Postupným zväčšovaním prierezu sa znižuje rýchlosť a naopak stúpa statický tlak v potrubí. Tento efekt sa volá Venturiho a je priamo odvodený z Bernulihu rovnice a rovnice kontinuity.

V prípade nášho návrhu má správne navrhnutie difúzora zásadný význam na vhodné podmienky pre činnosť chladiča. Je nutné priviesť dostatočný hmotnostný tok o potrebnom tlaku nutnom na pretlačenie cez tepelný výmenník. Práve pre zvýšenie tlakového spádu je potrebné zvýšiť statický tlak. Enargiu na jeho zväčšenie získame z dynamického tlaku.

Pri návrhu difúzora sa nemôžeme opierať výhradne o zákonitosti popísané v úvode tejto časti. Prúdenie zužujúceho sa prúdu je veľmi zložitá a citlivá na okrajové podmienky ako sú uhol rozšírenia a tvar prierezu. Ďalším dôležitým elementom je značná nerovnomernosť vstupného poľa. Tieto dôvody vedú k používaniu pokusne získaných vzťahov, ktorých presnosť sa pohybuje v rozmedzí 20 – 30% [24].

Účinnosť difúzora je závislá na podmienkach prúdu. V prípade nerovnomernosti rýchlostného poľa dochádza k výraznému zmenšeniu účinnosti.

5.2.1. Straty dynamického tlaku difúzora

Straty dynamického tlaku môžeme rozdeliť na straty spôsobené trením a straty, ktoré sú spôsobené rozšírením prúdu. Pri malých rozšíreniach (približne menej 4°) majú straty spôsobené trením zásadný význam. Pri uhloch rozšírenia väčších ako 8° sú dominantné straty spôsobené rozšírením kanála. Pri hodnotách v rozmedzí 4-8 je pomer strát približne ekvivalentný.

Straty spôsobené trením

Pre difúzory štvorcové alebo kruhové s konštantným uhlom rozovretia je možné použiť pre výpočet vzťah :

$$\zeta_{tr} = \frac{\lambda}{8 \sin \frac{\alpha}{2}} \frac{\bar{S}^2 - 1}{\bar{S}^2} [-] \quad (5.3)$$

Kde:

$$\bar{S} = \frac{S_2}{S_3} [-] \quad (5.4)$$

Súborom meraní bolo preukázané, že straty v difúzore iba málo závisia na pričnom tvare prierezu. To isté platí aj pre zmeny tvaru potrubia. To však neplatí pre prípad, kde náhle dochádza k zmene tvaru kruhového prierezu difúzora na štvorcový. Výrazné zvýšenie strát je spôsobené zväčšením medznej vrstvy vplyvom urýchlenia prúdu v mieste hrán.

V našom prípade straty trením zanedbáme. Môžeme tak urobiť vzhľadom na možnú konštrukčnú dĺžku difúzora a pomer plochy medzi vstupom a chladičom budú straty trením v porovnaní so stratami rozšírením minimálne.

5.2. DIFÚZOR

Straty spôsobené rozšírením

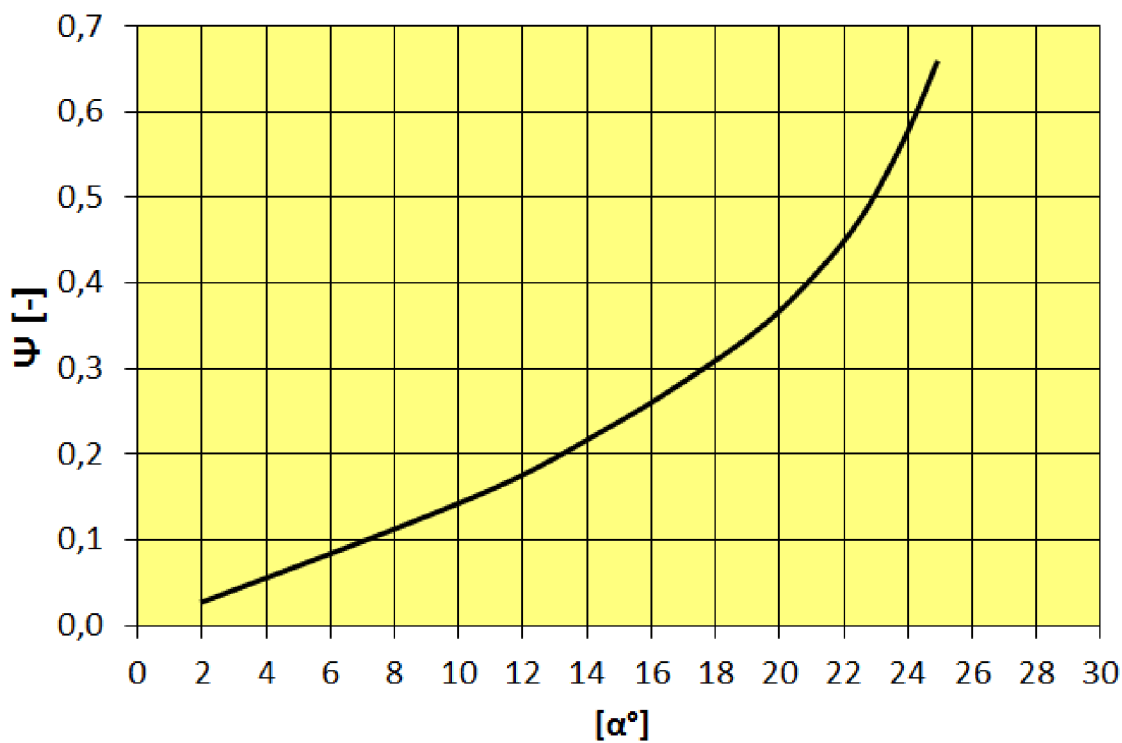
Pri výpočte tlakovej straty difúzora, bol využitý spôsob, kde straty dynamického tlaku v difúzore budeme porovnávať so stratou spôsobenou rázom pri náhlom rozšírení kanála z plochy S_2 na plochu S_3 .

$$\Delta P_{raz} = \frac{\rho v_2^2}{2} \left(1 - \frac{v_3}{v_2}\right) = \frac{\rho v_2^2}{2} \left(1 - \frac{S_3}{S_2}\right) [Pa] \quad (5.5)$$

Ako ukázal výskum priamych difúzorov so stálym tvarom priečného prierezu je súčiniteľ zmiernenia rázu daný pomerom tlakovej straty rozšírenia a tlakovej straty vplyvom rázu.

$$\psi = \frac{\Delta P_{roz}}{\Delta P_{raz}} [-] \quad (5.6)$$

Bolo tiež zistené že v širokom rozmedzí hodnôt uhla rozovretia α a plôch S , nezávisí súčiniteľ rázu na dĺžke difúzoru ani na pomere S_2/S_3 . Súčiniteľ rázu závisí iba na uhle rozovretia. Táto závislosť je zobrazená na obrázku [5.5].



Obr. 5.5: Závislosť zmiernenia súčiniteľa rázu na uhle rozšírenia

V našom prípade sa nebude jednať o difúzor štvorcový ani kruhový. V prípade, že pomer strán nie je rovnaký a neplatí $A = B$, použijeme pre výpočet modifikovaný tvar. Budeme uvažovať štvorcový prierez. Kde dĺžka strán bude $AB^{1/2}$

Z toho vypočítame súčiniteľ strát v závislosti na pomere plôch difúzora ζ

$$\zeta_{roz} = \psi \left(1 - \frac{S_2}{S_3}\right) [-] \quad (5.7)$$

Pre tlakovú stratu rozšírenia ΔP_{dif} platí:

$$\Delta P_{dif} = \frac{\rho v_2^2}{2} \zeta_{roz} [Pa] \quad (5.8)$$

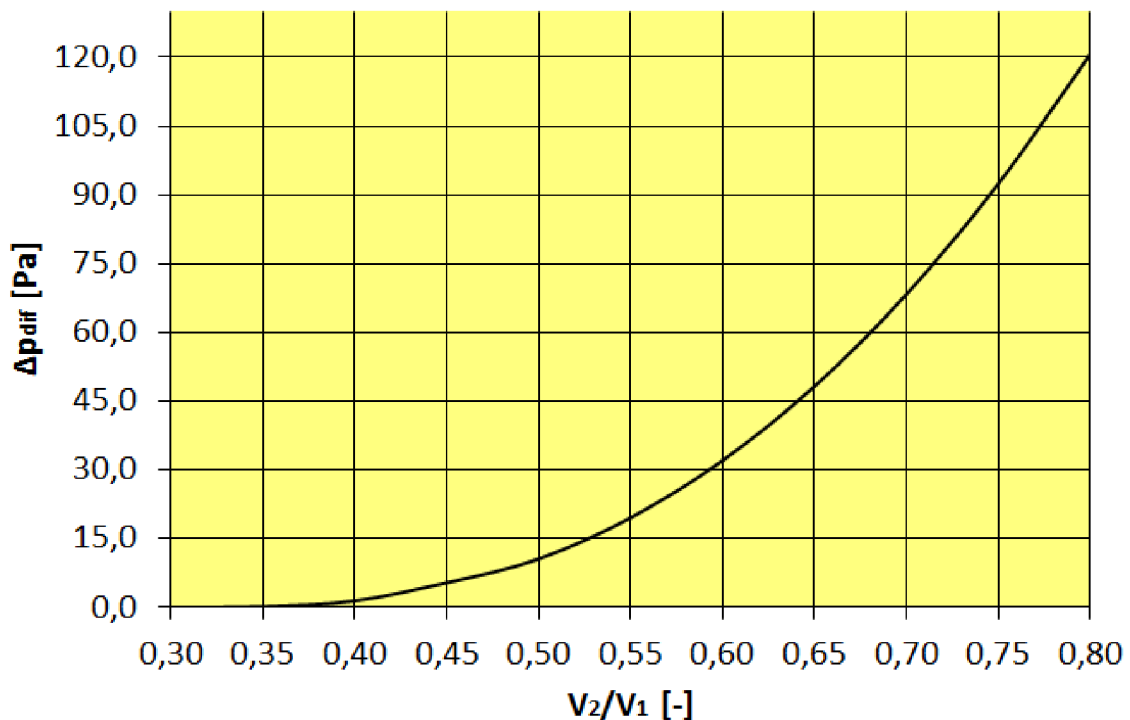
Celkovú účinnosť vypočítame ako pomer straty difúzoru vplyvom rozšírenia a dynamickým tlakom prúdenia bez strát:

$$\eta_{dif} = 1 - \frac{\Delta P_{dif}}{\rho v_2^2} [-] \quad (5.9)$$

5.2.2. Výpočet

V závislosti na vstupných hodnotách bola určená veľkosť plochy vstupu do difúzora S_2 . Tá je závislá na pomere rýchlostí V_0 a V_2 . Hodnoty potrebné pre výpočet boli určené v kapitolách režim letu a chladič.

Na obrázku [5.6] je zobrazená tlaková strata pre rôzne hodnoty V_2/V_0 . Tu môžeme vidieť, že v prípade malého rozvetrenia difúzora je strata dynamického tlaku spôsobená rozšírením difúzora teoreticky nulová. Pri návrhu kanála na L 410NG sa uvažuje s difúzorom ktorého rozvetrenie bude viac ako 8° čo predstavuje pomer rýchlostí V_2/V_0 väčší ako 0,5. Ako bolo poznamenané na začiatku kapitoly pre takýto uhol (pomer V_2/V_0) môžeme straty spôsobené trením zanedbať.



Obr. 5.6: Závislosť pomeru vstupných rýchlostí na tlakovej strate difúzora

V tabuľke sú vypočítané účinnosti pre rôzne konfigurácie difúzora. Okrem dopočítaných geometrických rozmerov a veličín potrebných pre určenie tlakovej straty, tabuľka obsahuje aj výsledný pomer výšky a šírky vstupu (hodnota NACA). Tento parameter je zásadný pri určení výslednej účinnosti ponorného vstupu.

S_2/S_3	V_2/V_0	V_2	S_2		v	α	ψ	ζ	V_3	Δp_{dif}	η_{dif}	$difzor$	$NACA$
[-]	[-]	[m/s]	[m ²]	[m]	[m]	[°]	[-]	[-]	[m/s]	[Pa]	[-]	[m]	[W/D]
1,11	0,25	15,3	0,0586	0,27	0,2172	-9,54	-0,036	0,000	16,97	-0,05	1,000	0,34	1,24
0,93	0,3	18,3	0,0489	0,27	0,1810	-3,53	-0,016	0,000	16,97	-0,01	1,000	0,34	1,49
0,79	0,35	21,4	0,0419	0,27	0,1551	0,82	0,017	0,001	16,97	0,16	1,000	0,34	1,74
0,69	0,4	24,5	0,0366	0,27	0,1357	4,08	0,053	0,010	16,97	1,44	0,999	0,34	1,99
0,62	0,45	27,5	0,0326	0,27	0,1206	7,47	0,100	0,039	16,97	5,40	0,997	0,34	2,24
0,56	0,5	30,6	0,0293	0,27	0,1086	8,60	0,118	0,076	16,97	10,58	0,994	0,34	2,49
0,50	0,55	33,6	0,0267	0,27	0,0987	10,22	0,146	0,140	16,97	19,58	0,989	0,34	2,74
0,46	0,6	36,7	0,0244	0,27	0,0905	11,56	0,170	0,230	16,97	32,05	0,982	0,34	2,98
0,43	0,65	39,7	0,0226	0,27	0,0835	12,68	0,192	0,345	16,97	48,22	0,973	0,34	3,23
0,40	0,7	42,8	0,0209	0,27	0,0776	13,63	0,211	0,489	16,97	68,29	0,962	0,34	3,48
0,37	0,75	45,9	0,0195	0,27	0,0724	14,45	0,229	0,662	16,97	92,40	0,949	0,34	3,73
0,35	0,8	48,9	0,0183	0,27	0,0679	15,16	0,244	0,864	16,97	120,65	0,933	0,34	3,98
0,33	0,85	52,0	0,0172	0,27	0,0639	15,79	0,258	1,097	16,97	153,13	0,915	0,34	4,23
0,31	0,9	55,0	0,0163	0,27	0,0603	16,34	0,271	1,360	16,97	189,89	0,895	0,34	4,48
0,29	0,95	58,1	0,0154	0,27	0,0571	16,83	0,282	1,655	16,97	231,00	0,872	0,34	4,72
0,28	1	61,1	0,0147	0,27	0,0543	17,27	0,293	1,981	16,97	276,48	0,847	0,34	4,97

Tabuľka 5.3: Vypočítané účinnosti pre rôzne hodnoty V_2/V_0

5.3. Vstupná sústava (Naca vstup)

Naca vstup bol vyvinutý v päťdesiatych rokoch minulého storočia pre lietadla pohybujúce sa podzvukovou rýchlosťou. Prvýkrát bol použitý na lietadle North American YF-93A, vylepšenej verzii v tej dobe veľmi rozšírenej stíhačky F 86 Sabre. Ponorný vstup mal slúžiť na prívod vzduchu do radiálneho kompresora. Neskôr bol vývoj, ako aj objednávka tohto typu zrušená. Napriek neúspechu YF-93A sa NACA vstup osvedčil. V súčasnosti sa používa v letectve hlavne pre kanály chladenia podzvukových letúnov. Svoje uplatnenie si našiel aj v automobilovom priemysle, kde je veľmi rozšírený na športových autách [12].



Obr. 5.7: Využitie NACA vstupu na lietadle YF-93A [20]

Naca vstup odoberá vzduch z medznej vrstvy. Jeho hlavnou výhodou je minimálny odpor a rozrušenie prúdu. Ideálne použitie je v kombinácii s difúzorom, kedy dochádza k zníženiu dynamického tlaku. V tomto prípade je celková účinnosť najväčšia. Najvyššiu účinnosť má v prípade pomaly sa pohybujúcej a zároveň tenkej medznej vrstvy na vstupe. Preto je najvhodnejšie jeho umiestnenie v prednej časti, kde je medzná vrstva najtenšia. Nevhodná je zástavba do oblastí s vysokou medznou vrstvou prípadne v miestach, kde dochádza k ovplyvňovaniu prúdenia inými časťami lietadla.

5.3.1. Charakteristické vlastnosti a parametre

Pri návrhu vstupu sa vychádza z vlastností, ktoré boli preukázané laboratórnymi meraniami v aerodynamickom tuneli v NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) v päťdesiatych rokoch minulého storočia. Celý návrh ponorného vstupu bol vytvorený na základe týchto meraní.

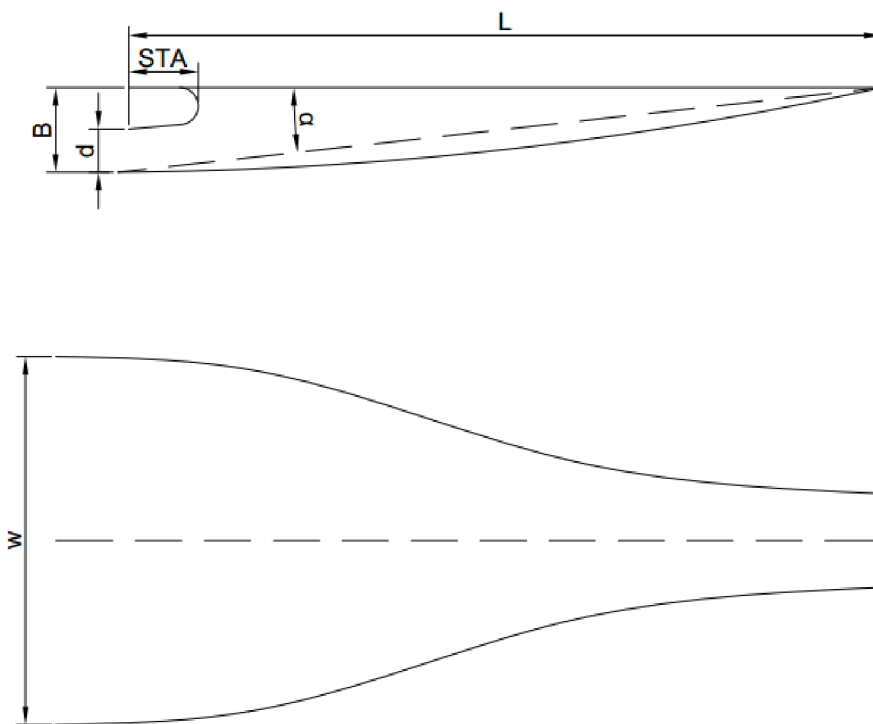
Základné geometrické charakteristiky NACA vstupu

Základné geometrické rozmery, ktoré charakterizujú výsledný tvar vstupu sú zobrazené na obrázku [5.8]. Niektoré z nich majú zásadný význam pri určení výsledných vlastností vstupu. Tie sú ďalej bližšie popísané a slúžia na určenie výslednej účinnosti stlačenia.

- Maximálna šírka výstupu w_{max} . Jedná sa o šírku vstupu do difúzoru.
- Výška vstupu d .

5.3. VSTUPNÁ SÚSTAVA (NACA VSTUP)

- Pomer maximálnej šírky k výške vstupu w/d
- Uhol dna α , daný tangensom dĺžky a hrúbky vstupu
- Dĺžka vstupu L , je dĺžka na povrchu lietadla
- Hrúbka vstupu B . Vzďialenosť medzi povrchom lietadla a dnom vstupu.
- Dĺžka nábežnej hrany vstupu STA
- Hĺbka vstupu t



Obr. 5.8: Základné charakteristické rozmery NACA vstupu

Z meraní podľa [11] bolo zistené, že zásadný vplyv na výsledné charakteristiky prúdenia majú:

- Tvar vstupnej rampy
- Pomer šírky a výšky vstupu do kanála
- Sklon vstupnej rampy
- Tvar dna vstupnej rampy
- Hrúbka medznej vrstvy

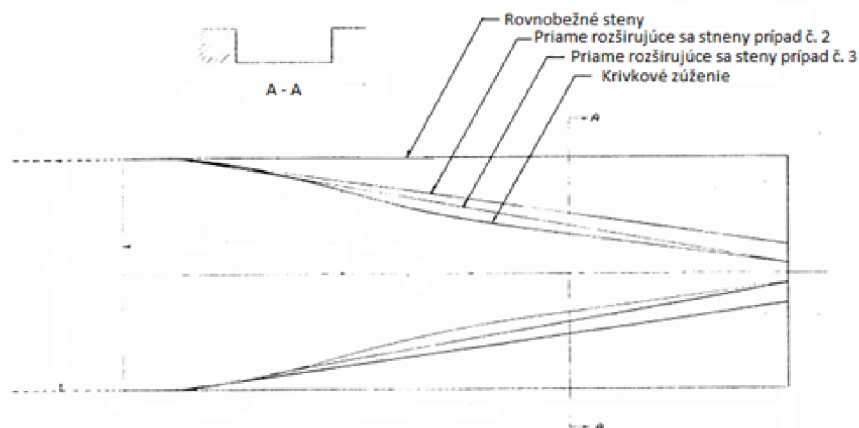
Tvar vstupnej rampy

Meraniami bolo preukázané, že rozširujúce sa steny rampy majú významný dopad na zvýšenie účinnosti prúdenia. Zvýšenie účinnosti je spôsobené rozširovaním sa medznej

5. NÁVRH KANÁLA

vrstvy vplyvom divergentných stien, čo vedie k jej zníženiu a zároveň k oddeleniu od medznej vrstvy na obtekanom telese. Tento fakt dokazuje aj prípad, kedy boli použité zaoblené hrany. V tom prípade hodnota Ram Recovery Ratio (RRR) výrazne klesla, preto je vhodné používať výhradne ostré zaoblenia vstupnej rampy

Na obr.[5.9] sú načrtnuté tvary vstupných rämp ktoré boli použité pri meraní v aerodynamickom tuneli. Všetky rampy vykazovali vyššiu účinnosť ako rovnobežne vedená rampa bez rozšírenia. Účinnosti jednotlivých prípadov sú zobrazené v tabuľke.



Obr. 5.9: Tvary vstupných rämp

	Maximálna hodnota RRR [-]	w/d [-]	V_1/V_0 [-]
Rovnoběžné steny	0,800	1	0,70
Priame rozširujúce sa steny prípad č.1	0,845	2	0,55
Priame rozširujúce sa steny prípad č. 2	0,860	3	0,43
Krivkové zúženie	0,865	3	0,4

Tabuľka 5.4: Maximálna účinnosť NACA vstupu v závislosti na tvare vstupnej rampy

Pomer šírky a výšky vstupu do kanála

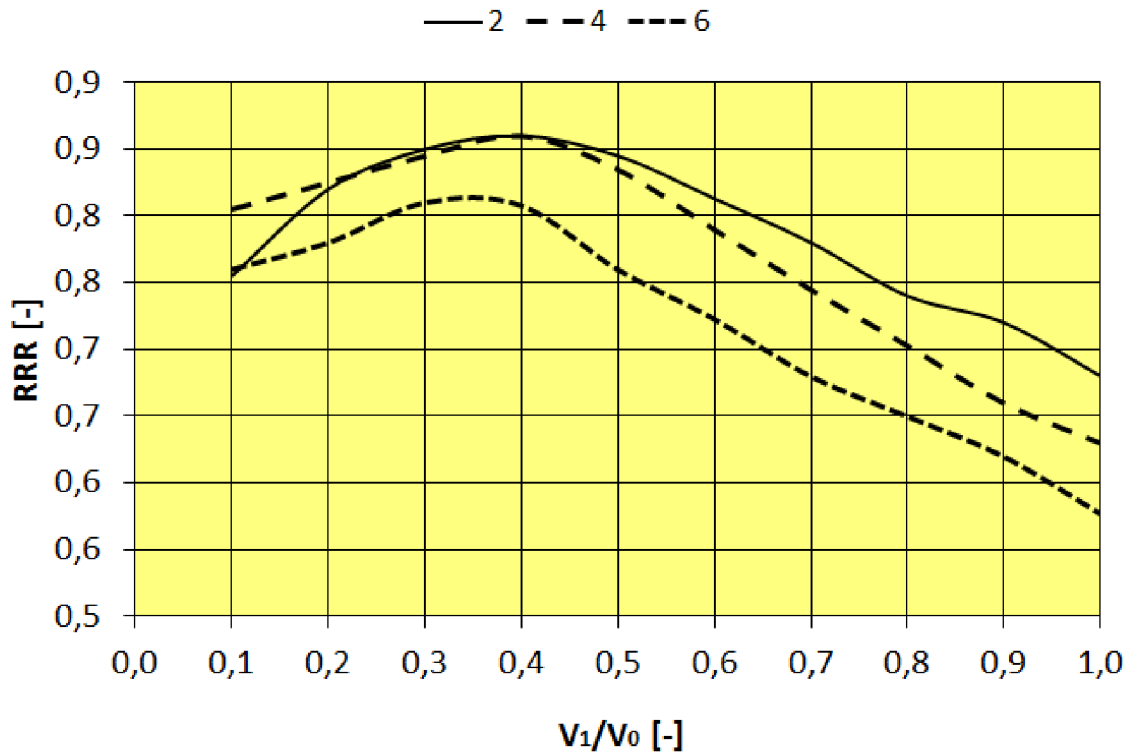
Výška a šírka samotného vstupu má podstatný vplyv na straty v prúde hlavne pre kanál v rôznobežnými stenami, kde sa účinnosť pri optimálnom stlačení difúzorom ($V_1/V_0 = 0,7$ pre tento prípad) pohybuje v rozmedzí 70 – 80%. Tento výrazný rozdiel klesá s využitím zúženej rampy. Pri krivkovom rozšírení je pomer šírky a výšky vstupu menej podstatný.

Na obrázku [5.10] sú zobrazené hodnoty RRR pre rôzne hodnoty w/d v závislosti na stlačení (V_1/V_0) pre uhol dna 9° . Hodnoty sú určené pre vstup s krivkovými stenami a oblým dnom.

5.3. VSTUPNÁ SÚSTAVA (NACA VSTUP)

w/d	2	4	6
V1/V0	RRR	RRR	RRR
1	1	1	1
0,1	0,755	0,805	0,76
0,2	0,82	0,825	0,78
0,3	0,85	0,845	0,81
0,4	0,86	0,86	0,808
0,5	0,845	0,835	0,76
0,6	0,813	0,79	0,723
0,7	0,78	0,745	0,68
0,8	0,74	0,703	0,65
0,9	0,72	0,66	0,62
1	0,68	0,63	0,577

Tabuľka 5.5: Hodnoty RRR v závislosti na stlačení

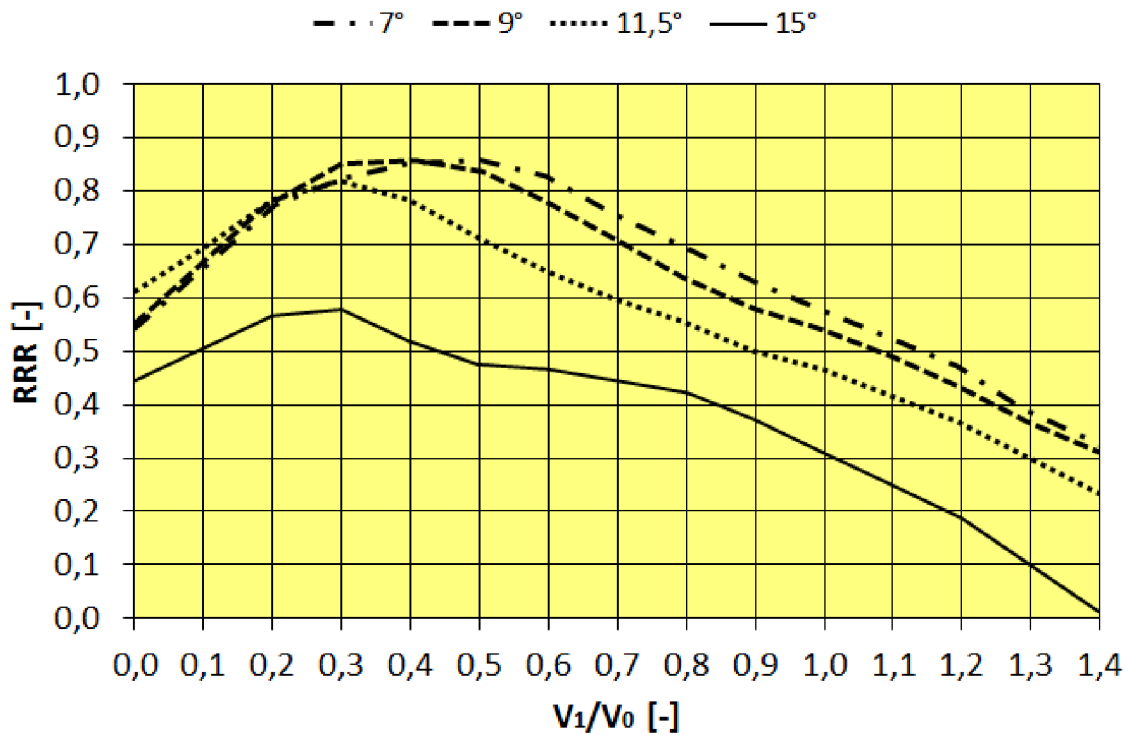


Obr. 5.10: Závislosť stlačenia na RRR pre rôzne hodnoty w/d

Sklon vstupnej rampy

Sklon vstupnej rampy, je daný dĺžkou NACA vstupu L a maximálnou hĺbkou vstupu B . Zväčšujúci sa uhol rampy mal podstatný dopad na účinnosť vstupu pre všetky tvary. Z meraní bolo zistené, že pri zvyšovaní zúženia vstupnej rampy bol efekt sklonu podstatnejší. Trend zníženia účinnosti je pre hodnoty w/d od 2 do 6 podobný. Pri hodnote w/d pod 2 a nad 6 je dopad sklonu vstupnej rampy na celkovú účinnosť vstupu menší.

Obrázok [5.11] popisuje účinnosť pre krivkovo rozšírenú rampu pri rôznych hodnotách sklonu ($w/d=2$).



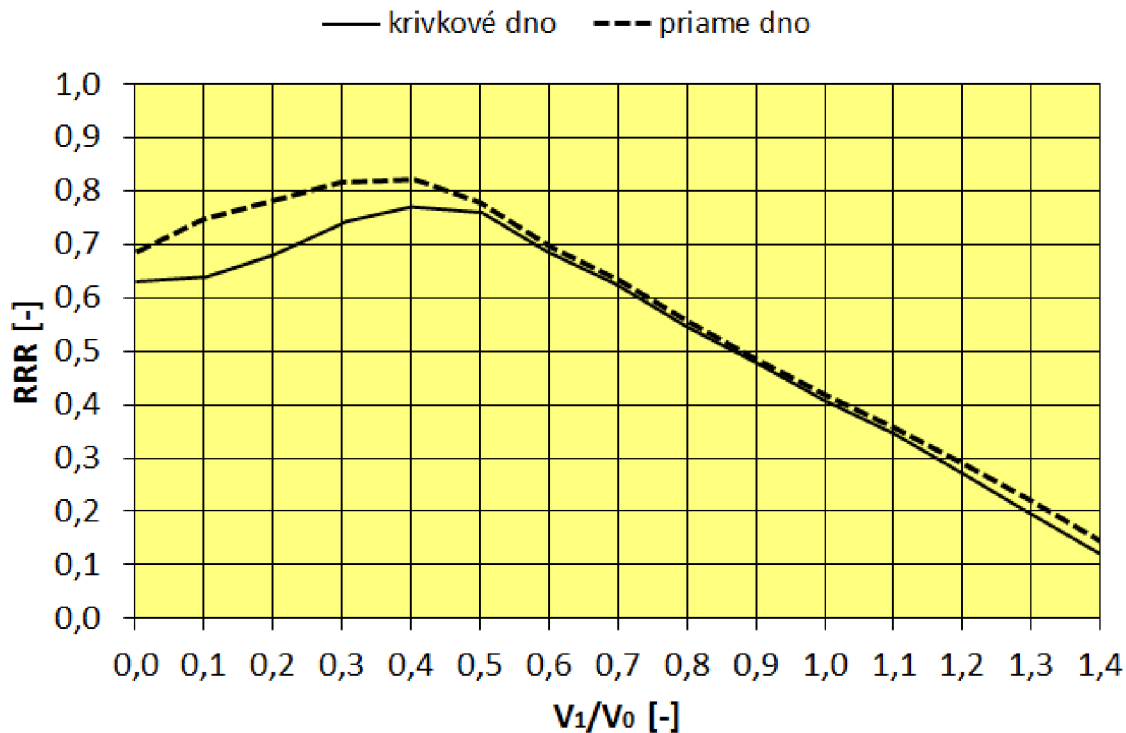
Obr. 5.11: Závislosť stlačenia na RRR pre rôzne hodnoty sklonu

Tvar dna vstupnej rampy

Tvar dna má vplyv na hodnotu RRR jedine v prípade vysokého stlačenia a veľkých sklonoch rampy ($\alpha = 9^\circ$).

Na obrázku [5.12] sú porovnané hodnoty pre uhol $\alpha = 9^\circ$. Je možné si všimnúť že priamy tvar rampy vykazuje vyššie hodnoty RRR. Tento fakt je podstatný pre veľké stlačenie. V prípade hodnôt V_1/V_0 nad 0,5 je odchýlka menej podstatná.

5.3. VSTUPNÁ SÚSTAVA (NACA VSTUP)



Obr. 5.12: Závislosť stlačenia na RRR pre rôzne tvary dna

Hrúbka medznej vrstvy

Pri zvyšovaní hrúbky medznej vrstvy je účinnosť nižšia. Zníženie medznej vrstvy je možné dosiahnuť pomocou rozširujúceho sa vstupu. Ideálne je umiestnenie vstupu do oblasti, kde je medzná vrstva tenká. V prípade tejto práce je umiestnenie chladiča dané konštrukčnými možnosťami gondoly. Preto ovplyvniť medznú vrstvu by bolo pomerne zložité.

5.3.2. Výpočet NACA vstupu

Pri návrhu výsledného NACA vstupu boli stanovené geometrické parametre, ktoré sú nemenné. Jedná sa o dĺžku vstupnej rampy L a šírku vstupného otvoru w . Dĺžka vstupnej rampy je daná samotnou veľkosťou motorovej gondoly resp. jej zadnej časti. Šírka w je daná výstupmi z motora, ktoré sú na oboch stranách predpokladaného miesta, kde bude vstup umiestnený.

Na hodnote L je závislý uhol α a na hodnote w pomer w/d . Tieto charakteristiky majú zásadný vplyv na výslednú účinnosť vstupu. V prípade uhlu alfa sa predpokladá hodnota $9^\circ \pm 0,5^\circ$. Preto bola hodnota 9° uvažovaná pre všetky stlačenia a pomery w/d . Šírka vstupného otvoru w bola stanovená hodnotou $0,270m$.

Parameter w/d sa menil v závislosti na stlačení so zmenou plochy vstupu. Hodnoty RRR pre jednotlivé pomery w/d sa linearizovali podľa meraní v aerodynamickom tuneli, zobrazených na obrázku [5.10].

Z hodnôt RRR sa určila tlaková strata podľa vzorca:

5. NÁVRH KANÁLA

$$\Delta p = p_{celk} - RRR \frac{\rho v_0^2}{2} - p_0 [Pa] \quad (5.10)$$

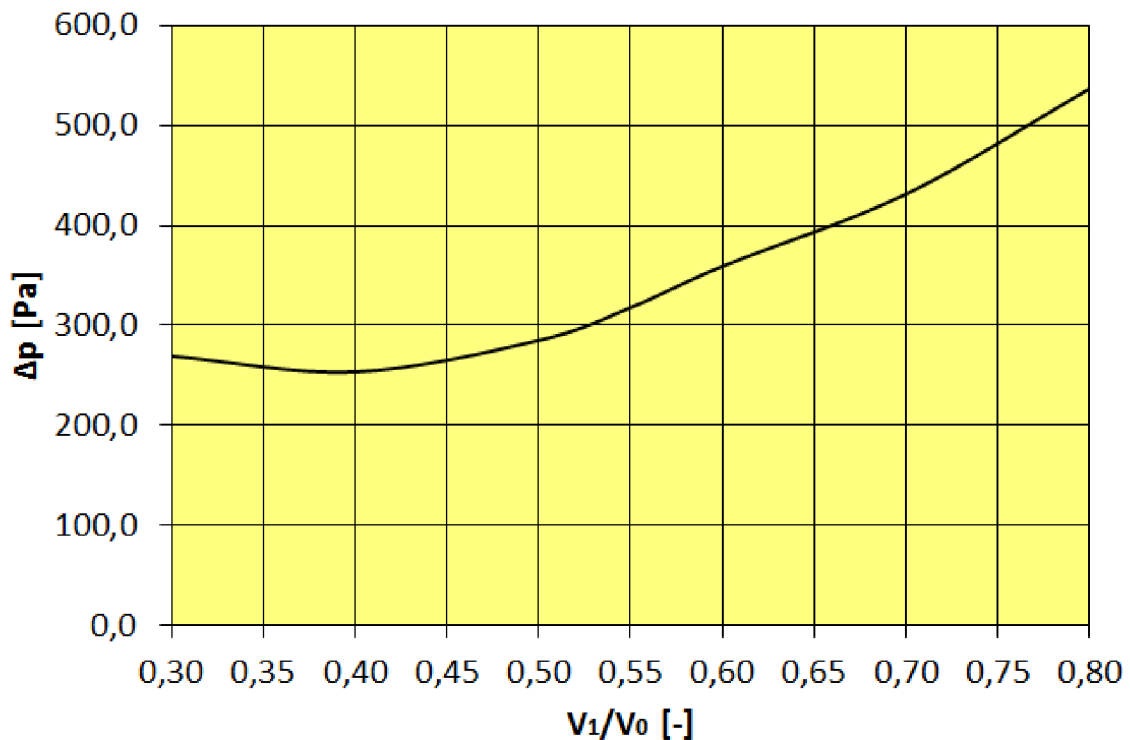
Účinnosť je daná:

$$\eta_{NACA} = 1 - \frac{\Delta p}{\frac{\rho v_0^2}{2}} [-] \quad (5.11)$$

V Tabuľke sú výsledné hodnoty charakteristík vstupu pre rôzne hodnoty $V_1/V_0(S_2)$ Graf na obrázku [5.13] poukazuje na charakter a veľkosť tlakových strát.

V_1/V_0		0,3	0,4	0,5	0,55	0,6	0,7	0,8
S	m^2	0,049	0,037	0,029	0,027	0,024	0,021	0,018
w max	m	0,270	0,270	0,270	0,270	0,270	0,270	0,270
d	m	0,181	0,136	0,109	0,099	0,090	0,078	0,068
w/d	—	1,492	1,989	2,487	2,735	2,984	3,481	3,979
RRR	—	0,851	0,860	0,843	0,824	0,802	0,762	0,704
Δp	Pa	269	253	285	317	359	431	536
η_{NACA}	—	0,851	0,860	0,843	0,824	0,802	0,762	0,704

Tabuľka 5.6: Výsledky NACA



Obr. 5.13: Tlaková strata na NACA vstupe

Z vypočítaných hodnôt bola zistená najnižšia tlaková strata pri pomere $v_1/v_0 = 0,4$. Vypočítané hodnoty slúžia k výslednému určeniu najvhodnejších prierezov kanála chladenia.

5.4. Konfúzor

Posledným členom kanála chladenia je konfúzor. Jedná sa o potrubie, ktorého čelný prierez sa znižuje. Podobne ako v prípade difúzoru tu využívame rovnicu kontinuity a Bernuliho rovnicu. Úlohou konfúzoru je urýchlenie prúdu vzduchu, ktorý preteká sústavou.

5.4.1. Výpočet potrebnej rýchlosti za chladičom

V našom prípade musí platiť zákon zachovania hmotnostného toku. To znamená, že rýchlosť na vstupe do chladiča musí byť rovnaká ako rýchlosť prúdu, ktorá z neho vychádza (plocha $S_3 = S_3$). Prietok budeme riešiť pomocou Bernuliho rovnice, do ktorej započítame straty. Z vypočítaných hodnôt je zrejmé, že maximálnu tlakovú stratu spôsobí samotných chladič, za ním nasleduje vstup a ako posledný je difúzor.

Zostavená Bernuliho rovnica má tvar:

$$p_0 + \frac{1}{2}\rho v_0^2 - \left[(1 - \eta_{dif}\eta_{NACA}) \frac{1}{2}\rho v_0^2 + kp \frac{1}{2}\rho v_3^2 \right] = p_3 \frac{1}{2}\rho v_3^2 \left(\frac{S_3}{S_4} \right) \quad (5.12)$$

Na ľavej strane rovnice je statický tlak P_0 , ktorý platí pre danú výšku letu. Dynamický tlak, ktorý je závislý na hustote vzduchu a rýchlosti prúdu. Výraz v zátvorke nám charakterizuje stratu energie spôsobenú stratou dynamického tlaku na vstupe difúzora a na chladiči. Pravá strana sa rovná energii vo výstupnej tryske. V našom prípade je hodnota statického tlaku v celom kanáli rovnaká, $P_0 = P_3$.

Po matematickej úprave dostaneme vzorec pre výpočet rýchlosti V_3 v tvare:

$$v_3 = v_0 \sqrt{\frac{\eta_{dif}\eta_{NACA} - \frac{p_3 - p_0}{\frac{1}{2}\rho v_0^2}}{kp + \left(\frac{S_3}{S_4}\right)^2}} [m/s] \quad (5.13)$$

Po úprave:

$$v_3 = v_0 \sqrt{\frac{\eta_{dif}\eta_{NACA}}{kp + \left(\frac{S_3}{S_4}\right)^2}} [m/s] \quad (5.14)$$

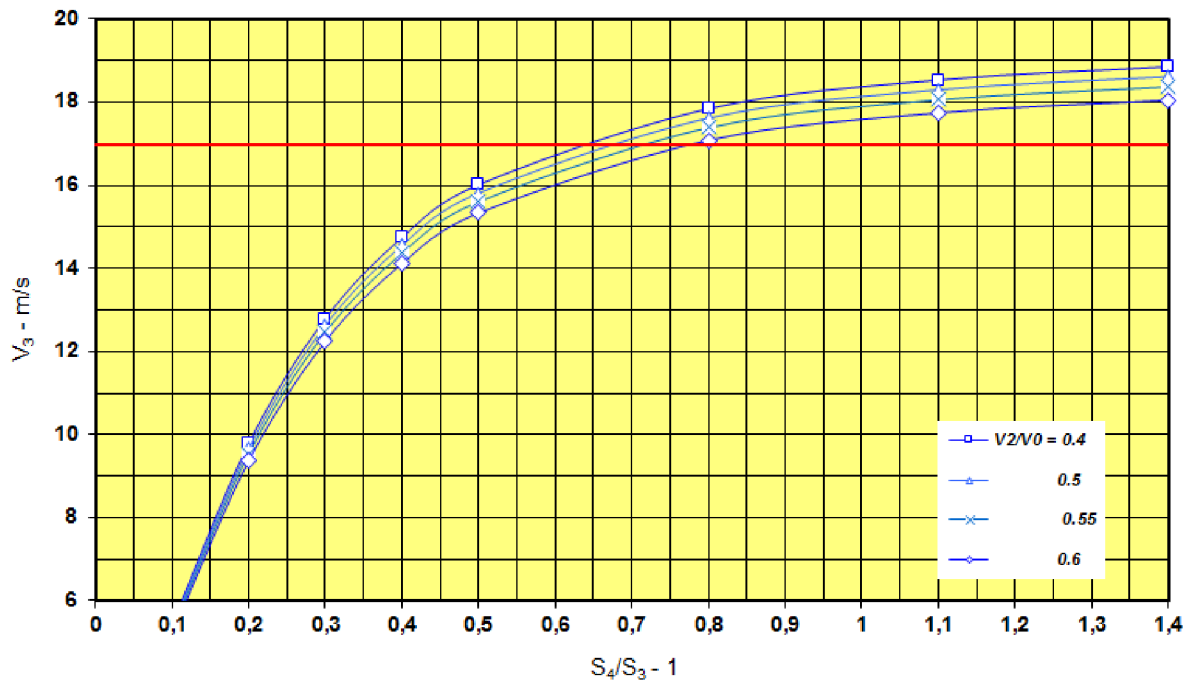
5.4.2. Vypočítané hodnoty

Z vypočítaných tlakových strát bola určená výsledná hodnota tlakovej straty. Tá sa menila v závislosti na stlačení (pomer V_3/V_0). Z vypočítaných hodnôt vyplýva, že výsledná tlaková strata kanála sa zväčšuje pri zvyšovaní stlačenia. Z výpočtu konfúzoru boli určené hodnoty výstupných rýchlostí V_4 . Tie však ešte nezahŕňajú efekt oteplenia prúdu teplom z olejovej inštalácie v chladiči.

5. NÁVRH KANÁLA

S_4/S_3	[-]	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,8	1,1	1,4
S_4	[m ²]	0,0053	0,0106	0,0158	0,0211	0,0264	0,0422	0,0581	0,0739
V_4	[m/s]	169,73	84,87	56,58	42,43	33,95	21,22	15,43	12,12
$\eta_{NACA} = 0,86$	$\eta_{dif} = 0,9992$	$\Delta p_{NACA} = 254Pa$			$\Delta p_{dif} = 1Pa$		$\Delta p = 1445Pa$		
$V_2/V_0 = 0,4$									
V_3/V_0	[-]	0,09	0,16	0,21	0,24	0,26	0,29	0,30	0,31
V_3	[m/s]	5,44	9,79	12,79	14,74	16,01	17,84	18,53	18,85
$\eta_{NACA} = 0,84$	$\eta_{dif} = 0,9942$	$\Delta p_{NACA} = 285Pa$			$\Delta p_{dif} = 11Pa$		$\Delta p = 1486Pa$		
$V_2/V_0 = 0,5$									
V_3/V_0	1	0,09	0,16	0,21	0,24	0,26	0,29	0,30	0,30
V_3	m/s	5,37	9,66	12,63	14,56	15,81	17,62	18,30	18,62
$\eta_{NACA} = 0,82$	$\eta_{dif} = 0,9892$	$\Delta p_{NACA} = 318Pa$			$\Delta p_{dif} = 20Pa$		$\Delta p = 1527Pa$		
$V_2/V_0 = 0,55$									
V_3/V_0	1	0,09	0,16	0,20	0,23	0,26	0,28	0,30	0,30
V_3	m/s	5,30	9,54	12,46	14,36	15,60	17,38	18,06	18,37
$\eta_{NACA} = 0,80$	$\eta_{dif} = 0,9823$	$\Delta p_{NACA} = 359Pa$			$\Delta p_{dif} = 32Pa$		$\Delta p = 1581Pa$		
$V_2/V_0 = 0,6$									
V_3/V_0	1	0,09	0,15	0,20	0,23	0,25	0,28	0,29	0,30
V_3	m/s	5,21	9,37	12,24	14,11	15,33	17,08	17,74	18,05

Tabuľka 5.7: Výsledky



Obr. 5.14: Závislosť výstupného prierezu na rýchlosti V_3

5.4. KONFÚZOR

Pre výpočet finálnej verzie kanála chladenia je z hľadiska funkcie najdôležitejšia hodnota V_3 , ktorá charakterizuje rýchlosť prúdenia za chladičom. V prípade, aby výkon chladiča zodpovedal potrebe, musí byť táto rýchlosť rovnaká alebo väčšia ako je rýchlosť V_3 určená pri návrhu chladiča.

5.4.3. Vplyv tepla na charakteristické veličiny prúdu

Pri znížení teploty oleja v chladiči, dochádza k ohriatiu vzduchu v jeho okolí. Toto zvýšenie teploty, má priamy dopad na zmenu stavových veličín vzduchu, ktorý prechádza chladičom. Teplotou sa zvyšuje vnútorná energia plynu, čo zapríčiní v konečnom dôsledku zvýšenie výstupnej rýchlosti z kanála chladenia.

Tento jav sa nazýva Merediho efekt a bol prvýkrát objasnený v roku 1930. V priebehu druhej svetovej vojny sa začal výraznejšie využívať pri návrhu vysokorýchlostných piestových lietadiel, kde sa pri vysokých rýchlostiach začína výrazne prejavovať odpor samotného chladiča.

Aby tento efekt nastal musí dochádzať k výraznejšiemu ohriatiu vzduchu a zvýšeniu tlaku v chladiči. Za chladičom musí byť nainštalovaná výstupná tryska. Tá daný prúd urýchli a premení stavovú energiu plynu na kinetickú. V prípade vysokých rýchlostí, môže byť výstupná rýchlosť vyššia ako okolité prúdenie (rýchlosť letu) v takom prípade sa zvýšením ťahu nielenže kompenzuje odpor chladiacej sústavy, ale sa aj zvýši celkový ťah.

Postup výpočtu

Pri našom režime letu, kedy je rýchlosť nízka, nemôžeme predpokladať urýchlenie prúdu natoľko, aby došlo k úplnej kompenzácii odporu chladiča. Dôjde však k urýchleniu prúdenia, čím sa zmenší celkový odpor sústavy chladenia.

Všetky uvedené vzorce platia pre kanál s konštantným prierezom podľa literatúry [17]. Celý výpočet je stanovený pre konečný variant výpočtu a poukazuje na vplyv tohto efektu na prúdenie v sústave.

Rýchlosť zvuku určíme podľa:

$$a_0 = \sqrt{\kappa r T} [m/s] \quad (5.15)$$

Pre kritickú rýchlosť zvuku platí:

$$a^* = 0.913a_0 [m/s] \quad (5.16)$$

Pre Machovo číslo prúdu platí:

$$M_0 = \frac{V_0}{a_0} [-] \quad (5.17)$$

Pre kritické Machovo číslo platí:

$$M^* = \frac{V_0}{a^*} [-] \quad (5.18)$$

Koeficient tlakových strát bol určený:

$$c_q = \frac{q}{\frac{a_0^2}{(\kappa-1)q} \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M_0^2\right)} [-] \quad (5.19)$$

kde:

$$q = \frac{Q}{\dot{m}g} [N/s] \quad (5.20)$$

Kritické Machovo číslo na chladiči:

$$M_{3'}^2 = \frac{1 + M_3^* \pm \sqrt{(1 + M_3^2)^2 - 4M_3^2(1 + c_q)}}{2M_3^* \sqrt{1 + c_q}} [-] \quad (5.21)$$

Zmena tlaku:

$$\frac{P_3'}{P_3} = \sqrt{1 + c_q} \frac{M_3^2 \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} M_{3'}^2\right)}{M_{3'}^* \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} M_3^2\right)} [-] \quad (5.22)$$

Zmena hustoty:

$$\frac{\rho_3'}{\rho_3} = \frac{M_3^*}{M_{3'}^* \sqrt{1 + c_p}} [-] \quad (5.23)$$

Výsledný pomer rýchlostí na chladiči:

$$\frac{V_4}{V_0} = \sqrt{1 + c_p} \frac{1}{M_0^2} \sqrt{M_{3'}^{*2} + \left(\frac{\kappa-1}{\kappa+1} - M_{3'}^{*2} \left[1 - \frac{P_0}{P_{3'}}\right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right)} [-] \quad (5.24)$$

Charakteristika	Značka	Hodnota	Jednotka
Rýchlosť zvuku	a_0	375,19	m/s
Kritická rýchlosť zvuku	a^*	342,55	m/s
Machovo číslo prúdu	M_0	0,1629	-
Kritické Machovo číslo	M^*	0,1785	-
Koeficient tlakových strát	c_q	0,0726	-
Kritické Machovo číslo na chladiči	$M_{3'}$	0,05132	-
Zmena tlaku	p_3'/p_3	0,9998	-
Zmena hustoty	ρ_3'/ρ_3	0,9322	-
Výsledný pomer rýchlostí	V_4/V_0	0,9724	-

Tabuľka 5.8: Vypočítané veličiny

Porovnanie stavových veličín a rýchlostí pri zahrnutí prívodu tepla

Charakteristika	Značka	bez prívodu	s prívodom	Jednotka
Celk. tlak na vstupe do chladiča	p_3	87715		Pa
Celk. tlak na výstupe z chladiča	p_3'	89049	89031	Pa
Hus. vzduchu na vstupe do chladiča	ρ_3	0,968996		kg/m ³
Hus. vzduchu na výstupe z chladiča	ρ_3'	0,968996	0,903262	kg/m ³
Rýchlosť prúdu na vstupe do chladiča	V_3	16,9		m/s
Rýchlosť prúdu na výstupe z chladiča	V_3'	16,97	18,2	m/s
Výstupná rýchlosť z kanála chladienia	V_4	59,4		m/s

Tabuľka 5.9: Porovnanie vypočítaných hodnôt

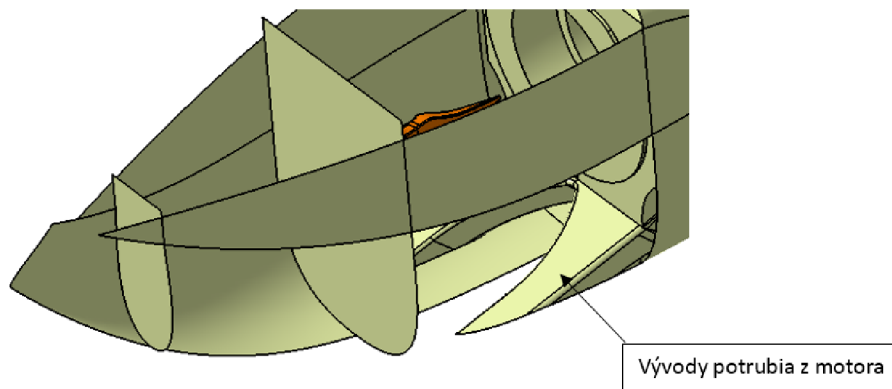
5.5. Návrh

Vzhľadom na pomerne obmedzené možnosti zástavby chladiča do motorovej gondoly je vstup umiestnený na spodnej strane gondoly v zadnej časti. Toto miesto nie je pre vstup vnútorného kanála ideálne z dôvodu vysokého kinematického tlaku, ako aj rozrušeniu prúdenia, ktoré môže vzniknúť vplyvom vrtuľového prúdu. V prípade lietadiel, kde je plocha v miestach zástavby kanála chladenia väčšia, je vhodné pomocou CFD simulácie nájsť miesto s najvyššou hodnotou statického tlaku. Toto miesto je pre vstup ideálne, pretože pri znižujúcej sa rýchlosti je aj celková tlaková strata nižšia.

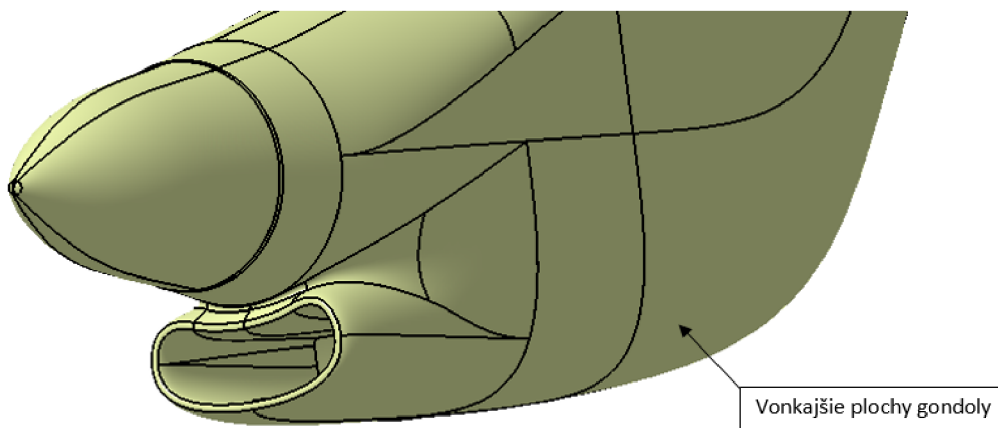
V prípade motorovej gondoly lietadla L-410NG je najvhodnejšie miesto pre umiestnenie chladiacej sústavy v zadnej časti za motorom. Tu je dostatok miesta na vedenie kanála. Tvary vonkajších plôch motorovej gondoly nám umožňujú navrhnuť kanál bez veľkých zalomení. To vedie k zmenšeniu možných tlakových strát a vzniku vírov.

Pri návrhu musia byť zachované niektoré plochy, ktoré sú v blízkosti predpokladaného umiestnenia chladiča. Vonkajšie aerodynamické tvary kapotáže gondoly a potrubie, ktoré smeruje z motora do atmosféry po bokoch predpokladaného umiestnenia vstupu. Vedenie vývodov z motora v týchto miestach obmedzuje návrh šírky vstupu a dĺžky vstupnej rampy.

Na obrázku [5.15] a [5.16] sú zobrazené tieto plochy na modeli.



Obr. 5.15: Vnútorná geometria obmedzujúca návrhové rozmery vstupu



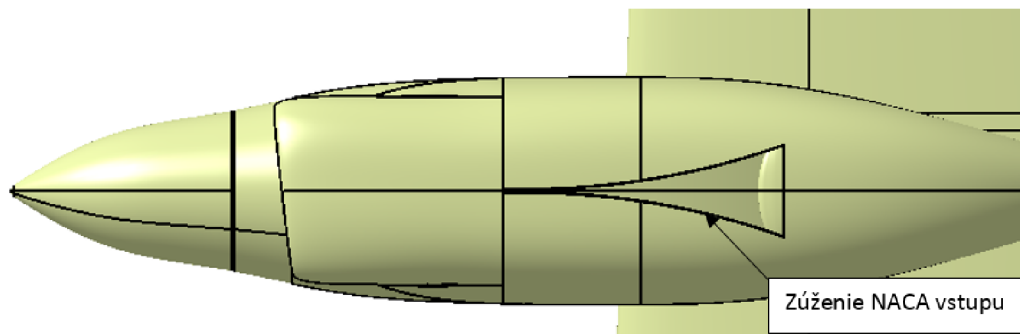
Obr. 5.16: Vonkajšie plochy gondoly

5. NÁVRH KANÁLA

Návrh vstupu je konštrukčne najzložitejšia časť chladiacej sústavy. Základné rozmery boli určené na základe pomerov stlačení. Pre finálnu verziu bolo navrhnuté stlačenie $V_1/V_0 = 0,55$. Pričom šírka vstupu je obmedzená plochami motorových vývodov. Dôležitým faktorom pri určení účinnosti vstupu je štihlosť vstupu, teda pomer w/d . V tomto prípade je pomer 2,7.

Dĺžka vstupu je obmedzená vstupnou sústavou motora. Z tohto dôvodu bol celý kanál posunutý do zadnej časti, čím bolo možné vytvoriť vstupnú rampu o sklone približne 9° .

Tvar rampy [5.17] bol stanovený na základe konštrukčných možností. Zúženie bolo dané obecným polynómom. Tvar dna [5.18] bol daný krivkou tak, aby nezasahoval do geometrie ostatných konštrukčných častí motora.



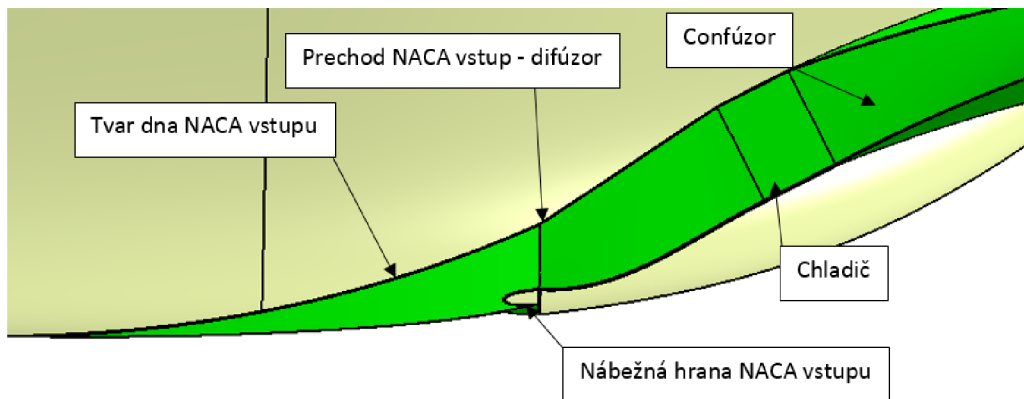
Obr. 5.17: Tvar NACA vstupu

Tvar nábežnej hrany vstupu bol navrhnutý na základe správy NACA [10]. Hrúbka vstupnej nábežnej hrany sa v ideálnom prípade rovná výške vstupu. Toto platí pre veľké štihlosti. V našom prípade bola táto hodnota znížená na 25 %. Na základe týchto charakteristík bola stanovená výsledná teoretická účinnosť NACA vstupu.

Difúzor bol navrhnutý na základe predpokladaného stlačenia podobne ako NACA vstup. V prípade difúzoru je zrejmé, že jeho geometrické charakteristiky nemajú zásadný vplyv na tlakové straty, pokiaľ jeho rozovretie nie je príliš veľké. Pri návrhu bola jeho dĺžka stanovená na 0,340 m. Prierez vstupu je daný geometriou NACA vstupu. Výstup je určený veľkosťou chladiča.

V prípade tohto návrhu, je šírka chladiča príliš veľká. Z tohto dôvodu musel byť chladič posunutý vyššie nad úroveň vstupu. Difúzor je zahnutý a chladič mierne naklonený dopredu. V prípade zahnutého difúzoru sa nepredpokladajú výrazné zmeny v účinnosti. Problematické môže byť miesto v oblasti prechodu vstupu a difúzora. V tejto oblasti by mohlo dochádzať k odtrhnutiu medznej vrstvy vo vrchnej strane vstupu. Tomuto javu zabráni hladký tangenčný prechod. Na obrázku [5.18] je bokorys kanála aj s popisom.

5.5. NÁVRH



Obr. 5.18: Prechod

Konfuzor je navrhnutý tak, aby výstupná rýchlosť z chladiča súhlasila s potrebným hmotnostným tokom. Z tohto dôvodu bol výstupný prierez navrhnutý tak, aby podtlak podporoval prúdenie v chladiči. Výstupný prierez má tvar elipsy. Vzhľadom na veľkú plochu chladiča je veľkosť výstupného prierezu veľká.

Výsledné charakteristiky kanála sú v tabuľke.

Charakteristika	Značka	Hodnota	Jednotka
NACA VSTUP			
Rýchlosť nabiehajúceho prúdu	V_0	61,14	m/s
Rýchlosť na vstupe	V_1	33,63	m/s
Stlačenie	V_1/V_0	0,55	—
Štíhlosť	w/d	2,7	—
Šírka vstupu	w	0,27	m
Výška vstupu	d	0,1	m
Plocha prierezu vstupu	S_2	0,027	m ²
Dĺžka vstup. Rampy	L	0,82	m
Dĺžka nábežnej rampy	STA	0,075	m
Hĺbka vstupu	t	0,037	m
Uhol rampy	α	9,3	°
Celková hĺbka vstupu	B	0,137	m
DIFÚZOR			
Rýchlosť na výstupe	V_3	16,97	m/s
Rýchlosť na vstupe	V_2	33,63	m/s
Stlačenie	V_2/V_0	0,55	—
Pomer prierezov	S_2/S_3	0,5	—
Plocha vstupu	S_2	0,027	m ²
Plocha výstupu	S_3	0,0528	m ²
Teoretický uhol rozovretia	α_{dif}	10,22	°
Dĺžka difúzora	l	0,34	m
KONFÚZOR			
Pomer prierezov	S_4/S_3	0,75	—
Výstupný prierez	S_4	0,03956	m ²

Tabuľka 5.10: Výsledné geometrické charakteristiky kanála

5. NÁVRH KANÁLA

Tlakové straty	
Tlaková strata na vstupe	318 Pa
Tlaková strata na difúzore	20 Pa
Tlaková strata chladiča	1190 Pa
Účinnosť vstupu	82 %
Účinnosť difúzoru	99 %

Tabuľka 5.11: Výsledné tlakové straty a účinnosti kanála

Tabuľka obsahuje priebehy rýchlostí a statických tlakov v jednotlivých častiach kanála chladenia. Tieto hodnoty budú neskôr použité na porovnanie s hodnotami, ktoré budú získané výpočtom v programe Fluent.

Miesto	0	1,2	3	3'	4
Rýchlosť [m/s]	61	33,63	16,97	16,67	59,4
Stat. tlak [Pa]	87716	88652	89041	87856	87716

Tabuľka 5.12: Priebehy rýchlostí a statických tlakov

6. Teória CFD

V preklade z anglického jazyka Computational fluid dynamics je interdisciplinárny vedný odbor, ktorý zahŕňa poznatky z oborov obecnej fyziky, mechaniky tekutín, termomechaniky, matematiky a numerických metód. Jedná sa o simulovanie fyzikálnych dejov, ktoré sa týkajú prúdenia tekutín a plynov.

Teória mechaniky tekutín vychádza z troch základných princípov. Zákona zachovania hmoty, zákona zachovania hybnosti a zákona zachovania energie. Tieto základné princípy sú vyjadrené v sústave rovníc, ktoré voláme Navier-Stokesove rovnice. Postup pri tvorbe CFD analýzy môžeme rozdeliť na dva smery. Prvý je návrh vlastného programu s vlastným algoritmom riešenia. Druhou možnosťou je využiť jeden z dostupných softvérov na trhu, ktorý je určený na výpočet dynamiky tekutín. V súčasnosti sú najrozšírenejšie programy Ansys Fluent a OPENfoam.

Postup práce s hotovým programom môžeme rozdeliť na niekoľko etáp.

Definovanie geometrie

Na začiatku je dôležité vytvoriť geometriu telesa, ktoré chceme skúmať, a na ktorom chceme prúdenie analyzovať. Pre tvorbu geometrie sa najčastejšie používajú bežne dostupné CAD programy, ktoré slúžia na modelovanie v inžinierskej praxi (AutoCad, Inventor, Catia). V prípade tejto práce bol použitý program Catia V5, ktorý je primárne určený pre letecký priemysel.

Generovanie siete

Geometria telesa neobsahuje sieť buniek, ktoré budú slúžiť ako miesta lokálnych výpočtov. Tieto bunky budú vytvorené v programe na ich generovanie. Hustota siete často nie je rovnaká v celej oblasti výpočtu. V oblasti zložitejších plôch je nutná hustejšia sieť, naopak v oblastiach jednoduchých plôch je vhodné vytvoriť sieť redšiu. Nadmerne hustá sieť kladie vyššie nároky na čas a hardvér pri samotnom výpočte. Pri spracovaní tejto práce bol použitý program ICEM.

Fixovanie topológie

Určenie typov hraníc je veľmi dôležité pri následnom výpočte. Ide o rozdelenie geometrie a ohraničenie plôch a priestoru, kde sa bude prúdenie vyskytovať a plochy, ktoré budú ohraničovať prúdacie médium. Ďalej sa jedná o určovanie plôch, kde budú vytvorené prizmatické vrstvy, teda oblasti, kde je dôležitá z hľadiska výpočtu dynamika v medznej vrstve. Pri výpočtoch v tejto práci bude k tomuto účelu použitý program ICEM.

Fyzikálno-matematický model, iniciácia, stanovenie okrajových podmienok

V tejto časti sa venujeme nastaveniu riešiča. Dôležité je hlavne zvolenie správneho matematického a fyzikálneho modelu. Ten je závislý na druhu úlohy, napr. aerodynamika externého prúdenia, prúdenie v kvapalinách a podobne. Okrajové podmienky charakterizujú vlastnosti prúdu v okolí počítaného telesa, ktoré sú známe. Na tieto nastavenia je potrebný program CFD. V prípade tejto práce sa jednalo o program Fluent

Nastavenie kontrolných parametrov riešenia

Kontrolné podmienky výpočtu sú dôležitým faktorom pre efektívny a správny výpočet. Slúži na to program CFD.

Analýza výsledkov

Na analýzu výsledkov slúži program na vizualizáciu dát. Jeho úlohou je prezentácia a práca z výsledkami výpočtu.

V prípade modelov použitých pre simulovanie sa používajú modely 3D (x,y,z) , 2D (x,z) a 1D. V prípade 3D modelov sa jedná o trojrozmerné objekty. Ich štruktúra siete je najzložitejšia. 2D modely sa používajú pri simulácii rotačne symetrických telies. Typický príkladom môže byť výpočet prúdenia v kanáloch. 1D model sa používa pri riešení prípadov, kde nás zaujíma prúdenie iba v jednom smere. Tento model je charakteristický jednoduchým modelom a dobrými výsledkami pre inžiniersku prax.

Odchýlky CFD výpočtov od skutočnosti sú zapríčinené mnohými faktormi. Jedná sa hlavne o fyzikálny model, vstupné údaje, kapacitu výpočtovej techniky a nedostatočné vedecké poznanie. Odchýlky sú výraznejšie v prípade zložitého prúdenia. Dôležitá je správna interpretácia výsledkov v prípade prúdenia v medznej vrstve, turbulentného prúdenia a vlnového odporu. V prípade jednoduchého laminárneho prúdenia sú výsledky priaznivejšie. Výpočty prúdenia majú podstatne väčšie odchýlky ako je to v prípade pevnostných výpočtov tuhých telies (MKP).

Kľúčovým problémom CFD je dôvera vo výsledky. Dôležité sú experimentálne overenia výsledkov. CFD simulovanie nie je možné využívať bez experimentálnych skúseností. [19]

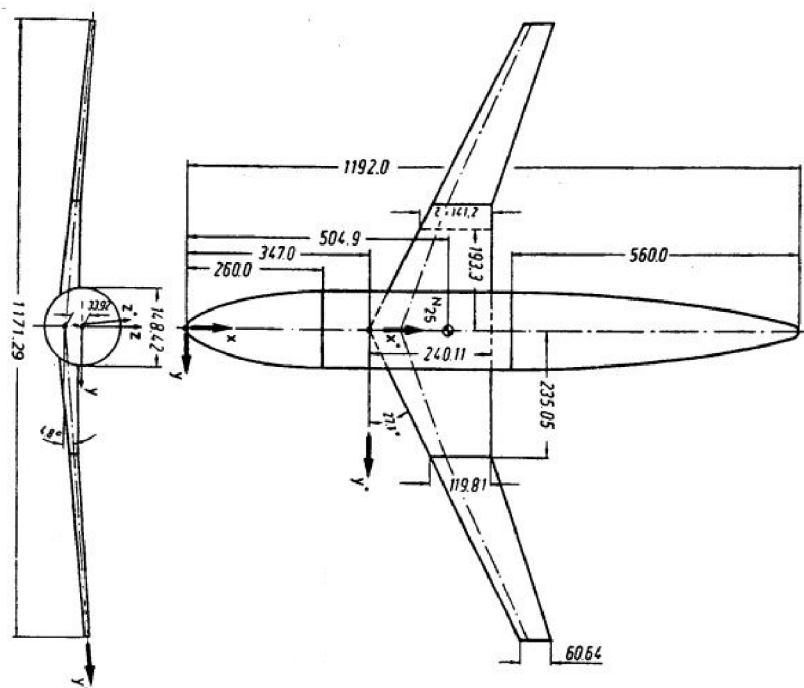
7. Kalibračná úloha

Kalibračná úloha je veľmi dôležitá z hľadiska validácie vypočítaných hodnôt CFD metódou s nameranými hodnotami v aerodynamickom tuneli. Numerický výpočet prúdenia je veľmi komplexná úloha a presnosť výsledkov je silne závislá na kvalite výpočtu. Jedná sa hlavne o kvalitu siete a správne odladenie samotného výpočtu. Natavenie riešiča má tiež zásadný vplyv na dĺžku výpočtu. Pri sledovaní rozdielu charakteristík nameraných v aerodynamickom tuneli a hodnôt vypočítaných môžeme odhadnúť presnosť výpočtu. Úloha taktiež slúži na zoznámenie sa so softvérom a odhad približnej dĺžky výpočtu.

Vzhľadom k veľkému rozdielu medzi kalibračnou úlohou a zadaním práce je popis tvorby siete ako aj nastavenia riešiča stručne zhrnutý v kapitole, ktorá je venovaná CFD analýze práce je podrobný popis postupu výpočtu.

7.1. Model

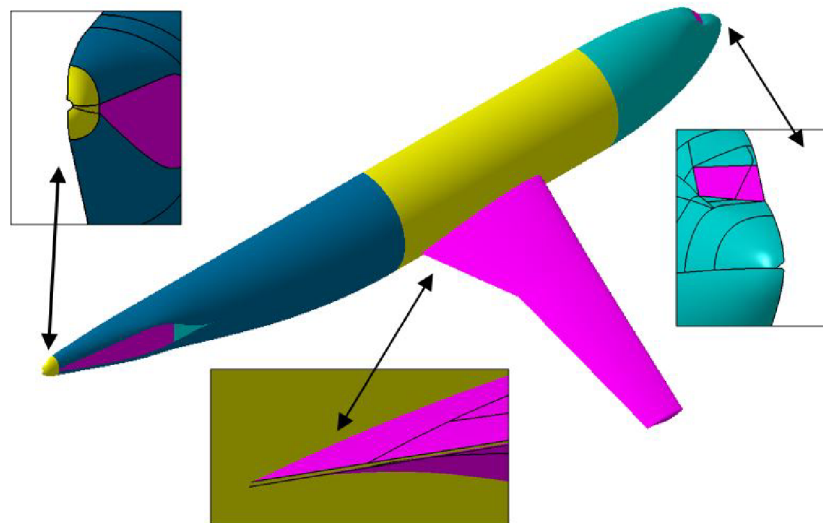
Model použitý pri výpočte kalibračnej úlohy je AGARD-AR-303 [21], ktorý je voľne stiahnuteľný z internetu. Bol vyvinutý na určovanie presnosti CFD kódov. Ide o model transonického dopravného lietadla v konfigurácii krídlo-trup [7.1].



Obr. 7.1: Kalibračný model

Meranie prebiehalo v troch aerodynamických tuneloch pri Machovom čísle 0,75. Následne boli spracované základné aerodynamické charakteristiky.

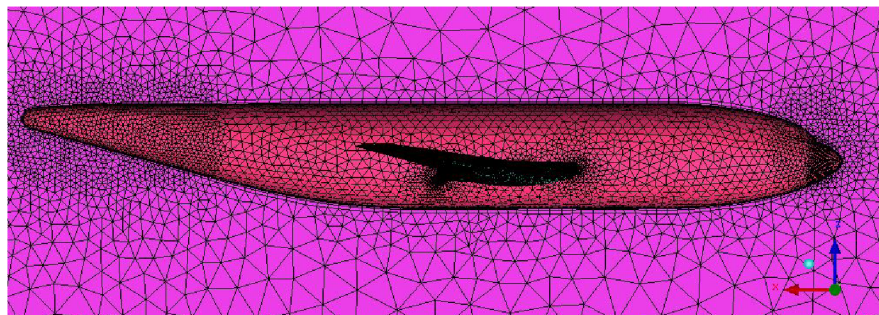
Pred samotnou tvorbou siete bolo nutné doladiť niektoré nedostatky na modeli. Jednalo sa o dotvorenie odtokovej hrany na krídle, plôch na začiatku a konci trupu [7.2]. Vzhľadom na jednoduché úpravy nebolo treba použiť zložitejší program, ale stačil program na tvorbu a generovanie siete ICEM.



Obr. 7.2: Úpravy na kalibračnom modeli

7.2. Tvorba siete

Sieť použitá pri výpočte bola vytvorená v programe ICEM, ktorý je súčasťou balíka ANSYS 14.5. Ako prvé boli vytvorené plochy ohraničujúce merací priestor. Jedná sa o plochu symetrie a okolie. Okolie bolo vytvorené ako polguľa, ktorej polomer je desaťnásobok maximálneho rozmeru meraného prvku. Povrchové elementy tvoria trojuholníkové prvky, objemovú sieť štvorsteny. Na povrchu bola vytvorená prismatická vrstva, ktorá slúži na podrobnejšiu a presnejšiu analýzu medznej vrstvy. Sieť sa menila v závislosti na zložitosti plochy a vplyvu na aerodynamické vlastnosti modelu ako celku. Zhustená sieť bola vytvorená na prednej a zadnej strane trupu, na nábežnej hrane krídla, konci krídla a v oblasti odtokovej hrany. Celkový počet elementov bol približne $2,3 \cdot 10^6$



Obr. 7.3: Detail siete na trupe

7.3. Výpočet

Výpočet prebehol v programe Fluent 14.5. Meranie prebiehalo pri zmenách uhla nábehu v rozmedzí -4 až 4 stupne. Celkovo bolo vypočítaných 5 prípadov. Sledovali sme 3 základné aerodynamické súčinitele. Súčiniteľ vztlaku, odporu a klopivého momentu. Vypočítané hodnoty boli porovnané s údajmi z tunelového merania. Výpočet prebehol na počítači s hardvérovými parametrami popísanými v kapitole Softvérové a hardvérové prostriedky.

7.4. VÝSLEDKY KALIBRAČNEJ ÚLOHY

Výpočet jedného prípadu trval približne 5 hodín. V tabuľke sú zobrazené základné údaje nastavenia výpočtu. V prípade kalibračnej úlohy a aj výslednej aerodynamickej analýzy gondoly neboli použité všetky uzly clustru.

Nastavenie riešiča	
Solver	Density Based
Energy equation	on
Viscous model	Spalar-Allmaras
Material	Ideal gas
Formulation	Explicit
Okrajové podmienky	
Krídlo, trup	Wall
Okolie	Pressure far field
Symetria	Symmetry
Obsah domény	Fluid
Charakteristiky turbulentného modelu	
Turbulent Intensity (%)	0,1
Turbulent Length Scale	20 mm
Vlastnosti prúdu vzduchu	
Tlak	101 325 Pa
Teplota	288,15 K
Machovo číslo	0,75

Tabuľka 7.1: Nastavenie výpočtu kalibračnej úlohy

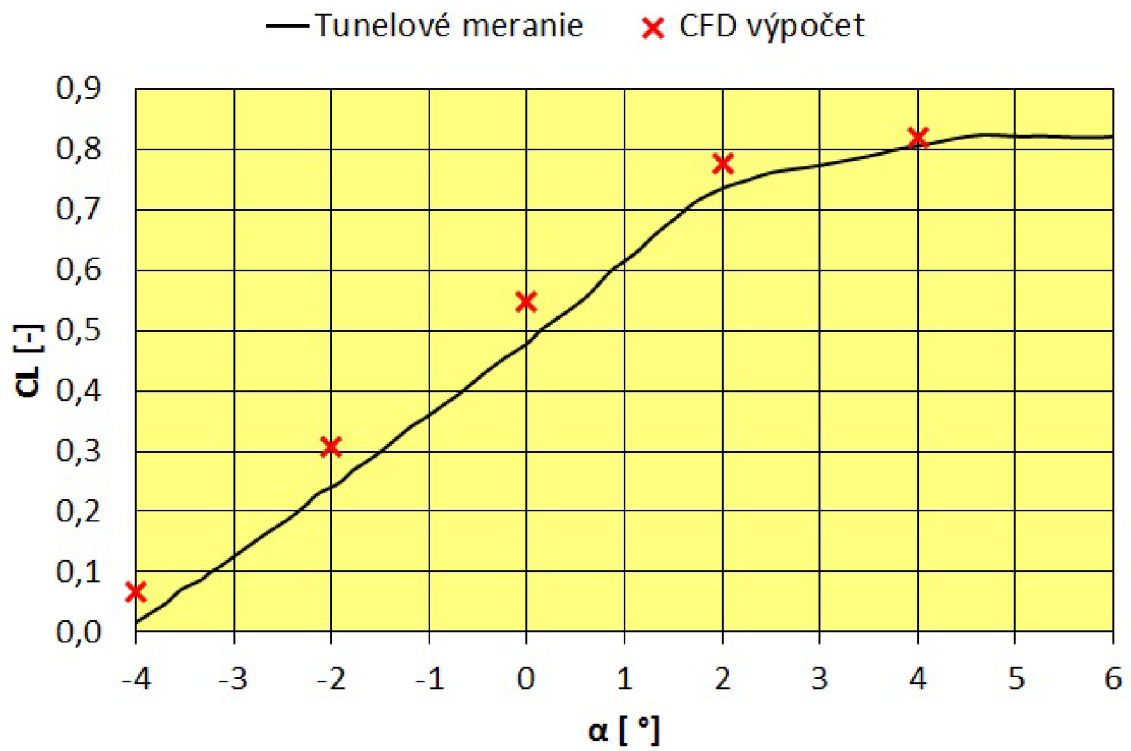
V závislosti na hodnote oscilovania rezíduí sa zvyšovalo Curantovo číslo v rozmedzí 2 až 36. Výpočet bol ukončený, keď odchýlka sledovaných hodnôt klesla pod 0,001. Po ukončení výpočtu prebehla kontrola parametru y^+ . Tento parameter určuje veľkosť medznej vrstvy. Pre model Spalart-Allmaras je žiadúce, aby veľkosť hodnoty y^+ bola menšia alebo rovná hodnote 1. V tomto prípade musí model obsahovať pomerne jemnú sieť v oblasti povrchu telesa. Ďalšou použiteľnou možnosťou je hodnota y^+ väčšia ako 30. V takom prípade sa bude program riadiť použitím stenovej funkcie. Tento výpočtový model je uspokojujúci pre väčšinu inžinierskych aplikácií. Nie je vhodný pre nízke Reynoldsove čísla.

V našom prípade bola použitá jemná sieť v oblasti medznej vrstvy, preto sa hodnota y^+ pohybovala pod hodnotou 1. Tento fakt mal za následok podstatné zhustenie siete a tým aj nárast výpočetného času

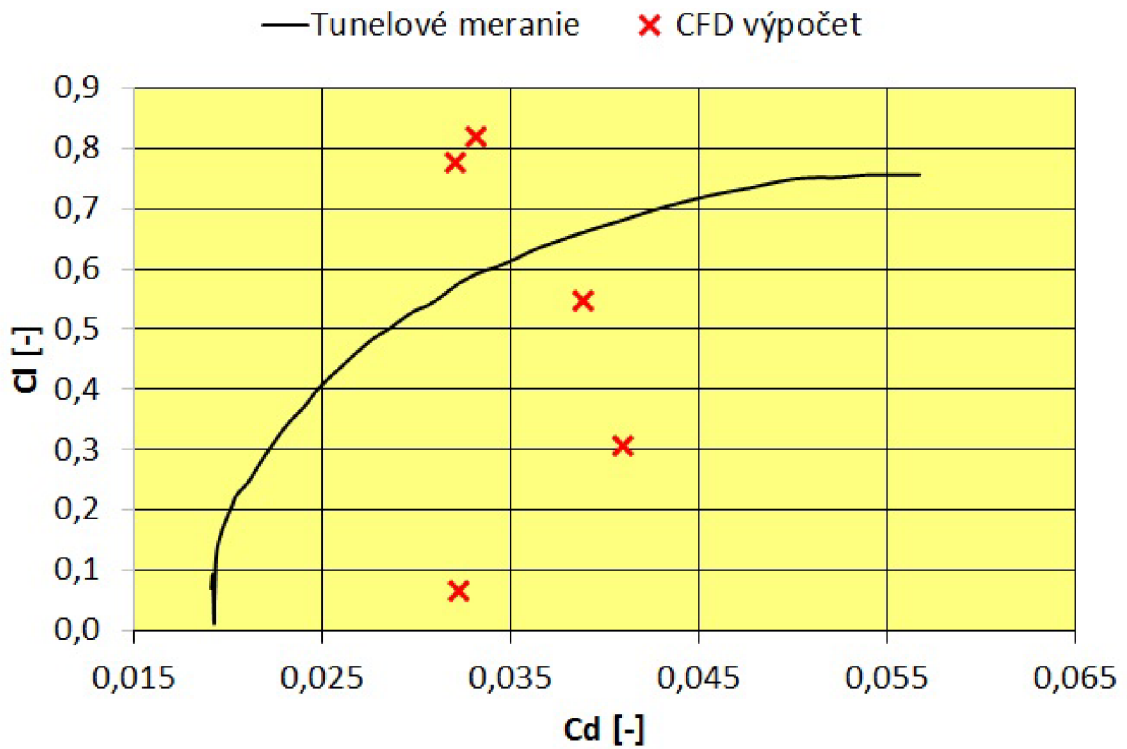
7.4. Výsledky kalibračnej úlohy

Po vypočítaní všetkých prípadov boli hodnoty porovnané z hodnotami z aerodynamických tunelov. Hodnoty boli spracované v programe Enguage. Následne boli zostavené tri základné grafy aerodynamických charakteristík podľa správy z tunelových meraní.

V prípade závislosti súčiniteľa vzlaku na uhle nábehu [7.4] a súčiniteli odporu [7.5] sa hodnoty vypočítané vo všetkých aerodynamických tuneloch líšili nepatrne. Preto sme použili jednu krivku pre všetky prípady. V prípade závislosti súčiniteľa vzlaku na súčiniteli momentu [7.6] boli viditeľné rozdiely, preto bolo vybrané iba jedno meranie. To prebehlo v aerodynamickom tuneli v Bedforde vo Veľkej Británii (DRA 8ft/8ft).

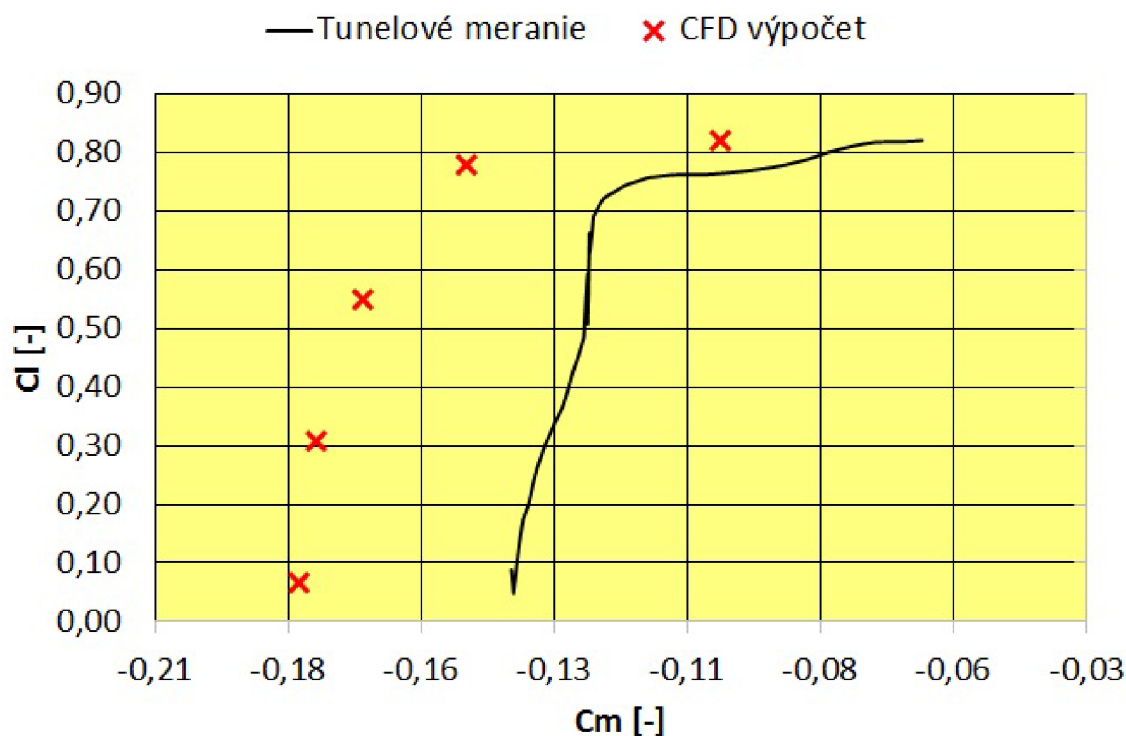


Obr. 7.4: Závislosť šúčiniteľa vztlaku na uhle nábehu



Obr. 7.5: Závislosť šúčiniteľa vztlaku na súčiniteli odporu

7.4. VÝSLEDKY KALIBRAČNEJ ÚLOHY



Obr. 7.6: Závislosť súčiniteľa vztlaku na súčiniteli momentu

Na záver sme porovnali hodnoty vypočítaných uhlov nábehu s hodnotami v správe. Pre presnejšie určenie sme preložili okolité hodnoty sledovaných veličín polynómom z čoho sme následne určili hodnoty pre potrebné uhly nábehu. Tie sú zobrazené v tabuľke. Pre lepšie určenie rozdielu medzi CFD výpočtom a tunelovým meraním bola vypočítaná percentuálna odchýlka.

Cl				
α	CFD výpočet	Aerodynamický tunel	odchylka	
[°]	[-]	[-]	[-]	[%]
-4	0,066	0,015	0,051	77,27272727
-2	0,3075	0,245	0,0625	20,32520325
0	0,548	0,499	0,049	8,941605839
2	0,777	0,721	0,056	7,207207207
4	0,82	0,811	0,009	1,097560976

Tabuľka 7.2: Porovnanie súčiniteľov vztlaku

Cd				
α	CFD výpočet	Aerodynamický tunel	odchylka	
[°]	[-]	[-]	[-]	[%]
-4	0,0322	0,021	0,0112	34,7826087
-2	0,04095	0,024	0,01695	41,39194139
0	0,03884	0,033	0,00584	15,03604531
2	0,03207	0,0453	0,01323	29,20529801
4	0,0332	0,7	0,6668	95,25714286

Tabuľka 7.3: Porovnanie súčiniteľov odporu

C _m				
α	CFD výpočet	Aerodynamický tunel	odchylka	
[°]	[-]	[-]	[-]	[%]
-4	-0,1781	-0,144	0,0341	19,14654688
-2	-0,1749	-0,148	0,0269	15,38021727
0	-0,166	-0,129	0,037	22,28915663
2	-0,14662	-0,128	0,01862	12,69949529
4	-0,0989	-0,0781	0,0208	21,03134479

Tabuľka 7.4: Porovnanie súčiniteľov momentu

7.5. Zhodnotenie kalibračnej úlohy

V prípade závislosti súčiniteľa vztlaku a uhla nábehu je možné vidieť, že hodnoty vypočítané v programe Fluent sú veľmi podobné. V oblasti malých uhlov nábehu vykazujú vypočítané hodnoty veľkú percentuálnu odchýlku spôsobenú malými hodnotami. Odchýlky sú približne rovnaké pre všetky hodnoty. Ako referenčnú hodnotu pre porovnanie môžeme brať prípad pri nulovom uhle nábehu. Kde sa hodnota odchýlky pohybuje v okolí 8%.

V prípade sklonu vztlakovej čiary môžeme predpokladať vysokú presnosť.

Odpor vykazuje pri nulovom uhle nábehu odchýlku 15%. Čo je vzhľadom na režim veľmi presný údaj. V prípade vysokých rýchlostí je hlavná zložka odporu vlnový odpor. Vlnový odpor výpočetný model nie je schopný úplne presne popísať, čo spolu s veľkosťou siete spôsobilo vyššie odchýlky.

V závislosti súčiniteľa vztlaku na súčiniteli momentu je viditeľný vyšší rozdiel hodnôt. Pri nulovom uhle nábehu je odchýlka 22%. V tomto prípade je rozdiel daný aj rozdielnym určením miesta vzniku rázovej vlny. V oblasti, kde hodnota súčiniteľa vztlaku dosahuje hodnotu 0,8 si môžeme všimnúť rýchly pokles súčiniteľa momentu. V tejto oblasti sa rázová vlna posúva pred neutrálny bod, čím vzniká náhla zmena klopivého momentu.

súč. [-]	CFD výpočet	Aerodynamický tunel	odchylka [-]	[%]
C _l	0,548	0,499	0,049	8,941605839
C _d	0,03884	0,033	0,00584	15,03604531
C _m	-0,166	-0,129	0,037	22,28915663

Tabuľka 7.5: Porovnanie aerodynamických súčiniteľov pre $\alpha = 0^\circ$

Na záver môžeme konštatovať, že kalibračná úloha preukázala schopnosti programu Fluent. Hlavným dôvodom Kalibračnej úlohy nebolo iba overiť presnosť výpočtu, ale aj možnosť overiť si tvorbu siete, možnosti nastavenia programu a odhadnúť dĺžku výpočtu.

8. CFD analýza prúdenia v kanáli chladenia

V predchádzajúcich kapitolách boli určené teoretické vlastnosti prúdenia v kanáli chladenia. Na základe vstupných okrajových podmienok a navrhutej geometrii vypočítame prúdenia pomocou CFD výpočtu v programe Fluent. Následne hodnoty porovnáme. A overíme charakter prúdenia v miestach, kde by mohli vznikať víry, prípadne mohlo dochádzať k odtrhávaniu medznej vrstvy.

8.1. Tvorba geometrie

Model kanálu bol vytvorený v programe Catia a domodelovaný do motorovej gondoly pre motor H85. Model motorovej gondoly bol dodaný firmou AI. Táto motorová gondola má trošku iný tvar ako gondola pre motor H80, ktoré je priamym nasledovníkom motorov M601.

8.1.1. Výpočetný model

Výpočetný model slúži ako náhrada skutočného telesa pri CFD analýze. Veľkosť a zložitosť je závislá na oblasti, ktorá je skúmaná. Z tohto dôvodu môžeme určiť základné vlastnosti modelu, ktoré sú dôležité pre úspešnú analýzu.

Dôležité je ohraničenie oblasti, ktorú skúmame. V prípade výpočtu lokálnych vlastností prúdenia je zbytočné aby model zahrňoval objekty, ktoré neovplyvňujú prúdenie v skúmanej oblasti. Pri symetrických modeloch sa často využíva vlastnosť symetrie, čím sa výrazne redukuje počet elementov siete¹. Pri niektorých prípadoch je možné riešiť prúdenie ako 2D prípadne 1D. To je typické pre výpočty prúdenia v potrubiach.

V prípade tejto úlohy nebude model obsahovať trup ani chvostové plochy lietadla. Môžeme predpokladať že interferenčné ovplyvnenie týmito časťami je v prípade kanála minimálne.

Naopak je dôležité, aby model obsahoval tie časti geometrie, ktoré majú dopad na prúdenie v kanáli chladenia. Ide o tvar motorovej gondoly v oblasti vstupu a výstupu, krídlo resp. jeho časť v oblasti gondoly spolu so vztlakovou mechanizáciou. Pri určení okrajových podmienok je dôležité charakterizovať oblasti, kde dochádza k významným lokálnym zmenám prúdenia. Jedná sa o urýchlenie prúdu výfukovými splodinami, urýchlenie prúdu vrtuľou a nasávanie vzduchu do motora.

Často dochádza k zjednodušeniu niektorých častí geometrie, ktoré nie sú pre výpočet zásadné a zbytočne by predlžovali dĺžku výpočtu. Jedná sa hlavne o malé zložité tvarové prvky. V prípade tejto úlohy boli odstránené štrbiny medzi segmentami klapiek. Taktiež bol odstránený vstupný kanál do motora a nahradený plochou na jeho začiatku.

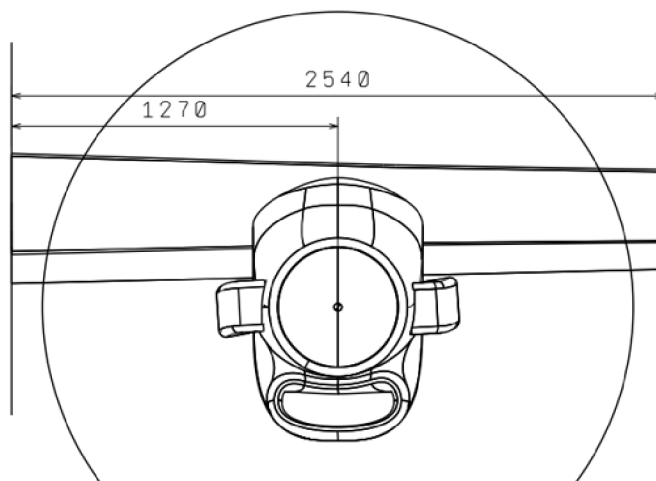
Po konzultácii s Ing. Petrom Doupníkom Ph.D bol zvolený model obsahujúci časť krídla a motorovú gondolu. Časť krídla je približne rovná vzdialenosti po koreňové rebro krídla. Celá časť krídla je vložená do disku, ktorého polomer je rovný približne desaťnásobku dĺžky motorovej gondoly. Model bol vytvorený z modelu motorovej gondoly a lietadla L-410NG s motorom H80. Z modelu lietadla bola odstránená pôvodná motorová

¹podmienka symetrie bola popísaná v prípade Kalibračnej úlohy

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

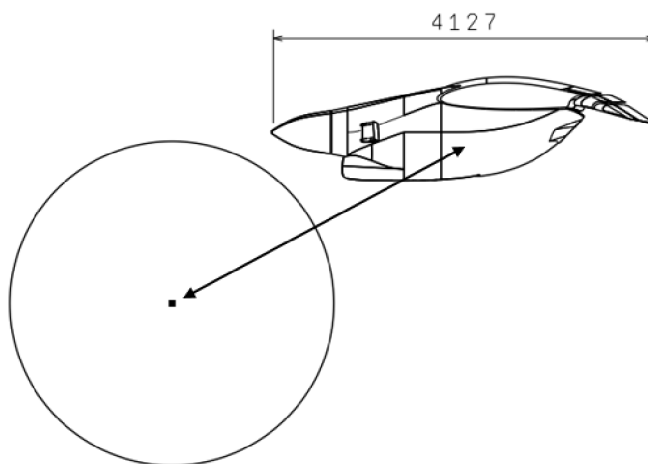
gondola a nahradená novou s modelom kanála. Celý model bol následne orezaný podľa šírky domény. Následne bol do motorovej gondoly domodelovaný vrtuľový disk a výfukové potrubie. To bolo použité z modelu gondoly pre motor H80.

Na obrázku [8.1] je zakótovaná šírka domény. Z obrázka je zrejmé, že vrtuľový kužel je v tesnej blízkosti domény. V prípade keby sme uvažovali ohraničenie modelu okrajovou podmienkou stena (wall), dochádzalo by k výraznému ovplyvňovaniu prúdu stenou. Preto musíme použiť podmienku symetrie.



Obr. 8.1: Šírka výpočetnej domény

Na [8.2] je zakótovaná vzdialenosť medzi vrtuľovým kuželom a odtokovou hranou klapky. Ako vypočtová oblasť bola použitá valcová plocha, ktorej polomer je 40m.



Obr. 8.2: Veľkosť výpočetnej domény

8.1. TVORBA GEOMETRIE

8.1.2. Úpravy modelu

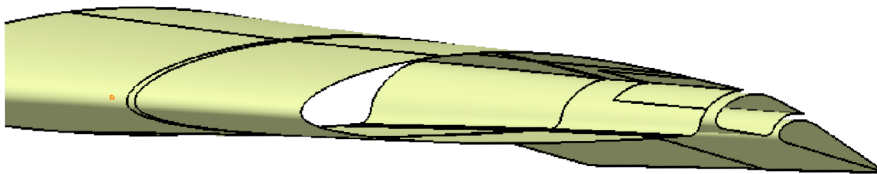
Model, ktorý bol vytvorený v predchádzajúcej kapitole je potrebné upraviť. Lokálne úpravy geometrie sú dôležité pre zjednodušenie modelu, ale aj pre zlepšenie kvality siete, ktorá bude na základe modelu vytvorená.

Zjednodušenie modelu

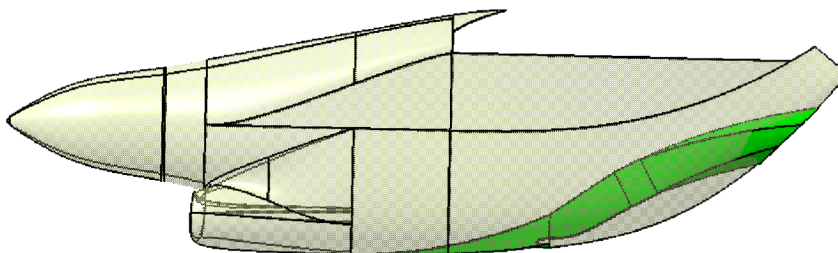
V prípade modelu gondoly aj krídla bolo nutné odstrániť vnútorné plochy. Potrebné je ponechať plochy kanála a vonkajšie plochy, ktoré prichádzajú do kontaktu s prúdom vzduchu. Vnútorňá oblasť nebude tvoriť výpočtovú sieť a zbytočné plochy v tejto oblasti by mohli zbytočne zhoršovať kvalitu siete.

Model krídla a klapky pozostáva aj z teoretických modelov nosníkov a rebier. Tie boli odstránené spolu so závesom klapky na krídle. Na obrázku [8.3] je vidieť, že boli ponechané iba vonkajšie aerodynamické plochy krídla a klapky.

V prípade motorovej gondoly boli odstránené všetky vnútorné plochy, ktoré boli dôležité z hľadiska konštrukcie a návrhu rozmerov kanála chladenia. Na obrázku [8.4] je zobrazená upravená geometria gondoly. Je zrejmé že zachované zostali iba vonkajšie plochy a kanál.



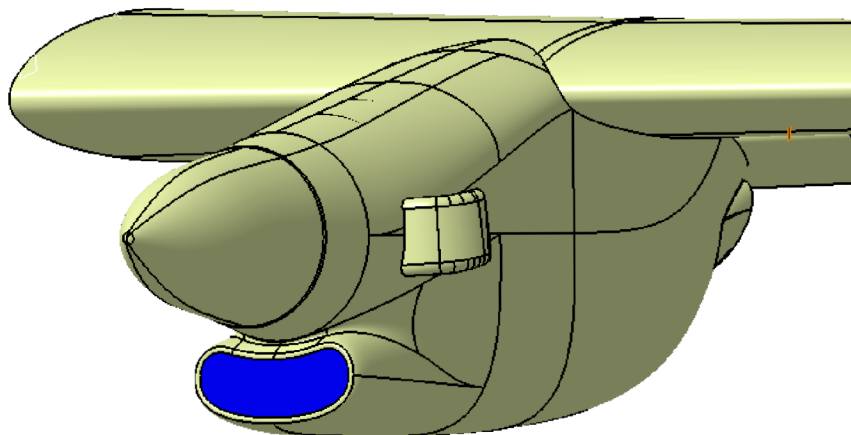
Obr. 8.3: Plochy krídla



Obr. 8.4: Gondola po úprave

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Z prednej časti motorovej gondoly bol odstránený sací kanál motora. Bol nahradený jednoduchou plochou na jeho začiatku [8.5]. Bolo tak urobené z dôvodu zjednodušenia siete, nakoľko nás nezaujíma prúdenie v sacom kanáli.



Obr. 8.5: Zjednodušenie sacieho kanálu

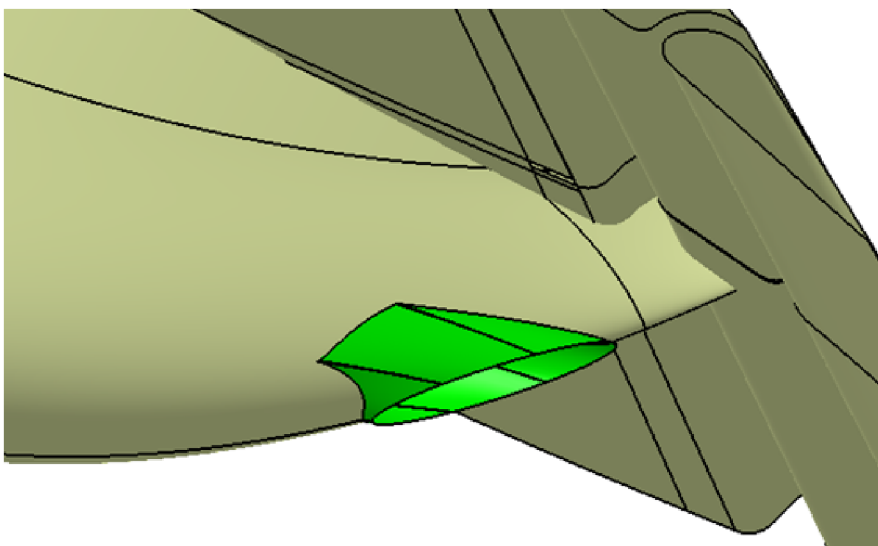
8.1. TVORBA GEOMETRIE

Lokálne úpravy geometrie

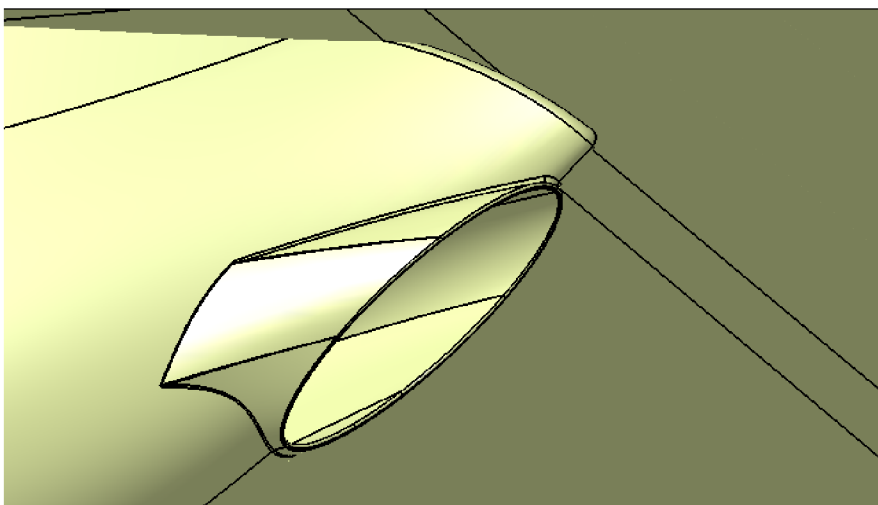
Dodaná geometria obsahovala chyby. Tie bolo potrebné odstrániť, aby bolo možné v ďalšej fáze CFD výpočtu vytvoriť kvalitnú sieť. Niektoré plochy na seba nenadväzovali a bolo ich treba upraviť.

Upravená musela byť motorová gondola, ktorej zadná časť zasahovala do klapky [8.6]. V danej oblasti bola plocha gondoly orezaná a jej hrany boli zaoblené. Na [8.7] je zobrazené konečné riešenie spolu s úpravou konfúzoru. Na tom boli domodelované vonkajšie plochy. Tie boli vytvorené hlavne kvôli lepšej tvorbe prizmatických vrstiev. Z tohto dôvodu boli taktiež zaoblené ostré hrany a prechody v tejto oblasti.

Na klapke bola odstránená medzera medzi jednotlivými segmentami. Prúdenie v tejto oblasti nie je predmetom tejto úlohy. Naopak prúdenie v tejto oblasti by mohlo spôsobiť vznik lokálnych vírov, ktoré by mohli značne predĺžiť výpočet. V oblasti medzery bola domodelovaná plocha, ktorá jednotlivé časti klapky spojila.



Obr. 8.6: Zadná časť gondoly

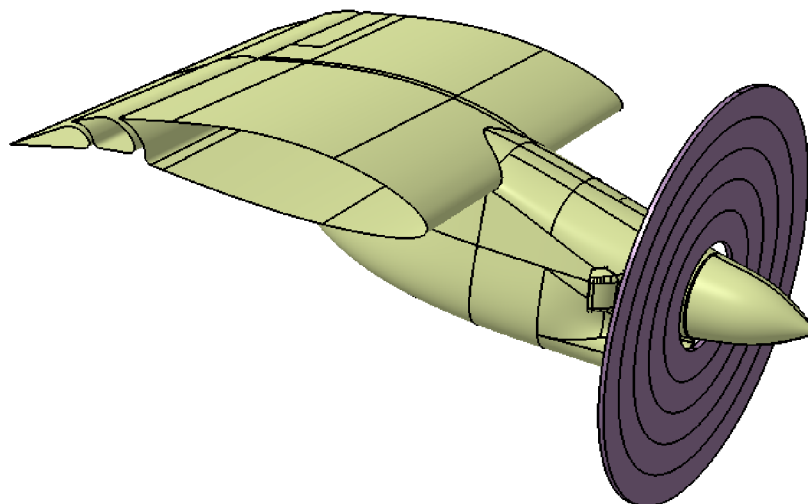


Obr. 8.7: Po úprave

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Upravená musela byť aj odtoková hrana krídla a klapky. Pri ostrom zakončení by dochádzalo k zlému napojeniu prizmatických vrstiev tejto oblasti a k vzniku pyramídových prvkov². V tejto oblasti bola preto vytvorená malá hrana veľká niekoľko milimetrov.

Na záver bol domodelovaný vrtuľový disk. Jedná sa o skupinu piatich prstencov. Ktorých výsledný rozmer sa zhoduje s priemerom vrtule a hĺbka je 30 mm. Disk bude slúžiť ako oblasť, ktorá bude simulovať propulzné vlastnosti vrtule.



Obr. 8.8: Vrtuľový disk

Výsledný model bol uložený vo formáte IGES (Initial Graphics Exchange Specification). Jedná sa o dátový formát umožňujúci prenos 2D a 3D dát. Formát je schopný prenosu jedine geometrických dát a nie grafických informácií. Vznikol v roku 1979 na podnet užívateľov CAD softvérov (Boeing, General Electric, Xerox, Computervision and Applicon)

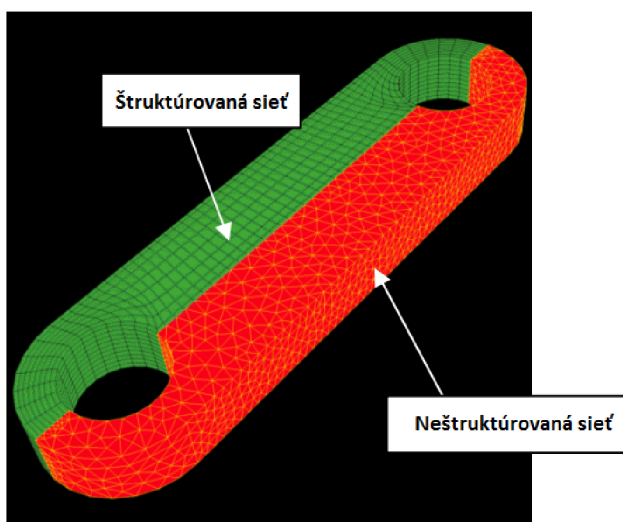
²S týmito prvkami program Fluent nie je schopný pracovať, ich popis bude objasnený ďalej

8.2. Tvorba výpočetnej siete

Táto kapitola podrobne popisuje metodiku tvorby siete potrebnej pre konečnú analýzu kanála.

Pri tvorbe výpočetnej siete bol použitý program ICEM 14.5. Ide o program určený na tvorbu výpočetných sietí s pokročilým načítaním geometrie z CAD, ktorú je schopný upravovať a opravovať. Na základe tolerancií je schopný rýchlo generovať povrchovú alebo objemovú sieť spolu s medznou vrstvou s vysokou kvalitou. Obsahuje nástroje pre pokročilú analýzu výpočtovej siete, ktorú je schopný efektívne upravovať a vyhladzovať. Výstupy sú kompatibilné s mnohými CFD a FEA softvérmi.

Zvolená bola neštruktúrovaná hybridná sieť (NSH). Charakteristická je dvoma druhmi elementov. Povrchová vrstva výpočtovej siete je tvorená trojuholníkovými elementami (triangles), objemová je tvorená štvorstenmi (tetrahedrals).



Obr. 8.9: Rozdiel medzi NSH a SHS [26]

Hlavným dôvodom voľby NHS bola jednoduchšia tvorba siete, ktorá je časovo menej náročná. Naopak časová náročnosť narastá pri výpočte. Dôležité je dbať na kvalitu siete. V prípade nekvalitnej siete môže dôjsť pri analýze k divergencii výpočtu. Veľký problém môže vzniknúť pri prechode siete z prizmatickej vrstvy na povrchu do objemovej siete. Môžu vzniknúť pyramídové prvky (pyramids), ktorými program Fluent nie je schopný počítať.

Ďalšou možnosťou je použiť štruktúrovanú sieť (SHS), ktorá tvorí na povrchu štvoruholníky (quads) a objem tvoria šesťsteny (hexdhedrals). Charakteristikou tejto siete je nutnosť vytvárať bloky, z ktorých je tvorená výpočetná sieť. Takáto sieť ušetrí čas pri výpočte a je menej problémová z hľadiska divergencie výpočtu. Časová náročnosť tvorby siete je podstatne väčšia.

Postup tvorby siete

Vytváranie siete môžeme rozdeliť na niekoľko etáp. Na úvod je nutné vložiť geometriu z CAD programu. Následne ju treba upraviť. Rozdeliť na menšie podskupiny. V prípade zlej kvality geometrie je možné plochy upraviť. Po optimalizácii geometrie sa definujú parametre siete. Po určení plošnej a objemovej siete sa sieť vygeneruje a skontroluje.

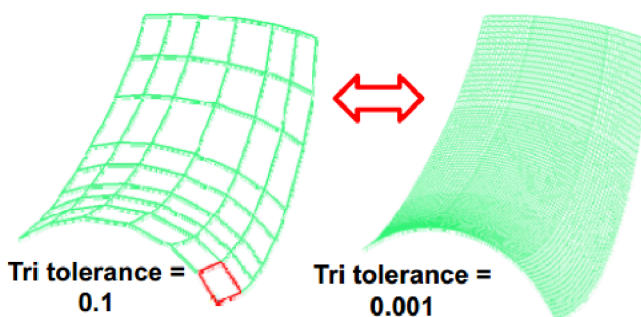
8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Plošná sieť môže obsahovať chyby hlavne v oblastiach zložitých tvarov a ostrých hrán. Tieto miesta treba skontrolovať a sieť lokálne domodelovať a vyhladiť. Po úprave sa vložia prizmatické vrstvy. Následne sa opäť sieť skontroluje a vyhladí. Na záver sa sieť exportuje do formátu, s ktorým je schopný pracovať program na výpočet CFD úlohy.

8.2.1. Vloženie a úprava geometrie

Model, ktorý bol vytvorený v programe Catia V5 bol uložený vo formáte iges. Následne bol model importovaný do programu ICEM. Pri vložení bola použitá verzia 5.1. Step Translator, ktorá vytvorí dve skupiny geometrických prvkov. Jeden obsahuje body a krivky, druhý plochy. Krivky a body nie sú pre nás dôležité lebo samotný program je schopný si ich vygenerovať pri kontrole geometrie. Preto bola skupina s bodmi a krivkami vymazaná.

Pri importovanom modeli je dôležité nastaviť kvalitu kriviek. Funkciou Triangulation Tolerance bola táto hodnota nastavená na 0,0001. Podľa [4] je dostačujúce voliť hodnotu 0,001 pri väčšine modeloch. Táto hodnota charakterizuje dĺžku jednotlivých úsečiek krivky, z ktorých sa skladá. Na obrázku je [8.10] vidieť rozdiel kvality plochy pri malej a veľkej hodnote.



Obr. 8.10: Funkcia Triangulation Tolerance

Ďalšiu dôležitú funkciu má parameter Edge Criterion. Táto hodnota určuje, či je uzol premietnutý na plochu alebo je použitý na hrane, ktorá ukončuje plochu. Nastavenie tohto parametra má dopad na kvalitu siete v oblasti ostrých hrán. Pri malej hodnote Edge Criterion spolu s veľmi tenkou odtokovou hranou môže dôjsť k zdeformovaniu plošnej siete a tým k vzniku pyramídových prvkov pri tvorbe prizmatických vrstiev.

Vytvorenie plošných geometrických skupín

Vytvorená sieť nebude homogénna. V oblasti zložitejších plôch bude hustá. Naopak na veľkých plochách bez veľkej krivosti bude sieť hrubá, čím sa zníži celkový počet elementov. Z tohto dôvodu je potrebné geometriu rozdeliť na niekoľko skupín. Takto vzniknú základné plošné celky. Tabuľka obsahuje plošné celky modelu.

8.2. TVORBA VÝPOČETNEJ SIETE

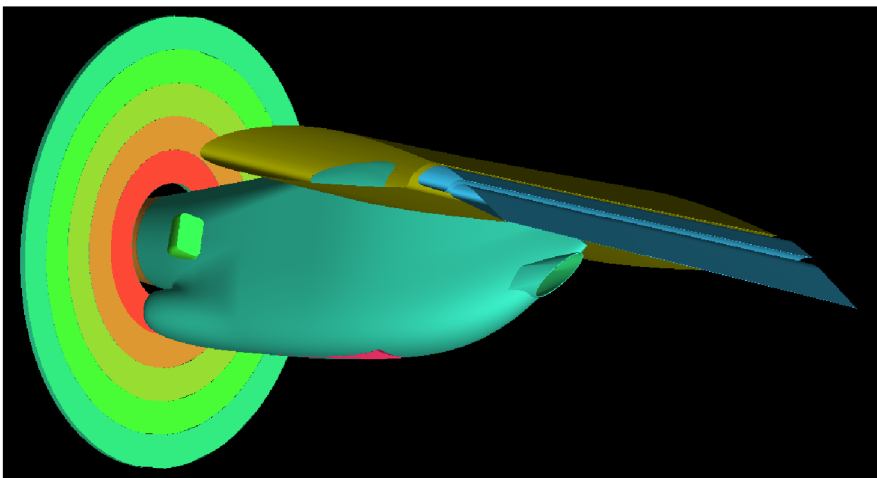
Názov	Popis
CHLADIC	Vnútorne plochy chladiča
CHLADIC_IN	Plocha charakterizujúca vstupnú oblasť do chladiča
CHLADIC_OUT	Plocha charakterizujúca výstupnú oblasť z chladiča
DIFUZOR+NACA	Jeden plošný celok, ktorý zahŕňa NACA vstup až difúzor a končí na vstupe do chladiča
DOMENA	Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť, nadväzujúca na bočné kruhové plochy symetrie
GONDOLA	Vonkajšie plochy gondoly
KLAPKA	Plochy klapky
KONFUZOR	Plocha konfúzoru
KRIDLO	Plochy krídla
MOTOR_IN	Vstup do sacieho kanála motoru
SYMETRI_1	Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť zo strany
SYMETRI_2	Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť zo strany
VYFUKY	Výfukové potrubia
VRT_DISK	Plochy vrtuľového disku
VYF_OUT	Plocha výstupu výfukových plynov
V_1.IN (2,3,4,5)	Plocha vrtuľového disku na vstupe
V_2.OUT (2,3,4,5)	Plocha vrtuľového disku na výstupe

Tabuľka 8.1: Plošné skupiny

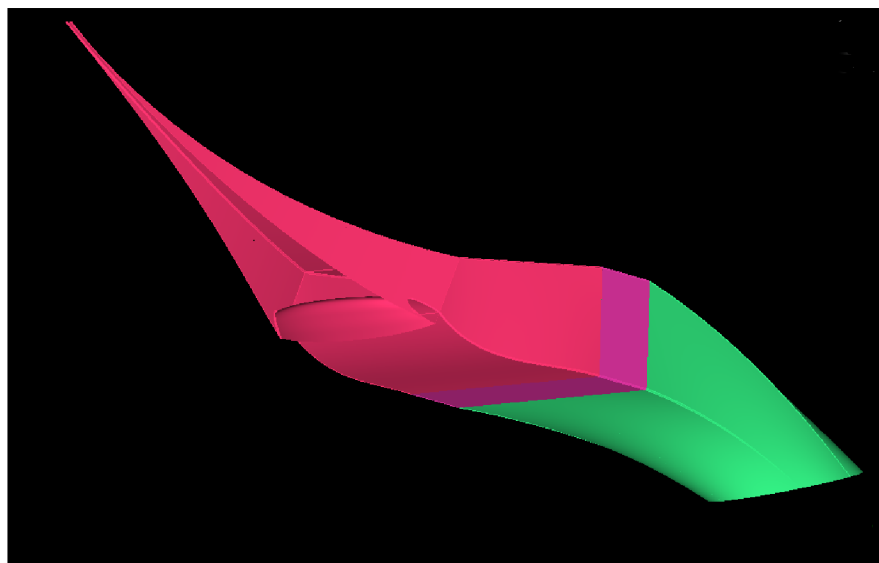
V prípade chladiča a vrtuľových prstencov musíme oblasť rozdeliť na plochy, kde bude prúd vzduchu vstupovať do oblasti a vystupovať. Je to dôležité pre následujúce určenie okrajovej podmienky pri výpočte.

Niektoré plochy nie sú potrebné. Jedná sa napríklad o plochu medzi krídlom a gondolou. Takéto plochy môžu byť vymazané, keďže objem medzi nimi bude vytvorený oblasťou v ktorej nebude generovaná sieť.

Na obrázku [8.11] je vidieť farebné odlišenie jednotlivých plošných skupín na vonkajších plochách modelu. Na [8.12] je vnútorná časť modelu, ktorá pozostáva zo vstupu, chladiča a konfúzoru.



Obr. 8.11: Plošné skupiny



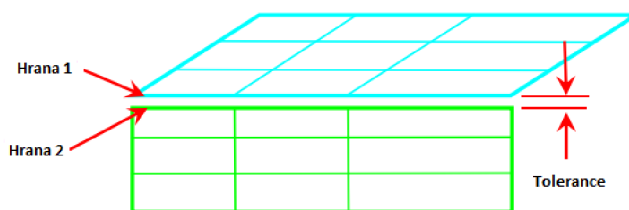
Obr. 8.12: Model kanála

Oprava a kontrola geometrie

Program ICEM má veľa funkcií na prácu s geometriou. Je tu možné vytvárať nové geometrické prvky, prípadne ich opravovať. Naša geometria bola vytvorená v CAD programe a v programe ICEM bude iba upravená.

Dôležitým prvkom je kontrola geometrie príkazom Build Diagnostic Topology. Týmto príkazom sa geometria skontroluje a vytvoria sa na plochách krivky na ktorých budú vygenerované body.

Dôležitým parametrom je nastavenie tolerancia medzi plochami. Príkazom Tolerance sa nastaví veľkosť medzery medzi plochami. Jedná sa o maximálnu veľkosť pri ktorej budú ešte plochy spojené. Na obrázku [8.13] je zobrazený význam tejto funkcie. V tejto úlohe bola medzera stanovená na hodnotu 0,5mm.



Obr. 8.13: Funkcia Tolerance

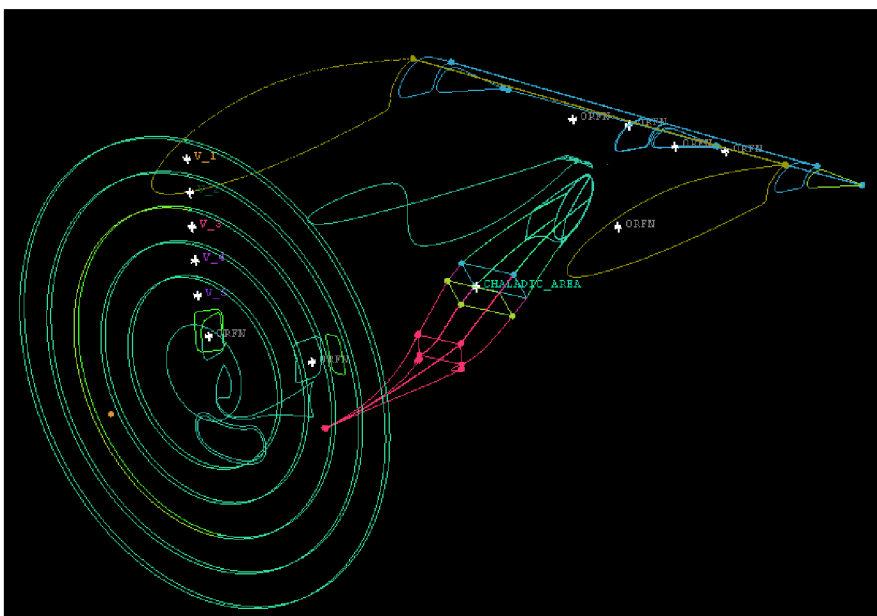
Krivky ktoré boli vygenerované mali rôznu farbu v závislosti na vlastnostiach. Zelené nepripojené k žiadnemu povrchu. Žlté na okraji plochy nespojenej s inou plochou. Červené na spojnici dvoch plôch. Modré na spojnici troch a viacerých plôch. Nie všetky krivky sú potrebné a preto boli ponechané iba tie, ktoré boli v oblasti ostrých hrán. Na obrázku [8.14] je vidieť, ktoré krivky a body boli ponechané. Dôležité je aby boli prebytočné krivky a hlavne body vymazané. To môže mať vážny dopad na kvalitu siete.

8.2. TVORBA VÝPOČETNEJ SIETE

Vytvorenie objemových skupín

Dôležitým prvkom pri tvorbe výpočtového modelu je vytvorenie objemových podskupín. Podskupiny charakterizujú priestor s rozdielnymi vlastnosťami. Základný objemový celok je oblasť prúdenia vzduchu. Táto podskupina bola nazvaná FLUID a zahŕňa všetky oblasti, v ktorých prúdi vzduch.

Podskupina s názvom ORFN nahrádza pevné teleso. V tomto priestore nebude sieť vytvorená. Podskupina ORFN je definovaná vo vnútornom objeme gondoly klapky a krídla. Podskupina CHLADIC AREA charakterizuje oblasť v ktorej bude dochádzať k tlakovej strate pri prechode chladičom a zároveň bude dochádzať k ohriatiu prúdu. Samostatné podskupiny vznikli na jednotlivých prstencoch vrtuľového disku (V1, V2, V3, V4, V5) a budú charakterizovať rôzne propulzné vlastnosti vrtule v závislosti na vzdialenosti od osi otáčania. Každý vrtuľový prstenec má vlastný objem.



Obr. 8.14: Ponechné body a krivky

8.2.2. Nastavenie parametrov siete

Pred vygenerovaním siete je dôležité nastavenie jej vlastností v jednotlivých oblastiach. Najprv bol nastavená veľkosť maximálneho elementu. V záložke Global Mesh Size bola nastavená maximálna hodnota objemového elementu na hodnotu 2500. Hodnota Scale Factor charakterizuje koľkonásobne sa majú elementy zväčšovať od povrchu. Táto hodnota bola nastavená na 1.

V záložke Part Mesh Setup boli určené vlastnosti jednotlivých podskupín geometrie. Nastavené boli maximálne veľkosti jednotlivých elementov a plošné skupiny, na ktorých má program vygenerovať prizmatické vrstvy. Tabuľka znázorňuje jednotlivé časti siete a k nim priradené globálne vlastnosti. Hodnoty boli určené na základe zložitosti plôch.

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Názov	Popis	Veľkosť elementu	Prismarická vrstva
CHLADIC	Plochy chladiča	5	Áno
CHLADIC_IN	Vnútorne plochy chladiča	5	Áno
CHLADIC_OUT	Plocha charakterizujúca vstupnú oblasť do chladiča	5	Áno
DIFUZOR+NACA	Plocha charakterizujúca výstupnú oblasť z chladiča	5	Áno
DOMENA	Jeden plošný celok, ktorý zahŕňa NACA vstup až difúzor a končí na vstupe do chladiča		Nie
GONDOLA	Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť, nadväzujúca na bočné kruhové plochy symetrie	50	Áno
KLAPKA	Vonkajšie plochy gondoly	50	Áno
KONFUZOR	Plochy klapky	5	Áno
KRIDLO	Plocha konfúzoru	50	Áno
MOTOR_IN	Plochy krídla	10	Áno
SYMETRI_1	Vstup do sacieho kanála motoru	5000	Nie
SYMETRI_2	Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť zo strany	5000	Nie
VYFUKY	Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť zo strany	20	Áno
VRT_DISK	Výfukové potrubia	50	Nie
VYF_OUT	Plochy vrtuľového disku	15	Nie
V_1_IN (2,3,4,5)	Plocha výstupu výfukových plynov	20	Nie
V_2_OUT (2,3,4,5)	Plocha vrtuľového disku na vstupe	20	Nie

Tabuľka 8.2: Veľkosti elementov jednotlivých častí

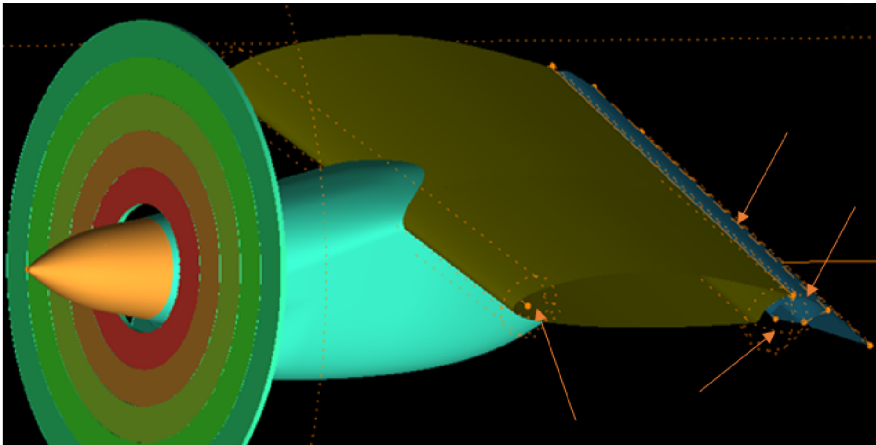
Nie všetky plošné podskupiny majú rovnakú kvalitu siete. V prípadoch, kde určitá časť skupiny je tvorená zložitou plochou a zvyšok je rovný, je zbytočné vytvárať hustú sieť pre celú skupinu. Preto boli nadefinované iné vlastnosti pre jednotlivé plochy. V záložke Surface Mesh Setup boli vybrané plochy, ktorým boli nadefinované iné vlastnosti siete ako má skupina do ktorej patria.

Bola tak urobené hlavne v prednej časti gondoly v oblasti sacieho kanála motoru a v oblasti výstupu kanála. Tieto oblasti obsahujú zložité menšie plochy, na ktorých bola definovaná jemnejšia plošná sieť.

V prípade ostrých hrán a okrajov, kde boli ponechané krivky boli im priradené vlastnosti pomocou funkcie Curve Mesh Setup. Bolo tak urobené hlavne v oblasti kanála, kde je dôležitá analýza prúdenia v rohoch a v zadnej časti gondoly.

Nakoniec bola objemová sieť zhustená v oblastiach, kde je predpokladané zložitejšie prúdenie. Pomocou funkcie Create Mesh Density bola vytvorená v zvolených oblastiach hustejšia sieť. Tá bola vytvorená v oblasti nábežných a odtokových hrán krídla a klapky, medzi štrbinou klapky a krídla. Podobná oblasť bola vložená v oblasti gondoly. Na obrázku [8.15] sú znázornené oblasti zahustenia siete.

8.2. TVORBA VÝPOČETNEJ SIETE



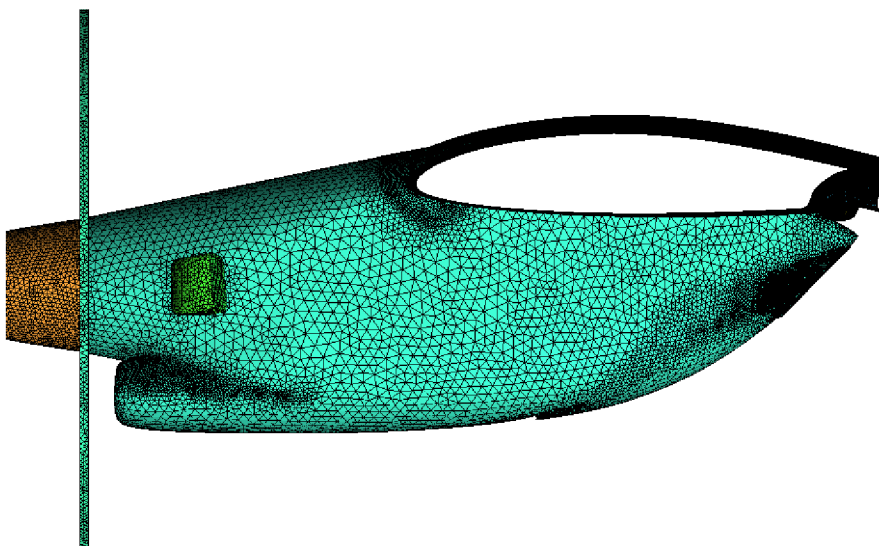
Obr. 8.15: Lokálne zhustenie siete na modely

A obrázku [8.16] je detailný pohľad na plošnú sieť gondoly. V oblasti sacieho kanála motora je vidieť zmenšené plošné elementy, ako aj v oblasti konfúzora. Rovnako je zjemenie siete viditeľné aj v oblasti nábežnej hrany a kanála. Z obrázka je zjavná zvýšená kvalita siete na výfukoch a vrtuľovom kuželi.

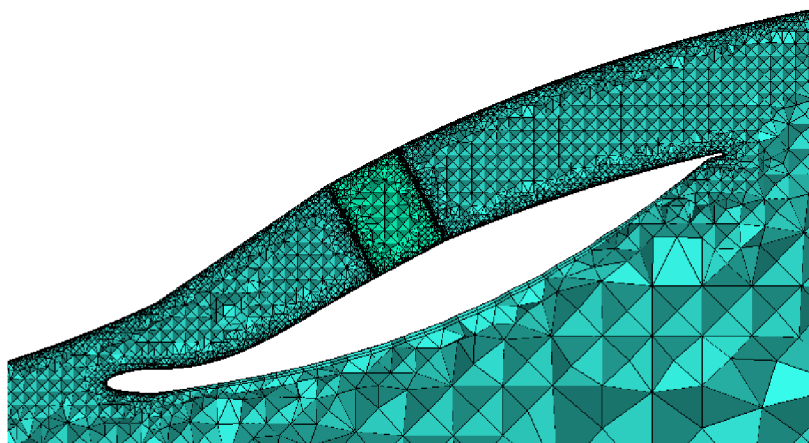
Na obrázku [8.17] je objemová sieť v oblasti kanála chladenia. Vnútorň priestor kanála obsahuje najkvalitnejšiu jemnú sieť, keďže je pre náš výpočet táto oblasť kľúčová. Na obrázku sú vidieť aj dve základné prizmatické vrstvy.

Na obrázku [8.18] je zobrazená zjemnená sieť v oblasti klapky a výstupu.

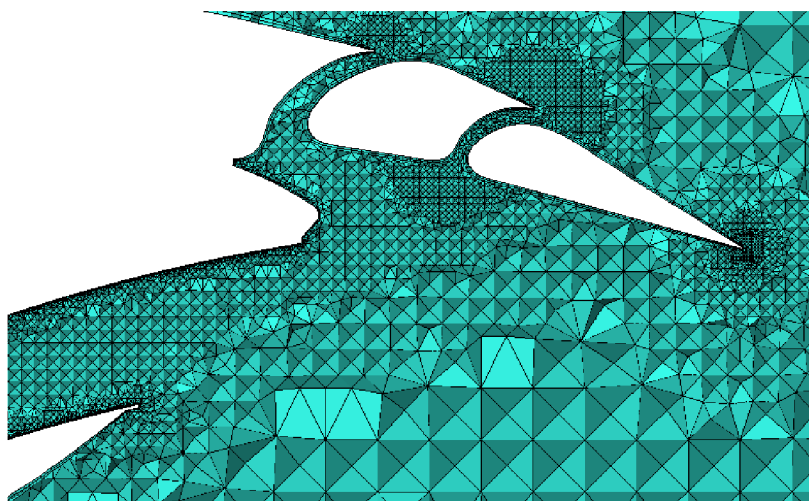
V oblasti odtokovej hrany klapky a štrbine medzi segmentami je neprimerane hustá sieť, nakoľko sa nejedná o oblasť v ktorej skúmame prúdenie. Plocha hrán na týchto miestach je veľmi malá, čo viedlo k nevhodnému napájaniu uzlov na hranu. To malo za následok tvorbu zubov na odtokovej hrane. Zlepšeniu nepomohlo ani zmenšenie parametra Edge Criterion z hodnoty 0,005 na 0,0001. Lepším riešením by bola úprava geometrie, zväčšením plôch v oblasti odtokových hrán. Vzhľadom na zložitosť zásahu do geometrie a vysoký výkon počítača bola zvolená alternatíva zhustenia siete.



Obr. 8.16: Detail siete na gondole



Obr. 8.17: Objemová sieť v oblasti kanála



Obr. 8.18: Objemová sieť v oblasti výstupu

8.2.3. Nastavenie prizmatických vrstiev

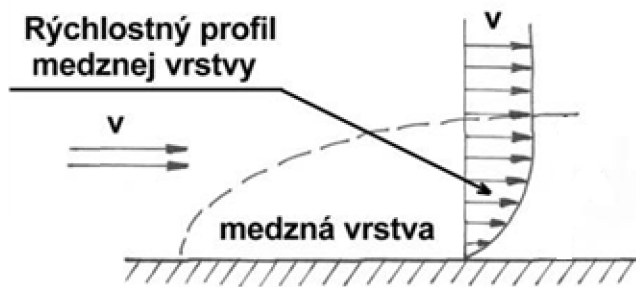
V tesnej blízkosti telesa sa nachádza oblasť, v ktorej sa prejavujú trecie vlastnosti kvapaliny. Toto trenie charakterizuje viskozita. Tá je charakterizovaná ako pomer dotyčnicového napätia a zmeny rýchlosti. Na obtekanom telese sa to prejaví nulovou rýchlosťou na povrchu. Táto rýchlosť sa bude s narastajúcou vzdialenosťou od povrchu zvyšovať, až dosiahne rýchlosť prúdu v danej oblasti. Oblasť v ktorej dochádza k zmene rýchlosti sa nazýva medzná vrstva, ktorá bola experimentálne zistená v roku 1909 (Prandtl)[7].

Pre určenie rýchlostného profilu v oblasti medznej vrstvy je dôležité výpočtovú sieť v tejto oblasti zhustiť. Na to slúžia prizmatické vrstvy, ktoré sú vyťahované z povrchovej siete. Kvalita prizmatickej siete je veľmi dôležitá a má zásadný vplyv na správnosť výpočtu. K analýze medznej vrstvy môžeme pristupovať dvoma spôsobmi, ktoré sú závislé na stenovej funkcii y^+ . y^+ charakterizujúca výšku prvej (najtensej) prizmatickej vrstvy.

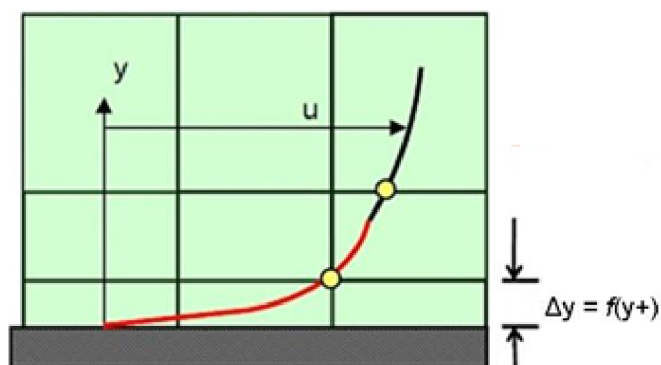
V prípade, ak je prizmatická vrstva menšia ako medzná vrstva, program nie je schopný ju vypočítať, preto sa výpočet nahradí modelom štandardnej stenovej funkcie. Tento prístup je vhodný pre prípady, kde neočakávame odtrhnutie medznej vrstvy.

V prípade, že výška prizmatickej vrstvy je vyššia ako medzná vrstva, je programom vypočítaná.

8.2. TVORBA VÝPOČETNEJ SIETE



Obr. 8.19: Oblasť medznej vrstvy na povrchu telesa [25]



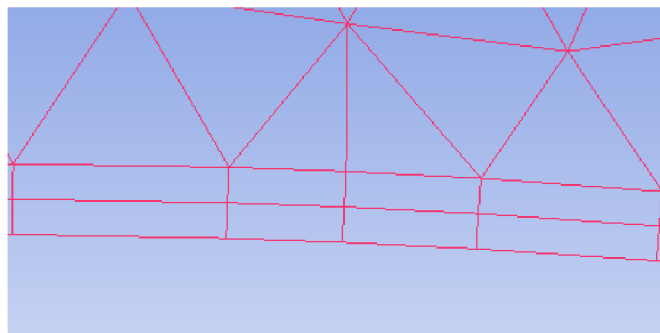
Obr. 8.20: Význam stenovej funkcie $y+$ [18]

Na kvalitu prizmatickej siete má zásadný vplyv kvalita povrchovej a objemovej siete. V prípade nízkej kvality, by nemohli prizmatické vrstvy správne vzniknúť. Tým by došlo ku vzniku pyramídových prvkov. Metodiku tvorby prizmatických vrstiev môžeme rozdeliť na 3 fázy.

Základné prizmatické vrstvy

Pre obmedzenie vzniku pyramídových prvkov boli na úvod vytvorené iba dve prizmatické vrstvy. Týmto spôsobom sa dá veľmi efektívne redukovat' riziko vzniku pyramídových prvkov. Celková výška bola stanovená na 120mm.

Vrstvy majú rovnakú výšku, čo bolo docielené funkciou Height Ratio =1. V tabuľke sú zobrazené ďalšie hodnoty, ktoré charakterizujú kvalitu prizmatickej siete.



Obr. 8.21: Dve základné prizmatické vrstvy

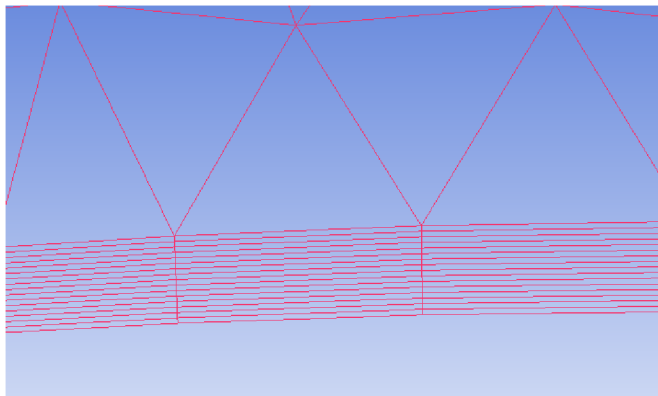
8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Parameter	Hodnota
MIN PRISM QUALITY	0,000001
ORTHO WEIGHT	0,5
FILLET RATIO	0,1
MAX PRISM ANGLE	180
PRISM HEIGHT LIMIT FACTOR	0,4
NUMBER OF SURFACE SMOOTHING STEPS	10
TRIANGLE QUALITY TYPE	LAPLACE
NUMBER OF VOLUME SMOOTHING STEPS	10
MAX DIRECTIONAL SMOOTHING STEPS	10
FIRST LAYER SMOOTHING STEPS	10

Tabuľka 8.3: Doplnkové parametre prizm. siete

Rozdelenie prizmatických vrstiev

Po vytvorení základných prizmatických vrstiev boli pomocou funkcie Split Prisms rozdelené na menšie vrstvy. Každá vrstva bola rozdelená na 8 menších, čím vzniklo celkovo 16 prizmatických vrstiev. Jednotlivé vrstvy sú rovnako veľké, čo nie je vyhovujúce a preto je ich potrebné odstupňovať.



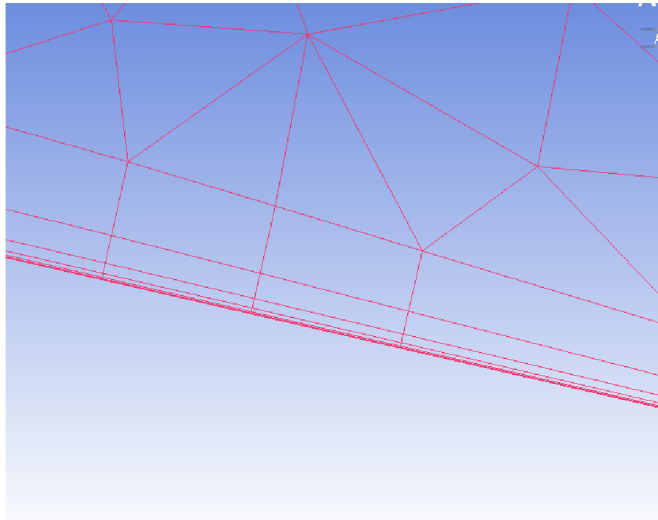
Obr. 8.22: Zhustená prizmatická oblasť

Zmena veľkosti prizmatických vrstiev

Pre správny výpočet prizmatickej vrstvy je dôležité stanoviť výšku poslednej medznej vrstvy. Tú môžeme určiť práve na základe požadovanej stenovej funkcie. Pri jej určení sa často používajú kalkulačky, ktoré sú dostupné online ³. S využitím podobnej kalkulačky vyšla hodnota y^+ veľmi malá čo viedlo k divergencii výpočtu, preto bola hodnota výšky poslednej vrstvy stanovená odhadom na 0,05mm. Pri hodnote 0,05mm vykazoval výpočet vhodnejšie hodnoty y^+ . Pomocou funkcie Move Nodes-Redistribute Prism Edge boli zmenené výšky prizmatických vrstiev.

³<http://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php>

8.2. TVORBA VÝPOČETNEJ SIETE



Obr. 8.23: Výsledná prizmatická oblasť

Táto metodika tvorby prizmatických vrstiev má dve zásadné výhody. Pri vytvorení menšieho počtu prizmatických vrstiev sa zníži riziko tvorby pyramídových prvkov. Ideálne je na začiatok vytvoriť iba 1 až 3 vrstvy a následne vygenerovať sieť, tak ako bolo urobené v tomto prípade.

Ďalším dôležitým aspektom je výpočetný čas. V prípade rozdelenia vrstiev na viac menších častí, je výpočetný čas potrebný na vygenerovanie vrstiev podstatne menší ako v prípade vytvorenia siete v jednom kroku.

8.2.4. Kontrola a vygenerovanie siete

Kontrola siete je pri jej tvorbe zásadná. Niekoľkokrát boli spomenuté pyramídové prvky, s ktorými Fluent nie je schopný počítať a vedú k divergencii výpočtu, či zlým výsledkom. Preto treba sieť skontrolovať, hlavne pred vytvorením prizmatických vrstiev a po ich vytvorení.

Pri kontrole, po vygenerovaní objemovej a plošnej siete boli skontrolované hlavne zložité geometrické plochy, kde by mohlo dôjsť k zdeformovaniu plošnej siete. Táto deformácia nastala hlavne v oblasti výfukov a odtokových hrán krídla a segmentov klapky. Uzly boli manuálne posunuté a priradené priamkam prípadne bodom na okrajoch.

V oblasti medzi výfukmi a plochou gondoly, bola sieť zdeformovaná hlavne kvôli značne zložitému ostrému prechodu gondola-výfuk a relatívne veľkým elementom. Nakoľko sa nejedná o primárnu oblasť výpočtu, nemalo zmysel vytvárať v tejto oblasti zložitú (hustú) sieť.

V oblasti odtokových hrán bol problém v tom, že plocha na odtokových hranách bola malá. Zlepšeniu kvality siete v tejto oblasti pomohlo zníženie hodnoty Edge Criterion a zhrustenie siete. Príkazom Check Mesh boli odstránené zdvojené a nenapojené uzly. Ďalej bola pomocou funkcie Smooth Mesh sieť vyhladená. Počet iterácií bol nastavený na 5 a veľkosť prvkov ktoré majú byť vyhladené sa pohybovala od 0,05 až po 0,01. Pri vyhladení po vytvorení prizmatických vrstiev bolo dôležité funkciou frozen zamedziť vyhladeniu prvkov ktoré tvoria prizmatické vrstvy. Ich vyhladenie by mohli znížiť kvalitu prizmatickej siete.

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Po výslednej kontrole a vyhladení siete neobsahovala výpočtová sieť žiadne pyramídové prvky.

Pri exportovaní siete bol ako riešič použitý program Fluent V6. Pred samotným uložením siete vo formáte .mesh boli jednotlivým oblastiam priradené okrajové podmienky. Tabuľka zobrazuje jednotlivé oblasti a ich vlastnosti.

Oblasť	Podmienka
Plochy chladiča	INTERIOR
Plocha vstupu chladiča	INTERIOR
Výstupná plocha chladiča	INTERIOR
NACA vstup a difúzor	WALL
Plocha ohraničujúca výpočetnú oblasť	PRESSURE-FAR-FIELD
Všetky plochy gondoly	WALL
Plochy klapky	WALL
Plocha konfúzoru	WALL
Plochy krídla	WALL
Vstupná plocha motoru	PRESSURE-OUTLET
Plochy ohraničujúce výpočetnú oblasť zo strán	SYMETRY
Výfukové potrubie	WALL
Plochy vrtulového disku	INTERIOR
Plocha výstupu výfukových plynov	MASS-FLOW-INLET
Plocha vrtulového disku na vstupe	INTERIOR
Plocha vrtulového disku na výstupe	INTERIOR

Tabuľka 8.4: Okrajové podmienky

8.3. Simulácia prúdenia

Táto kapitola bude venovaná nastaveniu výpočtu v programe Fluent. V prípade tejto simulácie sa jedná o pomerne komplexnú úlohu. Výpočet musí zahŕňať okrajové podmienky, ktoré charakterizujú vplyv vrtulového prúdu, sací kanál motora, výfukové plyny a samotný chladič. Pre určenie správnych okrajových podmienok je nutné dopočítať niektoré charakteristiky prúdenia v týchto oblastiach.

Celkový výpočet bude nastavený podľa manuálu [2], aby čo najpresnejšie simuloval danú problematiku prúdenia.

8.3.1. Nastavenie výpočtu

SOLVER

Parameter	Nastavenie	Poznámka
Type	Density Based	Riešič primárne určený pre stlačiteľné prípady prúdenia.
Velocity Formulation	Absolute	Vhodné pre aplikácie, kde sa väčšia časť prúdu netočí.
Time	Steady	Skúma ustálený stav prúdenia

8.3. SIMULÁCIA PRÚDENIA

Tabuľka 8.5: Nastavenie riešiča

Ako riešič bol vybraný spôsob Density Based, ktorý je primárne určený pre vysoké rýchlosti, kde nemôže byť zanedbaná stlačiteľnosť vzduchu.

MODELS

Parameter	Nastavenie	Poznámka
Multiphase	OFF	Model viacfázového prúdenia.
Enegy	ON	Definuje problematiku prúdenia s prestupom tepla.
Viscous	Spalart-Allmaras	Definuje turbulentný model
Radiation	OFF	Model pre výpočet radiácie.
Heat-Exchanger	OFF	Slúži pre výpočty výmenníkov tepla.
Species	OFF	Model určený pre výpočet miešania plynov.
Discrete-Phases	OFF	Model pre výpočet viacfázového prúdenia kde sú unášané pevné časti plynom.
Acoustics	OFF	Model rieši problematiku akustiky.

Tabuľka 8.6: Nastavenie výpočtového modelu

Ako model prúdenia bol zvolený turbulentný model. Ten môže skresľovať hodnotu výsledného odporu, lebo prúdenie v medznej vrstve bude nahradené turbulentným modelom. Pre túto úlohu nie je odpor dôležitý, keďže úloha je priamo zameraná na charakter prúdenia a nie aerodynamické charakteristiky. Model turbulentného prúdenia bol zvolený Spalart-Allmaras, ktorý je primárne určený pre letecké aplikácie a veľmi dobre sa osvedčil aj v energetickom priemysle pri výpočtoch turbín. Tento výpočtový model pridáva do sústavy rovníc iba jednu prídavnú rovnicu. To je veľmi efektívne pre priaznivú dĺžku výpočtu. Hodnota referenčného tlaku bola zvolená 0 Pa. Vypočítané tlaky budú zobrazené ako rozdiely od referenčného tlaku, takže budú ukazovať reálne hodnoty, čo je pre tento výpočet najvýhodnejšie.

MATERIALS

Ako materiál pevných častí bol zvolený hliník. V prípade materiálu prúdiaceho média bol zvolený model Ideal Gas. Jedná sa o model ktorý charakterizuje štandardný vzduch. Dynamická viskozita bola stanovená na základe podmienok návrhu teda pre výšku 1200m IAS + 35°C.

Charakteristika	Jednotka	Hodnota
Cp	J/(kgK)	1006,43
Termal conductivity	W/(mK)	0,0242
Viscosity	Kg/(mK)	Konštant.
Molecular weight	Kg/mol	Konštant.

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Charakteristika	Jednotka	Hodnota
Desity	(kg/m ³)	2719
Cp	J/(kgK)	871
Termal conductivity	W/(mK)	202,4

Tabuľka 8.7: Nastavenie vlastností vzduchu a pevných častí

8.3.2. Okrajové podmienky

Plochám a objemom treba priradiť vlastnosti, ktoré budú charakterizovať danú oblasť. V porovnaní s kalibračnou úlohou je prúdenie podstatne zložitejšie. V tejto kapitole sú popísané okrajové podmienky použité pri simulovaní prúdu v okolí motorovej gondoly a určené potrebné parametre pre stanovenie okrajových podmienok.

PRESSURE-FAR-FIELD

Charakterizuje okolité prúdenie v oblasti motorovej gondoly. Teda prúdenie pri danej výške teplote a rýchlosti letu. Dôležité je taktiež zadať vektor pod akým prúd nabieha. Hodnoty charakterizujúce nerušené prúdenie boli vypočítané podľa vzťahov uvedených nižšie.

Teplota vzduchu:

$$T_0 = 315.35K \quad (8.1)$$

Výška letu:

$$H_0 = 1200m \quad (8.2)$$

Hustota vzduchu:

$$\rho = 0.968996kg/m^3 \quad (8.3)$$

Dynamická viskozita:

$$\vartheta = 0.0000194498Pa.s \quad (8.4)$$

Rýchlosť letu:

$$v_0 = 52.16m/s \quad (8.5)$$

Statický tlak:

$$p_{stat} = 87715.60Pa \quad (8.6)$$

Dynamický tlak:

$$p_{dyn} = \frac{1}{2}v_0^2\rho = \frac{1}{2}52.16^2 \cdot 0.968996 = 1318.18Pa \quad (8.7)$$

Celkový tlak:

$$p_{celk} = p_{stat} + p_{dyn} = 87715.60 + 1318.18 = 89033.76Pa \quad (8.8)$$

Uhol nabiehajúceho prúdu:

$$\alpha = 9.53^\circ \quad (8.9)$$

Vektory: $x = 0.986199, y = 0.165564$

WALL

8.3. SIMULÁCIA PRÚDENIA

Okrajová podmienka WALL charakterizuje nepriepustné steny pomocou funkcie NO SLIP WALL. Ich charakteristikou je nulová rýchlosť na povrchu. Gradient rýchlosti v kolmom smere na tieto plochy tvorí medznú vrstvu. Preto bola na týchto oblastiach vytvorená prizmatická sieť.

INTERIOR

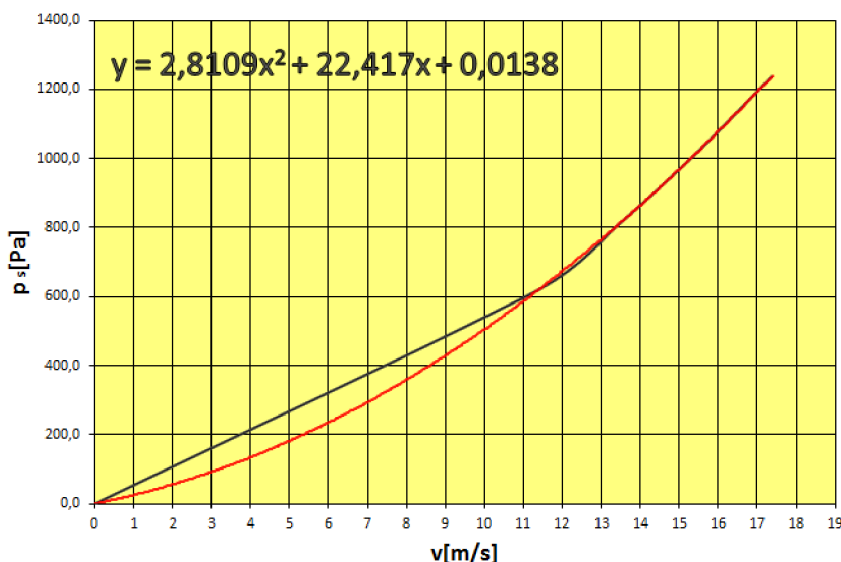
Táto podmienka bola určená na oblastiach, ktoré slúžia na vyhodnotenie prúdenia v jednotlivých úsekoch. Tieto plochy sú najdôležitejšie pred a za chladičom.

POROUS ZONE

Program je pomocou tejto funkcie schopný simulovať tlakovú stratu na chladiči. Aby sme boli schopný túto podmienku nadefinovať, musíme použiť základnú charakteristiku chladiča z Kapitoly 4.1.

Zo závislosti tlakovej straty na hmotnostnom toku určíme veľkosť tlakovej straty na rýchlosti. Túto charakteristiku preložíme polynómom druhého stupňa [5].

$$v_{ch} = \frac{\dot{m}_{ch}}{\rho S} \quad (8.10)$$



Obr. 8.24: Závislosť tlakovej straty na rýchlosti

Na základe hodnôt tohto polynómu určíme výsledné konštanty podľa vzorca.

$$C_2 = \frac{2koeff_x^2}{\rho h_{ch}} = \frac{2 \cdot 2.8109}{0.968996 \cdot 0.12} = 48.34 \quad (8.11)$$

$$\frac{1}{\alpha} = \frac{koeff_x}{v h_{ch}} = \frac{22.417}{0.0000194498 \cdot 0.12} = 9604640 \quad (8.12)$$

V prípade smeru kolmom na nabiehajúci prúd zadáme hodnoty 1, 10¹². Tým nadefinujeme podmienku, aby prúdenie v tomto smere bolo minimálne (veľký odpor proti pohybu vzduchu).

Chladič je v gondole pootočený o 28°, preto je potrebné definovať tento vektor pri určení charakteristík prúdenia v chladiči. Tabuľka zobrazuje hodnoty jednotkových vektorov pre smer x a y.

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

Smerový vektor	x	y	z
Smer prúdu v chladiči (28°)	0,882948	0,469472	0
Smer kolmý na prúdenie v chladiči	-0,46947	0,882948	0

Tabuľka 8.8: Vektory prúdu v chladiči

PRESSURE-OUTLET

Táto podmienka charakterizuje prúdenie vstupujúce do kompresora. Hmotnostný prietok kompresorom bol odhadnutý na základe motora podobných parametrov ako motor H85. Teplota a tlak boli určené z podmienok prúdenia.

Teplota vzduchu:

$$T_0 = 315.35K \quad (8.13)$$

Hustota vzduchu:

$$\rho = 0,968996kg/m^3 \quad (8.14)$$

Plocha vstupného kanála:

$$S_{komp} = 0,0659525m^2 \quad (8.15)$$

Hmotnostný prietok vzduchu:

$$\dot{m}_{vzduch} = 3.28kg/s \quad (8.16)$$

MASS FLOW-INLET⁴

Táto podmienka charakterizuje výstupné prúdenie výfukov. Dôležité bolo stanoviť výsledný hmotnostný tok a teplotu spalín. Hmotnostný tok bol vypočítaný súčtom spotrebovaného paliva a potrebného vzduchu. Teplota bola určená na základe odhadu teploty výfukových plynov.

V prípade nastavenia turbulencie boli hodnoty nastavené tak, aby charakterizovali intenzívnu turbulenciu s malými vírmi.

Teplota výstupných spalín:

$$T_{vyf} = 835.15K \quad (8.17)$$

Statický tlak v oblasti výfukov:

$$p_{vyf} = p_{stat} - 300 = 87415.6 Pa \quad (8.18)$$

Spotreba paliva:

$$\dot{m}_{pal} = 246 kg/hod = 0.06836 kg/s \quad (8.19)$$

Hmotnostný prietok výfukmi:

$$\dot{m}_{vyf.celk} = \dot{m}_{pal} + \dot{m}_{vzduch} = 0.06836 + 3.81 = 3.878kg/s \quad (8.20)$$

Intenzita turbulencie: 10%

Pomerná veľkosť turbulencie: 10 mm

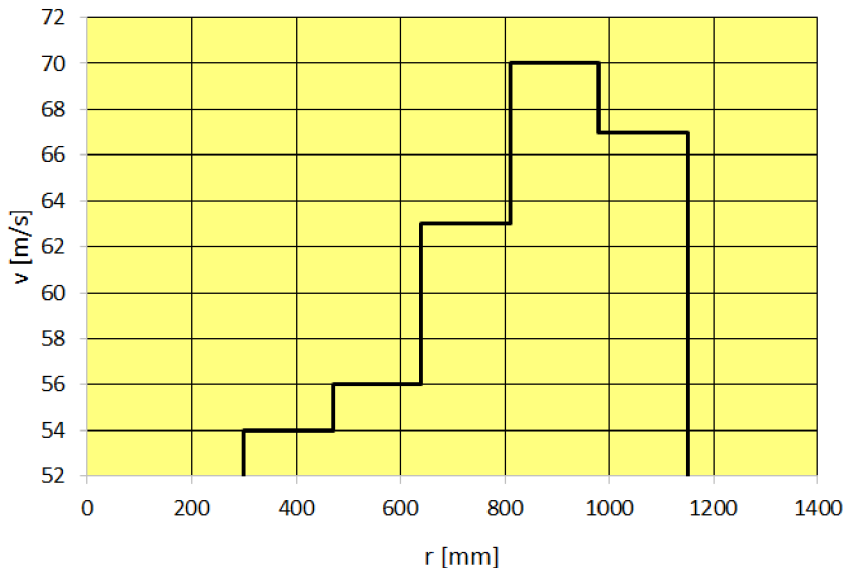
SOURCE TERMS

⁴hodnoty teploty a spotreby boli odhadnuté na základe motora PT6

8.3. SIMULÁCIA PRÚDENIA

Táto okrajová podmienka simuluje urýchlenie prúdu vrtuľou. Vrtuľový disk bol rozdelený na 5 prstencov, ktoré budú slúžiť na vytvorenie rýchlostného profilu na vrtuli. K dispozícii nebola táto charakteristika pre vrtuľu ktorá bude použitá na motor H85 a preto bol zvolený rýchlostný profil z inej podobnej vrtule.

Na obrázku [8.25] je graf, ktorý charakterizuje rýchlosť prúdu v jednotlivých oblastiach vrtule. Priemerná rýchlosť prúdu je rovnaká aká bola určená pri návrhu kanála.



Obr. 8.25: Závislosť rýchlosti prúdu na vzdialenosti od osy otáčania na vrtuli

Určenie rýchlostí na jednotlivých diskoch bolo pomerne náročné. Najprv sa musela vytvoriť samostatná úloha, v ktorej bol počítaný iba vrtuľový disk, za ktorým sa sledoval priebeh rýchlostí.

8.3.3. Metóda riešenia

Pre nastavenie výpočtu slúži zložka Solution. Hlavné parametre sú v položke Solution Method. Tu sa definuje metóda riešenia a diskretizačných schém. V položke Solution Controls sú definované relaxačné parametre pre všetky počítané veličiny. Najdôležitejšie je nastavenie a zmena Kurantovko čísla.

Formulation	Implicit
Flux Type	ROE-FDS
Gradient	Least Squares Cell Based
Flow	Third-Order Muscl
Modified Turbulent Viscosity	Third-Order Muscl

Tabuľka 8.9: Metóda riešenia

Charakteristika	Hodnota
Curant Number	2-100
Modified Turbulent Viscosity	0,8
Turbulent Viscosity	1
Solid	1

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA

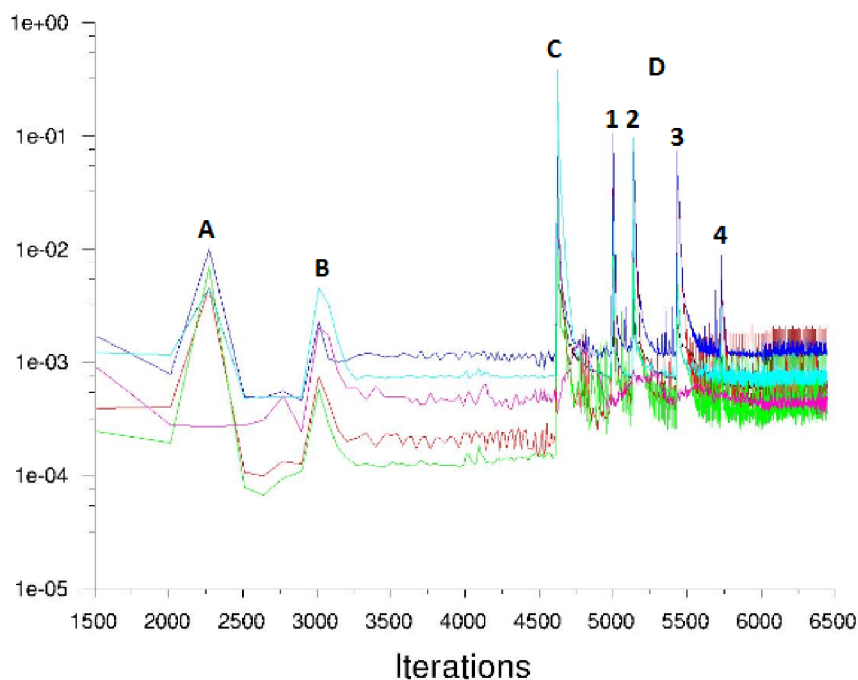
Tabuľka 8.10: Relaxačné parametre výpočtu

8.3.4. Výpočet

Úloha obsahuje veľa okrajových podmienok. Po spustení výpočet divergoval, a preto sa museli tieto okrajové podmienky vypnúť. Výfuky a nasávanie motora boli nahradené stenovou podmienkou. Chladič a vrtuľa boli nahradené vzduchom (podmienka FLUID). Po skonvergovaní úlohy boli postupne zaradené do výpočtu jednotlivé okrajové podmienky. Najprv chladič, potom nasávanie motora a následne vrtuľa. V prípade vrtule sa sledoval priebeh priemerných rýchlostí na jednotlivých prstencoch. Tým sa overila stanovená rýchlosť urýchlenia prúdu, daná rýchlostným profilom vrtule. Na záver sa do výpočtu zahrnula aj podmienka simulujúca prúdenie z výfukov.

V prípade výfukov dochádzalo k divergovaniu aj pri vysokých Curantových číslach. Preto bol výsledný hmotnostný tok postupne zvyšovaný z hodnoty 1kg/s až do výslednej hodnoty 3,88kg/s.

Na obrázku [8.26] je zobrazený priebeh rezíduí počas výpočtu. Bod A charakterizuje zapnutie okrajovej podmienky chladiča. Bod B nasávanie motora. Bod C vplyv vrtuľového prúdu. V bode D-1 došlo k zvýšeniu rezíduí pri zapnutí okrajovej podmienky výfuku pre hmotnostný tok 1kg/s. Bod D-2 pre 2kg/s, bod D-3 na hodnotu 3kg/s a konečný bod D-4 charakterizuje hmotnostný tok výfukom 3,88 kg/s.



Obr. 8.26: Priebeh rezíduí

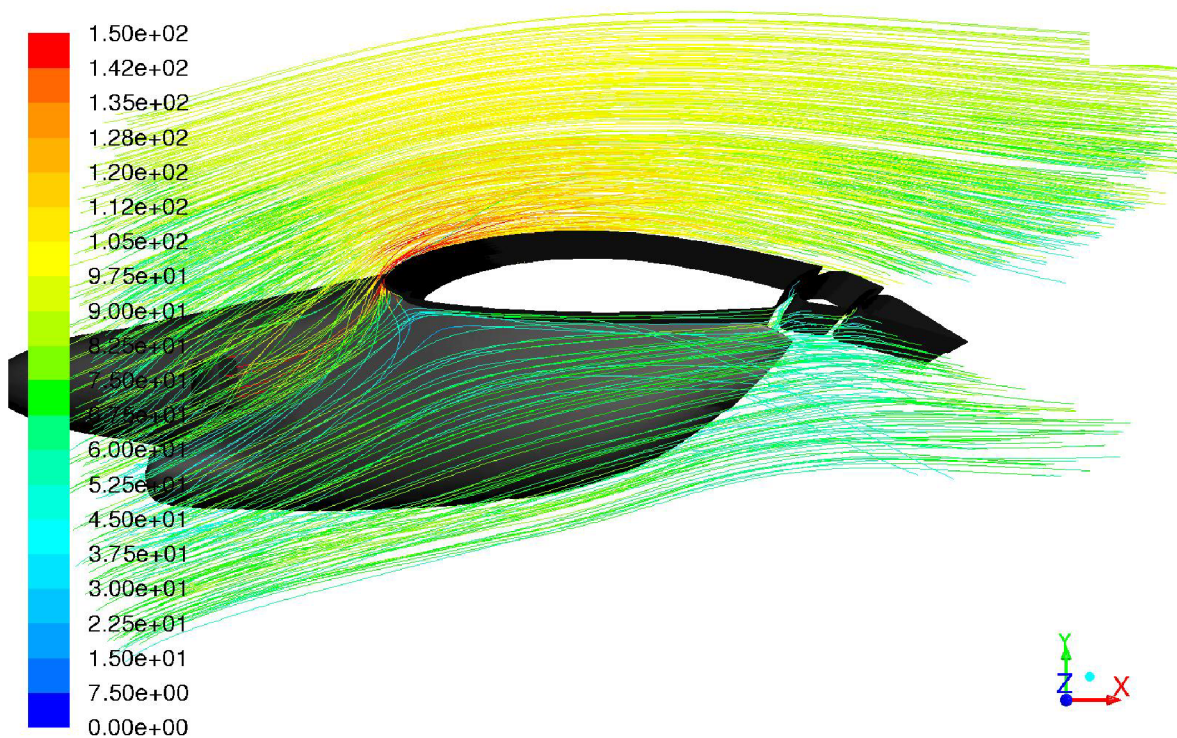
8.4. VÝSLEDKY

8.4. Výsledky

8.4.1. Vyhodnotenie simulácie

V prípade prúdenia v oblasti vstupu je viditeľné, že nabiehajúci vzduch je stabilný a nevykazuje veľké zavírenie. Na obrázku [4.1] je zobrazená motorová gondola a prúdnice smerujúce z vrtule. Z vizualizácie prúdenia je viditeľné ako vrtuľový prúd výrazne ovplyvňuje prúdenie v oblasti kanála.

V prípade prúdenia z motorových výfukov môžeme predpokladať, že nemajú zásadný dopad na prúdenie v kanáli. Ako je vidieť na obrázku[8.28]. Spaliny z výfukov smerujú do vrchnej strany motorovej gondoly smerom ku krídlu.

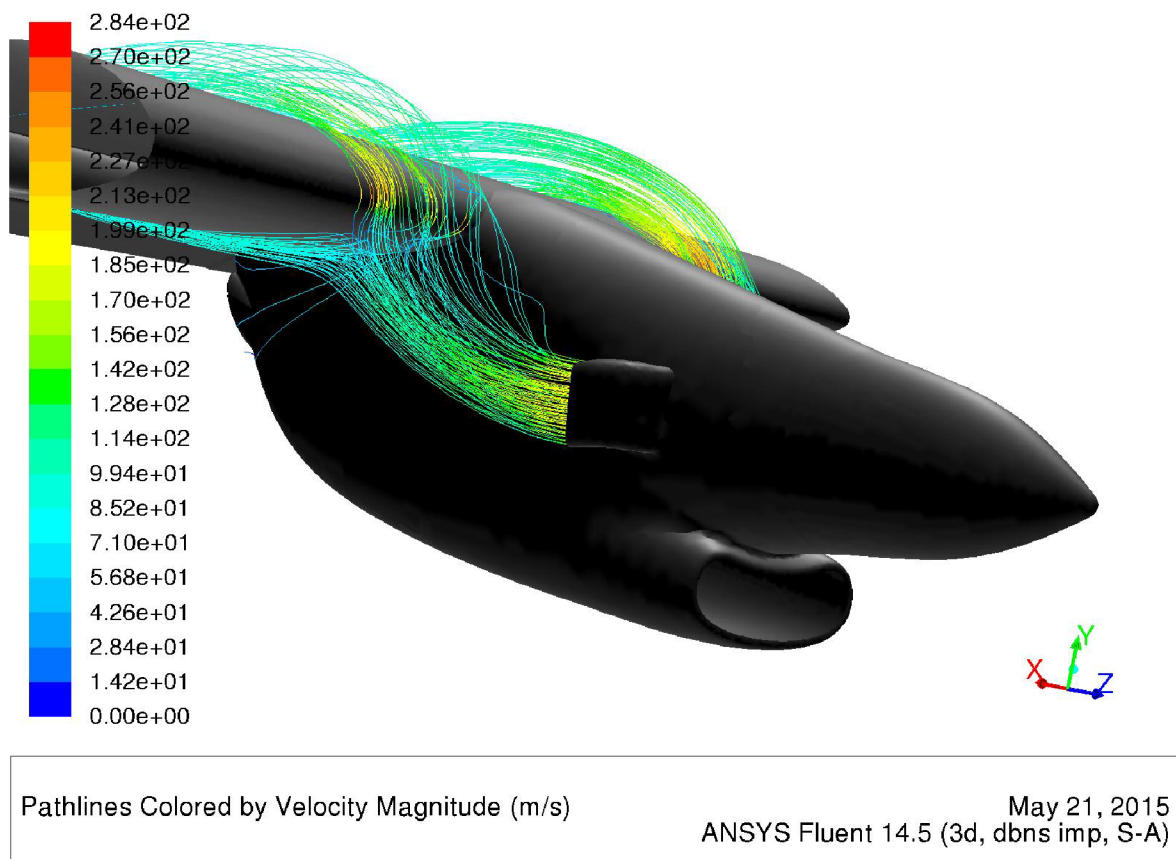


Pathlines Colored by Velocity Magnitude (m/s)

May 21, 2015
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dbns imp, S-A)

Obr. 8.27: Prúdenie v okolí gondoly

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA



Obr. 8.28: Výfukové prúdy

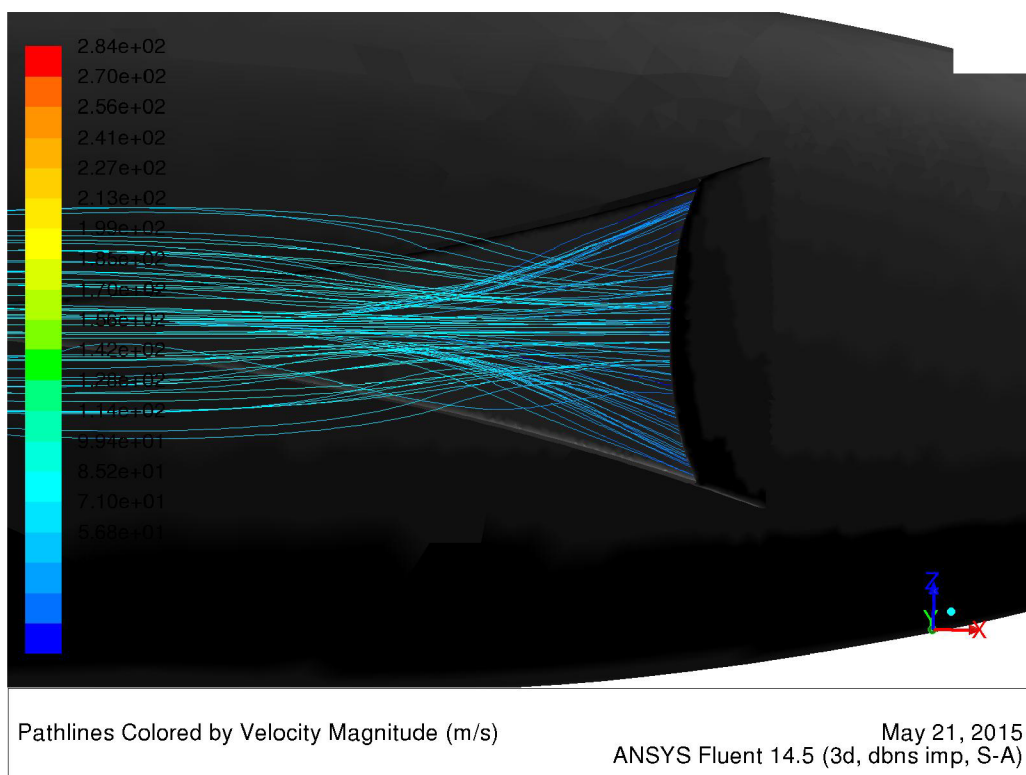
Obrázky dole popisujú prúdenie v kanáli. Na obrázku [8.29] je možné vidieť prúd vstupujúci do ponorného vstupu. Prúd v oblasti vstupnej rampy je rozšírený. Tým sa znižuje jeho rýchlosť a dochádza k stabilnejšiemu prúdeniu. Je zjavné, že rýchlosť na bočných stranách vstupu je nižšia ako v strednej časti.

Obrázok [8.30] popisuje prúdenie vo vnútornej časti kanála, pred chladičom. V oblasti prechodu medzi vstupom a difúzorom dochádza na stranách k odtrhnutiu prúdu na stenách difúzora. Vznikajú víry, ktoré zamedzujú plynulému prúdeniu na bočných stranách difúzora. Na [8.32] je možné vidieť rozloženie rýchlosti na čelnej strane chladiča. Na bokoch je rýchlosť podstatne nižšia ako v strede. Čo je spôsobené vírmi po stranách.

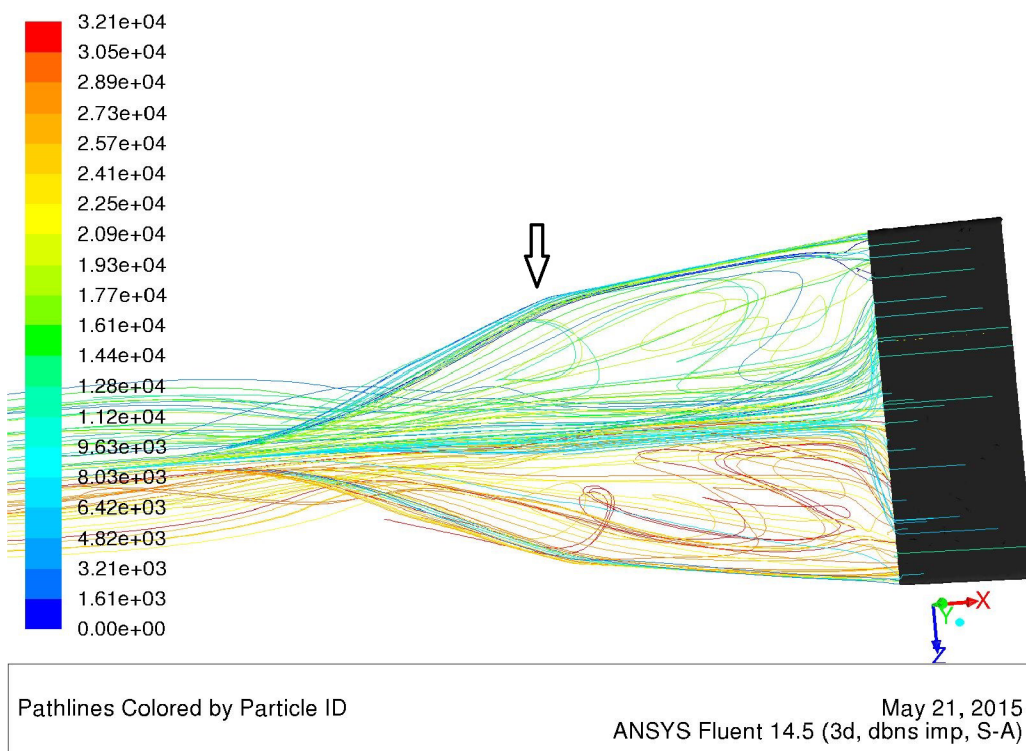
Na obrázku [8.31] je bočný pohľad na prúdenie pred chladičom. Na vrchnej strane chladiča je rýchlosť vysoká, je to spôsobené nerozrušeným prúdením v hornej časti kanála. V tejto oblasti nedošlo k výraznejšiemu odtrhnutiu prúdu vďaka tangenčnému prechodu medzi ponorným vstupom a difúzorom.

Problematickejšie prúdenie je na spodnej strane kanála. Tu dochádza k odtrhávaniu prúdu za nábežnou hranou vstupu, kde je difúzor mierne rozšírený. Na chladiči sa to prejaví iba v rohoch. To znamená, že k odtrhnutiu dochádza iba po stranách a nie v strednej časti.

8.4. VÝSLEDKY

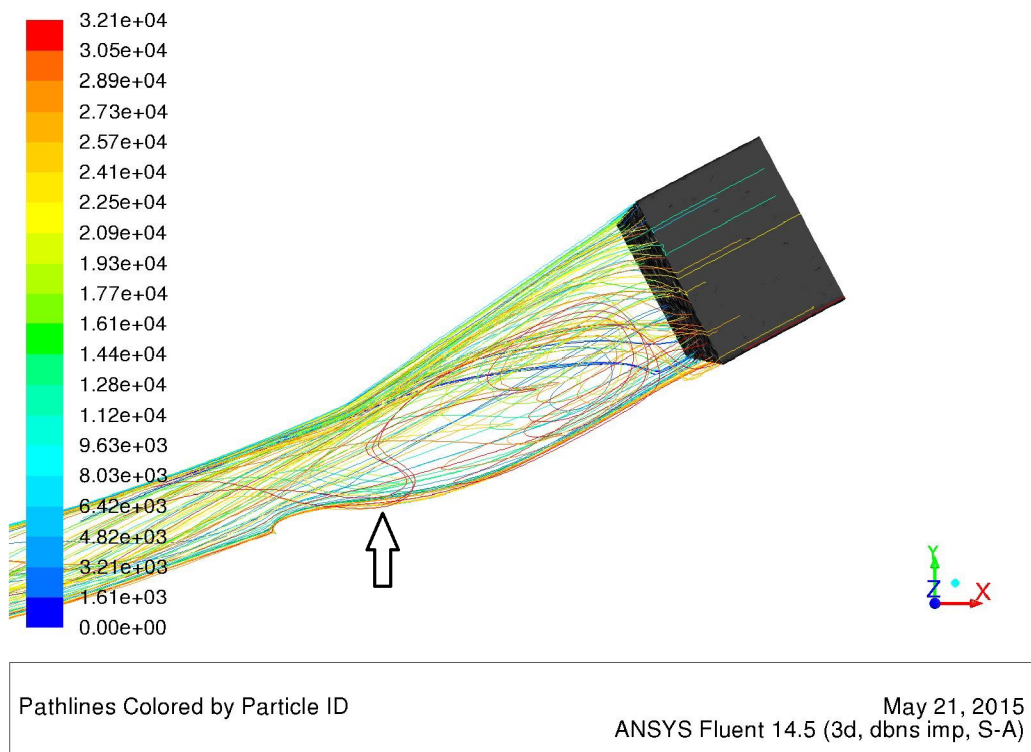


Obr. 8.29: Prúdenie pred vstupom

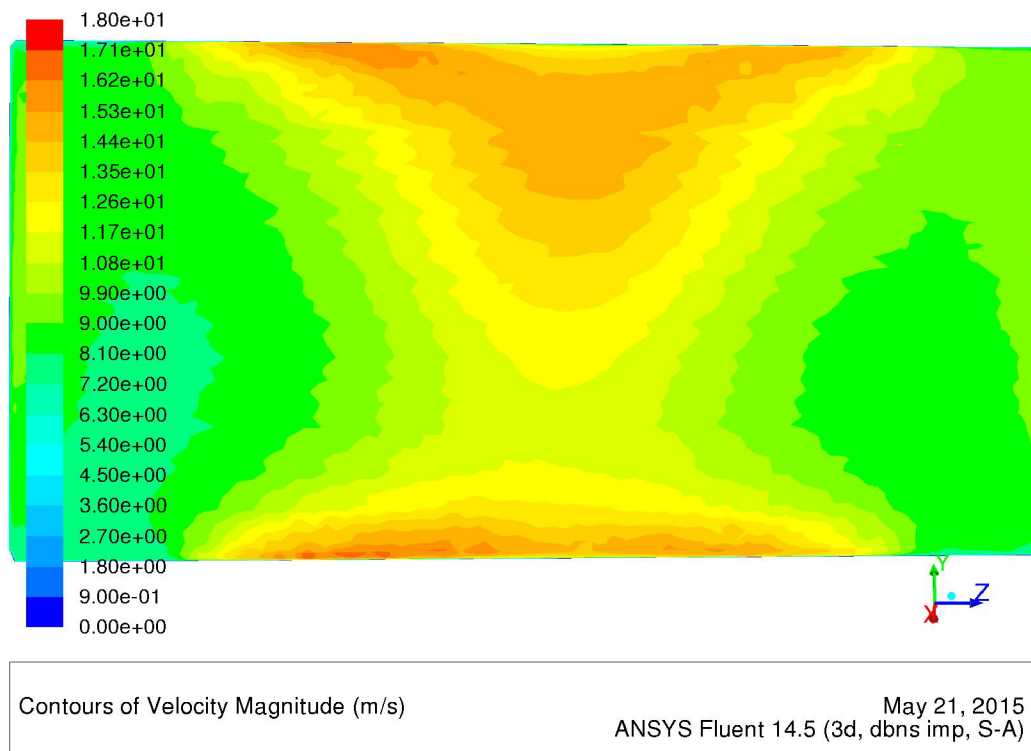


Obr. 8.30: Prúdenie pred chladičom

8. CFD ANALÝZA PRÚDENIA V KANÁLI CHLADENIA



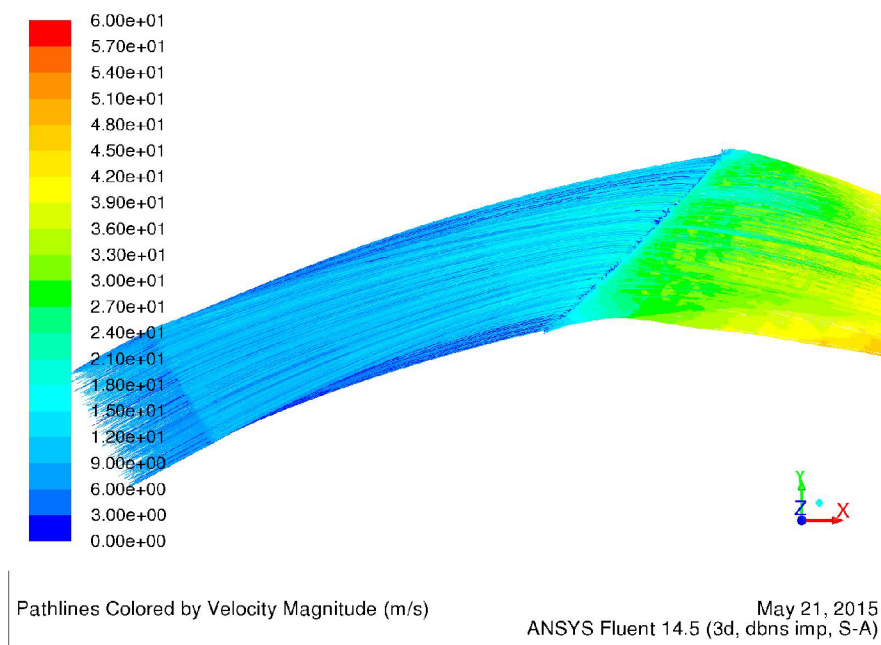
Obr. 8.31: Prúdenie pred chladičom



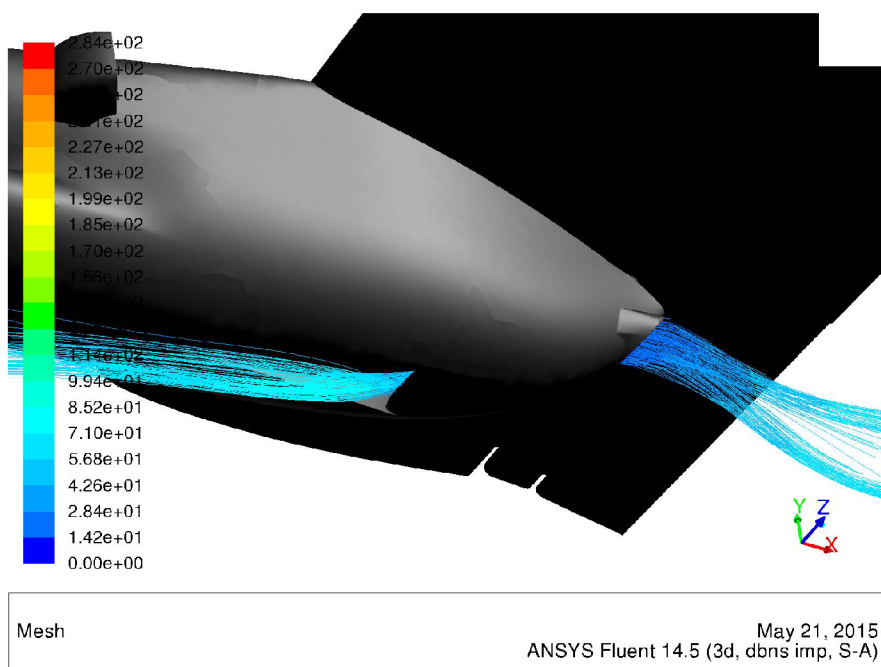
Obr. 8.32: Rozloženie rýchlostného poľa na čalnej ploche chladiča

8.4. VÝSLEDKY

V konfúzore neboli objavené zásadné zmeny v prúde. Prechodom vzduchu cez chladič sa prúd ustálil. Ako je vidieť na obrázku [8.33] prúdenie v konfúzore je bez vírov. To je spôsobené hlavne plynulou zmenou prierezu z obdĺžnikového na kruhový (eliptický). Za výstupom kanála je prúd ovplyvnený okolitým prúdením v oblasti krídla a klapky.



Obr. 8.33: 7



Obr. 8.34: 8

8.4.2. Porovnanie parametrov prúdenia teoretického návrhu a CFD analýzy

V tejto kapitole sú porovnané vlastnosti kanála získané simuláciou v programe Fluent s teoretickým návrhom. V tabuľke je vidieť rozdielne vlastnosti vstupnej sústavy. Teoretickú tlakovú stratu vstupnej časti, ktorú tvorí NACA vstup a difúzor sme získali sčítaním. Účinnosť je daná odhadnutou hodnou RRR, ktorá je vynásobená účinnosťou difúzoru.

Z tabuľky je zrejmé. Že výsledná účinnosť je skoro o polovicu nižšia ako tomu bolo v prípade teoretického návrhu.

Parameter	Značka	Jednotka	Teoretický výpočet	CFD
Rýchlosť vstupujúceho prúdu do chladiča	v_3	m/s	16,97	10,4
Rýchlosť prúdu za chladičom	v'_3	m/s	16,97	9,8
Tlaková strata vstupu	p_{strat}	Pa	338	667
Účinnosť vstupu	η_{vstup}	[-]	0,81	0,51
Objemový prietok pred chladičom	q_3	m^3/s	0,891	0,55
objemový preitok za chladičom	q'_3	m^3/s	0,891	0,52

Tabuľka 8.11: Porovnanie teoretických hodnôt s hodnotami z CFD simulácie

Pre určenie účinnosti vstupnej sústavy sa vychádzalo s hodnoty RRR, ktorá sa vypočítala podľa vzorca [13]:

$$RRR = \frac{p_{3cel} - p_{0celk}}{p_{0celk} - p_{0stat}} [-] \quad (8.21)$$

Na obrázkoch [8.35] a [8.36] sú porovnané statické tlaky a rýchlosti v jednotlivých častiach kanála. Tabuľka poukazuje na značné rozdiely v týchto charakteristikách. V prípade vstupnej sústavy, ktorú tvorí NACA vstup a difúzor došlo k zvýšeniu statického tlaku. Tento jav je sprevádzaný poklesom rýchlosti prúdu. V oblasti chladiča dochádza k výraznému poklesu tlaku. V konfúzore tlak klesá a rýchlosť stúpa. V prípade CFD nebol dosiahnutý na konci difúzora statický tlak okolia.

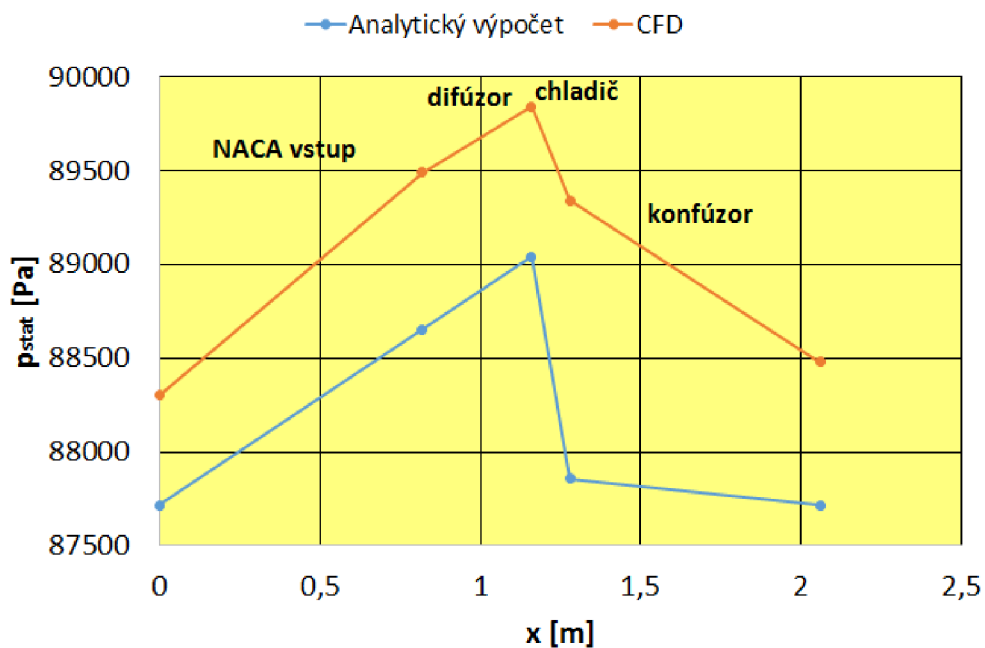
miesto		NACA	Dif.	chladič vstup	chladič výstup	konfúzor
rýchlosti [m/s]	vypoč.	61	33,63	16,97	16,67	59,4
	CFD	63	26,2	10,4	9,8	49
stat. tlak [Pa]	vypoč.	87716	88652	89041	87856	87716
	CFD	88304	89490	89842	89341	88480

Tabuľka 8.12: Porovnanie teoretických hodnôt s hodnotami z CFD simulácie

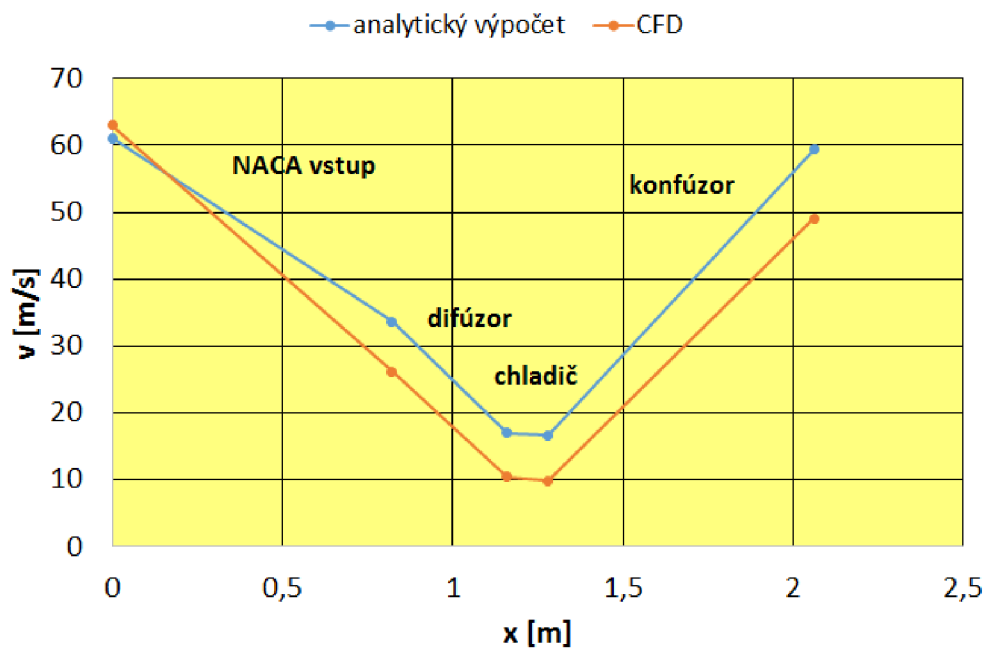
Objemový tok, ktorý vstupuje do chladiča je $0,55 m^3/s$. Pri tejto hodnote je tlaková strata na chladiči približne 600 Pa. Rozdiely celkových tlakov pred a za chladičom sú 667 Pa. Čím môžeme potvrdiť, že podmienka simulujúca tlakovú stratu chladiča bola korektná.

Pri objemovom prietoku $0,55 - 0,52 m^3/s$ je chladič schopný odvieť teplo približne o hodnote $17,5 kW$. Táto hodnota nie je dostatočná pre stanovený režim a pre to musí byť kanál chladienia upravený.

8.4. VÝSLEDKY



Obr. 8.35: Priebeh statických tlakov



Obr. 8.36: Priebeh rýchlostí

9. Oblasť možného zlepšenia

Zásadným problémom kanála je náhla zmena rozmerov v oblasti prechodu medzi ponorným vstupom a difúzorom. V tejto oblasti vznikajú veľké víry, ktoré spôsobujú podstatné zníženie účinnosti kanála. Táto náhla zmena je zapríčinená dvoma zásadnými faktormi. Konštrukčné obmedzenie zobrazené na obrázku [5.15] a samotná veľkosť chladiča. Pre veľkosť chladiča bolo nutné kanál natočiť smerom hore. Toto porušenie rovnosti zapríčinilo zníženie účinnosti vstupu.

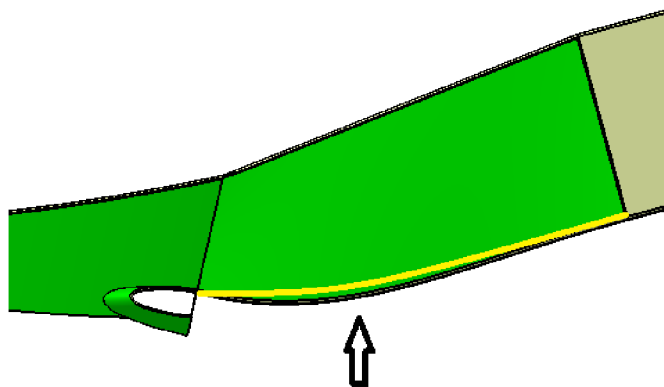
Pre budúci návrh by bolo výhodnejšie počítať z chladičom menšej plochy, ktorý by mohol byť nainštalovaný nižšie. Tým by bola docielená priamosť kanálu. V takom prípade by sa účinnosti pri reálnom kanáli priblížili hodnotám z meraní v aerodynamických tuneloch, z ktorých boli stanovené hodnoty RRR pre teoretický návrh.

V prípade ponorného vstupu by bolo výhodnejšie vytvoriť širší vstup a zároveň znížiť jeho výšku. Nábežná hrana na modeli vstupu je veľká, čo spolu s náhlou zmenou tvaru spôsobilo odtrhnutie medznej vrstvy v tejto oblasti. Rampa NACA vstupu, má pomerne malé zúženie, to je vhodné pre veľký pomer w/d . V prípade malého pomeru ako je to v tomto prípade je lepšie voliť menšie rozšírenie.

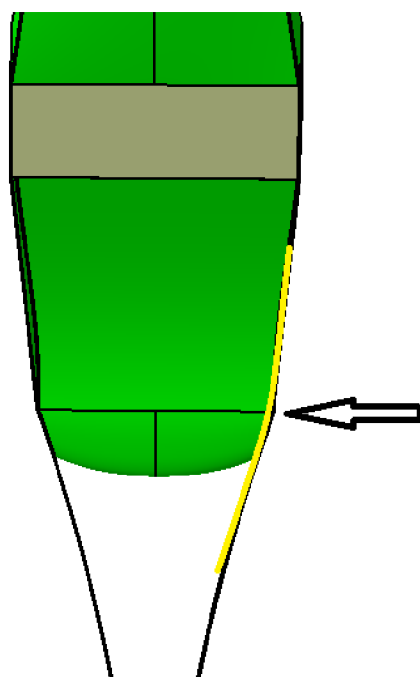
Prechod medzi difúzorom a ponorným vstupom nie je plynulý, čo spôsobilo odtrhnutie medznej vrstvy v tejto oblasti. Na vrchnej strane je tangentský prechod, čo zabránilo odtrhnutiu prúdu aj pri pomerne veľkej zmene smeru. Kvalitu prúdu výrazne ovplyvňuje aj nábežná hrana NACA vstupu. V jej prípade by bolo vhodnejšie použiť menšiu výšku.

Prúdenie v konfúzore nebolo rozrušené a pri budúcom návrhu by mohol byť skrátený, či by sa mohla zväčšiť dĺžka difúzora a vstupnej rampy NACA vstupu.

Obrázok [9.2] poukazuje na možný návrh plynulejšieho prechodu medzi vstupom a difúzorom. Pri prechode bez náhleho zakrivenia prúdu je vysoko pravdepodobné, že nedôjde k odtrhnutiu prúdu od steny difúzora. Na [9.1] je zobrazená možná úprava spodnej steny difúzora, kde taktiež došlo k odtrhnutiu medznej vrstvy. V prípade priameho prechodu by nemuselo dochádzať k tomuto javu.



Obr. 9.1: Možnosť zlepšenia prechodu za nábežnou hranou NACA vstupu



Obr. 9.2: Možnosť zlepšenia prechodu po stranách

10. Záver

Úvod tejto práce bol venovaný analytickému výpočtu kanála chladenia. Na základe teoretických vzťahov a tunelových meraní boli určené výsledné geometrické charakteristiky kanála. Do úvahy boli brané aj konštrukčné možnosti umiestnenie do motorovej gondoly a predpokladané charakteristiky prúdu v jednotlivých častiach. Z analytického výpočtu bol zostavený model gondoly spolu s kanálom, ktorý následne slúžil na validáciu vypočítaných analytických charakteristík s CFD meraním.

V druhej časti práce bol popísaný postup výpočtu CFD od tvorby a úpravy geometrie, až po samotný výpočet. Pri výpočte boli simulované mnohé aspekty prúdenia v okolí kanála chladenia, ako vplyv vrtule, či výfukových plynov. Pri výpočte bolo zistené, že zásadný vplyv na charakter prúdenia v kanály má rýchlostný profil vrtule a rýchlosť letu. V prípade sacieho kanála motora a výfukov nedošlo k výraznému ovplyvneniu sledovaných hodnôt. Simulácia výfukového prúdu výrazne predĺžila výpočet a viedla ku divergencii výpočtu. To je dôvod, prečo by bolo vhodné túto okrajovú podmienku v budúcich analýzach kanála zanedbať.

Na záver sú porovnané hodnoty analytického výpočtu s CFD výpočtom. Ako sa predpokladalo rozdielu sú pomerne značné.

Hlavným dôvodom je veľké zjednodušenie prúdenia pri teoretickom návrhu. V prípade meraní v aerodynamických tuneloch je prúd vzduchu nerozrušený, čo v prípade reálneho prúdenia v okolí gondoly nie je možné. Ďalším dôležitým faktorom je nevhodný prechod medzi ponorným vstupom a difúzorom, kde dochádza k odtrhnutiu prúdu zo stien kanála. To spôsobuje vznik vírov a zníženie hmotnostného toku kanálom.

V prípade budúcej optimalizácie kanála by bolo vhodné použiť vhodnejší chladič a upraviť geometriu kanála tak, aby nedochádzalo k vzniku vírov. Práca jasne poukazuje na fakt, že v prípade dobrého návrhu kanála chladenia je vhodné využívať CFD metódy a analytické výpočty použiť jedine v prípade prvotného návrhu. Hlavnou výhodou simulovania prúdenia v CFD je možnosť zahrnúť do výpočtu okolité charakteristiky prúdu, ktoré ovplyvňujú prúdenie v kanáli, ako aj overenie lokálnych charakteristík prúdenia, kde by mohlo dochádzať k vzniku vírov.

V prípade CFD výpočtu je dôležité dodať, že by bolo vhodné na základe tunelového merania zistiť predpokladané odchýlky od reálneho prúdenia, čím by došlo k výraznému spresneniu hodnôt, na základe ktorých by bolo možné navrhnúť čo možno najvhodnejší kanál chladenia pre motor H85 na lietadle L-410NG.

Zoznam použitých zdrojov

- [1] AIRCRAFT INDUSTRIES.: *Vývoj L410 NG*. [ONLINE] 2014. [cit. 13.3. 2015] Dostupné z WWW: http://www.let.cz/clanek_295_vyvoj-l410-ng.html
- [2] ANSYS: *FLUENT 15.0 User's Guide*. Ansys, Inc.,2013
- [3] ANSYS: *ANSYS ICEM CFD Help Manual*. Ansys, Inc.,2012
- [4] ANSYS: *CFD- Lecture 2, Geometry*. [ONLINE] 2010. [cit. 16.4. 2015] Dostupné z WWW: http://imechanica.org/files/fluent_13.0_lecture02-intro-to-cfd.pdf
- [5] ANSYS: *7.19.6 User Inputs for Porous Media*. [ONLINE] 2000. [cit. 16.5. 2015] Dostupné z WWW: <https://www.sharenet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node276.htm>
- [6] BOJKO, M.: *3D PROUDĚNÍ – ANSYS FLUENT*. [ONLINE] 2012. [cit. 16.4. 2015] Dostupné z WWW: <http://www.338.vsb.cz/PDF/3D-Bojko.pdf>
- [7] BROŽ, V.: *Aerodynamika nízkých rychlostí*. ČVUT, Praha, 1995, 293 str.182, ISBN 80-01-02347-8
- [8] DAŇEK, V.: *Mechanika letu I - Letové výkony*. Akademické nakladatelství CERM, Brno, 2009, 293 str., ISBN 978-80-7204-659-1
- [9] DEREVJANIK, Š.: *AERODYNAMICKÁ ANALÝZA A NÁVRH ÚPRAV PŘECHODU KŘÍDLO-TRUP LETOUNU L 410 NG*. [Disertační práce.] Brno: VUT, FSI, 20133. 50 s.
- [10] EMMET, A.: *An experimental investigation of the design variables for naca submerged duct entrances*. [ONLINE] 2000. [cit. 13.1. 2015] Dostupné z WWW: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1948/naca-rm-a7i30.pdf>
- [11] FRICK, Ch. W.: *NACA ACR5i20*. [ONLINE] 2000. [cit. 13.1. 2015] Dostupné z WWW: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/report.php?NID=2176>
- [12] GARRISON, P.: *The Scoop on the NACA Scoop*. [ONLINE] 2014. [cit. 5.1. 2015] Dostupné z WWW: <http://www.flyingmag.com/scoop-naca-scoop>
- [13] HALL, Ch.: *Ram-recovery Characteristics of NACA Submerged Inlets at High Subsonic Speeds*. [ONLINE] 2014. [cit. 21.5. 2015] Dostupné z WWW: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930085451.pdf>
- [14] GENERAL AVIATION: *Datasheet-h85*. [ONLINE] 2012. [cit. 8.3. 2015] Dostupné z WWW: <http://www.geaviation.com/engines/docs/bga/datasheet-h85.pdf>
- [15] HOERNER, S. F.: *Fluid – Dynamic Drag*. Library on Congress Catalog Card Number 64- 19666. 1992. 455 s.
- [16] HUJEČEK, Z.: *Teorie a konstrukce vrtulí*. Vojenská akademie Antonína Zápotockého Brno, 1964, 254 str., ISBN 978-80-7204-363-7

- [17] KUCHEMAN, D.: *Aerodynamics of propulsion*. McGraw-Hill in London, 1953, 340 str., OL18251836M
- [18] LEAP CFD Team: *Tips & Tricks: Turbulence Part 2 - Wall Functions and Y+ requirements*. [ONLINE] 2012. [cit. 8.5. 2015] Dostupné z WWW: <http://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-turbulence-wall-functions-and-y-requirements/>
- [19] MOLNÁR, V.: *Počítačová dynamika tekutin*. [ONLINE] 2009. [cit. 3.1. 2015] Čo je CFD?. Dostupné z WWW: <http://www.cfd.sk/cfd-book/node5.html>
- [20] NACA,,: *Raw Image Name: A-16712*. [ONLINE] 2000. [cit. 5.1. 2015] Dostupné z WWW: <http://ails.arc.nasa.gov/ails/printPreview.php?rid=14570>
- [21] NATO Science and Technology Organization: *AGARD-AR-303-VOL-1*. [ONLINE] 1997. [cit. 17.12. 2015] Dostupné z WWW: <https://www.cso.nato.int/Pubs/rdp.asp?RDP=AGARD-AR-303-VOL-1>
- [22] ORLITŮ, A.: *Historie*. [ONLINE] 2009. [cit. 13.3. 2015] Dostupné z WWW: <http://www.l410.cz/wp/>
- [23] PEREIRA, S.: *www.cfd-online.com*. [ONLINE] 2014. [cit. 18.4. 2015] Dostupné z WWW: http://ansys.com/outgoing/simon/prism_nopyramids.pdf
- [24] POLIKOVSKIJ, I. J.: *Letadlové hnací skupiny*. SNTL Praha, 1956, 565 str., TD 629-135-035/035
- [25] SADLOŇ, J: *LAMINÁRNE A TURBULENTNÉ PRÚDENIE – POPIS PRÚDENÍ, ROZDIELY, PREJAVY, VÝSKYT*. [ONLINE] 1991. [cit. 8.5. 2015] Dostupné z WWW: <http://www.setoop.sk/paragliding/docs/a2a.htm>
- [26] Utas,: *Meshing Strategy*. [ONLINE] 2014. [cit. 20.4. 2015] Dostupné z WWW: <https://elibrary.utas.edu.au/utas/file/006d5bf6-eae3-e24e-adf8-33a169744809/1/Fell%20Chapter%203.PDF>

Zoznam použitých skratiek a symbolov

m_{tow}	Maximálna vzletová hmotnosť
RRR	Ram recovery ratio
EAS	Equivalent airspeed
ISA	International Standard Atmosphere
C_{sat}	Stredná aerodynamická tetiva
γ	Gradient stúpania
C_l	Súčiniteľ vztlaku
v	Rýchlosť
G	Gravitačná sila
S	Plocha
ρ	Hustota
α	Uhol nábehu
W_0	Rýchlosť rozrušeného prúdu daná vrtuľov
T_0	Ťah pohonnej jednotky
BTU	British Thermal Unit
\dot{m}	Hmotnostný tok
Q	Príkon
q	Objemový tok
ζ_{tr}	Súčiniteľ strát
\bar{S}	Pomer prierezov
ψ	Pomer medzi tlakoveou stratou spôsobenou rázom a rozšírením
η	Účinnosť
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
k_p	Súčiniteľ tlakových strát chladiča
a	Rýchlosť zvuku
M	Machovo číslo

ZOZNAM POUŽITÝCH ZDROJOV

c_q	Koeficient tlakových strát
c_d	Súčiniteľ odporu
c_m	Súčiniteľ momentu
CAD	Computer-aided design
y^+	Stenová funkcia
CFD	Computational fluid dynamics
IGES	Initial Graphics Exchange Specification
NSH	neštrukturovaná hybridná sieť
SSH	štrukturovaná hybridná sieť