



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

CFD ANALÝZA VSTUPNÍHO KANÁLU
TURBOVRTULOVÉHO MOTORU
CFD ANALYSIS OF TURBOPROP ENGINE AIR INTAKE

DIPLOMOVÁ PRÁCE
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

BC. JAN PRZECZEK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

ING. ROBERT POPELA, PHD.

BRNO 2011

PRVNÍ STRANA ZADÁNÍ

DRUHÁ STRANA ZADÁNÍ

ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zaměřuje na CFD analýzu proudění ve vstupním ústrojí motorové gondoly turbopropového motoru M-601, osazeného na letounu L-410 určeném pro sběrnou dopravu. V úvodu práce je vypracována kalibrační úloha mající za cíl seznámení se s problematikou CFD. Další části práce jsou chronologicky členěny tak, že respektují postupný vývoj projektu a jsou to tyto části: tvorba vhodného geometrického modelu, následná tvorba sítě na geometrickém modelu a tím vytvoření výpočetního modelu, dále výpočet pomocí CFD metod, vyhodnocení výsledků a na závěr navržení možných změn konstrukčního řešení za účelem zlepšení charakteru proudění uvnitř vstupního ústrojí.

KLÍČOVÁ SLOVA

CFD, analýza proudění, vstupní ústrojí, motorová gondola, turbopropový motor M-601, letoun L-410

ABSTRACT

This diploma thesis is focused on CFD analysis of M-601 turboprop engine nacelle mounted on L-410 commuter aircraft. Calibrating exercise is performed at the beginning of the thesis in order to be more familiar with CFD problems. Next parts of the thesis are chronologically divided with respect to project progress, namely suitable geometrical model creation, mesh creation in order to obtain computational model, calculation using CFD methods, results evaluation and proposal of possible construction transformation at the conclusion.

KEYWORDS

CFD, flow analysis, air intake, nacelle, turboprop engine M-601, aircraft L-410

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

PRZECZEK, J. CFD analýza vstupního kanálu turbovrtulového motoru. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. 85 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela, PhD.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Roberta Popely, PhD. a s použitím zdrojů uvedených v seznamu.

V Brně dne 27. května 2011

.....

Jméno a přímení

PODĚKOVÁNÍ

Tímto způsobem bych rád poděkoval všem, kteří mě podporovali po celou dobu mého studia, rodičům, přítelkyni, přátelům a při vypracování této diplomové práce především svému vedoucímu Ing. Robertu Popelovi, PhD., za všechny jeho užitečné rady, připomínky, věcný přístup a obdivuhodnou trpělivost, bez nichž by tato diplomová práce nemohla vzniknout.

Obsah

Úvod	10
1 Softwarové a hardwarové prostředky	11
1.1 Software	11
1.2 Hardware	11
2 Obecně o CFD metodách	12
3 Vstupní data a požadavky definované zadavatelem	14
3.1 Vstupní data	14
3.2 Požadavky	14
4 Vstupní ústrojí turbovrtulových motorů	15
4.1 Stručná charakteristika	15
4.2 Parametr Ram Recovery Ratio - Poměr náporového účinku	15
5 Seznámení se s letounem a pohonnou jednotkou	16
5.1 Historie letounu L-410	16
5.2 Základní údaje letounu L-410UVP-E20	17
5.2.1 Technické údaje	17
5.2.2 Výkony	17
5.3 Základní technické údaje motoru Walter M-601E	19
5.3.1 Rozměry a konstrukce motoru	19
5.3.2 Výkonové charakteristiky motoru	20
6 Kalibrační úloha	21
6.1 Charakteristika úlohy	21
6.2 Úprava geometrie modelu DLR-F4	22
6.3 Tvorba výpočetní sítě modelu	22
6.4 CFD simulace	23
6.5 Výsledky	24
6.6 Závěr kalibrační úlohy	26
7 Dřívější analýza proudění ve vstupním ústrojí motorové gondoly letounu L-410	27
7.1 Popis a charakteristiky výpočtů	27
7.2 Výsledky	28
8 Příprava geometrického 3D modelu	30
8.1 Základní informace o přípravě 3D modelu	30
8.2 Úpravy jednotlivých částí modelu	32
8.3 Polohy klapek	37
8.3.1 Odledňovací klapka	37
8.3.2 Klapka za deflektorem	37

8.3.3	Klapka za kanálem chladiče oleje	37
8.4	Shrnutí přípravy geometrického modelu	38
9	Tvorba výpočetní sítě	39
9.1	Obecné charakteristiky sítě	39
9.2	Úpravy geometrie	39
9.3	Nastavení parametrů sítě	42
9.3.1	Obecné nastavení	42
9.3.2	Nastavení parametrů povrchové sítě	43
9.3.3	Nastavení parametrů objemové sítě	45
9.3.4	Nastavení parametrů prismatické vrstvy	46
9.4	Vygenerování a úprava výsledné sítě	51
9.5	Definice okrajových podmínek a výstupní soubor	52
9.6	Shrnutí příprav výpočetního modelu	53
10	Simulace proudění	54
10.1	Nastavení parametrů výpočtu	54
10.2	Kontrola a spuštění výpočtu	64
11	Výsledky	66
11.1	Parametr Ram Recovery Ratio	66
11.1.1	Hodnoty parametru Ram Recovery Ratio	66
11.1.2	Zhodnocení výsledků Ram Recovery Ratio	66
11.2	Proudová pole	67
11.2.1	Vizualizace proudových polí	67
11.2.2	Vyhodnocení proudového pole	74
11.3	Shrnutí výsledků	79
12	Oblasti možného zlepšení vstupního ústrojí	80
13	Závěr	81
	Seznam použitých zdrojů	82
	Seznam použitých symbolů	84
	Seznam použitých zkratk	85

Úvod

Cílem této diplomové práce je analýza proudění v motorové gondole letounu L-410 UVP-E (výrobce Aircraft Industries, dříve LET Kunovice) osazeného motorem M-601E (výrobce General Electric Czech, dříve Walter nebo také Letov). Práce je zaměřena především na tvorbu vhodného geometrického a výpočetního modelu a následně na výpočet a vyhodnocení charakteru proudění v jednotlivých částech motorové gondoly pomocí CFD metod. Bude analyzován vliv dvou základních konfigurací - normální a odmrazovací a vliv režimů letu - ustálený horizontální let a stoupání na trati, na hodnotu parametru RRR-Ram Recovery Ratio (poměr náporového účinku) na sítu před vstupem do kanálu kompresoru motoru. Dále bude analyzován vliv dalších částí v motorové gondole - odledňovací klapka, síto v uklidňovací komoře, síto před vstupem do kanálu kompresoru motoru a přítomnost chladiče oleje, jakožto porézního tělesa, na celkový charakter proudění ve vstupním ústrojí. Jelikož snahou výrobce je dosáhnout toho, aby hodnota RRR byla co největší, budou v této práci nejen vyčísleny jeho hodnoty, ale také navrženy možné úpravy motorové gondoly a vstupního ústrojí, tak aby došlo ke zvýšení hodnot tohoto parametru a zároveň byly zachovány i jiné důležité vlastnosti motorové gondoly a to především schopnost separace pevných částí (led, písek, apod.), vlétajících do vstupního kanálu, od vzduchu proudícího do kompresoru motoru a také schopnost dostatečného chlazení oleje.

1 Softwarové a hardwarové prostředky

1.1 Software

Operační systémy:	Microsoft Windows 7, 64-bit version Linux-64
3D počítačové konstruování CAD:	Catia V5R18 Educational Version
Generátor CFD výpočetní sítě:	Ansys ICEM CFD 12.1 Non-commercial version
3D simulace proudění CFD:	Ansys Fluent 12.1.4 Non-commercial version

X přístup k UNIXovým strojům z pracovní stanice s MS Windows: putty, Xming

1.2 Hardware

6 POČÍTAČOVÝCH SESTAV

procesor: 4-jádrový Intel Core 2 Quad CPU Q9550 @ 2.83 GHz

operační paměť: 4GB RAM

CLUSTER

počet výpočetních jednotek: 6 (paralelně propojených)

počet procesorů na jednu jednotku: 4 (celkem tedy 24)

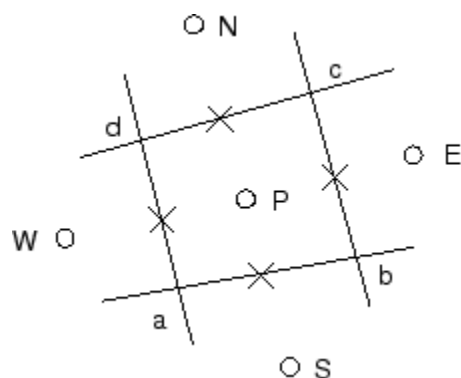
operační paměť na jednu jednotku: 4GB (celkem tedy 24GB)

2 Obecně o CFD metodách

Pojem CFD je zkratkou počátečních písmen anglických slov Computational Fluid Dynamics, což lze do češtiny přeložit například jako výpočetní dynamika tekutin. CFD je interdisciplinární obor, který kombinuje vědecké poznatky mnoha oborů, především mechaniky tekutin a termomechaniky, ale také fyziky a matematiky obecně a numerické matematiky. Touto kombinací má za cíl, s pomocí softwarového vybavení a výkonné výpočetní techniky, umožnit simulaci fyzikálních dějů nejrůznější komplexnosti. Klasická mechanika tekutin, která shromažďuje v podstatě všechny znalosti o proudění tekutin, se dělí na tři základní celky: statiku, kinematiku a dynamiku tekutin. Prouděním stlačitelných plynů se zabývají především obory aerodynamika a termodynamika, kdežto prouděním kapalin se zabývá především hydrodynamika. Kromě klasické mechaniky tekutin definujeme také pojem aplikovaná mechanika tekutin, která má tyto tři základní celky: teoretická mechanika tekutin a termodynamika, dále experimentální mechanika tekutin a výpočetní dynamika tekutin CFD s podporou počítačového vybavení a numerické matematiky. Modelování fyzikálních jevů proudění je postaveno na třech základních principech proudění:

- zákon zachování hmotnosti, vyjádřený rovnicí kontinuity
- zákon zachování hybnosti, vyjádřený pohybovými rovnicemi
- zákon zachování energie, vyjádřený energetickou rovnicí

Tyto rovnice proudění se nejčastěji formulují jako systém parciálních diferenciálních rovnic, v tomto případě nazývaných Navier-Stokesovy rovnice, zapsaných v maticovém tvaru. V těchto rovnicích se vyskytují derivace jak 1., tak také 2. řádu podle polohy a také derivace 1. řádu podle času. Časové derivace jsou v rovnicích v lineárním tvaru a stojí tedy samostatně, kdežto ostatní derivace jsou nelineární a jsou svázány s jinými funkcemi. Způsob řešení úloh souvisejících s prouděním tekutin je následující. Na počátku existuje jistý fyzikální model problému, který je popsán soustavou již zmíněných rovnic, principem stlačitelnosti a jiných fyzikálních a tepelných vlastností látky. Ve fyzikálním modelu jsou dále formulovány okrajové a počáteční podmínky. Jelikož se dané rovnice zpravidla nedají řešit analyticky, protože vlastností tekutin je viskozita a z ní plynoucí turbulence, je zapotřebí diskretizací získat rovnice algebraické (matematický model). Algebraické rovnice se poté řeší numericky, což znamená, že jsou počítány přibližné výsledky. Úloha je taktéž definována topologií (geometrický model). Stanovením (inicializací) okrajových a počátečních podmínek se v podstatě získá jedno konkrétní řešení soustavy, ze kterého se dále počítá. Cílem řešení je získat o proudící kapalině všechny potřebné fyzikální informace (rychlost, tlak, hustota, teplota) v každém bodě prostoru, případně v daném čase. Existuje několik typů metod řešení. Všechny typy jsou však ve svém principu založeny na nahrazení diferenciálních rovnic popisujících proudové pole systémem algebraických rovnic. Systém algebraických rovnic, mající řádově až stovky milionů neznámých, je řešen tzv. iteračními metodami (např. Gauss-Siedelova). Nejčastěji používanou metodou diskretizace je metoda konečných objemů (FVM-Finite Volume Method). Na Obr. 2.1 je zobrazeno jednoduché schéma strukturované sítě. Strukturovaná síť je tvořena čtyřúhelníky, které jsou definovány pomocí uzlových bodů A, B, C a D. Čtyřúhelníky tvoří buňky, které nazýváme kontrolní objemy. Uprostřed každého kontrolního objemu se nachází výpočtový bod P, který reprezentuje celý kontrolní objem. Sousední výpočtové body pro bod P jsou W, E, S a N. Na každý kontrolní objem se aplikují určující rovnice proudění v integrálním tvaru a počítá se tak tok hmotnosti, hybnosti a energie přes stěny kontrolního objemu. Základní rovnice popisující proudové pole jsou dále



Obr. 2.1: Kontrolní objem strukturované sítě [2]

doplněny o speciální modely, z nichž asi nejpodstatnější jsou modely turbulentní, sloužící pro řešení viskozity. Dále to mohou být rovnice pro spalování, chemické reakce a další. [1, 3]

V současné době je řešení úloh proudění pomocí metod CFD velmi rozšířenou praxí. Programové vybavení pro tyto výpočty je sice stále poměrně dost drahé a pro mnoho především menších firem tedy obtížně dostupné, ale v porovnání s náklady na výrobu zkušebních modelů a následné měření v aerodynamických tunelech, jde stále o neporovnatelně méně nákladnou činnost. Další podstatnou výhodou těchto metod je jejich vysoká efektivita (podmíněno dostatečně výkonným hardwarovým zázemím) a možnost jednoduše a rychle měnit vstupní data a podmínky výpočtů. Důležitým měřítkem kvality CFD výpočtů je však možnost porovnání výsledků s reálnými měřeními (např. v aerodynamických tunelech), tak aby mohly být výsledky verifikovány, případně upraveny vstupní hodnoty a podmínky výpočtu. Využití CFD metod také vyžaduje správnou interpretaci výsledků s ohledem na možná úskalí a omezení těchto metod, jako např. proudění v mezní vrstvě, tvorba turbulencí a další.

3 Vstupní data a požadavky definované zadavatelem

ZADAVATEL

Aircraft Industries prostřednictvím Leteckého ústavu, FSI, VUT v Brně

3.1 Vstupní data

- částečně vytvořený 3D model gondoly s křídlem
- výkresová dokumentace
- specifikace jednotlivých konfigurací (normální a odmrazovací)
- specifikace režimů letu a parametry motoru v těchto režimech

3.2 Požadavky

- zanalyzovat současný stav - zjistit hodnoty RRR pro jednotlivé konfigurace a režimy letu
 - nalézt problémové oblasti proudového pole uvnitř vstupního ústrojí (vstupního kanálu a uklidňovací komory), deflektoru a kanálu chladiče
- návrh případných změn geometrie motorové gondoly (vnější i vnitřní části) především za účelem zvýšení RRR, při současném zachování dobrých charakteristik chlazení a schopnosti odvádění pevných částí.

4 Vstupní ústrojí turbovrtulových motorů

4.1 Stručná charakteristika

Návrh a celková konstrukce vstupních ústrojí je natolik komplexní problém, že v podstatě tvoří jednu samostatnou výzkumnou a vývojovou disciplínu v rámci konstrukce letadel, respektive leteckých proudových motorů. Vstupní ústrojí je nezbytnou součástí každého proudového motoru a u motoru turbovrtulového tomu není jinak. Hlavním cílem vstupního ústrojí je co nejvíce zbrzdit proud vzduchu, který do něj vstupuje a tím dosáhnout jeho stlačení, ještě před tím, než vůbec vstoupí do kompresoru motoru. Schopnost vstupního ústrojí stlačit jím proudící vzduch je vyhodnocována pomocí parametru RRR. Je snahou, aby tohoto stlačení bylo dosaženo při co nejnižší ztrátě celkového tlaku a co nejmenším rozvíření proudu [4]. Zároveň musí být, v případě potřeby, vstupní ústrojí schopno odvádět pryč, mimo vstup do motoru, pevné částice, které by mohly ohrozit jeho chod, jako např. krystaly ledu, písek nebo jiné pevné částice.

4.2 Parametr Ram Recovery Ratio - Poměr náporového účinku

Jedná se o velmi důležitý kvalitativní parametr charakterizující vstupní ústrojí proudových (turbovrtulových) motorů. Tento parametr udává, jaké množství hybnosti (energie) proudu vstupujícího do vstupního ústrojí (nejčastěji tvořeno vstupním kanálem a uklidňovací komorou), je schopno vstupní ústrojí využít na zvýšení statického tlaku na sítu motoru. Jinými slovy vyjadřuje tento parametr schopnost vstupního ústrojí zbrzdit a tím pádem stlačit proud vzduchu jím procházejícího, ještě před tím, než vzduch vstoupí do vstupního kanálu kompresoru motoru. Tedy, čím vyšší je hodnota parametru RRR, tím vyšší je také hodnota celkového stlačení vzduchu kombinace vstupní ústrojí - kompresor motoru. Výsledným efektem vyššího stlačení vzduchu před vstupem do kompresoru a tedy i do spalovací komory, je tedy vyšší efektivita spalování, která se následně projeví ve vyšším výkonu, nižší spotřebě, nižších emisích a jiných důležitých parametrech motoru.

Výsledná hodnota parametru RRR je závislá především na geometrii vstupního ústrojí. Geometrie by tedy měla být co nejhladší bez zbytečných ostrých hran a přechodů a náhlých změn průřezu. Dále by se ve vstupním ústrojí neměly vyskytovat žádné nadbytečné části, které by bránily volnému proudění a které by tak způsobovaly přídavný odpor, turbulence a další nepříznivé jevy.

Parametru RRR se dle [5] určí pomocí následujícího vztahu:

$$RRR = \frac{p_c - p_s}{p_{cs} - p_s} \quad (4.1)$$

kde, p_c je celkový tlak proudu před vstupem do hrdla vstupního ústrojí

p_s je statický tlak proudu před vstupem do hrdla vstupního ústrojí

p_{cs} je celkový tlak na sítu (před sítím) vstupního kanálu do kompresoru motor

5 Seznámení se s letounem a pohonnou jednotkou

5.1 Historie letounu L-410

Historie letounů řady L-410 se začíná psát již na přelomu padesátých a šedesátých let minulého století. Počátečním impulzem pro vývoj tohoto letounu byly požadavky tehdejšího sovětského Aeroflotu na letoun o kapacitě 10-12 osob, místo letounu L-200, tudíž jako náhrada za v té době již 10 let staré letouny Antonov An-2. Tak se v Kunovické továrně pustili do studie letounu L-400 a poté co se v polovině šedesátých let objevily turbovrtulové motory s výkonem kolem 500kW a hmotností přibližně 140kg, byl zahájen vývoj pod označením L-410. Pro prototypy, zahájení sériové výroby a zároveň jako základ budoucího vývoje turbovrtulového motoru domácí výroby, byl po velmi pečlivém uvážení všech aspektů vybrán motor PT6-27 o výkonu 526kW, firmy United Aircraft od Canada Ltd.. Všechny stroje s touto pohonnou jednotkou byly osazeny třílistými vrtulemi Hamilton 23LF-343, později nahrazené vrtulemi Hartzell HC-B3TN-3D, oba typy o průměru 2,3m. Počáteční studie letounu L-410 tedy pochází tedy z období let 1966 až 1967, přičemž dokumentace pro výrobu prototypů bylo dokončena v průběhu dubna roku 1968. Letoun byl navržen pro přepravu 12-19 cestujících případně nákladu do hmotnosti 1850kg na krátkých tratích mezi letišti všech kategorií. Letoun byl navrhován i s výhledem na jeho další možná využití, jako např. salónní, služební, nákladní, sanitní nebo výsadkovou verzi. V průběhu doby byly na letounu prováděny nejrůznější konstrukční úpravy, jako zvětšení objemu nádrží, zesílení konstrukce draku, zesílení určitých částí potahu nebo přepracování konstrukce podvozku. Tak vznikla varianta s označením L-410A, přičemž tyto letouny byly v průběhu vývoje osazovány nejrůznějšími radionavigačními prvky. Letounů s motorem PT6A-27 bylo nakonec vyrobeno 31 kusů, poté došlo k výměně za nově vyvinutý československý motor M-601A s vrtulemi Avia V-508. V průběhu let vznikaly verze L-410M, L-410MA, L-410MU, přičemž docházelo k dalším a dalším změnám nejen v konstrukci draku ale především v celkových změnách rozměrů letounu, změně počtu cestujících, změně jeho užité hmotnosti nebo schopnosti operovat z krátkých VPD. Tím bylo vyhověno především přání sovětského zákazníka, jak bylo v té době zvykem, a tak vznikla verze nakonec označená jako L-410UVP (Obr. 5.1). Zkratka UVP v názvu znamená rusky "ukratšennogo vzljota i posadki" což v překladu znamená zkrácený vzlet a přistání. Verze L-410UVP byla prvním letounem konstruován a následně certifikován podle tehdy zcela nového sovětského předpisu NLGS-2. V této verzi byl použit vylepšený motor M-601B, automatické řízení náklonu, automatické praporování vrtule a jiné úpravy, ale především, z hlediska této diplomové práce, byl zvětšen vstupní otvor vzduchu na motorové gondole (Obr. 5.2), jejíž zadní část byla zjednodušena a zkrácena. V průběhu dalších let a v podstatě až do dnešní doby vznikají stále nové modernizované verze letounu L-410 se stále inovovanými motory řady M-601 a vrtulemi Avia V-510, kdy dochází ke zvyšování m_{TOW} , montáži přídavných palivových nádrží, instalaci moderních radionavigačních a avionických zařízení, zvýšení počtu cestujících na 19, prodlužování doletu a dalším více či méně důležitým úpravám. Letouny L-410 byly v minulosti provozovány zvláště v zemích bývalého východního bloku a to především v SSSR. V současnosti jsou však provozovány prakticky po celém světě, především opět v postsovětských republikách, mnoha zemích Evropy, Jižní Ameriky a Afriky. [6]

5.2 Základní údaje letounu L-410UVP-E20

Údaje čerpány ze zdroje [7].

5.2.1 Technické údaje

- Posádka: 2
- Kapacita: 19 cestujících nebo 1710 kg nákladu
- Délka: 14424 mm
- Rozpětí: 19479 mm (19 980 s koncovými nádržemi)
- Výška: 5829 mm
- Nosná plocha: 35,18 m²
- Hmotnost (prázdný letoun): 3725 kg
- Maximální vzletová hmotnost: 6600 kg
- Pohonná jednotka: 2× turbovrtulový motor Walter M-601E, každý o výkonu 560 kW s vrtulemi Avia V510
- Kategorie: letoun pro sběrnou dopravu certifikovaný dle předpisu CS-23

5.2.2 Výkony

- Maximální rychlost v_{MO} : 181 kt (335 km/h) IAS
- Cestovní rychlost: 170 kt (315 km/h) IAS
- Dolet: 1540 km
1040 km (s max. platícím zatížením)
- Dostup: 7000 m
4300 m (max. operativní dostup)
- Stoupavost: 468 m/min (90 m/min na jeden motor)



Obr. 5.1: Letoun L-410UVP-E20 [8]



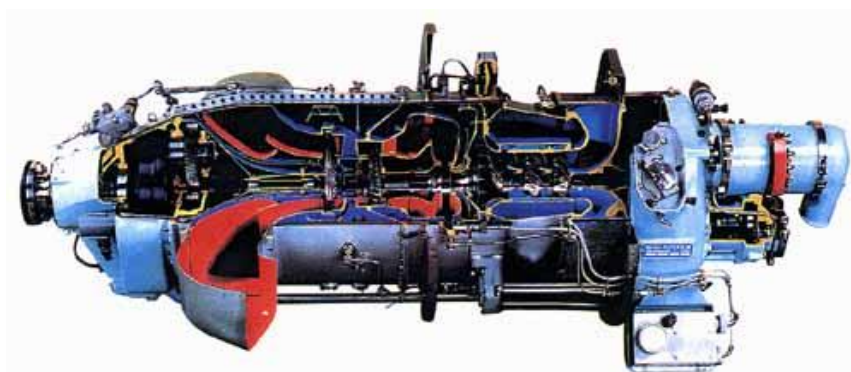
Obr. 5.2: Detail motorové gondoly letounu L-410 [9]

5.3 Základní technické údaje motoru Walter M-601E

Údaje čerpány ze zdrojů [10, 11]

5.3.1 Rozměry a konstrukce motoru

- Délka: 1675 mm
- Šířka (bez výfukových oblouků): 590 mm
- Výška: 650 mm
- Hmotnost: 203 kg ± 2 %
- Kompresor: 1-stupňový radiální a 2-stupňový axiální
- Spalovací komora: prstencová
- Turbína: 1-stupňová vysokotlaká a 1-stupňová volná



Obr. 5.3: Turbovrtulový motor M-601E [12]



Obrázek 5.4: Zástavba motoru M-601 [13]

5.3.2 Výkonové charakteristiky motoru

Výkonové charakteristiky motoru M-601E (Obr. 5.3 a 5.4) jsou uvedeny v Tab. 5.1.

Tab. 5.1: Výkonové charakteristiky motoru M-601E [11]

režim letu	výkon na hřídeli [kW]	ekvivalentní výkon na hřídeli [kW]	ekvivalentní specifická spotřeba paliva [g/W/h]	max. otáčky rotoru generátoru [%]	otáčky vrtule [min^{-1}]	kroucí moment [Nm]	max. teplota na turbíně [$^{\circ}C$]
vzlet (5min) 15 $^{\circ}C$	560	595	395	98,6	2080	2570	710
ustálený let na hladině moře 23 $^{\circ}C$	560	595	-	100	2080	2570	735
max. trvalý výkon 15 $^{\circ}C$	490	521	410	96,5	1800 až 2080	2570	680
ustálený let na hladině moře 18 $^{\circ}C$	490	521	-	97	1800 až 2080	2570	690
vzlet se vstřikováním chladicí vody 300l/h (5min) 97325Pa 33 $^{\circ}C$	560	595	-	100	2080	2570	735
dočasný let na hladině moře 28 $^{\circ}C$	560	595	-	100,5	2080	2570	760
max. dočasný výkon (10min) 97325 Pa 28 $^{\circ}C$	595	630	-	102	2080	2737	780

6 Kalibrační úloha

6.1 Charakteristika úlohy

Kalibrační úloha byla v rámci této diplomové práce zvolena především z jednoho hlavního důvodu a tím je možnost porovnání vypočtených výsledků s výsledky tunelových měření. Numerické výpočty proudění pomocí CFD metod jsou velice komplexní úlohy. Je zapotřebí velmi pečlivě připravit povrchovou a současně objemovou síť ve výpočetní doméně a to jak z hlediska kvality, tak i kvantity. Dále je zapotřebí mít dostatečné znalosti a zkušenosti s mnohdy komplikovaným nastavováním hodnot parametrů v řešičích a v neposlední řadě je důležité být schopen s určitou jistotou zhodnotit výsledky a prohlásit je buďto za přijatelné nebo nevyhovující. Dříve než byla zahájena práce na samotném zadání diplomové práce, byla to právě tato kalibrační úloha, která umožnila projít všemi těmito důležitými kroky: úpravou geometrických podkladů, úpravou a laděním výpočetní sítě, změnami nastavení řešiče a na závěr možností porovnání výsledky s reálným měřením. Právě možnost porovnání výsledků je nejhodnějším způsobem, jak lze v případě CFD metod prokázat správnost řešení dané úlohy a tím jej verifikovat.

Jako zdroj dat experimentálního měření byl použit report AGARD-AR-303 volně dostupný z [14], jehož cílem byla validace CFD kódů za pomoci tunelových měření prováděných na modelu označeném DLR-F4 v konfiguraci křídlo-trup bez ocasních ploch, motorových gondol, či jiných prvků konstrukce, jehož geometrie je vyobrazena na Obr. 6.1. Měření byla, taktéž pro porovnání, prováděna ve 3 hlavních evropských aerodynamických tunelech, přičemž zmíněný model DLR-F4 byl náhradou moderního dopravního transsonického letounu. Na uvedených stránkách je taktéž, ve formátu IGES, k dispozici 3D geometrický model tohoto experimentálního letounu, který byl pro CFD analýzu kalibrační úlohy použit. Tunelová měření byla prováděna pro rychlost nabíhajícího proudu $M 0,75$ a na křídlech a přední části trupu byly umístěny pásy zaručující přechod z laminární mezní vrstvy (LMV) do turbulentní mezní vrstvy (TMV). Při experimentálním výpočtu pomocí CFD prostředků nebyl tento přechod zohledněn, jelikož bylo zapotřebí celý proud modelovat pouze jako turbulentní proudění.

Hlavní rozměry modelu

rozpětí: 1171,29 mm

délka: 1192,0 mm

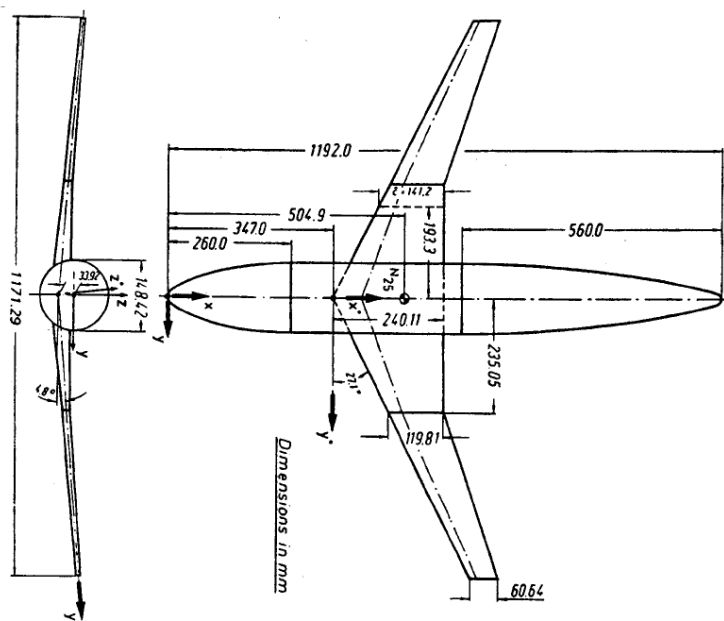
hloubka c_{SAT} : 141,2 mm

poloha N_{25} : 504,9 mm

plocha křídla: $0,1454 \text{ m}^2$

úhel vzepětí: $4,8^\circ$

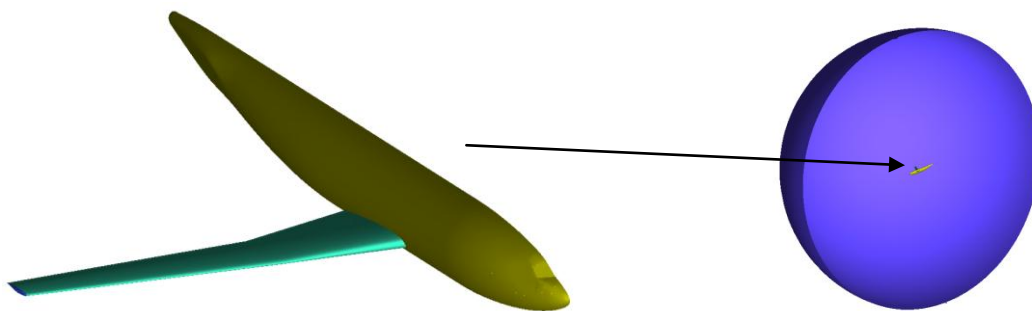
úhel šípů NH: $27,1^\circ$



Obr. 6.1: Geometrické rozměry modelu DLR-F4 [14]

6.2 Úprava geometrie modelu DLR-F4

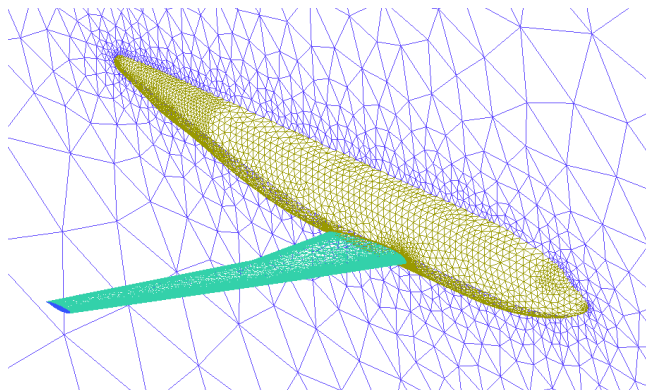
Stažená geometrie modelu obsahovala mnoho nedostatků, které by bránily bezproblémovému vygenerování povrchové sítě, tudíž musela být geometrie upravena. Jelikož se jednalo o jednoduché úpravy, které nevyžadovaly pokročilý CAD software jako např. program Catia, byl pro úpravu použit přímo program Ansys ICEM, který později posloužil i při generování jak povrchové, tak objemové sítě. Ze zjištěných nedostatků to byly např. chybějící plocha, která by uzavírala odtokovou hranu, neúplné plochy nedostatečně vyplňující prostor mezi ohraničujícími křivkami nebo geometrie křídla přesahující dovnitř geometrie trupu. V rámci úpravy geometrie byly dále vytvořeny plochy definující okrajové podmínky a to konkrétně rovina symetrie a polokoule tvořící okolí. Celková geometrie s okolní doménou jsou zobrazeny na Obr. 6.2.



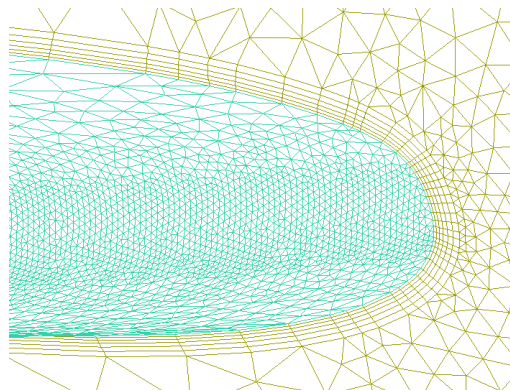
Obr. 6.2: Geometrie letounu a její umístění ve výpočetní doméně

6.3 Tvorba výpočetní sítě modelu

K nastavení parametrů a k vytvoření sítě byl použit již dříve zmíněný program Ansys ICEM. Povrchová síť (Obr. 6.3) byla vytvořena pomocí trojúhelníkových prvků, přičemž jejich velikost byla volena s ohledem na složitost síťované plochy. Objemová síť pak byla vytvořena pomocí prvků tvaru čtyřstěnu. Od povrchu křídla byly z důvodů lepšího popisu mezní vrstvy vytvořeny prismatické elementy (Obr. 6.4). Tyto elementy mají tvar pětistěny s trojúhelníkovou základnou. Celková tloušťka těchto elementů byla zvolena na 3 mm a byla složena z 6 vrstev s exponenciálním nárůstem tloušťky.



Obr. 6.3: Povrchová síť DLR-F4



Obr. 6.4: Detail prismatické vrstvy

Výsledná objemová síť obsahovala přibližně 1300000 prvků a byl z ní vygenerován soubor pro následný CFD výpočet proudění.

6.4 CFD simulace

Simulace byla provedena v programu Ansys Fluent a bylo uskutečněno celkem 6 výpočtů pro celkem 7 úhlů náběhu α v rozmezí -4° až $+6^\circ$ s krokem po 2° a 1 doplňkový výpočet pro $\alpha=1^\circ$, který posloužil především pro porovnání součinitelů tlaku ve zvolených řezech na křídle. Toto množství je dostačující pro vykreslení vztahové čáry, poláry a momentové čáry pro následné porovnání s tunelovým měřením. Pro další porovnání byly také vyhodnoceny průběhy součinitele tlaku ve 2 řezech na křídle pro daný součinitel tlaku. Jako turbulentní model byl zvolen model Spallart-Almaras, který lze považovat jako vhodný pro letecké aplikace. V následujících třech tabulkách Tab. 6.1, 6.2 a 6.3 jsou uvedeny základní vstupní hodnoty pro výpočet.

Tab. 6.1: Okrajové podmínky v doméně

část domény	okrajová podmínka
trup+křídlo	wall
rovina symetrie	symmetry
okolí	pressure-far-field
obsah domény (fluid)	fluid

Tab. 6.2: Okrajové podmínky volného proudu

veličina	hodnota a jednotky
p	101325 Pa
M	0,75
T	288,15 K
Turbulent intensity	0,2%
Turbulent length scale	0,02 m

Tab. 6.3: Složky vektorů rychlosti

úhel náběhu α	složky vektoru	
	v ose x	v ose z
-4	0,997564	-0,069756
-2	0,99939	-0,034899
0	1	0
1	0,017452	0,99984
2	0,99939	0,034899
4	0,997564	0,069756
6	0,994521	0,104528

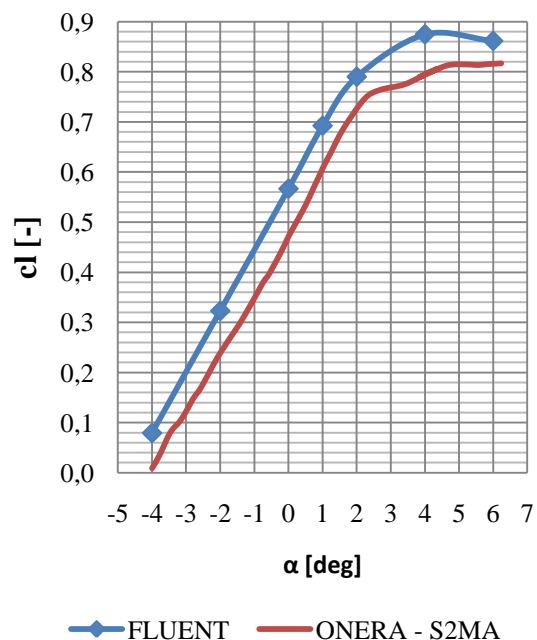
Všechny výpočty byly prováděny s proměnným Courantovým číslem v rozmezí od 1 do 30 v závislosti na konvergenci residuí, přičemž změna Courantova čísla byla řešena vhodně sepsaným žurnálem, který automaticky řídil výpočet ve Fluentu. Výpočty byly ukončeny, pokud residua začala oscilovat kolem stabilní hodnoty a to většinou v rozmezí mezi $1 \cdot 10^{-3}$ až $1 \cdot 10^{-4}$.

6.5 Výsledky

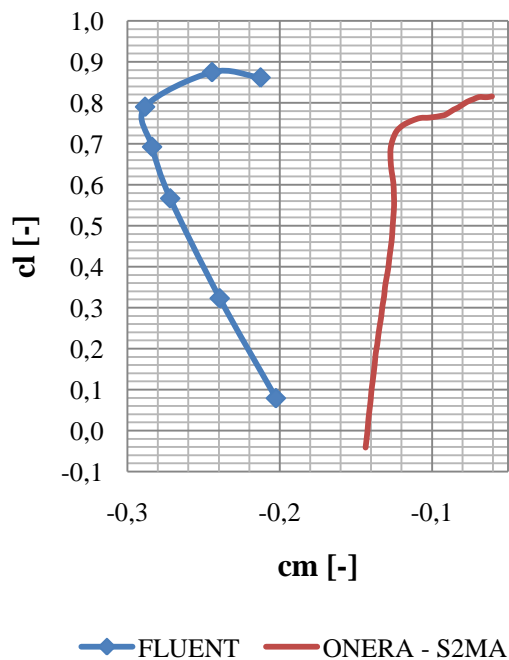
Jak už bylo řečeno, tunelová měření byla prováděna ve 3 aerodynamických tunelech. Jelikož se výsledky z jednotlivých tunelů liší pouze minimálně s výjimkou momentové čáry, tak pro porovnání byly vybrány výsledky z měření v tunelu s označením ONERA-S2MA. V Tab. 6.4 jsou vypsané hodnoty součinitele vztlaku c_L , součinitele odporu c_D a součinitele klopivého momentu c_M určené výpočtem v programu Fluent.

Tab. 6.4: Vypočtené hodnoty c_L , c_D a c_M

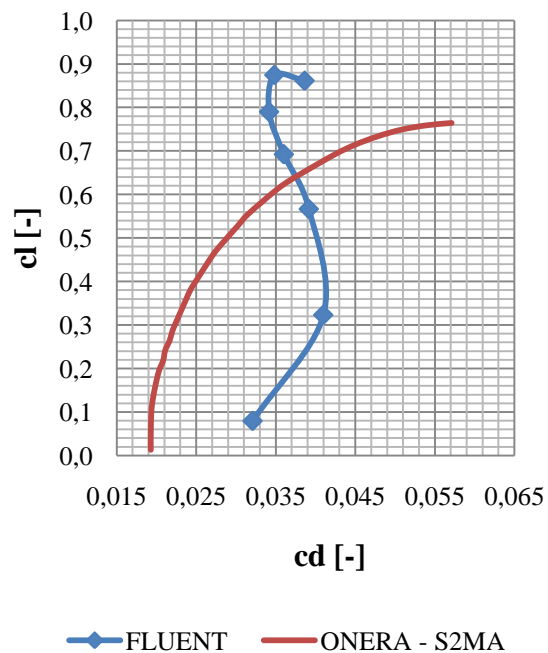
alfa [°]	c_l [-]	c_d [-]	c_m [-]
-4	0.07940	0.03208	-
-2	0.32303	0.04098	-
0	0.56662	0.03916	-
1	0,6923	0,03602	-
2	0.78988	0.03416	-
4	0.87454	0.03482	-
6	0.86138	0.03864	-



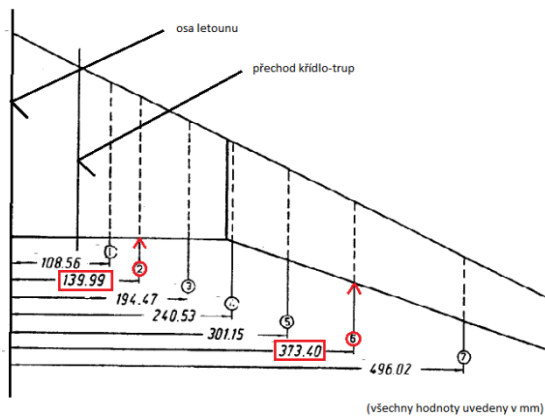
Graf 6.1: Vztlaková čára DLR-F4



Graf 6.2: Momentová čára DLR-F4

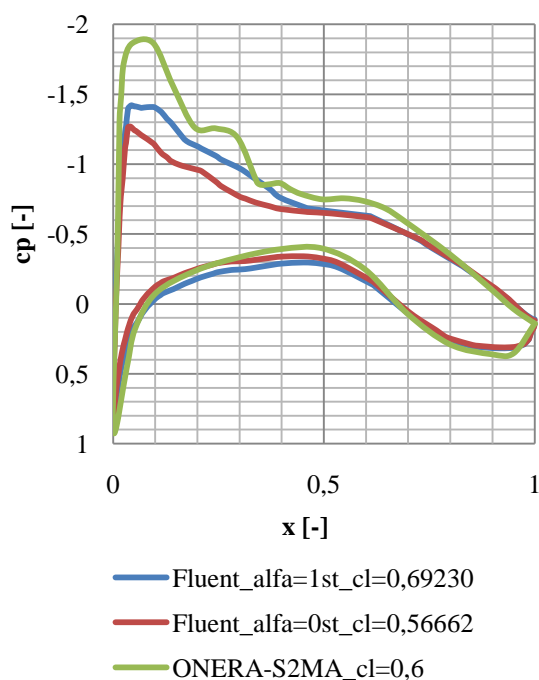


Graf 6.3: Polára DLR-F4

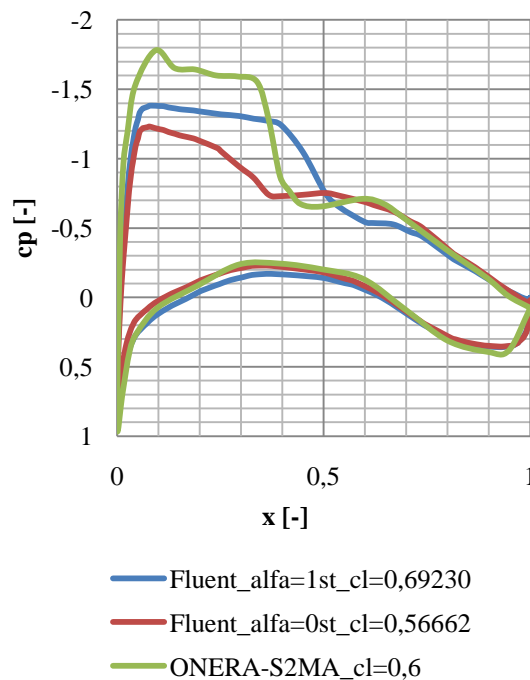


Obr. 6.5: Půdorys křídla s řezy pro měření tlaku [14]

Jak je zřejmé z Grafu 6.1, v oblasti lineárního průběhu byly výpočtem velice dobře odhadnuty hodnoty součinitele vztlaku a tím pádem také sklonu vztlakové čáry. Vypočtené hodnoty byly oproti tunelovým měřením nadhodnoceny přibližně o 10%. V oblasti nelineárního průběhu od úhlu náběhu $+2^\circ$ do $+4^\circ$ jsou vypočtené hodnoty nadhodnoceny více než v lineární oblasti a to asi o 15%, aby se poté jejich nadhodnocení snížilo opět na hodnotu kolem 10% oproti hodnotám z tunelových měření. Z těchto výsledků je tedy patrné, že zvolený model Spallart-Almaras je pro výpočet součinitele vztlaku dostatečně přesný.



Graf 6.4: Součinitel tlaku v řezu $y=139,99\text{mm}$



Graf 6.5: Součinitel tlaku v řezu $y=373,4\text{mm}$

V Grafu 6.2 je zobrazena závislost součinitele klopivého momentu c_M na součiniteli vztlaku c_L a nikoliv častěji používaná závislost na úhlu náběhu α . V reportu AGARD byla užitá tato závislost, tudíž byla použita i pro porovnání v této práci. Jak je z obrázku patrné, odhad hodnot c_M je oproti tunelovým měřením značně odlišný. Tuto nepřesnost lze připsat především tomu, že ve výpočtu došlo k rozdílnému určení polohy rázové vlny a tím pádem k výrazně odlišným hodnotám c_M . S rostoucím úhlem náběhu, tudíž s rostoucím c_L , je nárůst c_M velice pozvolný (v případě vypočtených hodnot dochází k nárůstu hodnot c_M do záporných hodnot). Kolem hodnoty $c_L = 0,7$ (v případě vypočtených hodnot $c_L = 0,77$) dochází v rozložení c_M ke značnému kladnému nárůstu hodnot směrem k nule. Tento jev je způsoben tím, že rázová vlna se od těchto hodnot úhlu náběhu přesouvá před neutrální bod letounu a tím pádem vyvolává opačný klopivý moment než doposud a navíc s rychlým nárůstem jeho hodnoty.

V Grafu 6.3 je zobrazena polára modelu DLR-F4. Vypočtené hodnoty se od tunelových měření liší značně a to až o desítky procent. Tento jev je způsoben neschopností výpočetního modelu dostatečně popsat daný problém. Značnou složkou odporu je při rychlosti $M=0,75$ vlnový odpor, který je důsledkem působení rázových vln na těleso. Poloha rázové vlny a její interakce s tělesem způsobuje výrazně odlišné rozložení c_D v závislosti na c_L .

Na Obr. 10 je znázorněno rozložení řezů pro měření tlaku po křídle. Rozložení součinitele tlaku c_p ve dvou z těchto řezů je zobrazeno v Grafech 8 a 9. Graf 8 zobrazuje rozložení c_p v řezu vzdáleném 139,99 mm od osy letounu, Graf 9 totéž ve vzdálenosti 373,4 mm od osy. V reportu AGARD No. 303 bylo rozložení c_p určeno pro konstantní $c_L = 0,6$. V případě výpočtu pomocí programu Fluent bylo pro úhel náběhu $\alpha = 0^\circ$ dosaženo $c_L = 0,56662$, tudíž bylo pro porovnání s reportem užito ještě výpočtu pro úhel náběhu $\alpha = 1^\circ$, při kterém bylo dosaženo $c_L = 0,69230$. V obou řezech je rozložení c_p velmi podobné. Na spodním povrchu je rozložení získané z výpočtů pro oba zmiňované úhly náběhu a rozložení získané při tunelových měřeních prakticky totožné a výpočet lze tedy považovat za přesný. Na horním povrchu je od odtokové hrany (OH) směrem k náběžné hraně (NH) asi do poloviny hloubky profilu v daném řezu (0,5c) rozložení c_p opět prakticky totožné. Jedinou odlišnou oblastí jsou zbývající části řezu, tudíž na horním povrchu od NH směrem k OH asi do 0,5c. Zde se výrazně odlišují průběhy získané výpočtem a z tunelových měření. Tento rozdíl je způsoben především odlišnou polohou rázové vlny po hloubce a dále může být také ovlivněn místem přechodu z LMV do TMV, které, jak však již bylo zmíněno, bylo součástí pouze tunelového měření nikoliv výpočtu pomocí CFD metod.

6.6 Závěr kalibrační úlohy

Tato kalibrační úloha posloužila jako nástroj pro prověření schopnosti úpravy geometrie, tvorby vhodné výpočetní sítě, nastavení řešiče a následného porovnání výsledků výpočtu proudění pomocí CFD metod s výsledky naměřenými při tunelových měřeních. Všechny poznatky získané vypracováním kalibrační úlohy byly následně aplikovány při řešení samotného zadání diplomové práce.

7 Dřívější analýza proudění ve vstupním ústrojí motorové gondoly letounu L-410

Problém řešený v této diplomové práci byl pomocí CFD metod řešen již v roce 2003 kolektivem autorů článku [15], z něhož byly čerpány informace do této kapitoly. Kapitola obsahuje stručnou charakteristiku provedených výpočtů a dosažených výsledků. V následujících kapitolách této diplomové práce je poté tato analýza několikrát zmiňována a to především z hlediska porovnávání nastavení výpočtů a dosažených výsledků.

7.1 Popis a charakteristiky výpočtů

V roce 2003 byly na LÚ provedeny výpočty proudění v motorové gondole. Stejně jako v případě této diplomové práce se autoři zaměřili na provedení CFD výpočtu vstupu do motoru M-601E osazeném taktéž na letounu L-410. Práce byla zaměřena na stanovení proudových charakteristik pro různé geometrie vstupního ústrojí. Výsledky jejich výpočtů byly následně použity při optimalizačním procesu, který byl prováděn za účelem zvýšení výkonu motoru a snížení ztrát kombinace motor-motorová gondola. Dále bylo pozorováno odtrhávání proudu v tomto vstupním ústrojí a problémy s tím spojené. Na Obr. 7.1 a 7.2 je zobrazena použitá vnější i vnitřní geometrie. Geometrická data tohoto modelu byla rovněž použita jako jeden ze tří základních zdrojů pro tvorbu geometrie v této diplomové práci (viz. Kapitola 8).



Obr. 7.1: Vnější část geometrie gondoly



Obr. 7.2: Vnitřní část geometrie gondoly

Pro výpočet byl použit CFD balík CFX 5.5 s použitím více turbulentních modelů. Tvůrci se z důvodů dosažení přijatelných výpočetních časů rozhodli pro zanedbání méně podstatných a složitých konstrukčních komponentů v ukladňovací komoře a vstupním kanálu do axiálního kompresoru motoru.

Vnější část geometrie (Obr. 7.1) je tvořena motorovou gondolou, úsekem křídla o rozpětí 2m, vnější částí výfuku a vrtulovým kuželem. Vnitřní část (Obr. 7.2) tvoří vstupní kanál, ukladňovací komora a ochranná mřížová přepážka (síta) zakrývající vstupní kanál do kompresoru motoru. Výpočetní doména (viz. Obr. 8.22, Kapitola 8.2.) je v přední části půlkulová se zadní válcovou částí, přičemž z boční strany je ohraničená rovinou symetrie.

Postup tvorby sítě započal tvorbou povrchové sítě, následně byl na vybraných plochách nastaven růst prismatické vrstvy, v místech s předpokládanými změnami proudění bylo nastaveno zjemnění sítě a nakonec byla vygenerována požadovaná objemová síť. Jednalo se o hybridní nestrukturovanou síť s přibližným počtem elementů kolem 1,3 milionů.

Parametry výpočtů:

- Rychlost nerozrušeného proudu $v=250$ km/h.
- Ostatní parametry podle MSA v letové výšce $H=1500$ m.
- Proud byl modelován jako nestlačitelný z důvodů relativně nízké rychlosti.
- Vliv vrtule byl modelován jako jistý přírůstek rychlosti volného proudu a statického tlaku, definovaný na základě teorie ideálního tahu vrtule.
- Hodnota turbulence za vrtulí byla odhadnuta na 4%.
- Všechny výpočty byly realizovány jako paralelní na více počítačích.
- Řešení bylo nastaveno jako nestacionární s malým časovým krokem a to z důvodu špatné konvergence při stacionárním řešení.

Bylo počítáno 5 variant geometrie:

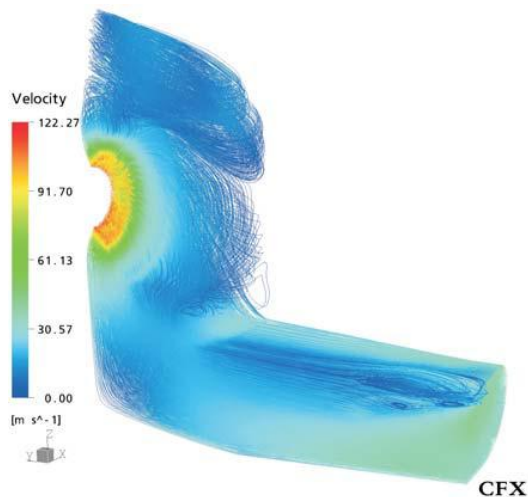
- Původní vstupní ústrojí
- Vstupní ústrojí s průřezovými plochami zvětšenými o 10%
- Vstupní ústrojí s průřezovými plochami sniženými o 10%
- Vstupní ústrojí modelované prismatickými prvky
- Optimalizované vstupní ústrojí

Modely turbulence:

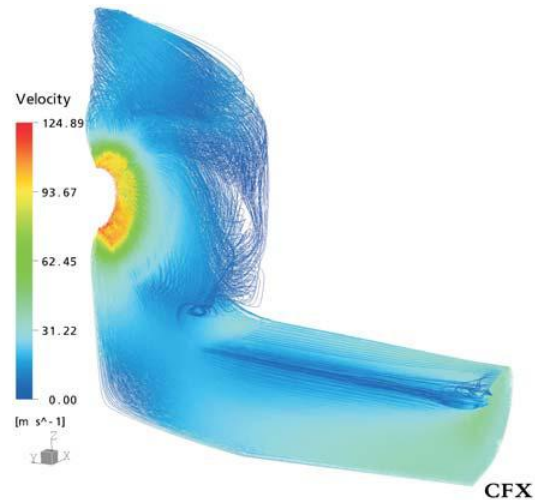
- $k-\epsilon$
- $k-\omega$ SST (pouze pro variantu s optimalizovaným vstupním ústrojím)

7.2 Výsledky

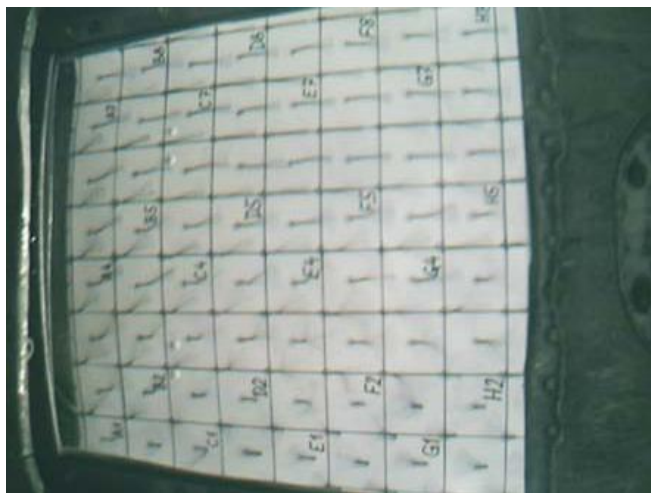
Na Obr. 7.3 a 7.4 jsou zobrazeny proudnice ve vnitřní části motorové gondoly. Jak je z obou náhledů patrné, na horním povrchu vstupního kanálu, hned za vstupem, dochází dle výpočtu k odtržení proudu. Toto poměrně závažné odhalení bylo tedy nutno porovnat s reálným měřením. Ve firmě Walter byl tedy proveden experiment za použití metody vizualizace proudění pomocí bavlněných nitek (Obr. 7.5) a při tomto experimentu bylo skutečně prokázáno, že v tomto místě motorové gondoly opravdu dochází k odtrhávání proudu. Při experimentu bylo zjištěno, že k tomuto odtrhávání dochází v celé spektru otáček motoru, od volnoběhu až po maximální výkon.



Obr. 7.3: Proudnice ve vnitřní části ($k-\epsilon$)



Obr. 7.4: Proudnice ve vnitřní části ($k-\omega$ SST)



Obr. 7.5: Vizualizace proudění ve vstupním kanále

Výpočetní model s původní geometrií vstupního ústrojí vykazoval při použití modelu turbulence $k-\epsilon$ širokou oblast odtržení přímo na začátku kanálu, což vede ke značné ztrátě celkového tlaku. Výpočetní model s toutéž geometrií avšak s modelem turbulence $k-\omega$ SST vykazoval menší oblast odtržení a ztrátu celkového tlaku 3 krát menší než v prvním případě. Varianty s upravenou geometrií (+10% a -10%) vykazovaly relativně slabé odtržení a taktéž malé ztráty celkového tlaku. V případě vstupního kanálu s užitím prismatických prvků dochází k menším ztrátám celkového tlaku než v původním případě

s modelem turbulence $k-\omega$, avšak výhody této modifikace byly autory označeny za ne zcela prokazatelné. Výpočet optimalizované geometrie dává neporovnatelné výsledky z důvodu podstatných změn geometrie ve vstupním kanále, spodní části uklidňovací komory a také vně motorové gondoly. Ve všech případech se ukázalo, že výrazný pokles tlaku se objevil v uklidňovací komoře a pro další požadované snížení tlaku je zapotřebí modifikovat geometrii jak vstupního kanálu, tak uklidňovací komory.

V konečném shrnutí autoři uvádějí, že tento projekt ukázal, že pomocí CFD metod lze s úspěchem řešit poměrně složité a komplexní inženýrské konfigurace, avšak zdůrazňují, že porovnání výsledků s experimentálními hodnotami je podstatné.

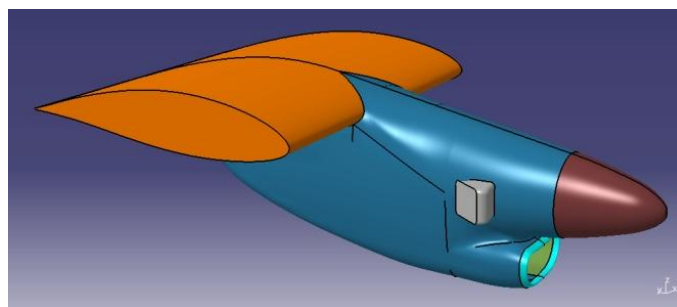
8 Příprava geometrického 3D modelu

8.1 Základní informace o přípravě 3D modelu

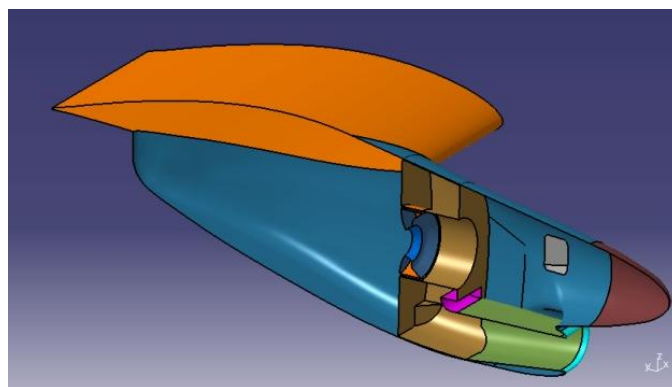
V této kapitole diplomové práce je zjednodušeně popsán průběh práce při úpravě a vytváření modelu následně užitého při výpočtech proudění. Celý proces úpravy geometrie byl velmi složitý a především z časového hlediska velice náročný. Z důvodů toho, že ve firmě Aircraft Industries v současné době teprve probíhá překreslování dřívější i současné výkresové dokumentace letounu L-410 do elektronické podoby (výroba 3D modelu), nebyl model gondoly potřebný pro CFD simulace zcela hotov. Bylo tedy rozhodnuto, že pro vytvoření vhodného modelu splňujícího požadavky diplomové práce a co nejpřesněji odpovídajícímu realitě, budou využity 3 hlavní zdroje a to konkrétně ty, uvedené v Tab. 8.1.

Tab. 8.1: Zdroje využité pro tvorbu 3D modelu

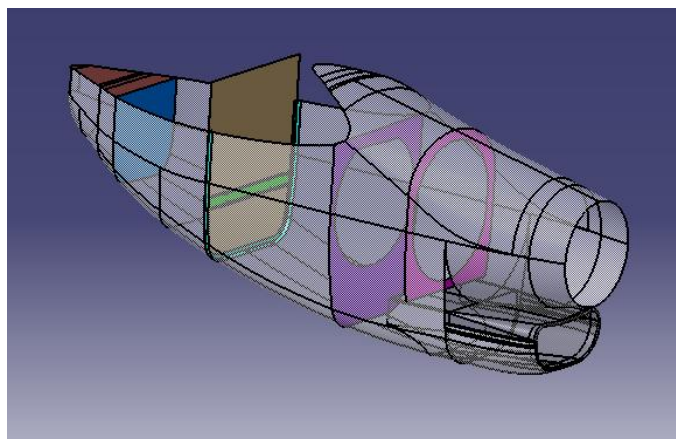
Číslo zdroje	Popis zdrojových dat	Odkud byl zdroj získán	Poznámka	Náhled
1	Model původní gondoly s částí křídla, který byl použit pro CFD simulace popsané v Kapitole 7	Kolektiv výzkumných pracovníků LÚ, FSI, VÚT v Brně	-	Obr. 8.1 a 8.2
2	Část 3D modelu již namodelované gondoly s přepážkami a úplnou plochou křídla	Aircraft Industries	důvěrné informace	Obr. 8.3 a 8.4
3	Výkresová dokumentace (výrobní a systémové výkresy) částí gondoly letounu L-410	Aircraft Industries	důvěrné informace	-



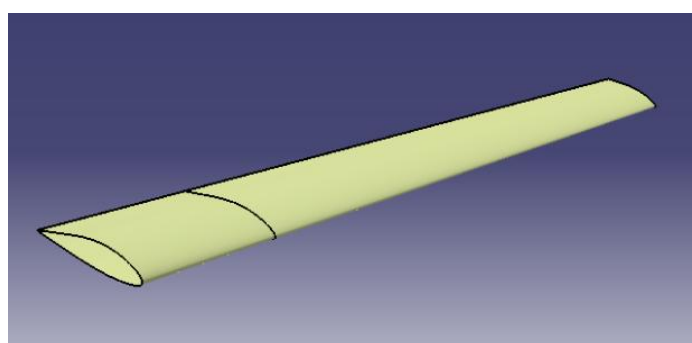
Obr. 8.1: Dřívější model gondoly



Obr. 8.2: Řez dřívějším modelem gondoly

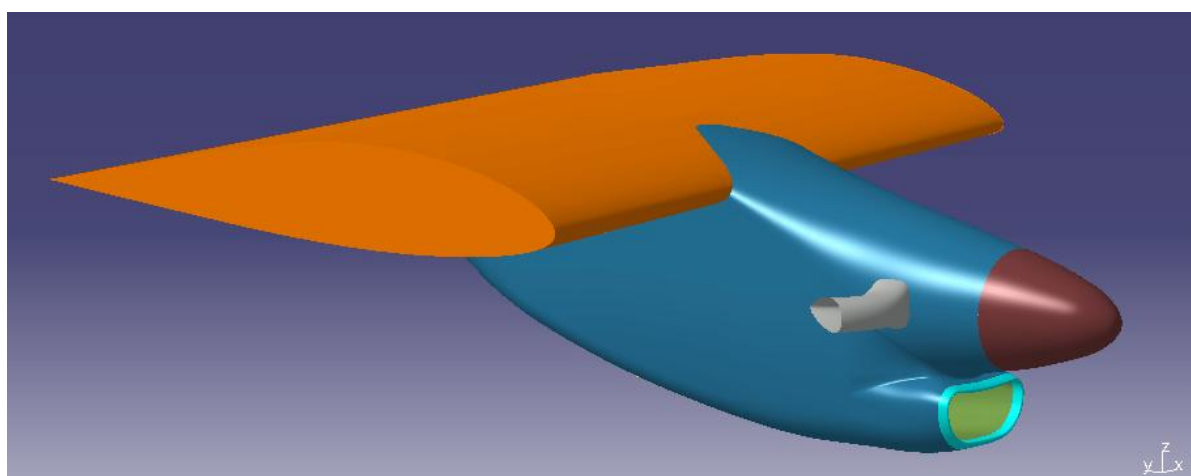


Obr. 8.3: Rozpracovaný model skutečné gondoly [se svolením Aircraft Industries]



Obr. 8.4: Úplná plocha lichoběžníkového křídla [se svolením Aircraft Industries]

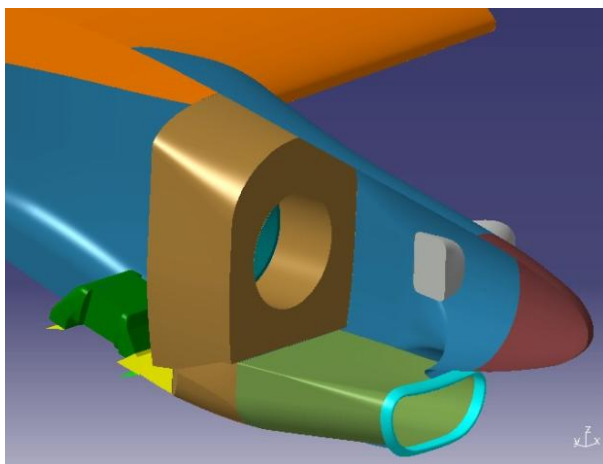
Geometrie se stejně jako v případě modelu pro výpočet popsany v Kapitole 7 dělí na dvě hlavní části, vnější a vnitřní část. Vnější část je opět tvořena tělesem gondoly, kuželem vrtule, výfukovými potrubími, křídlem a nově také dvěma polohovatelnými klapkami: klapkou za deflektorem a klapkou za chladičem oleje. Vnitřní část je však již podstatně složitější a je tvořena vstupním kanálem, uklidňovací komorou, vstupním kanálem do kompresoru motoru, deflektorem, kanálem chladiče a polohovatelnou odledňovací klapkou. Tvorba nového modelu je popsána v následující podkapitole a výsledky práce přípravy modelu jsou zobrazeny na Obr. 8.5 a dále na obrázcích jednotlivých dílů taktéž v následující podkapitole.



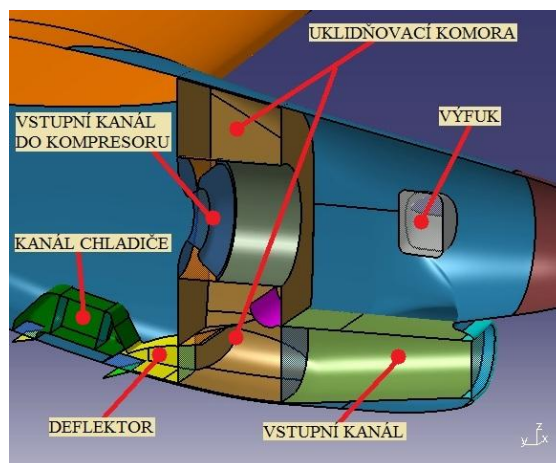
Obr. 8.5: Výsledná geometrie modelu gondoly s křídlem

8.2 Úpravy jednotlivých částí modelu

Lze říci, že v podstatě celá původní gondola (vnitřní i vnější část) i s křídlem byla kompletně předělána, tak aby, jak již bylo řečeno, co nejdříve odpovídala skutečnosti. V této kapitole jsou podrobně rozepsány změny na jednotlivých částech modelu. U každé části je popsáno, zda-li byla část upravena, nově vytvořena (protože v původním modelu chyběla), anebo byla odstraněna a nahrazena jinou, požadovanou částí. Celkový pohled na nově vytvořenou vnitřní část motorové gondoly je viditelný na Obr. 8.6, přičemž na Obr. 8.7 je tato vnitřní část zobrazena v řezu a jsou popsány její hlavní části.



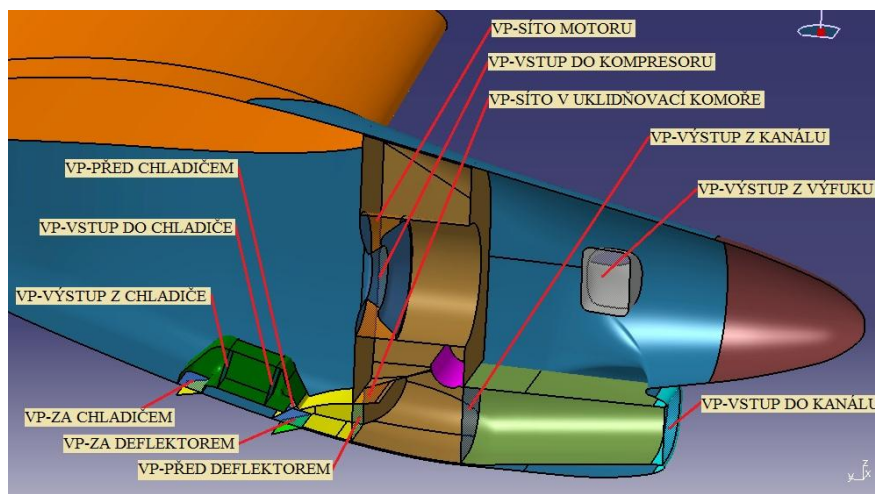
Obr. 8.6: Vnitřní část nové geometrie



Obr. 8.7: Řez vnitřní částí nové geometrie

Vyhodnocovací plochy (VP)

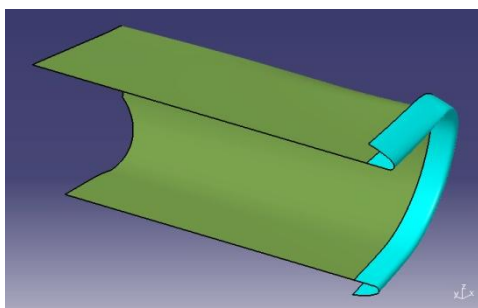
Tyto plochy (Obr. 8.8) byly zcela nově vytvořeny a jedná se o pomocné plochy v geometrii, které jsou čistě teoretické a ve skutečnosti je na jejich místě volný prostor, umožňující proudění vzduchu. Plochy byly vytvořeny ze dvou důvodů. Za prvé z důvodů následného síťování, aby bylo možno vytvořit více oddělených objemových sítí, které byly těmito plochami ohraničeny a které byly následně přes tyto plochy slučovány do jednoho celku. Za druhé, aby byla usnadněna práce při vyhodnocování výsledků proudění, jelikož na těchto lze po výpočtech snadno zjistit hodnoty různých veličin, jako např. celkového tlaku, hmotnostního toku a dalších.



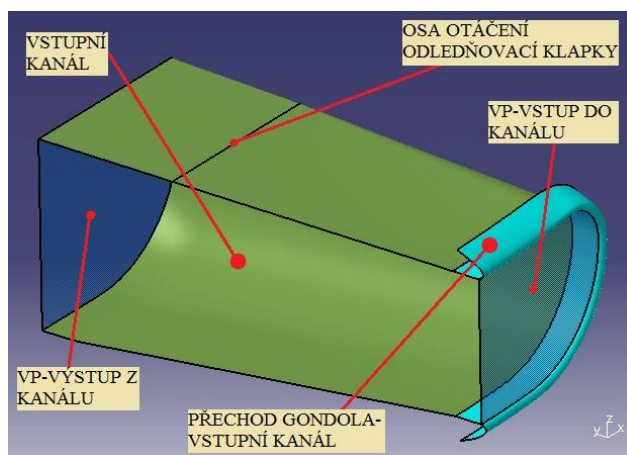
Obr. 8.8: Vyhodnocovací plochy (VP)

Vstupní kanál a přechod gondola-vstupní kanál

Geometrie původního vstupního kanálu (Obr. 8.9) byla odstraněna, neboť svým tvarem ne zcela přesně neodpovídala skutečnosti a byla tudíž nahrazena novou a následně ještě domodelována (Obr. 8.10). Geometrie přechodu gondola-vstupní kanál byla převzata z původního modelu a požitá na model současný.



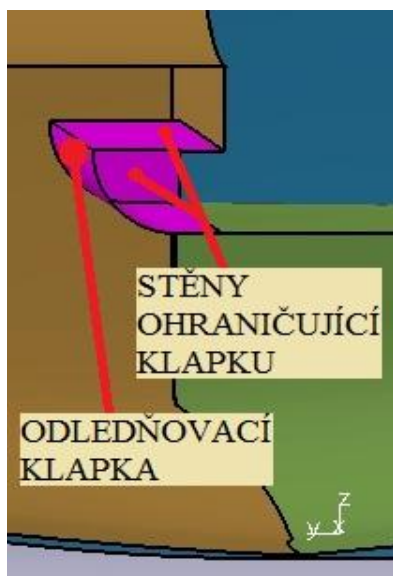
Obr. 8.9: Původní vstupní kanál



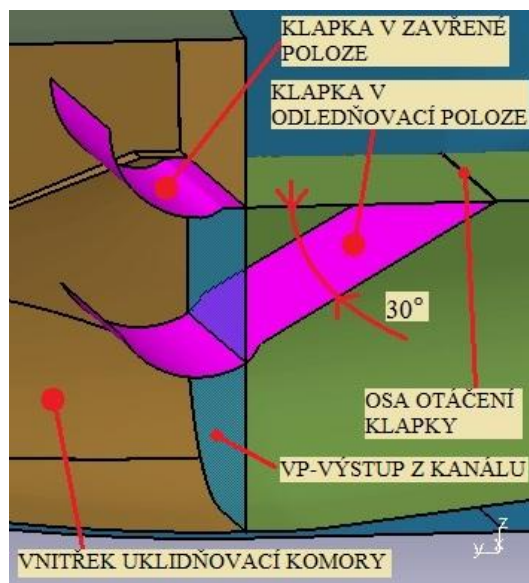
Obr. 8.10: Nový vstupní kanál

Odledňovací klapka

Původní geometrie odledňovací klapky (Obr. 8.11) byla nevyhovující, jelikož dostatečně nerespektovala skutečnost a proto byla upravena do požadovaného tvaru a rozměrů (Obr. 8.12). Klapka byla modelována ve 2 polohách (viz. Kapitola 8.3).



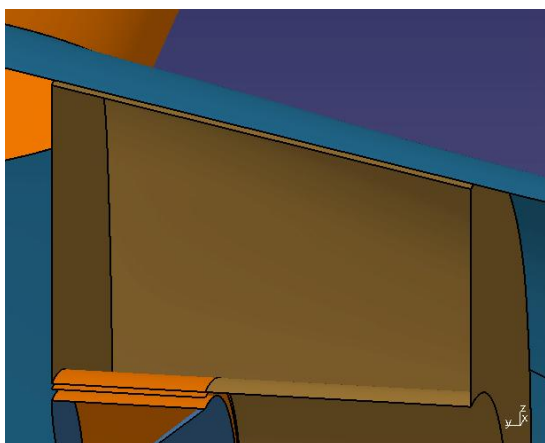
Obr. 8.11: Původní odledňovací klapka



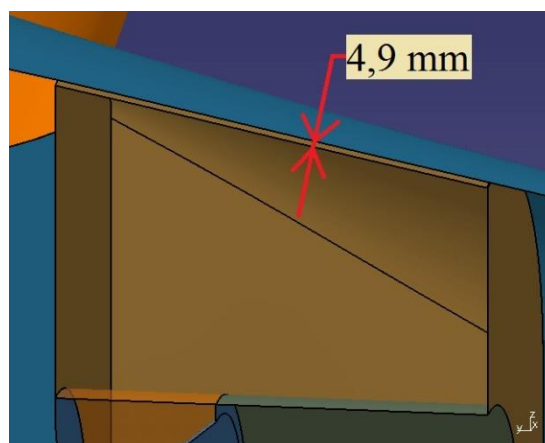
Obr. 8.12: Nová odledňovací klapka

Uklidňovací komora

U uklidňovací komory byla provedena změna rozměrů a to především její hloubky, která byla zmenšena z 355 na skutečných 350 mm a dále byla celá její okrajová stěna vytvořena jako offset přilehlých vnějších stěn gondoly. Hodnota offsetu činila stejně jako u původní gondoly 4,9 mm, avšak s tím rozdílem, že nová uklidňovací komora (Obr. 8.14) kopírovala tvar vnější gondoly s tímto offsetem po celém obvodu, kdežto u povodní geometrie (Obr. 8.13) se v některých částech vnější tvar uklidňovací komory od plochy gondoly odchyloval až o několik centimetrů. Tím pádem byl změněn její vnitřní tvar a zmenšen objem, což jistě mělo jistý vliv na výsledné proudění. Uvnitř komory byly taktéž dodělány potřebné chybějící plochy, byl vytvořen otvor pro vstup do deflektoru a síto uvnitř komory (Obr. 8.16), které v původní verzi nebyly (Obr. 8.15).



Obr. 8.13: Horní část původní uklidňovací komory



Obr. 8.14: Horní část nové uklidňovací komory



Obr. 8.15: Dolní část původní uklidňovací komory



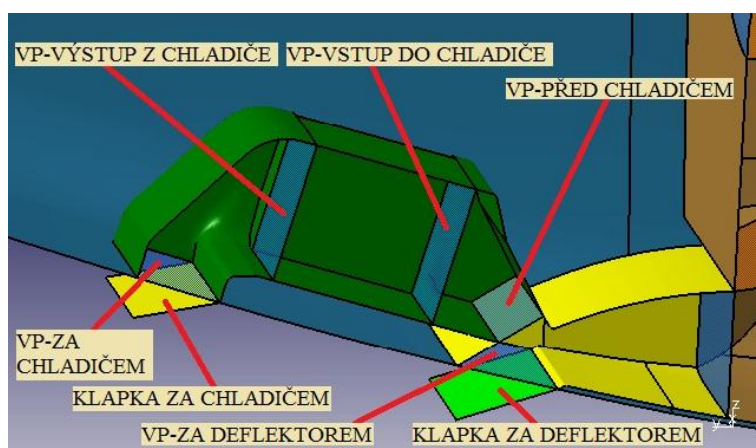
Obr. 8.16: Dolní část nové uklidňovací komory

Vstupní kanál motoru, síto motoru a vstup do kompresoru

Tyto části byly zachovány z původního modelu a v nezměněné podobě použity i na nově vytvořený model. Stejně jako v případě dřívějšího výpočtu (viz. Kapitola 7), se pro zjednodušení modelování a zrychlení výpočtů, jedná o vstupní kanál bez uvažování složité vnitřní geometrie.

Deflektor, kanál chladiče oleje, klapka za deflektorem a klapka za chladičem oleje

Všechny 4 části byly zcela nově vymodelovány (Obr. 8.17) jelikož v původním modelu nebyly zahrnuty a nově ještě nebyly namodelovány. Obě klapky byly, taktéž jako klapka odledňovací, modelovány ve 2, respektive 4 polohách v případě klapky za chladičem (viz. Kapitola 8.3).



Obr. 8.17: Deflektor a kanál chladiče s klapkami

Gondola (vnější část)

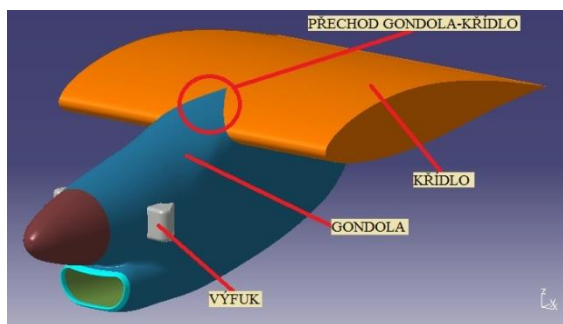
Na této části byly provedeny veškeré možné změny, za účelem vytvoření nové gondoly (Obr. 8.19 a 8.21), která bude co nejpřesněji popisovat skutečný tvar na letounu L-410. Většina částí původní gondoly (Obr. 8.18 a 8.20) byla nahrazena částmi z nové gondoly z AI, dále byly provedeny úpravy, tak aby části původní dobře navazovaly na části nové a na závěr byla zcela nově vytvořena přední část gondoly, konkrétně mezi vstupním otvorem a částí na níž navazuje kužel vrtule, jelikož původně byla tato část vlnitá a netangentní k přiléhajícím plochám a nově tato plocha nebyla ještě ve firmě AI namodelována.

Výfuková potrubí

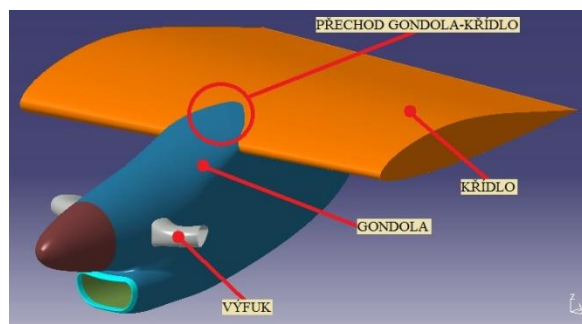
Původní výfuková potrubí (Obr. 8.18 a 8.20) byla pro svůj tvar neodpovídající skutečnosti odstraněna a nahrazena potrubími zcela novými (Obr. 8.19 a 8.21).

Křídlo

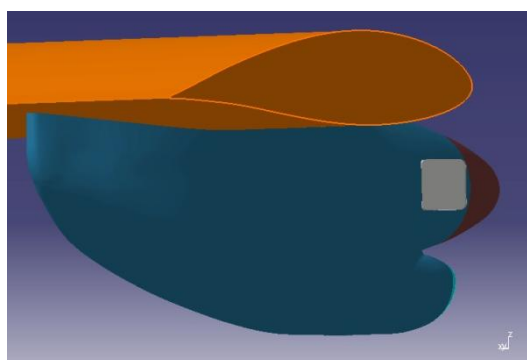
Původní část obdélníkového křídla o rozpětí 2m (Obr. 8.18), byla odstraněna a nahrazena částí úplné plochy lichoběžníkového křídla o rozšířeném rozpětí 3m (Obr. 8.19). Křídlo bylo z obou stran uzavřeno jednoduchými rovinnými plochami.



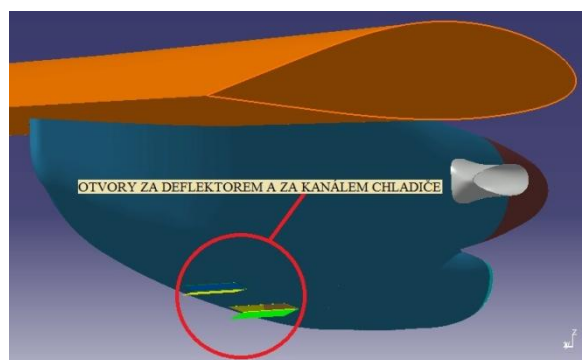
Obr. 8.18: Vnější tvar původní geometrie



Obr. 8.19: Vnější tvar nové geometrie



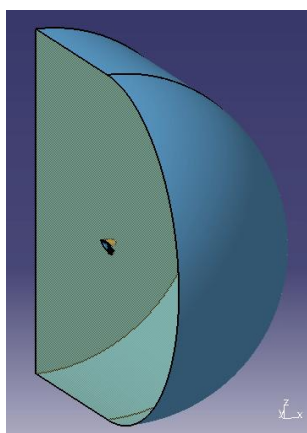
Obr. 8.20: Vnější tvar původní geometrie (pohled zezadu)



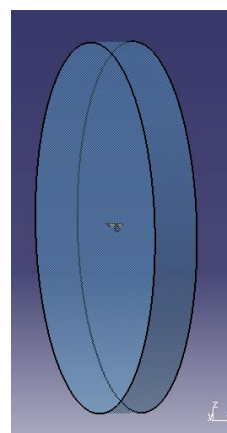
Obr. 8.21: Vnější tvar nové geometrie (pohled zezadu)

Doména (okolní prostor)

Původní doména (Obr. 8.22) popsána v Kapitole 7 byla nahrazena doménou novou (Obr. 8.23). Jedná se v podstatě o část válcové plochy ohraničenou z obou stran kruhovými plochami. Poloměr domény byl stanoven tak aby odpovídal přibližně desetinásobku délky gondoly s úsekem křídla, tudíž cca 36,5 m. Šířka domény pak byla zvolena jako trojnásobek rozpětí úseku křídla, tedy 9m. Tato doména již nemá žádnou symetrickou rovinu, jelikož úloha není řešená jako symetrická, jak tomu bylo v případě dřívějšího řešení stejného problému.



Obr. 8.22: Původní výpočetní doména



Obr. 8.23: Nová výpočetní doména

8.3 Polohy klapek

Z předchozí podkapitoly je patrné, že geometrie gondoly obsahuje 3 polohovatelné klapky. Tyto klapky slouží pro směřování pevných částic a regulaci proudu vzduchu protékajícího vstupním kanálem přes uklidňovací komoru do deflektoru, kanálu chladiče a dále do volného prostoru, respektive do vstupního kanálu motoru.

Základní polohy klapek v motorové gondole:

- a) normální režim = uzavřený systém odmrazování
- b) odmrazovací režim = otevřený systém odmrazování

8.3.1 Odledňovací klapka

Jedná se o klapku umístěnou ve vstupním kanále, která slouží ke směřování částic ledu, které se tvoří a následně uvolňují z přední části gondoly případně z listů vrtule, pokud letoun prolétá v podmínkách, kdy může docházet k tvorbě námrazy. Případně může klapka v otevřené poloze směřovat také částice písku a jiných těžkých částic, které by mohly poškodit motor. Tyto částice mohou být nasávány, pokud letoun startuje z nezpevněné a prašné VPD. Výchyly klapky jsou popsány v Tab. 8.2 a graficky znázorněny na Obr. 8.24.

8.3.2 Klapka za deflektorem

Tato klapka je umístěna na spodní části gondoly za deflektorem a má 2 polohy. V normálním režimu, když je uzavřen odmrazovací systém, je klapka zavřená a proud vzduchu, který prochází deflektorem, může následně proudit pouze do kanálu chladiče. V odmrazovacím režimu, když je odmrazovací systém otevřen, je klapka otevřená a částice ledu nebo jiné těžké částice svou setrvačností vyletí otevřenou klapkou ven. Do kanálu chladiče tedy vstupuje pouze část vzduchu proudícího deflektorem. Výchyly klapky jsou popsány v Tab. 8.2 a graficky znázorněny na Obr. 8.24.

8.3.3 Klapka za kanálem chladiče oleje

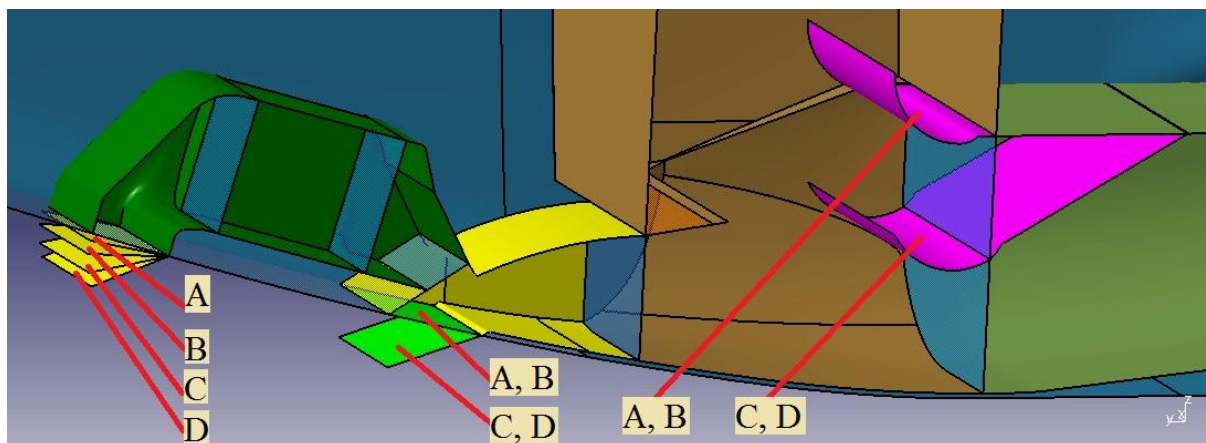
Klapka je stejně jako klapka za deflektorem umístěna také na spodní části gondoly, avšak více vzadu a má 4 množné polohy otevření. Tato klapka není nikdy v zavřené poloze, protože ta by bránila volnému proudění vzduchu kanálem chladiče oleje. Dvě polohy klapky se vztahují k normálnímu režimu a dvě k režimu odmrazování. Výchyly klapky jsou popsány v Tab. 8.2 a graficky znázorněny na Obr. 8.24.

Tab. 8.2: Výchyly klapek

Režim	Odledňovací klapka		Klapka za deflektorem		Klapka za chladičem oleje		Případ
	Poloha	Výchylka	Poloha	Výchylka	Poloha	Výchylka	
Normální	UZAVŘENÁ	-	UZAVŘENÁ	-	OTEVŘENÁ	7mm ⁽¹⁾	A
						20mm ⁽²⁾	B
Odmrazovací	OTEVŘENÁ	30°	OTEVŘENÁ	50mm	OTEVŘENÁ	37mm ⁽¹⁾	C
						49mm ⁽²⁾	D

Pozn.: ⁽¹⁾ zimní období

⁽²⁾ letní období



Obr. 8.24: Polohy klapek

8.4 Shrnutí přípravy geometrického modelu

Byly tedy vytvořeny 4 geometrie: 2 geometrie normálního režimu (bez odmrazování) s dvěma polohami klapky za chladičem (pro zimní a pro letní období) a dále 2 geometrie odmrazovacího režimu (sklopená odledňovací klapka a sklopená klapka za deflektorem) opět s dvěma polohami klapky za chladičem (zimní a letní období). Odmrazovací režim v letním období samozřejmě neslouží pro směřování částecek ledu, ale je používán, startuje-li letoun s prašné nebo jinak znečištěné VPD. Pouze pro zjednodušení značení je tento režim také nazýván odmrazovacím.

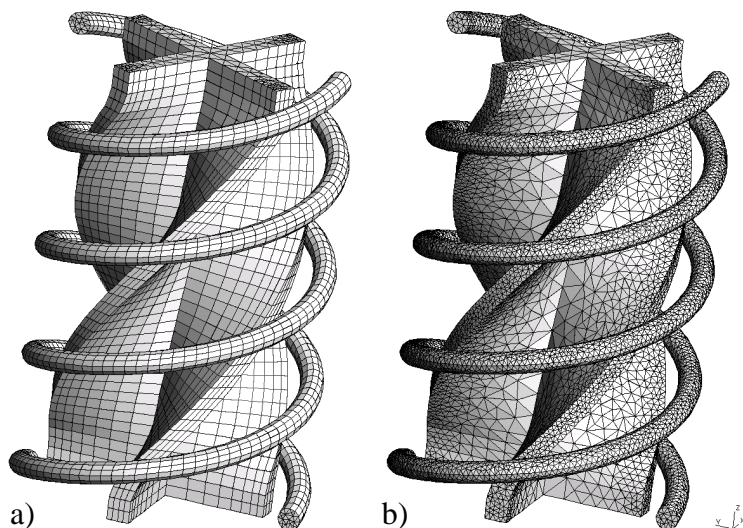
Všechny zvolené geometrie byly uloženy do formátu IGES, aby mohly být následně načteny do programu ICEM. V následující kapitole bude popsán postup tvorby sítě na těchto geometriích.

9 Tvorba výpočetní sítě

Tvorba sítí probíhala v programu Ansys ICEM a během nastavování parametrů tvorby sítě byly v případě potřeby čerpány informace z manuálu k tomuto programu [16].

9.1 Obecné charakteristiky sítě

Tvorba sítí probíhala v programu Ansys ICEM. Z důvodů zjednodušení tvorby sítě bylo rozhodnuto, že pro všechny geometrie bude použita nestruturovaná hybridní síť (Obr. 9.1b), dále jen NHS. NHS je specifická tím, že povrchová síť je tvořena výlučně trojúhelníkovými prvky (tzv. triangles) a na ni navazující objemová síť je tvořena čtyřstěny (tzv. tetrahedrals). Pro porovnání, u strukturované sítě (Obr. 9.1a), dále jen SS, je povrchová síť tvořena čtyřúhelníky (tzv. quads) a objemová síť je tvořena šestistěny (tzv. hexahedrals). Jak již bylo řečeno, NHS je podstatně méně náročná na tvorbu, jelikož není zapotřebí výpočetní doménu složitě dělit do bloků, které tvorba strukturované sítě vyžaduje, ale z hlediska následných výpočtů může někdy vykazovat až několikanásobně delší výpočetní časy, v závislosti na komplexnosti a velikosti úlohy. Výpočty s nepříliš kvalitní NHS mohou také jednodušeji vést



Obr. 9.1: Strukturovaná a nestruturovaná síť [17]

k nestabilním (divergentním) výsledkům řešení. Co se týče obtížnosti tvorby NHS, nelze však říci, že její tvorba je jednoduchá a nepřináší žádná úskalí, ba naopak. Problémem při tvorbě NHS sítí vhodných pro řešení CFD problémů v programu Fluent je například fakt, že při tvorbě pětistěnných prismatických vrstvy (tzv. PRISMS) u povrchu, má program ICEM, i přes nastavení do módu CFD, snahu v místech se složitou geometrií tyto prismatické prvky spojovat s okolní sítí pomocí pyramidových prvků (tzv. PYRAMIDS). Bohužel program Fluent není schopen s těmito prvky počítat a je třeba vlastnosti sítě upravovat tak dlouho, dokud generátor sítě tyto nevhodné prvky nepřestane tvořit. Nemožnost nastavení preferovaných prvků v programu ICEM je jeho velkou nevýhodou, v porovnání s některými konkurenčními programy, např. ANSA, ve kterých tato možnost je a snadno se tak lze vyvarovat tvorbě těchto pyramidových prvků. V této oblasti vývoje programu ICEM bude snad učiněn krok vpřed a tato možnost se zde také v nejbližší době objeví. V následujících částech této kapitoly budou popsána jednotlivá nastavení provedená v programu ICEM.

9.2 Úpravy geometrie

Úpravy geometrie byly provedeny ve stromě modelu **MODEL** a v záložce **GEOMETRY** a jejich podzáložkách.

Možnosti úprav geometrie v programu ICEM bylo užito z důvodů, že geometrie vytvořené v programu CATIA obsahovaly různé větší či menší nepřesnosti, které nebyly v

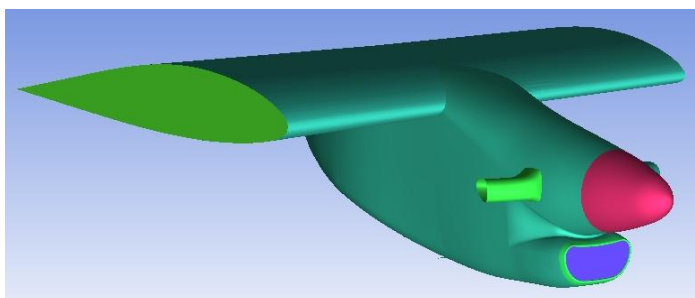
průběhu tvorby modelů odhaleny a nebo z důvodu toho, že bylo zapotřebí některé části geometrie pozměnit, tak aby bylo možné vytvořit vhodnou síť.

FILE → IMPORT GEOMETRY → **STEP/IGES**

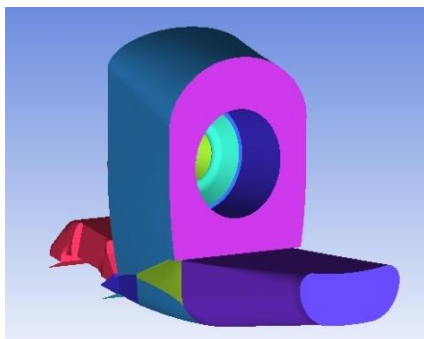
Jak bylo řečeno v Kapitole 8.4, byly vytvořeny 4 různé geometrie modelu podle způsobu nastavení klapkek, odpovídajících jednotlivým režimům letu. Avšak proces vytváření sítě byl zjednodušen tím způsobem, že byla pomocí funkce IMPORT STEP/IGES načtena pouze jedna základní geometrie (obecně gondola s křídlem a vstupním ústrojím) a klapky nastavené do požadovaných poloh byly poté vkládány jako samostatné geometrie do již upravené základní geometrie s požadovaným nastavením pro vygenerování vhodné sítě. Tento postup zajistil značnou časovou úsporu, jelikož bylo jedno počáteční zadání rozvíjeno do čtyř výsledných celků. Kdykoliv se bude v dalším textu hovořit pouze o geometrii, bez bližší specifikace, tak se bude jednat vždy o geometrii celku, tudíž i s klapkami v požadovaných polohách.

MODEL → PARTS → **CREATE PART**

Po načtení základní geometrie bylo nejprve zapotřebí pomocí funkce CREATE PART přiřadit jednotlivé plochy do částí, ke kterým náleží. Byly tedy vytvořeny části jako gondola, křídlo, vstupní kanál, síto motoru, deflektor, jednotlivé klapky, všechny vyhodnocovací plochy-VP,



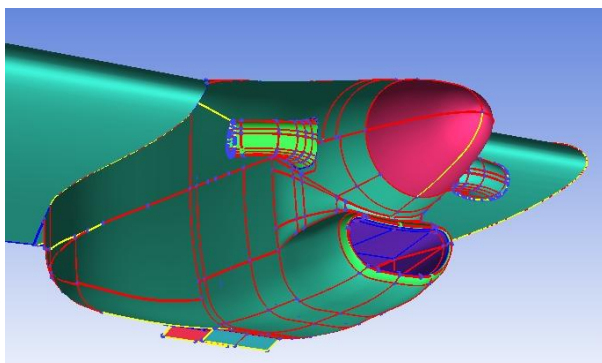
Obr. 9.2: Vnější části modelu



Obr. 9.3: Vnitřní části modelu

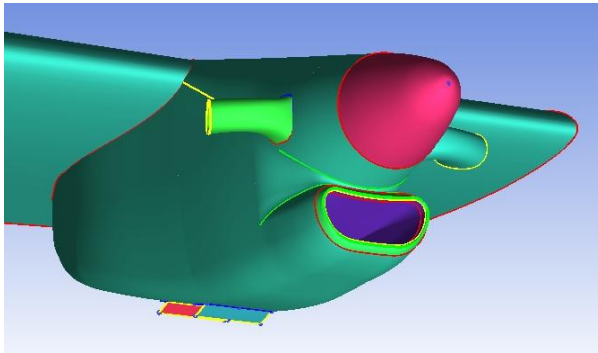
atd. (Obr. 9.2 a 9.3) , obdobně jako byly pojmenovány části v Kapitole 8.2. Bylo vytvořeno více než 50 takovýchto různobarevných částí, které umožňují nejenom dobrou orientaci v modelu (zobrazení/skrytí částí, atd.), ale především samostatné nastavování vlastností jednotlivých částí, jejich spojování a další úpravy nezbytné pro vytvoření požadované sítě.

GEOMETRY → REPAIR GEOMETRY → **BUILD DIAGNOSTIC TOPOLOGY**



Obr. 9.4: Model po diagnostické topologii

Po načtení a rozdělení geometrie do jednotlivých částí, byla pomocí funkce BUILD DIAGNOSTIC TOPOLOGY vytvořena topologie, což znamená, že byly analyzovány okraje všech ploch v modelu a dále přechody a spojení těchto ploch s plochami okolními a na základě zvoleného parametru **TOLERANCE** jsou tyto okraje spojeny nebo ponechány tak jak byly. Pomocí parametru TOLERANCE se určí vzdálenost, do které mají být hrany



Obr. 9.5: Model vyčištěný od nepotřebné geometrie

spojnici tří a více ploch (tzv. MULTIPLE). Topologií vygenerované křivky a body (Obr. 9.4) dávají představu o kvalitě modelu, jelikož tak v podstatě analyzují spojitost jednotlivých ploch, které k sobě přiléhají a označují okraje volných ploch. Jelikož při generování sítě má software snahu na tyto křivky a body vázat vytvářenou síť, je před další prací s nastavováním sítě potřeba takto vygenerované křivky a body eliminovat (Obr. 9.5) a ponechat pouze ty, na které požadujeme, aby se síť navázala. Křivky a body tedy ponecháme především v místech s ostrými přechody ploch, v místech se složitou nebo velmi jemnou geometrií a nebo pokud chceme v dané oblasti geometrie pomocí křivek specifikovat hustotu vytvářené sítě (viz. Kapitola 9.3.2).

přiléhajících ploch spojeny. Ve všech případech byla hodnota tohoto parametru nastavena na 0,1 mm. V místech takto vytvořených spojení a okrajů volných ploch jsou vytvořeny křivky a na koncích a v místech spojení křivek jsou vytvořeny body. Křivky jsou barevně odlišeny podle typu spojení ploch: zelené - nepřipojené k žádnému povrchu (tzv. UNATTACHED), žluté - na okraji plochy nespojené s jinou plochou (tzv. SINGLE), červené - na spojnic dvou ploch (tzv. DOUBLE) a modré - na

GEOMETRY → POINT, CURVE, SURFACE → **CREATE/MODIFY, DELETE**

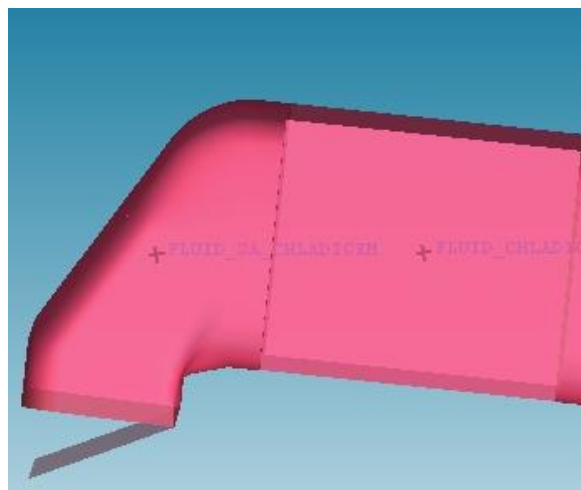
Pomocí funkcí CREATE, MODIFY a DELETE byly vytvářeny, upravovány nebo mazány body, křivky a plochy v modelu. Všechny tyto úpravy byly prováděny, za účelem vytvoření co nejhodnější geometrie vhodné pro tvorbu povrchové a objemové sítě.

GEOMETRY → **CREATE BODY**

Důležitým a nezbytným úkolem při nastavování tvorby sítě je použití funkce CREATE BODY, která ve zvoleném místě domény vytvoří tzv. materiálový bod, který definuje, že oblast ohraničená plochami a obsahující tento bod, bude po vygenerování sítě tvořena jednou oblastí objemové sítě (tzv. FLUID), se svými, předem určenými, vlastnostmi. Tyto oblasti jsou důležité pro následné nastavení výpočtu v programu Fluent, jelikož umožňují přiřadit objemovým sítím v těchto oblastech specifické vlastnosti, jako např. porézní zóna důležitá při simulacích filtrů nebo chladičů. V modelech pro normální režim letu bylo vytvořeno 8 oblastí a v modelech pro odmrazovací režim to bylo 7 oblastí uvedených v Tab. 9.1, jelikož oblasti vstupního kanálu a uklidňovací komory, byly vynecháním VP mezi nimi, sloučeny do jedné oblasti.

Tab. 9.1: Oblasti v doménách

Režim letu	NORMÁLNÍ	ODMRAZOVACÍ
Oblast (FLUID)	okolí	okolí
	vstupní kanál	vstupní kanál + uklidňovací komora
	uklidňovací komora	
	vstupní kanál motoru	vstupní kanál motoru
	deflektor	deflektor
	před chladičem	před chladičem
	chladič	chladič
	za chladičem	za chladičem



Obr. 9.6: Oblasti chladič a za chladičem

9.3 Nastavení parametrů sítě

9.3.1 Obecné nastavení

Nastavování parametrů sítě bylo provedeno v záložce **MESH** a jejich podzáložkách.

MESH → GLOBAL MESH SETUP

V záložce GLOBAL MESH SETUP byly nastaveny globální parametry důležité pro tvorbu sítě.

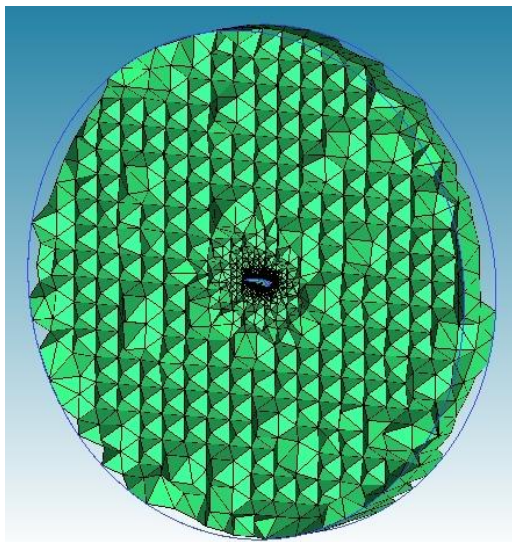
MESH → GLOBAL MESH SETUP → GLOBAL SCALE FACTOR

Hodnota parametru **SCALE FACTOR** v této záložce byla ve všech případech tvorby sítě nastavena na 1. Tento parametr udává v jakém poměru má výsledná objemová síť růst od povrchové sítě. Zjednodušeně řečeno, udává kolikanásobně má být další objemový element, ve směru od povrchu, větší než element předchozí. Hodnota 1 tedy udává, že by měl být každý následující element vůči předchozímu stejně velký. Je tomu tak, avšak růst elementů byl ve všech případech řízen přidáním oblastí **DENSITIES** popsanych v Kapitole 9.3.3, ovlivňujících nejenom hustotu povrchové sítě, ale taktéž růst elementů objemové sítě, stejně jako je tomu v případě **GLOBAL SCALE FACTOR**.

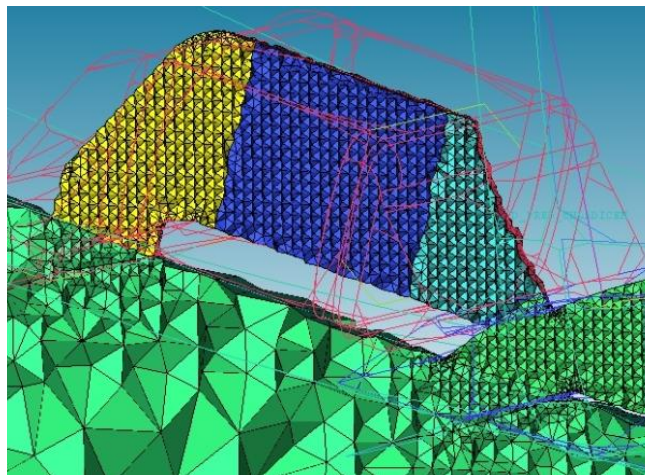
MESH → GLOBAL MESH SETUP → GLOBAL ELEMENT SEED SIZE

Parametr **MAX. ELEMENT** v této záložce udává maximální velikost elementu v doméně. Jelikož byla celá doména rozdělena na jednotlivé části, jak bylo popsáno dříve, tak se při generování sítě u jednotlivých částí tento parametr měnil. Pro jednotlivé oblasti byly nastaveny tyto hodnoty parametru:

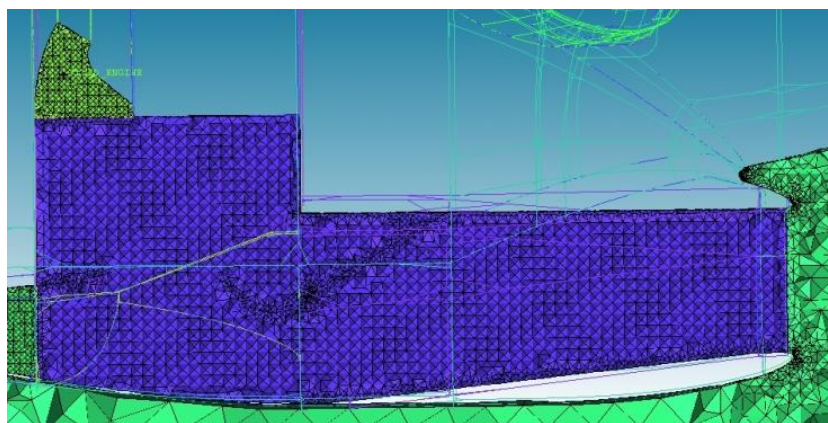
- 10 vstupní kanál kompresoru, deflektor, před a za chladičem a chladič (Obr. 9.8 a 9.9)
- 20 vstupní kanál, uklidňovací komora (Obr. 9.9)
- 4500 okolí (Obr. 9.7)



Obr. 9.7: Objemová síť v okolí



Obr. 9.8: Objemová síť v kanálu chladiče



Obr. 9.9: Objemová síť ve vstupním kanálu, uklidňovací komoře a vstupním kanálu do kompresoru

9.3.2 Nastavení parametrů povrchové sítě

MESH → GLOBAL MESH SETUP → SHELL MESHING PARAMETERS

Tato záložka slouží pro základní nastavení vlastností povrchové sítě. Jak již bylo řečeno v předchozí kapitole, povrchová síť určená pro CFD výpočty je tvořena výhradně trojúhelníkovými prvky, proto byla pro parametr **MESH TYPE** vybrána hodnota ALL TRI. Pro parametry **MESH METHOD** a **SECTION** nastavení povrchové sítě byla shodně vybrána hodnota PATCH DEPENDENT, pomocí které se specifikuje, že velikost povrchových elementů, se bude při generování sítě řídit velikostmi, které byly pro jednotlivé plochy definovány. Nastavení maximálních velikostí povrchových elementů je popsáno v následující části.

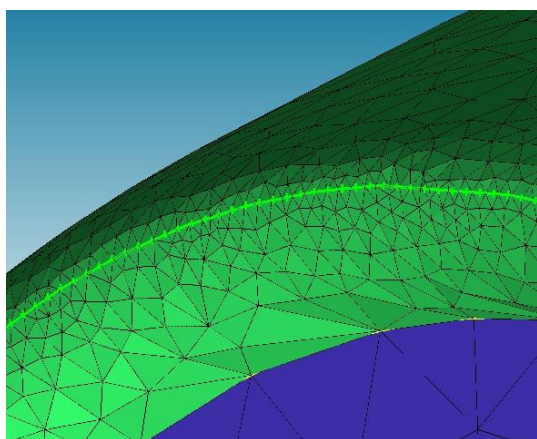
MESH → SURFACE MESH SETUP

Pomocí výběru **SURFACE(S)** byly vybrány buďto celé oblasti (např. gondola, křídlo, apod.) nebo jednotlivé plochy geometrie modelu a na nich byly poté pomocí parametru **MAXIMUM SIZE** specifikovány velikosti povrchových elementů. Pro představu na malých, jemných plochách, jakými jsou především obloukové přechody ploch, se velikosti elementů

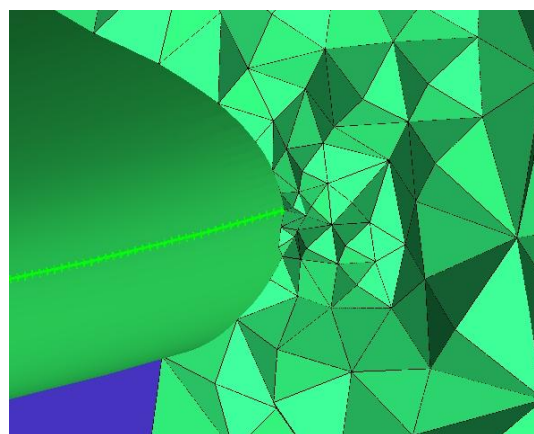
pohybovaly od 1 do 5 mm, ostatní plochy modelu měly nejčastěji velikosti v rozmezí 10 až 75mm a největší velikosti povrchových elementů byly definovány na povrchu křídla a to hodnotou 100mm. Na některých vnitřních plochách vstupního kanálu byly také specifikovány hodnoty parametrů **HEIGHT** a **HEIGHT RATIO**, definující výšku a poměr růstu navazujících objemových prvků, v tomto případě prismatické vrstvy, jejíž nastavení je popsáno dále v této kapitole.

MESH → CURVE MESH SETUP → **CURVE MESH PARAMETERS**

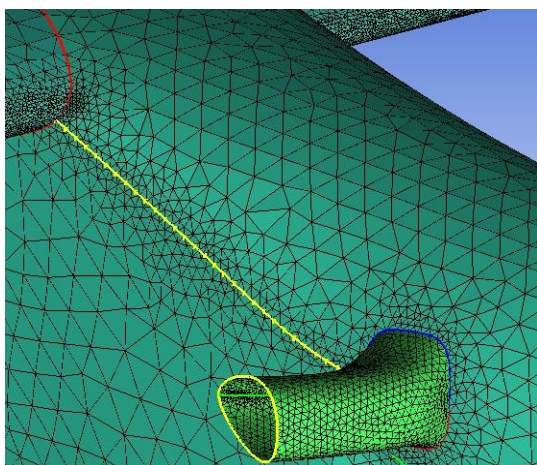
Jak bylo řečeno v Kapitole 9.2, pomocí nastavení dělení elementů na křivkách lze ovlivnit povrchovou síť na plochách k daným křivkám přiléhajících a taktéž růst objemové sítě. Pomocí funkce **SELECT CURVE(S)** byly vybrány křivky jimž se následně prostřednictvím parametru **MAXIMUM SIZE** přiřazovaly stejné vlastnosti dělení elementů po délce. Na vybraných křivkách bylo také využito možnosti nastavení parametrů ve funkci **ADVANCED BUNCHING**, kde pro parametr **BUCHING LAW** definující způsob dělení, byla vybrána hodnota **EXPONENCIAL 1/2** a následně pomocí parametrů **SPACING 1/2** a **RATIO 1/2** byla stanovena velikost a poměr růstu elementů po délce křivky ve zvoleném směr (viz.značení 1/2). Způsoby, jakými dělení elementů po křivce může ovlivnit růst povrchové a objemové sítě, jsou zobrazeny na Obr. 9.10 a 9.11 a Obr. 9.12 a 9.13.



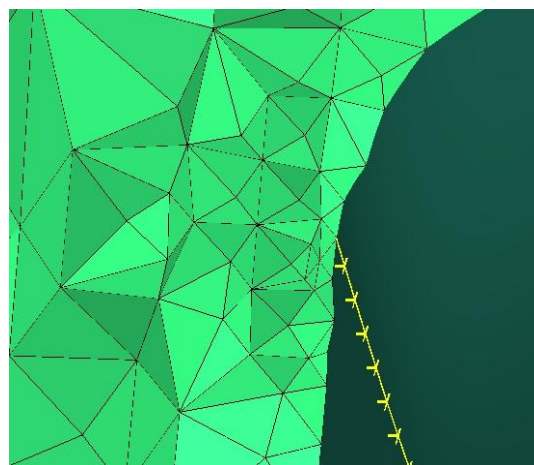
Obr. 9.10: Ovlivnění povrchové sítě na vstupu



Obr. 9.11: Ovlivnění objemové sítě nad vstupem



Obr. 9.12: Ovlivnění povrchové sítě gondoly

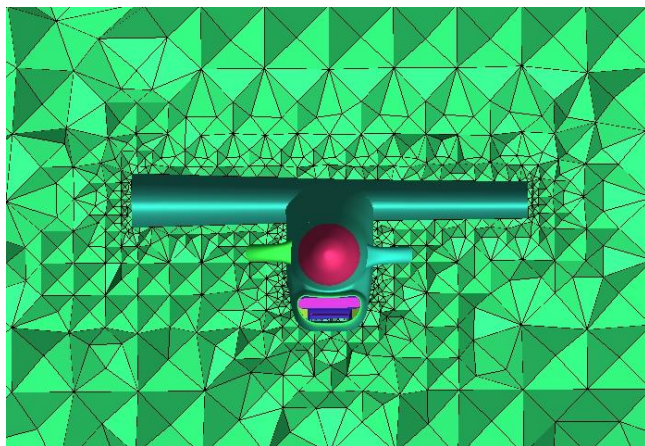


Obr. 9.13: Ovlivnění objemové sítě nad gondolou

9.3.3 Nastavení parametrů objemové sítě

MESH → GLOBAL MESH SETUP → VOLUME MESHING PARAMETERS

V této záložce byly nastaveny základní parametry tvorby objemové sítě. Jako hodnota parametru **MESH TYPE**, který definuje, jaký typ objemových prvků se bude při generování vytvářet, byla vybrána možnost TETRA/MIXED. Toto nastavení definuje, že objemové elementy v doméně budou buďto čtyřstěny (TETRA), o kterých se blíže zmiňuje Kapitola 9.1, a nebo případně jiné elementy sloužící k napojení čtyřstěnných elementů na jiné objemové prvky. Tedy pokud například není vhodně nastaven růst prismatické vrstvy může při generování objemové sítě docházet ke vzniku elementů typu pětistěnu (PYRAMIDS), taktéž zmiňovaných v Kapitole 9.1. Pro parametr **MESH METHOD**, který charakterizuje jisté specifické rysy výsledné objemové sítě, byla vybrána hodnota (metoda) ROBUST (OCTREE). Tato metoda tvorby sítě je založena na algoritmu prostorového rozčlenění, tedy rozdělení prostoru na podoblasti. Tento algoritmus zajišťuje zjemnění sítě, tam kde je to nezbytné, ale zároveň tam, kde je to možné, tak zachovává větší elementy, což vede k rychlejšímu výpočtům. Pro tvorbu sítě je také důležité, že tato metoda tvorby objemové sítě nevyžaduje existenci předem vygenerované povrchové sítě a zároveň ignoruje parametry



Obr. 9.14: Sít' vygenerovaná metodou Robust (Octree)

sítování nastavené na plochách modelu. Na Obr. 9.14 je znázorněna objemová sít' vygenerovaná touto metodou kolem modelu gondoly s křídlem.

Dále byla specifikována hodnota parametru EDGE CRITERION na 0,05 mm a pomocí funkce DEFINE THIN CUTS specifikovány plochy modelu, mezi kterými je geometricky velmi malý prostor, avšak nenáležejí ke stejnému dílci modelu a tudíž nemají mít společnou

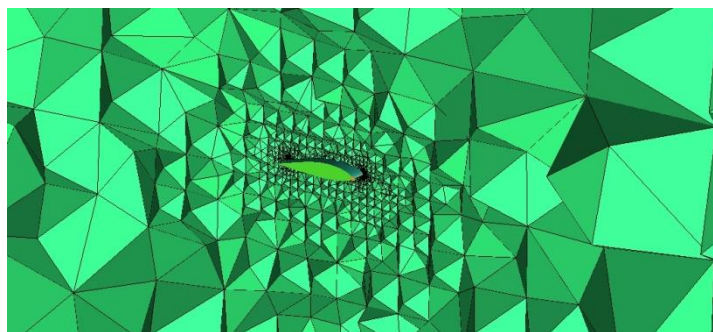
povrchovou sít'. Obě tato nastavení spolu úzce souvisí a slouží k tomu, aby právě v místech, kde jsou tyto plochy velice blízko u sebe, nedocházelo při generování sítě k tvorbě povrchových elementů mezi těmito plochami a tím ke vzniku zcela nerovnoměrné sítě. Byla takto definována např. dvojice oblastí GONDOLA a OKRAJ UKLIDŇOVACÍ KOMORY, které jsou od sebe vzdáleny pouze 4,9 mm, což bylo definováno v Kapitole 8.2.

V této záložce byla ještě zvolena možnost SMOOTH MESH pro provedení vyhlazení sítě a pro tuto funkci byly vyplněny hodnoty parametrů ITERATIONS a MIN QUALITY určující počet iterací vyhlazování a minimální kvalitu. Pro první jmenovaný parametr byla zvolena hodnota 5 a pro druhý 0,4mm.

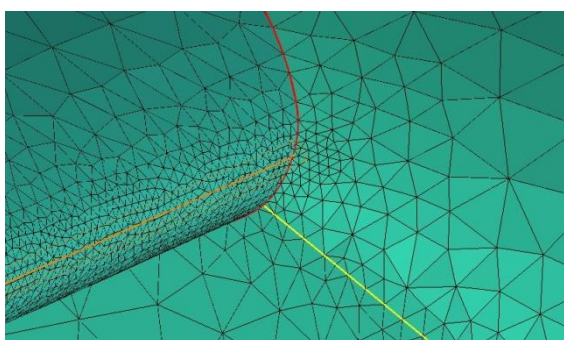
MESH → CREATE MESH DENSITY → CREATE DENSITY

Jak již bylo zmíněno v Kapitole 9.3.1 přidáním oblastí DENSITIES bylo docíleno nejen požadované hustoty povrchové sítě, v tomto případě na náběžné hraně, ale byl také zajištěn poměr růstu elementů sítě objemové v celé oblasti OKOLÍ (Obr. 9.15). Funkce DENSITIES mající tvar válců s půlkulovými zakončeními byly pomocí volby DENSITY LOCATION → FROM POINTS umístěny do zmíněné oblasti náběžné hrany úseku křídla (z obou stran gondoly). Pomocí parametru WIDTH jehož hodnota činila 1mm, byl určen poloměr válcových ploch definujících funkce DENSITIES. Velikost povrchových elementů na NH

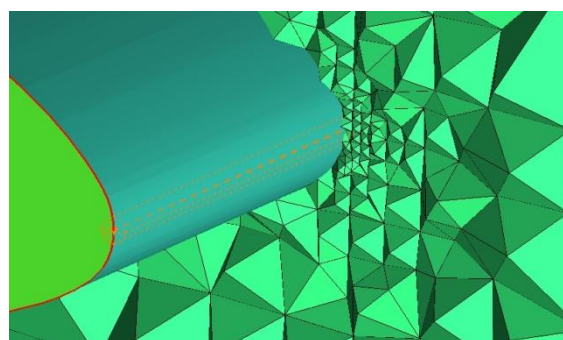
byla určena parametrem SIZE, jehož velikost byla stanovena na 10mm (Obr. 9.16) a poměr růstu okolní objemové sítě byl stanoven parametrem RATION s hodnotou 1,7 (Obr. 9.17).



Obr. 9.15: Růst objemové sítě od povrchu křídla



Obr. 9.16: Hustota povrchové sítě na NH křídla



Obr. 9.17: Růst objemové sítě od NH křídla

9.3.4 Nastavení parametrů prismatické vrstvy

Prismatická vrstva, jak již bylo zmíněno v Kapitole 9.1, je tvořena objemovými prismatickými elementy tvaru pětistěnu (PENTA), které jsou orientovány podél stěny, nad kterou jsou vytvářeny. Z důvodu přílišného nezvyšování počtu elementů v doméně byly prismatické vrstvy vytvořeny pouze uvnitř vstupního kanálu a pouze pro normální konfiguraci, tudíž se zavřenou odledňovací klapkou. Pro odmrazovací konfiguraci s otevřenou odledňovací klapkou nebylo možno úspěšně vygenerovat prismatické vrstvy, bez toho aby došlo k současnému vytvoření nepoužitelných pyramidových prvků. V tomto případě byl problém vyřešen zjemněním povrchové sítě vstupního kanálu a odledňovací klapky a zhuštěním objemové sítě nad těmito plochami.

Podstatou tvorby prismatické vrstvy je zjemnění objemové sítě u povrchu stěn modelu, tak aby při výpočtu proudění mohl být dostatečně přesně popsán gradient tečné rychlosti proudícího média u povrchu a tím pádem správně popsat mezní vrstvu. Zjemnění objemové sítě by mohlo být docíleno také zjemněním povrchové sítě a následným pomalým růstem velikostí objemových elementů směrem od povrchu. Tímto způsobem by však u velmi rozměrných modelů neúměrně narůstal počet elementů a následně by se prodlužovaly časy výpočtů, což je samozřejmě nepříznivé. Použití tohoto přístupu v případě geometrie pro odmrazovací konfiguraci bylo nezbytné a jelikož oblast vstupního kanálu s odledňovací klapkou nezabírají velkou oblast modelu, tak ani nedošlo k velkému nárůstu počtu elementů.

Schopnost správně popsat gradient rychlosti v mezní vrstvě se vyhodnocuje pomocí parametru stěnové funkce y^+ (případně značeno ypsilon plus), jehož velikost se určuje pro první vrstvu elementů nad povrchem viskózních stěn modelu. Hodnota y^+ by se měla pohybovat buďto v rozmezí od 0 do 5 (nejlépe méně než 1) a nebo nad hodnotou 30. Pokud se hodnoty y^+ pohybují v prvním rozmezí ($y^+ < 5$), tak první prismatická vrstva je dostatečně jemná pro popis gradientu rychlosti od povrchu. Pokud se hodnoty pohybují v druhém rozmezí ($y^+ > 30$), tak software využije pro výpočet gradientu rychlosti jistý poloempirický průběh. Vztah pro výpočet parametru y^+ je dle [3] následující:

$$y^+ = \frac{\rho \cdot u_\tau \cdot y}{\mu} \quad (9.1)$$

kde ρ je hustota vzduchu (závislá na výšce/teplotě), u_τ je třecí rychlost, y je vertikální vzdálenost od stěny a μ je dynamická viskozita vzduchu (závislá na výšce/teplotě).

Při vytváření prismatické vrstvy je tedy zapotřebí především správně zvolit výšku prvního elementu nad povrchem, tu však nelze exaktně spočítat a je tedy třeba vytvořit více variant sítí s různou výškou první prismatické vrstvy a zkušebními výpočty v programu Fluent vyhodnotit hodnotu funkce y^+ , dokud nevyhovuje výše zmíněným požadavkům. Jak již bylo řečeno prismatické vrstvy byly vytvářeny pouze u normální konfigurace se zavřenou odledňovací klapkou a pomocí zkušebních výpočtů bylo zjištěno, že pro horizontální ustálený let i pro režim stoupání na trati, je vhodná výška první vrstvy prismatických elementů cca 1mm, jelikož hodnoty y^+ po celém povrchu vyhovují podmínce $y^+ > 30$.

Výpočet výšky mezní vrstvy

Vstupní hodnoty:

cestovní rychlost: $v_c = 380 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = 105,55 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

stoupací rychlost: $v_{st} = 278 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = 77,22 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

hloubka vstupního kanálu: $x = 0,646 \text{ mm}$

(od VP-vstup do kanálu po začátek uklidňovací komory)

kinematická viskozita: $\nu_1 = 1,789 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}$ (cestovní let horizontální, H=3000m)

$\nu_2 = 1,579 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}$ (stoupání na trati, H=1500m)

podmínka: jedná se o turbulentní proudění

CESTOVNÍ LET HORIZONTÁLNÍ

Reynoldsovo číslo proudu na konci vstupního kanálu:

$$Re_x = \frac{v_c \cdot x}{\nu_1} = \frac{105,55 \cdot 0,646}{1,789 \cdot 10^{-5}} \quad (9.2)$$

$$Re_x = 3811564$$

Tloušťka TMV na konci vstupního kanálu:

$$\delta(x) = \frac{0,37 \cdot x}{\sqrt[5]{Re_x}} = \frac{0,37 \cdot 0,646}{\sqrt[5]{3911748}} \quad (9.3)$$

$$\delta(x) = 0,01154 \text{ m} = 11,54 \text{ mm}$$

STOUPÁNÍ NA TRATI

Reynoldsovo číslo proudu na konci vstupního kanálu:

$$Re_x = \frac{v_{st} \cdot x}{\nu_2} = \frac{77,22 \cdot 0,646}{1,579 \cdot 10^{-5}} \quad (9.4)$$

$$Re_x = 3159313$$

Tloušťka TMV na konci vstupního kanálu:

$$\delta(x) = \frac{0,37 \cdot x}{\sqrt[5]{Re_x}} = \frac{0,37 \cdot 0,646}{\sqrt[5]{3159313}} \quad (9.5)$$

$$\delta(x) = 0,01198 \text{ m} = 11,98 \text{ mm}$$

Výpočtem byly určeny tloušťky mezních vrstev na koncích vstupního kanálu a na základě těchto hodnot byly následně nastaveny hodnoty pro vytvoření prismatických elementů uvnitř tohoto kanálu.

MESH → GLOBAL MESH SETUP → PRISM MESHING PARAMETERS

→ GLOBAL PRISM SETTINGS

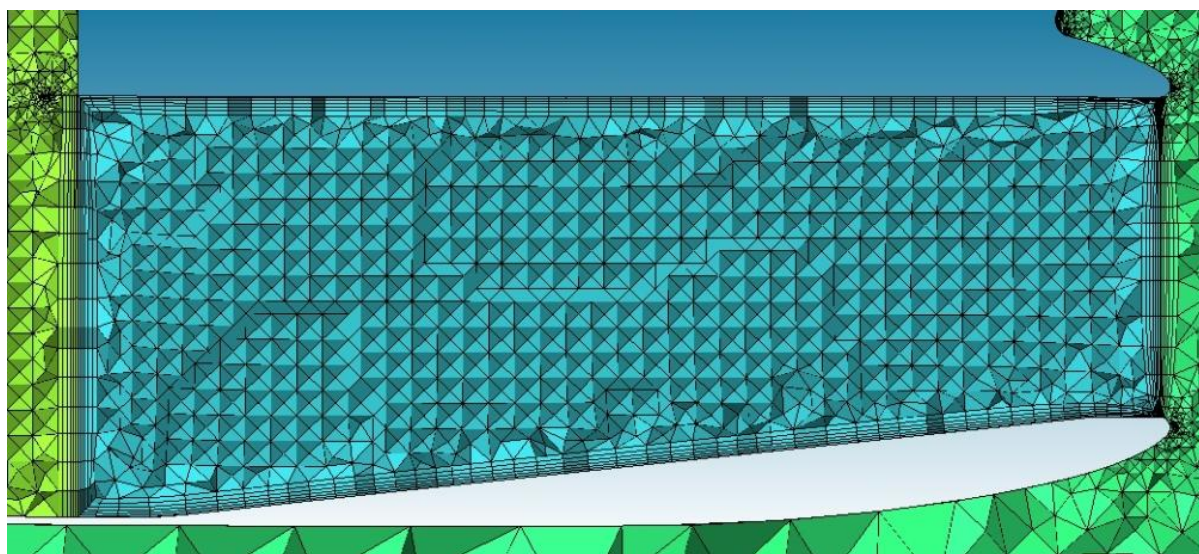
V záložce PRISM MESHING PARAMETERS se provádí veškerá nastavení růstu prismatické vrstvy nezbytné pro popsání mezní vrstvy. Pomocí parametru GROWTH LAW byl hodnotou EXPONENCIAL nastaven exponenciální růst vrstev. Celková výška byla pomocí parametru TOTAL HIGHT nastavena na vypočtených 11,54 mm a 11,98 mm, podle režimu letu. Počet vrstev byl parametrem NUMBER OF LAYERS stanoven na 3. Poměr růstu elementů byl pomocí parametru HEIGHT RATIO stanoven na hodnotu 1, což znamená, že všechny 3 základní prismatické vrstvy budou mít stejnou tloušťku. Z posledních tří zmíněných parametrů se následně funkcí COMPUTE PARAMS dopočítala výška první ze tří prismatických vrstev. Na základě doporučení vedoucího práce byly následně specifikovány hodnoty parametrů uvedených v Tab. 9.2. Na závěr byla ve funkci ADVANCED PRISM MESHING PARAMETERS zatržena volba AUTO REDUCTION, která přispěla k zamezení tvorby pyramidových prvků na hranicích prismatické vrstvy.

Prismatické prvky nebyly vygenerovány pouze na vstupním kanále, ale také na plochách, které jej ohraničují (VP-vstup do kanálu a VP-výstup z kanálu). Tím, že prismatické prvky ohraničovaly celou oblast vstupního kanálu, tak na spojovaných plochách byly pouze trojúhelníkové prvky a nikoliv čtyřúhelníky, které by vznikly, pokud by se prismatické prvky vygenerovaly pouze na obvodu vstupního kanálu. Tento postup byl použit proto, aby bylo

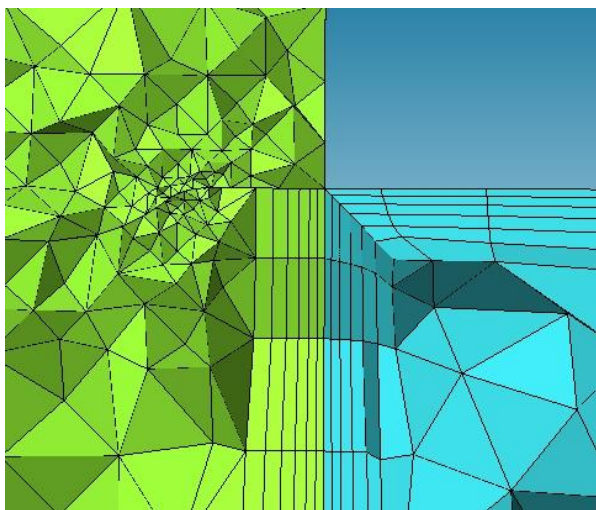
možno posléze objemovou síť oblasti vstupního kanálu snadněji spojit s okolními dvěma oblastmi (okolí a uklidňovací komora), které byly v místě spojení taktéž ohraničeny pouze trojúhelníkovými elementy. Po vygenerování prismatické sítě bylo ještě zapotřebí ji zjemnit (rozdělit na více vrstev), což bylo provedeno funkcí SPLIT MESH → SPLIT PRISMS v záložce EDIT MESH. Pro toto rozdělení prismatické sítě byla vybrána metoda FIX RATIO, přičemž parametr PRISM RATIO byl stanoven stejně jako dříve HIGHT RATIO na hodnotu 1. Počet vrstev byl pomocí parametru NUMBER OF LAYERS stanoven na hodnotu 2. Tímto rozdělením vznikla z původní třívrstvé prismatické sítě síť šestivrstvá. Tato síť však stále měla stejnou tloušťku všech vrstev a bylo tedy nutno pomocí funkce MOVE NODES → REDISTRIBUTE PRISM ENGE specifikovat poměr růstu prismatických elementů od stěny. Zde se dostáváme k nastavení výšky první vrstvy, která je důležitá z hlediska stěnové funkce y^+ , která byla zmíněna dříve. Opět byla tedy zvolena metoda FIX RATIO a byl měněn parametr PRISM RATIO, až do hodnoty 1,2, která odpovídala výšce první vrstvy 1mm díky které bylo dosaženo hodnoty $y^+ > 30$, jak bylo také již dříve zmíněno. Výsledná prismatická síť uvnitř vstupního kanálu a detaily na přechodech mezi plochou vstupního kanálu a plochami vyhodnocovacích ploch (VP-vstup do kanálu a VP-výstup z kanálu) jsou zobrazeny na Obr. 9.18, 9.19 a 9.20.

Tab. 9.2: Doplnkové parametry prismatických vrstev programu Ansys ICEM

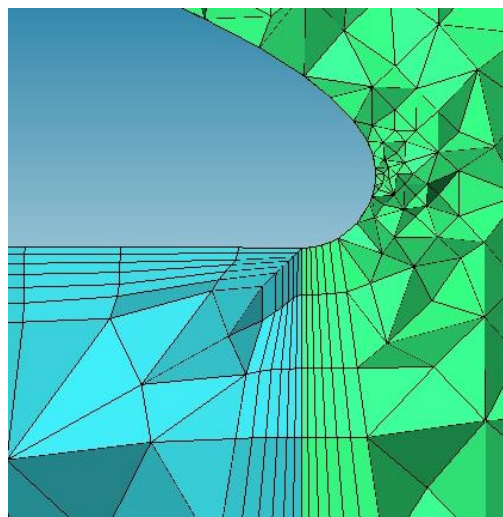
Parametr	Hodnota	Parametr	Hodnota
MIN PRISM QUALITY	0,0000001	NUMBER OF SURFACE SMOOTHING STEPS	10
ORTHO WEIGHT	0,5	TRIANGLE QUALITY TYPE	Laplace
FILLET RATIO	0,1	NUMBER OF VOLUME SMOOTHING STEPS	10
MAX PRISM ANGLE	180	MAX DIRECTIONAL SMOOTHING STEPS	10
PRISM HEIGHT LIMIT FACTOR	0,4	FIRST LAYER SMOOTHING STEPS	10



Obr. 9.18: Prismatická vrstva ve vstupním kanálu a na VP-vstup do kanálu a VP-výstup z kanálu



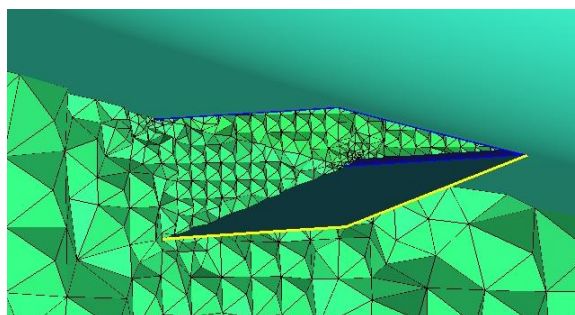
Obr. 9.19: Detail prismatických elementů na přechodu vstupní kanál-uklidňovací komora



Obr. 9.20: Detail prismatických elementů na přechodu vstupní kanál-okolí

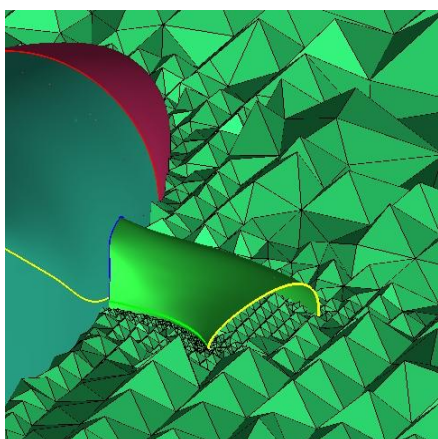
MESH → PART MESH SETUP

Tato záložka obsahuje tabulku, ve které jsou přehledně seřazeny všechny části domény, které byly vytvořeny pomocí funkce CREATE BODY. U každé části jsou zobrazeny všechny předvolené hodnoty, jako velikostí elementů, růstových poměrů, počtu vrstev a dalších, které byly v průběhu nastavování zvoleny, tudíž lze snadno zkontrolovat, zda-li byly všechny požadované hodnoty zadány správně a pro všechny požadované části. Dále je v této



Obr. 9.21: Detail sítě kolem klapky

tabulce u jednotlivých částí možnost zaškrtnutí políček **PRISM**, **INT WALL** a **SPLIT WALL**. Pomocí funkce **PRISM** se specifikuje, má-li z dané části (její povrchové vrstvy) růst prismatická vrstva. Funkce **INT WALL** a **SPLIT WALL** mají velice podobné vlastnosti, přičemž pokud jsou u dané části zvoleny, tak definují, že daná část bude povrchově síťována z obou stran a tudíž bude tady následně z obou stran obklopena objemovými prvky. Jediným rozdílem je to, že funkce **INT WALL** přiřazuje oběma stranám povrchové sítě stejný tvar, kdežto funkce **SPLIT WALL** umožňuje z každé strany vytvořit jinou povrchovou síť. Této funkce bylo užito u částí všech tří klapek (Obr. 9.21) a u výfukových potrubí (Obr. 9.22), jelikož se jedná o samostatné, neohrazené plochy vystupující volně do prostoru.



Obr. 9.22: Detail sítě kolem výfuku

Tento krok byl závěrečným krokem nastavování parametrů sítě.

9.4 Vygenerování a úprava výsledné sítě

MESH → COMPUTE MESH → VOLUME MESH

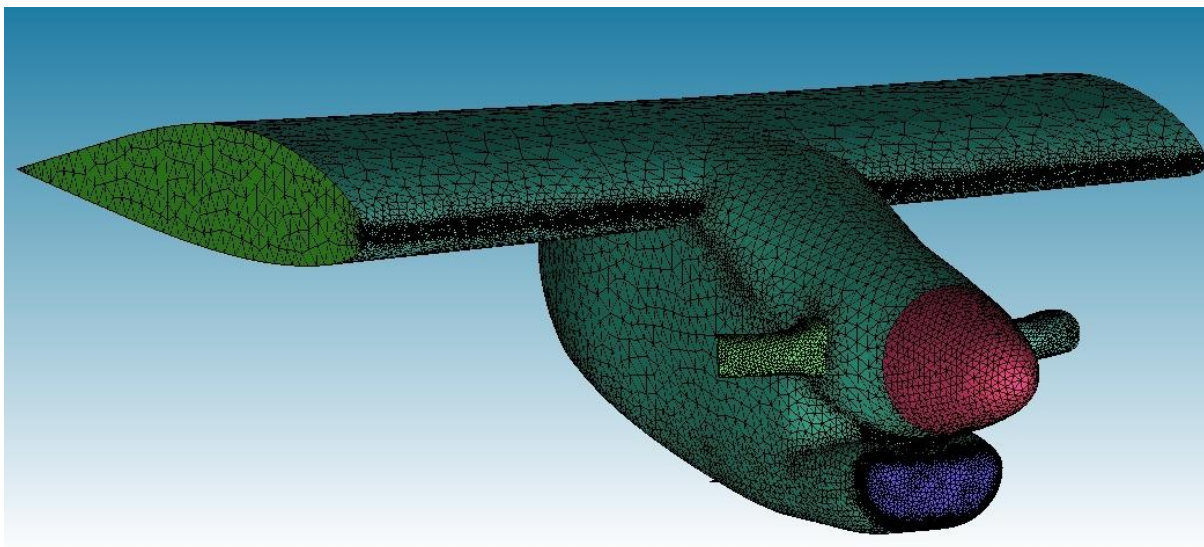
Samostatná povrchová síť nebyla generována, proto se tedy vytvářela přímo síť objemová, do které se poté vygenerovala ještě síť prismatických prvků, tam kde to bylo požadováno. Výsledný model se skládal z menších podoblastí, které byly jmenovány dříve. Jelikož byly všechny sítě vytvářeny vždy z jednoho společného souboru, ve kterém byla obsažena veškerá geometrie a nastavení, tak se pomocí funkce SELECT GEOMETRY vybrala pouze požadovaná část, případně více částí (kanál chladiče - 4 části, vstupní kanál + ukladňovací komora v odmrazovací konfiguraci - 2 části) a na té byla vygenerována objemová síť. Po vygenerování objemové sítě byla v případě potřeby ve stejné záložce vybrána možnost COMPUTE MESH → PRISM MESH a do objemové sítě byla vygenerována prismatická síť.

EDIT MESH → MERGE NODES

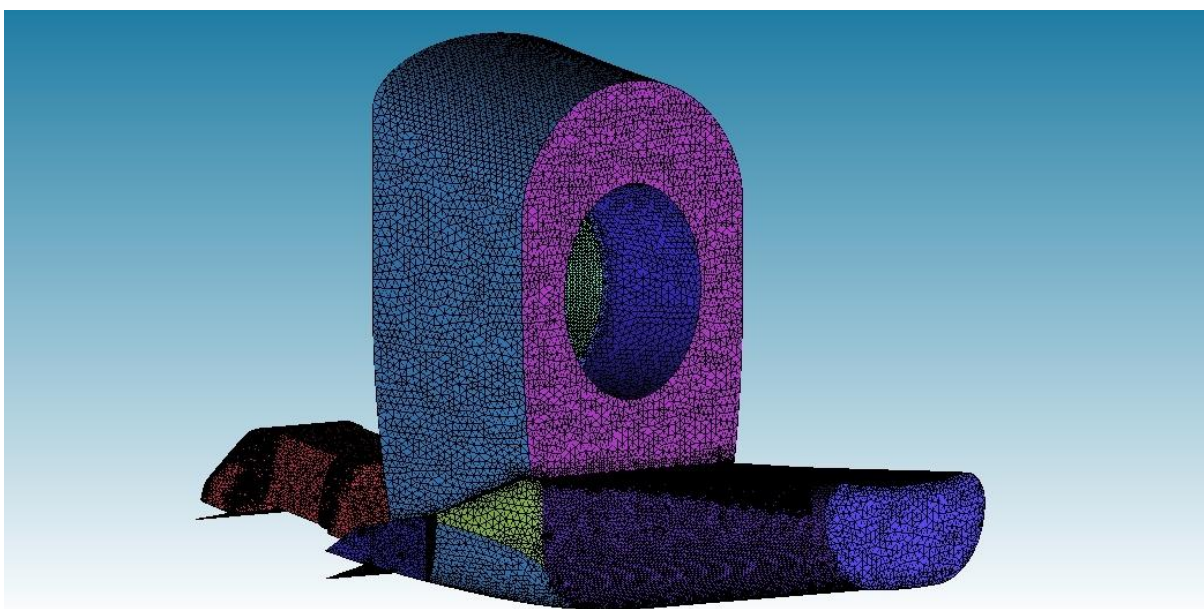
Jednotlivé objemové sítě byly uloženy pomocí funkce SAVE MESH a následně načteny do jednoho společného souboru opačnou funkcí OPEN MESH. Při načítání byla zvolena možnost MERGE, která zajistila, že vkládané objemové sítě jednotlivých částí se spojí v jeden celek. Pomocí funkce MERGE NODES byly následně upraveny povrchové sítě v místech, kde se jednotlivé sítě spojily, tak aby ve spojovací ploše vznikla jedna společná "povrchová" síť. Při tomto spojování si vždy zadala objemová síť, která byla řídící, neměnila se a tím pádem se vůči ní upravila objemová síť protější spojované části. Když byly spojeny všechny části dohromady, vznikla výsledná síť celé domény.

EDIT MESH → CHECK MESH a SMOOTH MESH

Poté co byla vytvořena výsledná síť bylo ještě zapotřebí síť zkontrolovat pomocí funkce CHECK MESH, aby se zjistily případné nedostatky, které by musely být odstraněny a také proto, aby se odstranily zdvojené, nepřipojené a jinak zbytečné prvky ze sítě. Posledním krokem přípravy výpočetního síťového modelu bylo vyhlazení sítě pomocí funkce SMOOTH MESH ve stejné záložce. Pomocí parametrů SMOOTHING ITERATIONS a UP TO VALUE byl nastavován počet vyhlazovacích iterací a velikost prvků, na které má být vyhlazování aplikováno. Pro tyto parametry nejsou uváděny konkrétní hodnoty, protože ty se ve všech případech značně lišily a vždy záležely na kvalitě vygenerované sítě. Pro parametr CRITERION byly vybrána možnost QUALITY a na závěr se v možnostech SMOOTH MESH TYPE specifikovaly typy elementů, které mají být vyhlazeny. Po vyhlazení byla připravena výsledná síť vhodná pro provádění CFD výpočtů v programu Fluent. Náhled výsledné povrchové sítě jedné z variant, její vnější i vnitřní části, je zobrazen na (Obr. 9.23 a 9.24).



Obr. 9.23: Povrchová síť na vnějších plochách modelu



Obr. 9.24: Povrchová síť na vnitřních plochách modelu

9.5 Definice okrajových podmínek a výstupní soubor

OUTPUT → SELECT SOLVER

V této záložce byl zvolen program FLUENT_V6, jako řešič, pro který bude vygenerován výstupní soubor.

OUTPUT → BOUNDARY CONDITIONS

Na závěr přípravy každé domény byly na jednotlivých plochách a objemech sítě definovány okrajové podmínky a poté byla každá síť uložena do souboru s příponou *.msh, tak aby bylo možno je načíst v programu Fluent. Okrajové podmínky na skupinách ploch a objemů jsou vypsány v Tab. 9.3. Celkový počet ploch u nichž byly definovány okrajové

podmínky byl však mnohem větší, jelikož jednotlivé části modelu byly rozděleny na více samostatných ploch.

Tab. 9.3: Okrajové podmínky

Typ části	Část	Okrajová podmínka
Objemová	Všechny oblasti typu FLUID vypsané v Tab. 9.1	FLUID
Plošná	Gondola	WALL
	Vrtulový kužel	WALL
	Křídlo	WALL
	Vstupní kanál	WALL
	Uklidňovací komora	WALL
	Vstupní kanál motoru	WALL
	Deflektor	WALL
	Kanál chladiče	WALL
	Výfuková potrubí	WALL
	Všechny klapky	WALL
	Všechny VP mimo VP uvedené níže	INTERIOR
	VP - Vstup do kompresoru	PRESSURE-OUTLET
	VP - Síto motoru	POROUS-JUMP
	Síto v uklidňovací komoře	POROUS-JUMP
	VP - výstup z výfuků	MASS-FLOW-INLET
	Okolí	PRESSURE-FAR-FIELD
Okolí - pravá a levá strana	WALL	

9.6 Shrnutí příprav výpočetního modelu

Byly tedy vytvořeny celkem 4 různé sítě odpovídající 4 geometrickým konfiguracím vytvořeným během tvorby modelu v programu CATIA a vyjmenovaným v Kapitole 8.4. Pro připomenutí to jsou tyto čtyři:

- 2 sítě pro normální konfiguraci se zavřenou odledňovací klapkou, zavřenou klapkou za deflektorem a otevřenou klapkou za chladičem do polohy 7 nebo 20 mm. Přibližný počet elementů sítí byl 4260000.
- 2 sítě pro odmrazovací konfiguraci s otevřenou odledňovací klapkou sklopenou o 30° dolů, klapkou za deflektorem otevřenou do polohy 50 mm a otevřenou klapkou za chladičem do polohy 37 nebo 49 mm. Přibližný počet elementů sítí byl 4480000.

Navíc byla vytvořena ještě jedna síť, která neobsahuje oblasti deflektoru a kanálu chladiče, přičemž odledňovací klapka byla v poloze zavřené a taktéž klapka za deflektorem a za chladičem byly uzavřené. VP-VSTUP DO DEFLEKTORU, která byla původně volným otevřeným prostorem, byla nahrazena stěnou, uzavírající uklidňovací komoru. Tato síť sloužila především pro porovnávací výpočty, tak aby bylo možno vyhodnotit vliv jednotlivých konfigurací na hodnotu RRR. Přibližný počet elementů sítí byl 3600000.

10 Simulace proudění

Pro simulace proudění byl stejně jako v případě Kalibrační úlohy vybrán software Ansys Fluent v módu pro 3D výpočty a to konkrétně pro všechny 3 základní fáze simulace proudění: nastavení výpočtu (pre-processing), samotný výpočet (solver) a také pro vyhodnocení výsledků (post-processing).

10.1 Nastavení parametrů výpočtu

Během nastavování parametrů výpočtů v programu Ansys Fluent byly v případě potřeby čerpány informace z manuálu k tomuto programu [18].

Před zahájením nastavování parametrů v programu Ansys Fluent, byla načtena síť ze souboru s příponou *.msh vytvořená v programu Ansys ICEM. Poté bylo upraveno měřítko sítě tak, aby jednotky používané pro popis sítě v programu Fluent byly shodné s jednotkami, ve kterých byla daná síť vygenerována v programu Ansys ICEM. V případě všech sítí vytvořených pro tuto diplomovou práci byly jednotkou délky mm. Následně byla ještě síť zkontrolována a vypsána kvalita sítě.

Řešič

Jako řešič všech úloh byl zvolen typ DENSITY-BASED, který je založen na řešení systému určujících rovnic kontinuity, hybnosti, energie (tam, kde je to zapotřebí) a případně doplňkových (přídavných) rovnic současně. U tohoto typu řešiče jsou diskrétní, nelineární určující rovnice linearizovány, za účelem získání systému rovnic pro stanovení závislých proměnných v každé výpočetní buňce. Výsledný systém linearizovaných rovnic je poté řešen za účelem získání aktualizovaných řešení proudového pole. Určující rovnice pro přídavné skaláry jsou řešeny následně a odděleně od řešení určujících rovnic kontinuity, hybnosti a případně energie. Hlavním důvodem použití tohoto řešiče je to, že Machovo číslo cestovního horizontálního letu v této úloze je $M=0,3212$ a u stoupání na trati $M=0,2308$. Při rychlosti horizontálního ustáleného letu lze již předpokládat stlačitelnost vzduchu, kdy dochází ke změně hustoty, proto byl vybrán tento řešič. Navíc byl tento řešič primárně vyvinut spíše pro úlohy s vyššími rychlostmi proudění nad $M=0,1$. Proudění bylo ve všech případech uvažováno jako stlačitelné a stacionární, tudíž časově nezávislé.

Výpočetní model

Energie

Bylo zapnuto využití energetické rovnice

Turbulentní model

Tato úloha si vyžadovala využití turbulentního modelu, jelikož nelze předpokládat, že by proudění vně motorové gondoly, na křídle a zároveň uvnitř motorové gondoly, bylo celé laminární. Tím však, že byl zvolen turbulentní model, tak se předpokládá přítomnost turbulentního mezní vrstvy po celém povrchu gondoly i křídla. Toto nastavení zkresluje sice informaci o celkovém odporu, ale pro konvergenci řešení je nezbytné. Navíc, jelikož cílem práce nebylo stanovení např. celkového odporu, ale vyhodnocení proudění ve vstupním ústrojí a zjištění RRR, tak použití turbulentního modelu je zcela vhodné. Jako turbulentní model byl zvolen typ Spalart-Allmaras a to především proto, že obsahuje pouze jednu

přidanou rovnicí, což u úlohy s velkým počtem elementů, jako je tato výrazně sníží výpočetní čas oproti jiným turbulentním modelů se dvěma a více přidanými rovnicemi. Taktéž byl tento model vyvinut speciálně pro letecké aplikace a je tudíž pro tuto úlohu postačující.

Pracovní (referenční) tlak

Hodnota pracovního tlaku v doméně je stanovena na 0 Pa a program ji tedy bere jako referenční a vztahuje vůči ní všechny výpočty. Všechny dopočítané hodnoty tlaků jsou tedy hodnotami absolutními vůči tomuto referenčnímu tlaku. To je výhodné z hlediska toho, že se přímo zobrazuje hodnota daného tlaku vůči nule. Pokud by byl zadán referenční tlak odpovídající 0m MSA, tedy 101325 Pa, pak by hodnoty dopočítaných tlaků byly zobrazovány jako odchylky od referenčního tlaku a jejich skutečný absolutní hodnota by musela být dodatečně dopočítána.

Materiál proudícího média

Jako materiál proudícího média byl zvolen standardní model vzduchu definovaný jako IDEAL-GAS.

- Hustota je programem dopočtena z ostatních zadaných hodnot pomocí stavové rovnice.
- Dynamická viskozita byla pro oba režimy letu zvolena dle MSA následovně:

- ustálený let horizontální H=3000m $\mu = 1,626 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$
- stoupání na trati H=1500m $\mu = 1,670 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$

Okrajové podmínky

Typy okrajových podmínek, jak objemových, tak i plošných elementů, byly nastaveny před vygenerováním souboru obsahujícího síť viz. Tab. 9.3. Dále budou popsány parametry specifikující a upřesňující jednotlivé okrajové podmínky

Okrajová podmínka WALL

Pro všechny plochy domény s definovanou okrajovou podmínkou typu WALL kromě oblastí LEVÁ A PRAVÁ STRANA OKOLÍ, byl vybrán typ NO SLIP WALL, který definuje, že se jedná o nepropustnou stěnu na níž proudící plyn uplívá a tudíž je na povrchu této stěny rychlost proudění nulová, s gradientem rychlosti ve směru kolmém na stěnu, tvořícím mezní vrstvu.

Oblasti LEVÁ A PRAVÁ STRANA OKOLÍ, které společně s oblastí OKOLÍ uzavírají výpočetní doménu, mají v podstatě charakter oblastí dostatečně daleko vzdálených od gondoly s křídlem a tudíž na nich byla definována okrajová podmínka SPECIFIED SHEAR WALL s hodnotami smykového napětí ve všech směrech rovnými nule a teplotou definovanou dle MSA pro danou výšku (daný režim letu) následovně:

- ustálený let horizontální H=3000m $T = 268,15 \text{ K}$
- stoupání na trati H=1500m $T = 278,4 \text{ K}$

Okrajová podmínka INTERIOR

Okrajová podmínka INTERIOR byla aplikována na všechny vyhodnocovací plochy VP, viz.

Okrajová podmínka PRESSURE-FAR-FIELD

Tato okrajová podmínka byla zvolena pro oblast OKOLÍ a definuje tak parametry volného proudu, určené následně pro inicializaci výpočtu. Parametry proudu zadané pro tuto okrajovou podmínku byly získány pomocí následujících výpočtů:

Výpočet parametrů proudu na oblasti OKOLÍ

Hodnoty stavových veličin proudu určeny dle tabulky MSA.

pozn.: Tučně jsou vyznačeny veličiny, jejichž hodnoty byly zadány do programu Fluent.

Režim letu - CESTOVNÍ LET HORIZONTÁLNÍ

výška letu:	$H_1 = 3000m$	
hustota vzduchu:	$\rho_1 = 0,9091 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$	
rychlost letu:	$v_{c,TAS} = v_c = 380 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = 105,55 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$	
teplota vzduchu:	$T = 268,65 \text{ K}$	
tlak: statický	$p_{s1} = 70108 \text{ Pa}$	
dynamický	$p_{d1} = \frac{1}{2} \cdot \rho_1 \cdot v_c^2 = \frac{1}{2} \cdot 0,9091 \cdot 105,55^2$	(10.1)
	$p_{d1} = 5064,05 \text{ Pa}$	
celkový	$p_{c1} = p_{s1} + p_{d1} = 70108 + 5064,05$	(10.2)
	$p_{c1} = 75172,05 \text{ Pa}$	
kinematická viskozita:	$\nu_1 = 1,789 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$	
universální plynová konstanta:	$r = 287,15 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$	
izoentropický exponent:	$\kappa = 1,4$	
úhel náběhu:	$\alpha_{c1} = 0,927^\circ$	

$$Y\text{-složka směru proudu: } Y_1 = 0,999869$$

$$Z\text{-složka směru proudu: } Z_1 = 0,016178$$

$$\text{úhel vybočení: } \beta_c = 0^\circ$$

$$\text{rychlost zvuku: } a_1 = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_1} = \sqrt{1,4 \cdot 287,15 \cdot 268,65} \quad (10.3)$$

$$a_1 = 328,63 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{Machovo číslo: } M_{c1} = \frac{v_{c1}}{a_1} = \frac{105,55}{328,63} \quad (10.4)$$

$$M_{c1} = 0,3212$$

$$\text{intenzita turbulence: } 0,1 \% \quad (\text{hodnota odpovídající běžným atmosférickým podmínkám s téměř nerozrušeným proudem})$$

$$\text{poměrná velikost turbulence: } 10 \text{ mm} \quad (\text{hodnota představující víry o velmi malých rozměrech})$$

Režim letu - STOUPÁNÍ NA TRATI

$$\text{výška letu: } H_2 = 1500 \text{ m}$$

$$\text{hustota vzduchu: } \rho_2 = 1,0581 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$$

$$\text{rychlost: } v_{st,TAS} = v_{st} = 278 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1} = 77,22 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{teplota vzduchu: } T_2 = 278,4 \text{ K}$$

$$\text{tlak: statický } p_{s2} = 84556 \text{ Pa}$$

$$\text{dynamický } p_{d2} = \frac{1}{2} \cdot \rho_2 \cdot v_{st}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,0581 \cdot 77,22^2 \quad (10.5)$$

$$p_{d2} = 3154,69 \text{ Pa}$$

$$\text{celkový } p_{c2} = p_{s2} + p_{d2} = 84556 + 3154,69 \quad (10.6)$$

$$p_{c2} = 87710,69 \text{ Pa}$$

$$\text{kinematická viskozita: } \nu_2 = 1,579 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{universální plynová konstanta: } r = 287,15 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$$

$$\text{izoentropický exponent: } \kappa = 1,4$$

úhel náběhu:	$\alpha_{st} = 2,97^\circ$
Y-složka směru proudu:	$Y_2 = 0,998657$
Z-složka směru proudu:	$Z_2 = 0,051813$
úhel vybočení:	$\beta_{st} = 0^\circ$
rychlost zvuku:	$a_2 = \sqrt{\kappa \cdot r \cdot T_2} = \sqrt{1,4 \cdot 287,15 \cdot 278,4}$ (10.7) $a_2 = 334,54 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$
Machovo číslo:	$M_{c2} = \frac{v_{c2}}{a_2} = \frac{77,22}{334,54}$ (10.8) $M_{c2} = 0,2308$
intenzita turbulence:	0,1 % (hodnota odpovídající běžným atmosférickým podmínkám s téměř nerozrušeným proudem)
poměrná velikost turbulence:	10 mm (hodnota představující víry o velmi malých rozměrech)

Okrajová podmínka PRESSURE-OUTLET

Tento typ okrajové podmínky byl aplikován na oblast VP-VSTUP DO KOMPRESORU. Na této okrajové podmínce byl z dodaných parametrů motoru použit hmotnostní tok vzduchu nasávaný kompresorem. Ostatní parametry byly dopočítány dle následujících výpočtů s předpokladem, že hodnota RRR=0,6, tedy, že vstupní ústrojí je schopno převést 60% celkového tlaku volného proudu na statický tlak, před vstupem do kompresoru.

Výpočet parametrů proudu na oblasti VP-VSTUP DO KOMPRESORU

Režim letu - CESTOVNÍ LET HORIZONTÁLNÍ

teplota vzduchu:	$T_{vs1} = 268,65 \text{ K}$
plocha vstupu do kompresoru:	$S_{vs} = 0,028315 \text{ m}^2$
hmotnostní průtok vzduchu:	$MFR_{vz1} = \dot{m}_{vs1} = 2,6842 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$
objemový průtok vzduchu:	$V_{vs1} = \frac{\dot{m}_{vs1}}{\rho_1} = \frac{2,6842}{0,9091}$ (10.9) $V_{vs1} = 2,95259 \text{ m}^3$

$$\text{rychlost proudění:} \quad v_{vs1} = \frac{V_{vs1}}{S_{vs}} = \frac{2,95259}{0,028315} \quad (10.9)$$

$$v_{vs1} = 104,2743 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{RRR:} \quad \text{RRR}=0,6 \text{ (předpoklad)}$$

$$\text{tlak: celkový} \quad \text{RRR} = \frac{p_{c,vs1} - p_{s1}}{p_{c1} - p_{s1}} = \frac{p_{c,vs1} - p_{s1}}{p_{d1}} \quad (10.10)$$

$$0,6 = \frac{p_{c,vs1} - 70108}{75172,05 - 70108} = \frac{p_{c,vs} - 70108}{5064,05}$$

$$p_{c,vs} = 0,6 \cdot 5064,05 + 70108$$

$$p_{c,vs1} = 73146,43 \text{ Pa}$$

$$\text{dynamický} \quad p_{d,vs1} = \frac{1}{2} \cdot \rho_1 \cdot v_{vs1}^2 = \frac{1}{2} \cdot 0,9091 \cdot 104,2743^2 \quad (10.11)$$

$$p_{d,vs1} = 4942,38 \text{ Pa}$$

$$\text{statický} \quad p_{s,vs1} = p_{c,vs1} - p_{d,vs1} = 73146,43 - 4942,38 \quad (10.12)$$

$$p_{s,vs1} = 68204,05 \text{ Pa}$$

intenzita turbulence: 0,1 % (hodnota odpovídající běžným atmosférickým podmínkám s téměř nerozrušeným proudem)

poměrná velikost turbulence: 10 mm (hodnota představující víry o velmi malých rozměrech)

Režim letu – STOUPÁNÍ NA TRATI

$$\text{teplota vzduchu:} \quad T_{vs2} = 278,4 \text{ K}$$

$$\text{plocha vstupu do kompresoru:} \quad S_{vs} = 0,028315 \text{ m}^2$$

$$\text{hmotnostní průtok vzduchu:} \quad MFR_{vs2} = \dot{m}_{vs2} = 3,0386 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{objemový průtok vzduchu:} \quad V_{vs2} = \frac{\dot{m}_{vs2}}{\rho_2} = \frac{3,0386}{1,0581} \quad (10.13)$$

$$V_{vs2} = 2,87175 \text{ m}^3$$

$$\text{rychlost proudění:} \quad v_{vs2} = \frac{V_{vs2}}{S_{vs}} = \frac{2,87175}{0,028315} \quad (10.14)$$

$$v_{vs} = 101,4216 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

RRR:	RRR=0,6 (předpoklad)
tlak: celkový	$RRR = \frac{p_{c,vs2} - p_{s2}}{p_{c2} - p_{s2}} = \frac{p_{c,vs2} - p_{s2}}{p_{d2}} \quad (10.15)$ $0,6 = \frac{p_{c,vs1} - 84556}{87710,69 - 84556} = \frac{p_{c,vs} - 84556}{3154,69}$ $p_{c,vs} = 0,6 \cdot 3154,69 + 84556$ $p_{c,vs2} = 86448,81 \text{ Pa}$
dynamický	$p_{d,vs2} = \frac{1}{2} \cdot \rho_2 \cdot v_{vs2}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,0581 \cdot 101,4216^2 \quad (10.16)$ $p_{d,vs2} = 5441,99 \text{ Pa}$
statický	$p_{s,vs2} = p_{c,vs2} - p_{d,vs2} = 86448,81 - 5441,99 \quad (10.17)$ $p_{s,vs2} = 81006,82 \text{ Pa}$
intenzita turbulence:	0,1 % (hodnota odpovídající běžným atmosférickým podmínkám s téměř nerozrušeným proudem)
poměrná velikost turbulence:	10 mm (hodnota představující víry o velmi malých rozměrech)

Okrajová podmínka MASS-FLOW-INLET

Tato okrajová podmínka byla použita na oblasti VP-VÝSTUP Z VÝFUKU. Jelikož nebyl zadavatelem úlohy dodán hmotnostní tok spalin z motoru, ale pouze jejich teploty, byl hmotnostní tok spalin dopočítán z hmotnostního toku vzduchu motorem, který je znám a ze spotřeby paliva získané z [13]. Parametry potřebné pro zadání této okrajové podmínky jsou určeny dle následujících výpočtů:

Výpočet parametrů proudu na oblasti VP-VÝSTUP Z VÝFUKU

Režim letu – CESTOVNÍ LET HORIZONTÁLNÍ

teplota vzduchu:	$T_{vý1} = 829,15 \text{ K}$
tlak: statický	$p_{s,vý1} = p_{s1} - 300 = 70108 - 300 \quad (10.18)$ $p_{s,vý1} = 69808 \text{ Pa}$

(pozn.: statický tlak na výstupu z výfuků je uvažován jako statický tlak okolí snížený o předepsanou hodnotu 300 Pa doporučenou vedoucím diplomové práce)

spotřeba paliva: $MFR_{pal1} = 213,61 \text{ kg} \cdot \text{h}^{-1} = 0,059336 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$

hmotnostní průtok plynu: 2 výfuky: $MFR_{pl1} = MFR_{vz1} + MFR_{pal1} = 2,6842 + 0,059336$

$$MFR_{pl1} = 2,743536 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \quad (10.19)$$

$$1 \text{ výfuk: } MFR_{pl1,1výf} = \frac{MFR_{pl1}}{2} = 1,371768 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

intenzita zpětné turbulence: 10 % (hodnota odpovídající silně rozvířenému proudu spalin z motoru)

poměrná velikost zpětné turbulence: 10 mm (hodnota představující víry o velmi malých rozměrech)

Režim letu – STOUPÁNÍ NA TRATI

teplota vzduchu: $T_{vý2} = 835,15 \text{ K}$

tlak: statický $p_{s,vý2} = p_{s2} - 300 = 84556 - 300 \quad (10.20)$

$$p_{s,vý2} = 84256 \text{ Pa}$$

(pozn.: statický tlak na výstupu z výfuků je uvažován jako statický tlak okolí snížený o předepsanou hodnotu 300 Pa doporučenou vedoucím diplomové práce)

spotřeba paliva: $MFR_{pal2} = 235,025 \text{ kg} \cdot \text{h}^{-1} = 0,065285 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$

hmotnostní průtok plynu: 2 výfuky: $MFR_{pl2} = MFR_{vz2} + MFR_{pal2} = 3,0386 + 0,065285$

$$MFR_{pl2} = 3,103885 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \quad (10.21)$$

$$1 \text{ výfuk: } MFR_{pl2,1výf} = \frac{MFR_{pl2}}{2} = 1,569425 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

intenzita zpětné turbulence: 10 % (hodnota odpovídající silně rozvířenému proudu spalin z motoru)

poměrná velikost zpětné turbulence: 10 mm (hodnota představující víry o velmi malých rozměrech)

Okrajová podmínka POROUS-JUMP

Pro oblasti VP-SÍTO V UKLIDŇOVACÍ KOMOŘE a VP-SÍTO MOTORU byla vybrána podmínka POROUS-JUMP, jelikož simuluje jistou poréznost dané plochy, na které byla použita a je tedy vhodná právě pro simulaci sít. Jelikož nebyly zadavatelem dodány žádné parametry sít v motorové gondole letounu L-410, byly tudíž hodnoty parametrů potřebných pro okrajovou podmínku zadány na základě doporučení vedoucího diplomové práce, odpovídající aplikacím na jiných letounech, tak aby co nejpřesněji odpovídaly daným sítům. Hodnoty parametrů jsou uvedeny níže.

$$\text{face permeability} = 2,857384 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2$$

$$\text{porous medium thickness} = 5 \text{ mm}$$

$$\text{pressure jump coefficient} = 55 \text{ m}^{-1}$$

Okrajová podmínka POROUS ZONE

Dle původního plánu diplomové práce měla být tato okrajová podmínka aplikována na oblast CHLADIČ, avšak zadavatelem dodaná data pro chladič oleje obsahovala pouze výkresovou dokumentaci, která byla použita na tvorbu modelu. Nebyl přesně specifikován typ konkrétního chladiče užitého na letounu a ani nebyla dodána data potřebná pro výpočet parametrů nezbytných pro zadání této okrajové podmínky. Ve všech variantách výpočtu byla tedy tato oblast definována objemovou okrajovou podmínkou typu FLUID, stejně jako všechny ostatní objemové oblasti v doméně, viz Tab. 9.1 a 9.3. Proudění zde tedy procházelo volným prostorem, jako by žádný chladič v této oblasti nebyl instalován.

Jelikož nebyly dodány žádné parametry skutečného chladiče umístěného na letounu, byly dodatečně vyhledány parametry pro podobný chladič, sloužící pro chlazení oleje motoru, který by měl vyžadovat řádově stejný odvod tepla, jako motor na letounu L-410. Postup stanovení konstant C_2 a $1/\alpha$, potřebných pro zadání porézního média do programu Fluent je následující:

$$\begin{aligned} \text{rozměry chladiče na letounu L-410: vstupní plocha chladiče } S_{chl} &= 0,030171001 \text{ m}^2 \\ \text{hloubka chladiče } b_{chl} &= 0,157 \text{ m} \end{aligned}$$

Z diagramu vyjadřujícího závislost tlakové ztráty na hmotnostním toku vzduchu nalezeného chladiče (Graf 10.1) byl podělením hodnot hmotnostního toku součinem $(\rho_2 \cdot S_{chl})$ získán diagram závislosti tlakové ztráty na rychlosti proudění vzduchu chladičem (Graf 10.2). Následně byla závislost v Grafu 7 nahrazena polynomem 2. stupně, jehož hodnota je:

$$y = 7,645670 \cdot 10^{-1} \cdot x^2 + 1,119853 \cdot 10^1 \cdot x - 2,647428 \quad (10.22)$$

, přičemž absolutní člen je prou svou malou velikost zanedbán.

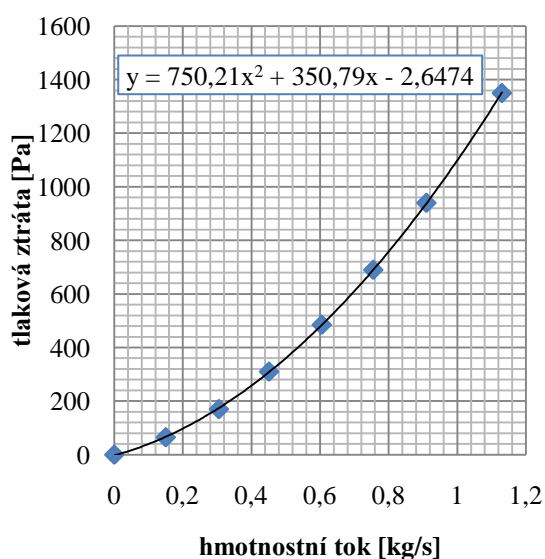
Dle [18] se poté na základě rovnice (10.23) koeficienty C_2 a $1/\alpha$ ve směr proudu rovnají:

$$S_i = - \left(\frac{\mu}{\alpha} v_i + C_2 \frac{1}{2} \rho |v| v_i \right) \quad (10.23)$$

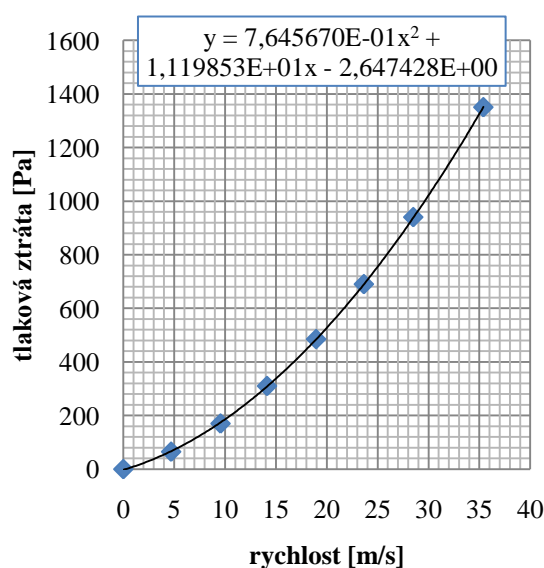
$$C_2 = \frac{2 \cdot 7,645670 \cdot 10^{-1}}{\rho \cdot b_{chl}} = \frac{2 \cdot 7,645670 \cdot 10^{-1}}{1,0581 \cdot 0,157} = 9,20493831 \quad (10.24)$$

$$\frac{1}{\alpha} = \frac{1,119853 \cdot 10^1}{\mu \cdot b_{chl}} = \frac{1,119853 \cdot 10^1}{1,670 \cdot 10^{-5} \cdot 0,157} = 3,98704397 \cdot 10^6 \quad (10.25)$$

Ve směru kolmém na proud byly odhadem hodnoty těchto koeficientů nastaveny o čtyři řády větší.



Graf 10.1: Závislost tlakové ztráty na hmotnostním toku vzduchu chladičem



Graf 10.2: Závislost tlakové ztráty na rychlosti proudění vzduchu chladičem

Dále byly do okrajové podmínky PROSOUR ZONE zadány velikosti směrových vektorů, které odpovídaly sklonu kanálu chladiče vůči základnímu souřadnému systému. Jelikož je kanál chladiče nakloněn pod úhlem $15,067^\circ$, tak jsou hodnoty směrových vektorů následující:

Směrový vektor 1 (ve směru proudu v kanálu chladiče):

$$\begin{aligned} x &= 0 \\ y &= 0,965623 \\ z &= 0,259948 \end{aligned}$$

Směrový vektor 2 (kolmo na proud v kanálu chladiče):

$$\begin{aligned} x &= 0 \\ y &= -0,259948 \\ z &= 0,965623 \end{aligned}$$

Takto určené hodnoty pro porézni medium simulující funkci chladiče oleje, byly následně aplikovány na již zkonvergované řešení případu B (viz. Tab. 8.2 a 11.1) v režimu stoupání na trati. Výsledky analýzy případu B bez porézniho média, jsou uvedeny spolu s výsledky tohoto případu v Kapitole 11.2.2.

Referenční hodnoty

Referenční hodnoty byly spočteny z podmínek definovaných pro oblast OKOLÍ a z dalších dříve zadaných hodnot. Doplněny byly pouze hodnoty: plocha (35,18 m², viz. Kapitola 5.2.1) a délka (1000mm, ve smyslu jednotkové vzdálenosti) sloužící programu Fluent k výpočtu součinitelů.

Metoda řešení

Jako metoda řešení byla zvolena implicitní formulace. Princip implicitní formulace spočívá v tom, že pro dané proměnné se neznámé hodnoty v každé buňce domény řeší použitím vztahu, který obsahuje jak již vypočtené, tak neznámé hodnoty z okolních buněk. Proto se každá neznámá objeví ve více než jedné rovnici systému a všechny tyto rovnice musí být řešeny současně, aby mohly být vyhodnoceny neznámé veličiny. Lze tedy říci, že implicitní formulace řešiče PRESSURE-BASED řeší všechny proměnné (p, u, v, w, T) ve všech buňkách domény ve stejném čase.

Implicitní formulace byla zvolena také z důvodu toho, že lze předpokládat sice o něco pomalejší, avšak stabilnější konvergenci oproti použití formulace explicitní.

Pro všechny neznámé byla použita přesnost třetího řádu a to především proto, že pro výpočty byl dostupný vysoký výpočetní výkon, který tato přesnost vyžaduje. Při použití přesnosti třetího řádu, jsou hodnoty v dané buňce aproximovány hned ze tří okolních buněk v každém směru.

10.2 Kontrola a spuštění výpočtu

Kontrola řešení

K zajištění konvergence řešení bylo použito řízené změny Courantova čísla. Zahájení výpočtu s nadměrně hrubými odhady turbulentních veličin může vést k divergenci řešení [13]. Proto byl zvolen postup, kdy na začátku všech výpočtů byla hodnota Courantova čísla zvolena na 2 a poté v průběhu výpočtu bylo Courantovo číslo postupně zvyšováno v intervalu po 2000 iteracích vždy o hodnotu 2 (následující hodnoty tedy byly 4, 6, 8 atd.). Zvyšování vždy po 2000 iteracích se ukázalo z hlediska všech výpočtů jako vhodné, jelikož po tomto počtu iterací již nedocházelo ke změnám residuí a výpočet se ustálil na daných hodnotách, případně kolem daných hodnot osciloval. Se zvýšením Courantova čísla opět docházelo ke změnám a snižování hodnot residuí sledovaných veličin. Sledovanými veličinami byly: Nastavování hodnot Courantova čísla bylo řízeno pomocí řídicího souboru, tzv. journalu, ve kterém byl zapsán postup nastavení výpočtu a další potřebné údaje pro program Fluent (ukládání dat, apod.).

Sledování výpočtu

Během výpočtu byl sledován průběh těchto residuí: kontinuita, složky rychlosti- x, y a z, energie a výpočetní matice. Vždy, když residua začala vykazovat ustálený průběh, bylo zvýšeno Courantovo číslo, aby výpočet dále konvergoval (viz. Kontrola řešení).

Inicializace řešení

Před zahájením každého výpočtu se provedla, z hodnot definovaných pro oblast OKOLÍ, inicializace výpočtu, čímž byly hodnoty stavových veličin zapsány do všech elementů domény. Aby však po spuštění výpočtu nedocházelo k nestabilitě, byla na všech elementech uvnitř motorové gondoly nastavena rychlostní podmínka $v_y = 0 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, protože jinak by například proud před vstupem do kompresoru motoru měl rychlost o velikosti a směru volného proudu, definovaného na okrajové podmínce OKOLÍ, což by způsobovalo nestabilitu a možnou divergenci řešení.

Spuštění výpočtu

Výpočet byl vždy spuštěn ručně (uživatel) a pokud vykazoval konvergentní průběh, byl spuštěn, již dříve zmíněný řídicí soubor (journál) a výpočet se nechal běžet až do provedení všech kroků (zvyšování Courantova čísla), případně byl při divergenci nebo jiné nestabilitě automaticky ukončen.

11 Výsledky

Výsledky byly vyhodnoceny pro celkem 6 variant, kombinujících různé konfigurace nastavení klapky v motorové gondole (normální a odmrazovací) a dva režimy letu (ustálený horizontální let a stoupání na trati). Průměrná doba každého výpočtu uskutečněného na paralelním clusteru, byla při využití 24 jader přibližně 12 hodin.

11.1 Parametr Ram Recovery Ratio

11.1.1 Hodnoty parametru Ram Recovery Ratio

Hodnoty parametru RRR a dalších veličin pro jednotlivé spočtené případy jsou uvedeny v Tab. 11.1.

Tab. 11.1: Ram Recovery Ratio

Režim letu		Cestovní let horizontální			Stoupání na trati		
Konfigurace		Normální	Odmrazovací	Bez deflektoru a kanálu chladiče	Normální	Odmrazovací	Bez deflektoru a kanálu chladiče
Případ ¹⁾		A	C	E	B	D	F
MFR	kg/s	2,6842	2,6842	2,6842	3,0386	3,0386	3,0386
FP	m^2	2,86E-07	2,86E-07	2,86E-07	2,86E-07	2,86E-07	2,86E-07
PJC	$1/m$	55	55	55	55	55	55
ρ	$\frac{kg}{m^3}$	0,9091	0,9091	0,9091	1,0581	1,0581	1,0581
v	m/s	105,55	105,55	105,55	77,22	77,22	77,22
p_s	Pa	70108	70108	70108	84556	84556	84556
p_c	Pa	75295,391	75316,617	75298,898	87746,031	87758,43	87742,844
p_{cs}	Pa	74658,516	72729,516	74761,25	87166,289	85344,922	87192,039
RRR	-	0,8772	0,5033	0,8964	0,8183	0,2464	0,8272

¹⁾ Případy A, B, C a D odpovídají těm v Tab. 8.2, případy E a F jsou totožné a odpovídají konfiguraci bez deflektoru a kanálu chladiče

11.1.2 Zhodnocení výsledků Ram Recovery Ratio

Hodnoty RRR vyčíslené v Tab. 11.1 kvantitativně zhodnocují jednotlivé konfigurace nastavení klapky v motorové gondole, v závislosti na režimu letu. Všechny vyhodnocené výsledky odpovídají předpokladům, z hlediska režimu letu a konfigurace. Nejvyšších hodnot bylo dosaženo na případech A a B, tzv. normální konfigurace. V těchto případech byla otevřena pouze klapka za chladičem a tudíž většina vzduchu byla stlačena a nasána kompresorem motoru a pouze malá část byla odvedena přes kanál chladiče zpět do okolí. Jak je z výsledků u případů A a B patrné, tak v obou režimech letu vykazuje vstupní ústrojí vysokou hodnotu RRR a tudíž vliv rychlosti na hodnotu RRR není výrazný. Tato skutečnost však již neplatí v případech C a D, tzv. odmrazovací konfigurace, kdy kromě otevřené klapky za chladičem byla navíc vyklopena odledňovací klapka ve vstupním ústrojí a otevřena klapka

za deflektorem. V případě C se pouze přibližně 50% energie vstupujícího proudu využije na zbrzdění a stlačení před sítím motoru a v případě D je to ještě více než polovinu méně, tedy asi 24%. V odmrazovací konfiguraci, která je těmito dvěma případy reprezentována, je tedy hodnota RRR značně závislá na režimu letu a tedy především na rychlosti. Případy E a F jsou v podstatě porovnávacími případy, u kterých byl vynechán deflektor a kanál chladiče, a tedy klapka za deflektorem a za chladičem zde nejsou zohledněny, nebo si je lze představit jako by byly obě uzavřené. Klapka odledňovací je zachována, avšak je polohována jako zavřená, tedy nevyklopená. Tyto dva případy mají simulovat možnou změnu do budoucna, kdy právě kanál chladiče bude oddělen od vstupního ústrojí a tedy nově navržen a zároveň pro odmrazovací konfiguraci bude také navržen nový kanál a odledňovací klapka v jiné poloze. Tyto případy tedy předpokládají, že imaginární odledňovací klapka je uzavřena. Jak je patrné z výsledků, hodnoty RRR u případů E a F jsou nejvyšší, což správně odpovídá situaci, kdy všechny vzduch vstupující do hrdla vstupního kanálu je stlačován a následně přes síto motoru odveden do vstupního kanálu kompresoru.

11.2 Proudová pole

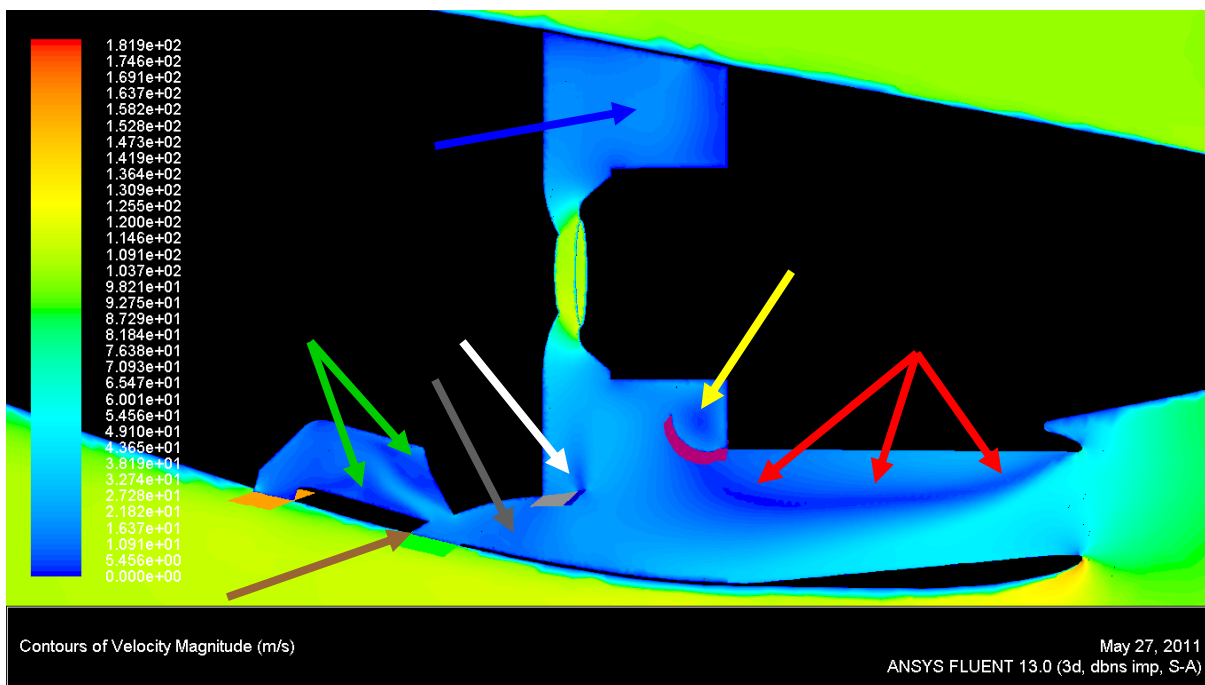
11.2.1 Vizualizace proudových polí

Byly vizualizovány případy A-D a jako porovnávací veličeny byly vybrány tyto: rychlost (Obr. 11.1-11.4), modifikovaná turbulentní viskozita (Obr. 11.5-11.8) a statický tlak (Obr. 11.9-11.12). Pro lepší grafické popsání vnitřního uspořádání jsou ve všech vizualizacích navíc zobrazeny tyto plochy: odledňovací klapka, VP-síto v uklidňovací komoře (i s nepropustným okrajem), klapka za deflektorem a klapka za kanálem chladiče. Plocha VP-síto motoru není vyobrazena, jelikož by zakrývala vstupní kanál kompresoru motoru a již zmíněnou VP-vstup do kompresoru. V případě vizualizací modifikované turbulentní viskozity a statického tlaku jsou naznačeny pouze okraje zobrazených ploch, aby nezakrývaly výsledky, jelikož v těchto vizualizacích jsou pohledy více pootočený, na rozdíl od rychlostního pole, které je téměř z bočního pohledu.

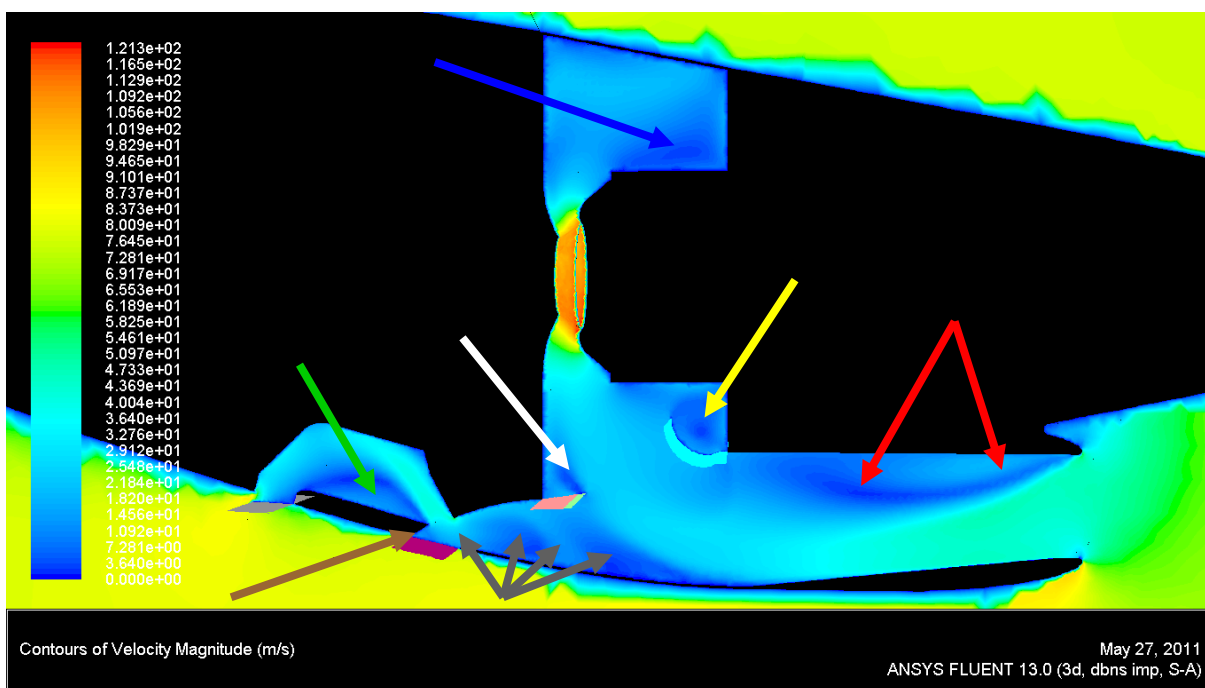
Modifikovaná turbulentní viskozita vychází ze zvláštní procesové veličiny, tzv. turbulentní viskozity, pomocí které model Spalart-Allmaras (a další modely) zohledňuje vliv turbulence. Turbulentní viskozita je v tomto modelu popsána jednou bilanční rovnicí a konstitutivními vztahy. Zmíněná bilanční rovnice bilancuje právě zvolenou modifikovanou turbulentní viskozitu. Míru turbulence lze nejlépe určit velikostí poměru turbulentní a molekulové viskozity.[19]

Rychlostní pole

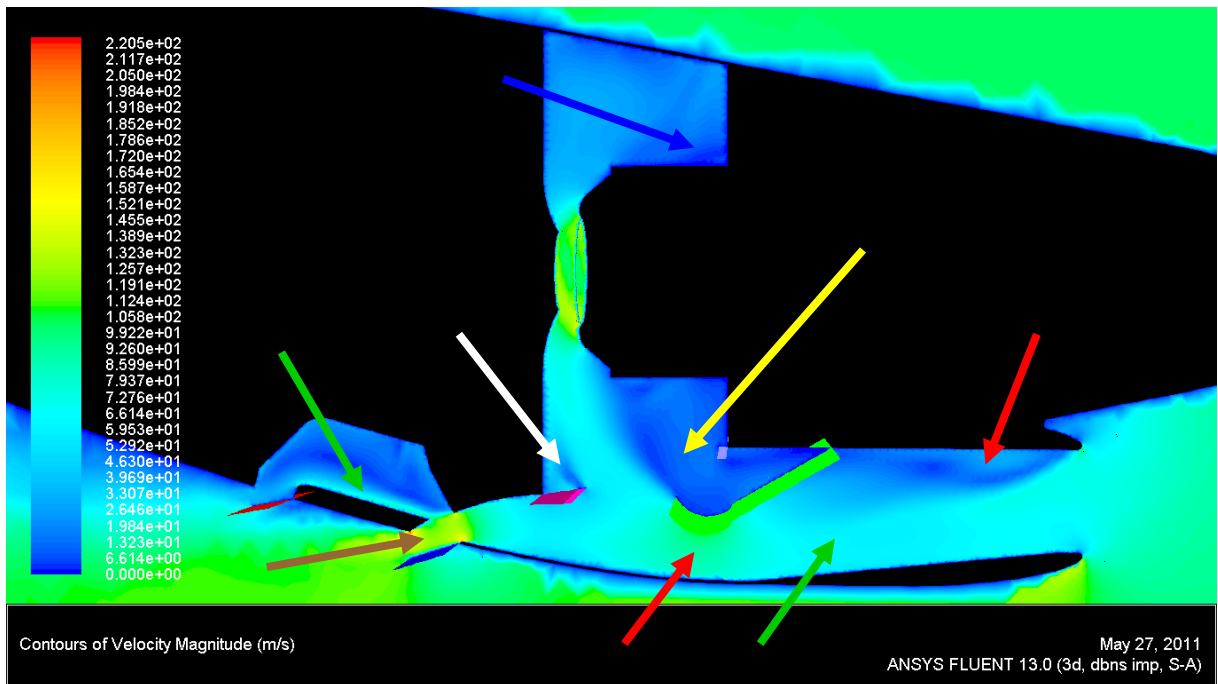
Na Obr. 11.1-11.4 je vyobrazeno rychlostní pole v rovině symetrie motorové gondoly a na VP-vstup do kompresoru.



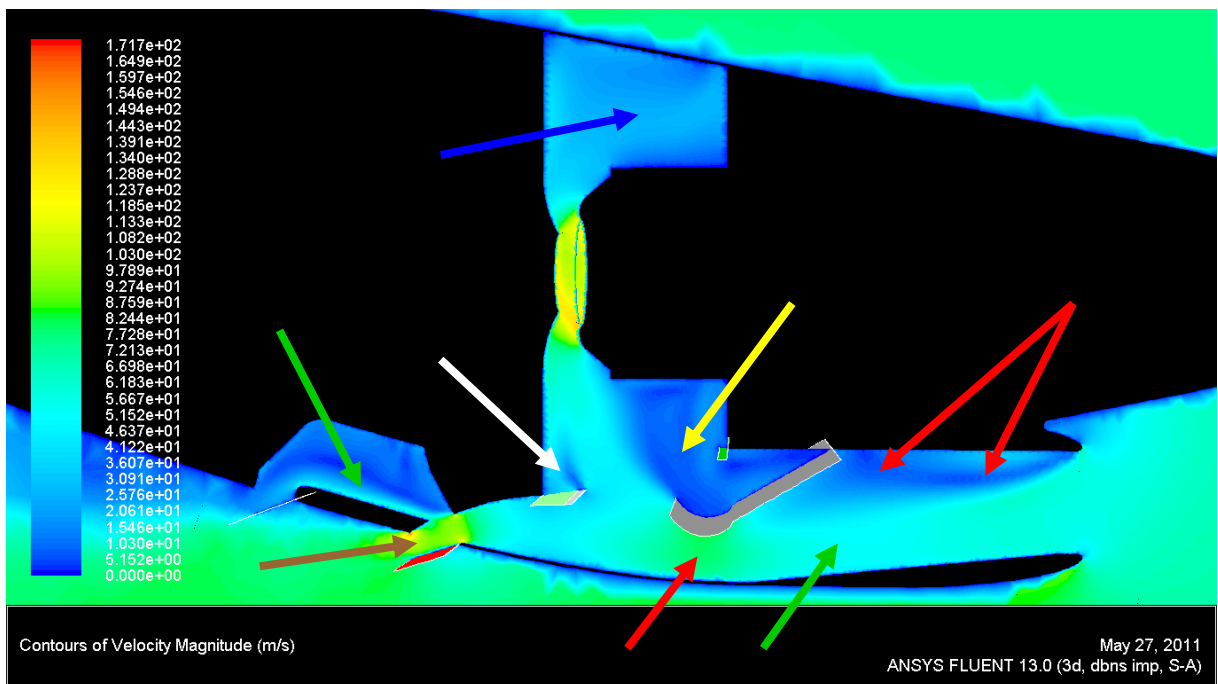
Obr. 11.1: Rychlostní pole-případ A



Obr. 11.2: Rychlostní pole-případ B



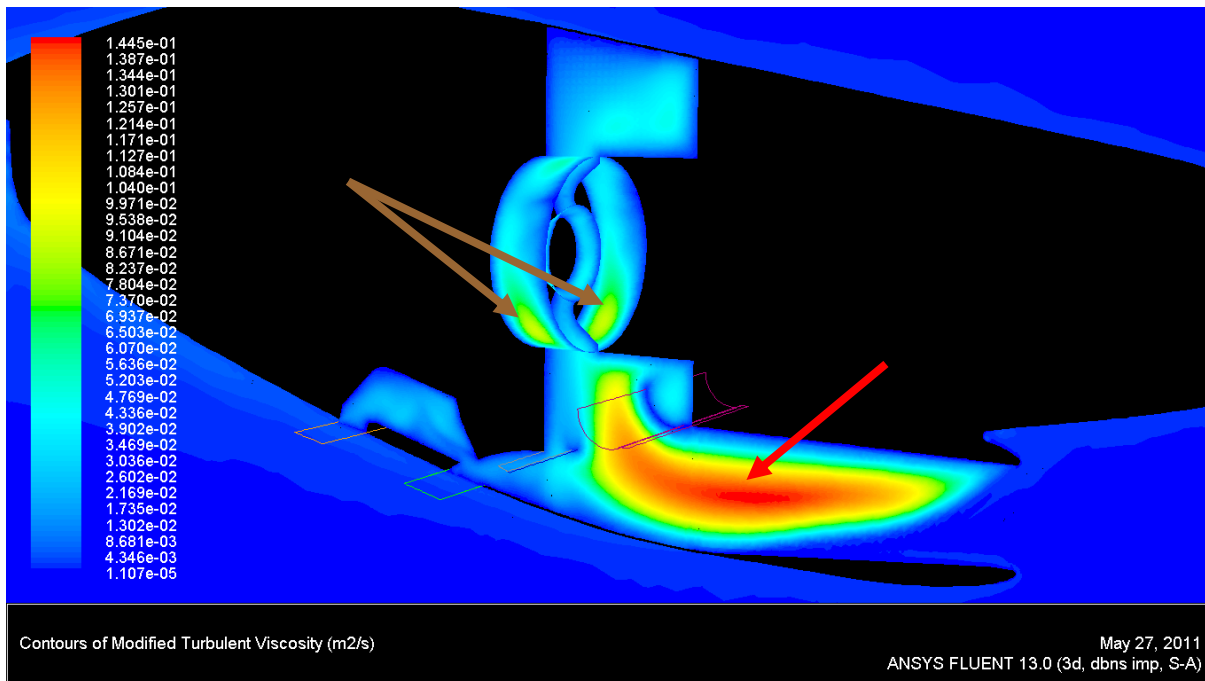
Obr. 11.3: Rychlostní pole-případ C



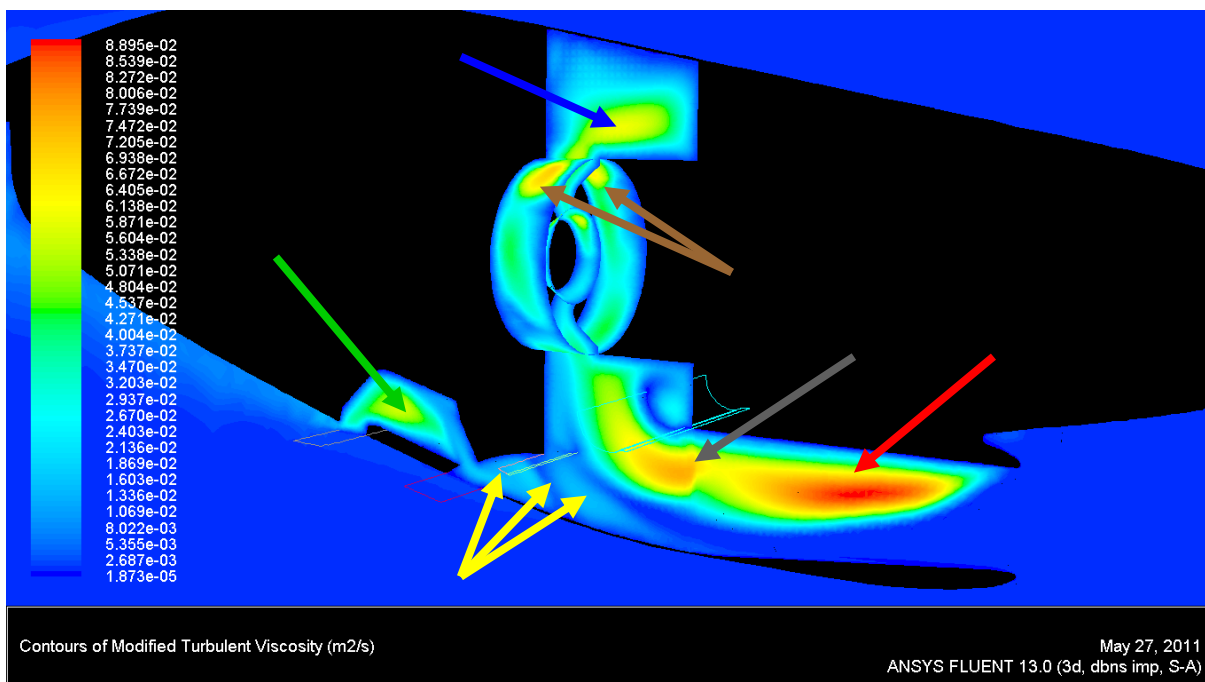
Obr. 11.4: Rychlostní pole-případ D

Modifikovaná turbulentní viskozita

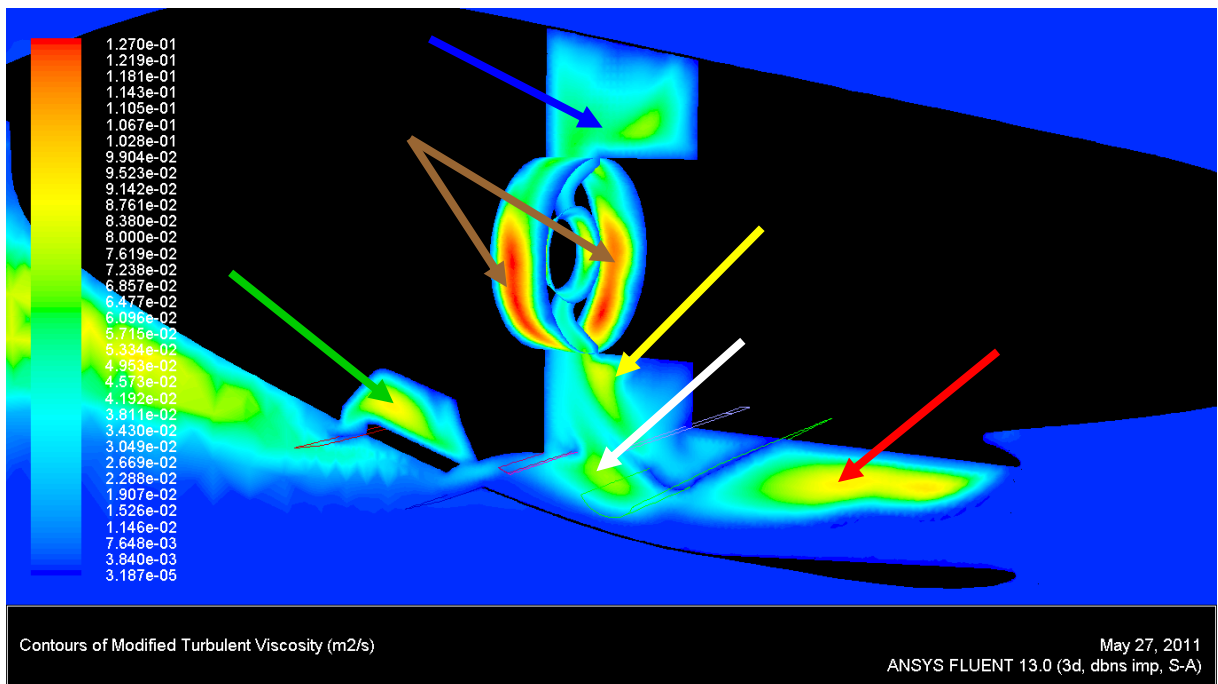
Na Obr. 11.5-11.8 je vyobrazeno rozložení modifikované turbulentní viskozity v rovině symetrie motorové gondoly, na VP-síto motoru a na VP-vstup do kompresoru.



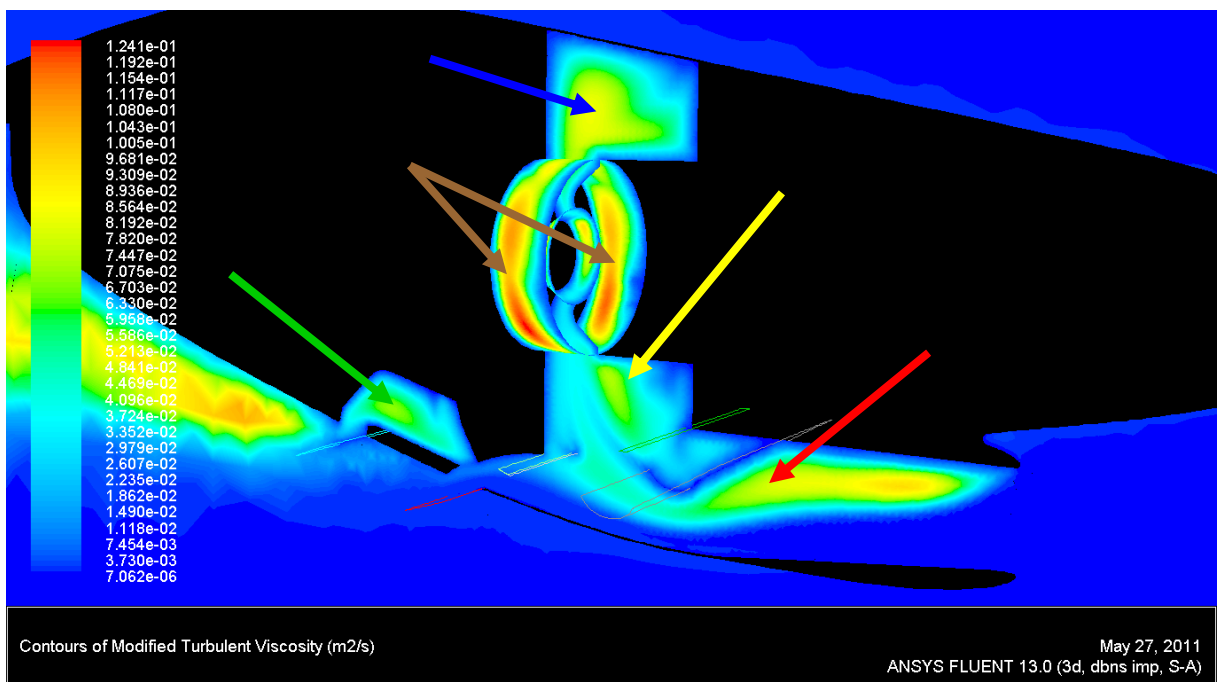
Obr. 11.5: Modifikovaná turbulentní viskozita-případ A



Obr. 11.6: Modifikovaná turbulentní viskozita-případ B



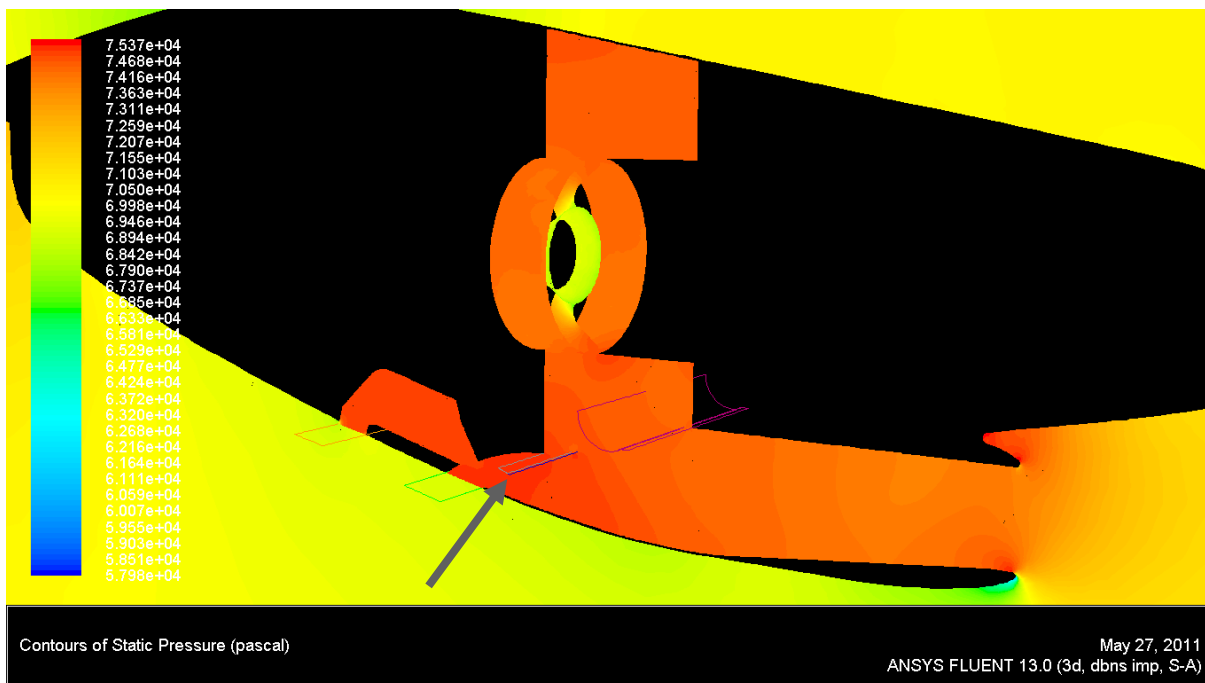
Obr. 11.7: Modifikovaná turbulentní viskozita-případ C



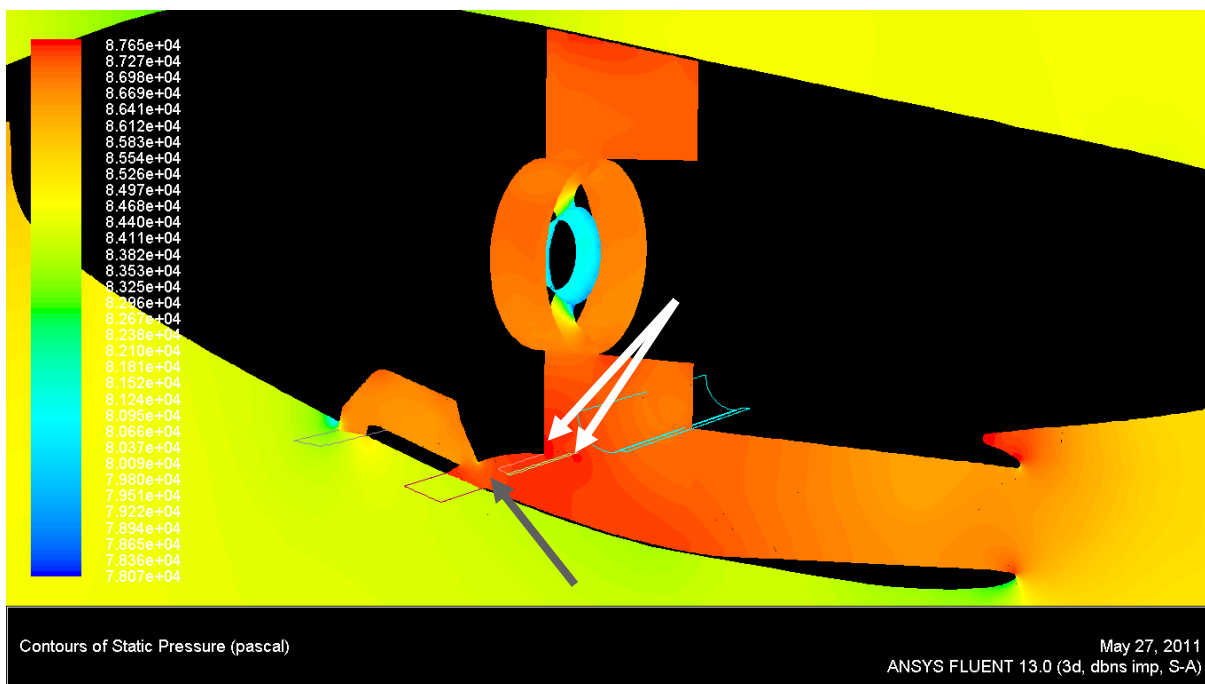
Obr. 11.8: Modifikovaná turbulentní viskozita-případ D

Tlakové pole - Statický tlak

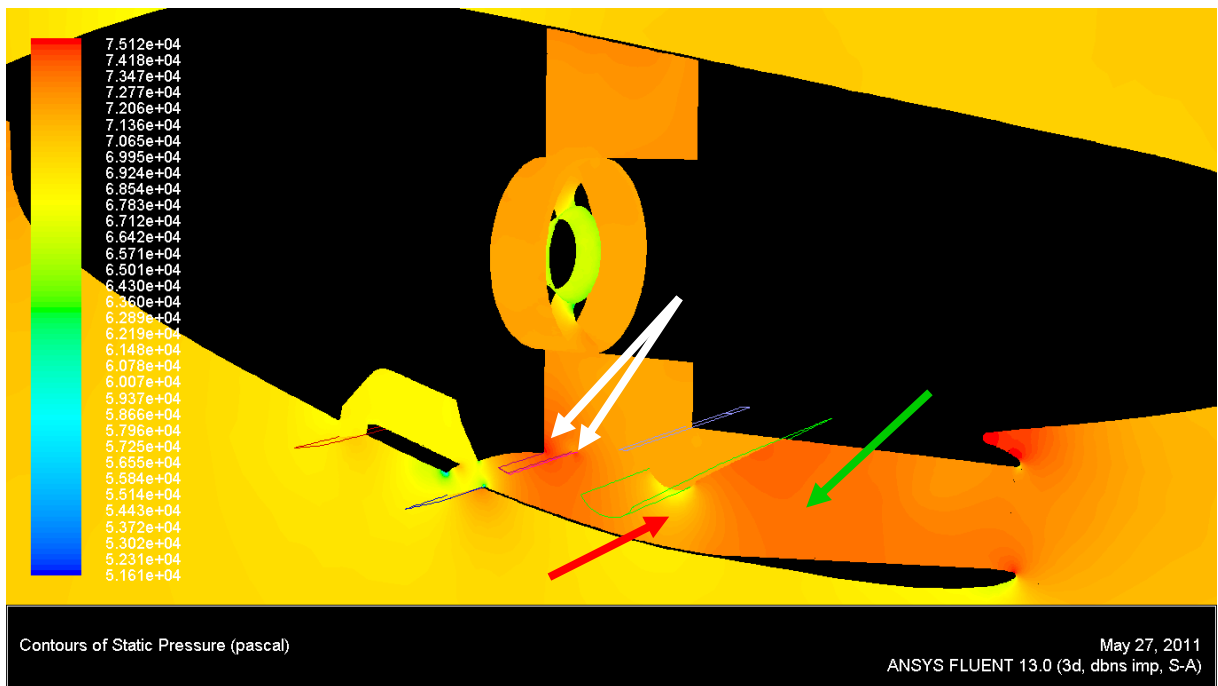
Na Obr. 11.9-11.12 je vyobrazeno tlakové pole v rovině symetrie motorové gondoly, na VP-síto motoru a na VP-vstup do kompresoru.



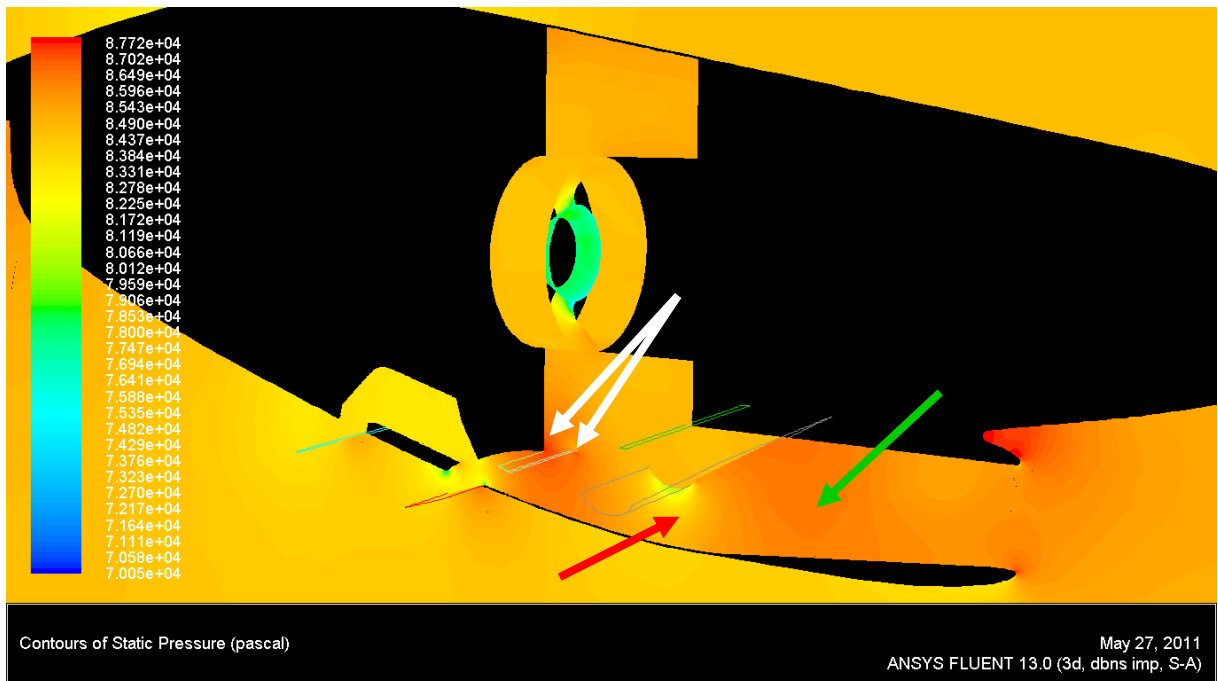
Obr. 11.9: Tlakové pole-případ A



Obr. 11.10: Tlakové pole-případ B



Obr. 11.11: Tlakové pole-případ C



Obr. 11.12: Tlakové pole-případ D

11.2.2 Vyhodnocení proudového pole

Vizualizací proudového pole se získalo kvalitativní vyhodnocení výsledků výpočtů proudění. Charakter proudění v jednotlivých případech je popsán níže, s tím, že byl vyhodnocován pouze charakter proudění uvnitř motorové gondoly, nikoliv vně. Pro vyhodnocování proudových polí bylo také nezbytné se zaměřit na absolutní hodnoty jednotlivých veličin (rychlost, modifikovaná turbulentní viskozita a statický tlak), jelikož se v jednotlivých případech mohou lišit a bylo tedy zapotřebí při vyhodnocování tuto skutečnost zohlednit. Toto se týká především vizualizací modifikované turbulentní viskozity. Tedy pokud ve vyhodnocování jednotlivých případů bude zmiňována velikost turbulence (odvozená z vizualizace modifikované turbulentní viskozity), tak je třeba ji, z vizualizačního (grafického) znázornění i z vyhodnocení, brát s ohledem na její absolutní hodnoty v daném případě a neporovnávat jí s ostatními případy, jelikož tyto hodnoty se především v případech A a B značně liší, stejně tak při porovnání případu B s téměř shodnými případy C a D. Absolutní hodnoty modifikované turbulentní viskozity v případě A jsou porovnatelné s případy C a D, jelikož rozdíl není tak výrazný. Při porovnávání případů z hlediska rychlosti a statického tlaku je také třeba brát v úvahu absolutní hodnoty těchto veličin, ale rozdíly mezi jednotlivými případy již nejsou tak výrazné.

Případ A

Případ A je vizualizován na Obr. 11.1, 11.5 a 11.9.

V případě A dochází k velkému odtržení proudu po celé délce horního povrchu vstupního kanálu (Obr. 11.1 a 11.5, červené šipky), k následné recirkulaci vzduchu v této oblasti, ke ztrátám energie proudu vlivem vnitřního tření a tudíž k výraznému "zalepení" kanálu. Rychlost proudu se v určitých místech blíží nulové hodnotě (Obr. 11.1, tmavě modrá barva) a zároveň je spotřebovávána určitá část energie při výrazném tření molekul (Obr. 11.5, tmavě červená barva). Vzduch tedy proudí převážně kolem dolního povrchu vstupního kanálu. Tento jev je způsoben tím, že za zavřenou odledňovací klapkou na horním povrchu kanálu následuje výrazná změna průřezu (přechod ze vstupního kanálu do uklidňovací komory) a tím pádem by proud musel být velmi zakřiven, aby byl nasměrován dále do síta motoru. Vzduch přicházející od dolního povrchu vstupního kanálu a uklidňovací komory má naopak svou trajektorii méně zakřivenou a proto snadněji proudí směrem k sítu motoru. Zároveň zde proud spotřebuje méně energie na protečení, jelikož se šíří cestou menšího odporu. Další podstatný vír se tvoří za zavřenou odledňovací klapkou (Obr. 11.1, žlutá šipka), avšak kdyby na tomto místě nebyl oblouk klapky, tak by se zde vír vytvářel také a zároveň by byl větších rozměrů a více tak ovlivňoval zbytek proudu. Síto umístěné v uklidňovací komoře nezpůsobuje prakticky žádné výrazné ovlivnění proudu, pouze jeho nepropustný (pevný) okraj způsobuje jisté zbrzdění proudu a změnu tlaku v jeho okolí (Obr. 11.1, bílá šipka). V horní části uklidňovací komory je proudění ustálené (Obr. 11.1, modrá šipka), ovlivněné pouze v rozích. Na síti motoru jsou po stranách patné oblasti turbulencí (Obr. 11.5, hnědé šipky), které se tudíž vytvářejí již v oblastech uklidňovací komory před tímto sítem. Před vstupem do deflektoru a v něm je proud rovnoměrně brzděn (Obr. 11.1, šedá šipka) a proto je také uvnitř deflektoru zvýšený statický tlak (Obr. 11.9, šedá šipka). Vzduch je také zavřen v oblasti před uzavřenou klapkou za deflektorem (Obr. 11.1, hnědá šipka), jelikož z této oblasti nemá vzduch kam volně odcházet. Proudění kanálem chladiče je, z důvodu na minimum otevřené klapky za chladičem, velmi pomalé a z velké části odtržené a zavřené (viz Obr. 11.1, zelené šipky) a kanál je tedy takřka celý "zalepen".

I přes odtržení proudu na horním povrchu vstupního kanálu, které mimo jiné odpovídá stejnému jevu, který byl pozorován při dřívějším řešení tohoto problému (viz. Kapitola 7), si tato konfigurace zachovává vysokou hodnotu RRR. Co se týče chlazení oleje, tak se proudění kanálem chladiče oleje jeví jako nedostatečné a pro ověření schopnosti uchládit olej v této konfiguraci a režimu letu, by se musel provést výpočet s použitím porézního média, přesně charakterizujícím daný chladič.

Případ B

Případ B je vizualizován na Obr. 11.2, 11.6 a 11.10.

Podobně jako v případě A dochází také v tomto případě na horní straně vstupního kanálu k odtržení proudu a následnému zavírání (Obr. 11.2, červená šipka). Tato oblast je však cca dvoutřetinová, co se délky odtržení týče. V tomto případě se však rozvíření začíná opět rozvíjet od oblasti pod zavřenou odledňovací klapkou (Obr. 11.6, šedá šipka). Nicméně je proudění vstupním kanálem mnohem rovnoměrnější bez výrazného "zalepení" kanálu, jak tomu bylo v případě A. Velmi podobný charakter proudění jako v případě A je opět v oblasti nad zavřenou odledňovací klapkou (Obr. 11.2, žlutá šipka), v oblasti kolem síta v uklidňovací komoře a jeho pevného okraje (Obr. 11.2, bílá šipka) a také v oblasti před uzavřenou klapkou za deflektorem (Obr. 11.2, hnědá šipka). V okolí okraje síta a jeho pevného okraje pouze dochází k většímu nárůstu statického tlaku než v případě A (Obr. 11.10, bílé šipky). Mírně odlišný charakter má proudění v horní části uklidňovací komory, jelikož je proud více zbrzděn nad povrchem motoru, ohraničujícím uklidňovací komoru (Obr. 11.2, modrá šipka) a také v této oblasti narůstá rozvíření (Obr. 11.6, modrá šipka), které se následně projevuje také na sítu motoru (Obr. 11.6, hnědé šipky). Oproti případu A je odlišné proudění před deflektorem a v něm. Před vstupem do deflektoru (v uklidňovací komoře) se proud zbrzdí, poté se urychluje, znova zbrzdí a před vstupem do kanálu chladiče opět urychluje (Obr. 11.2, šedé šipky) a statický tlak zde klesá (Obr. 11.10, šedá šipka). Tyto změny v rychlosti proudu se projevují i v charakteru turbulence v této oblasti (Obr. 11.6, žluté šipky). Toto střídavé urychlování a zpomalování proudu je pravděpodobně dáno tím, že zrychlené proudění a tím pádem vyšší podtlak v kanálu chladiče odsávají z deflektoru vzduch, ale pouze po jeho horním povrchu. Tím vzniká v deflektoru jakási bublina, kde se zbrzděným a zavřeným proudem. Proudění kanálem chladiče má v tomto případě lepší vlastnosti, jelikož klapka za kanálem chladiče je otevřena o téměř třikrát větší hodnotu než v případě A. I přesto však ve spodní polovině kanálu dochází k odtržení proudu a jeho recirkulaci (Obr. 11.2, zelená šipka) a tím k "zalepení" kanálu téměř z poloviny. V kanálu se také objevuje velká turbulentní oblast (Obr. 11.6, zelená šipka).

Tento případ také vykazuje dobrou hodnotu RRR, při rovnoměrnějším proudění vstupním kanálem. Proudění kanálem chladiče je lepší, než tomu bylo v případě A, avšak stále není dostatečně dobré a opět se tedy doporučuje provést výpočet se zahrnutím chladiče jako porézního média.

Vyhodnocení případu B s porézním tělesem simulujícím chladič oleje

Výsledky se týkají případu B, kdy pomocí porézního tělesa byl simulován vliv chladiče oleje.

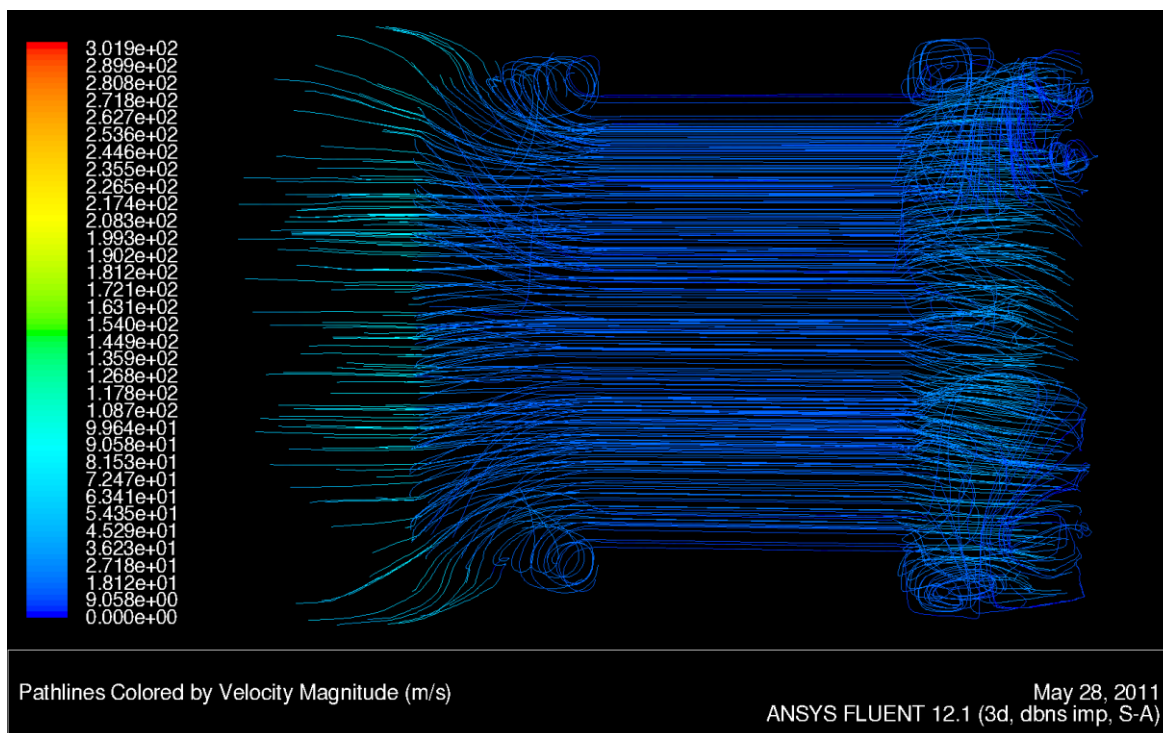
Z hlediska svého charakteru se proudění při průchodu chladičem oleje chová tak, jak bylo očekáváno, tudíž, že všechny proudnice jsou rovnoběžné a to ve směru kanálu chladiče (Obr. 11.13 a 11.14). Statický tlak vypočtený na vstupní ploše chladiče má hodnotu 86849 Pa a na výstupní ploše 86522 Pa. Rozdíl těchto tlaků dává hodnotu tlakové ztráty, která v tomto případě činí 327 Pa. Hmotnostní tok chladičem byl vypočten na hodnotu 0,46 kg/s. Dosazením hodnoty hmotnostního toku za neznámou x v polynomickém vyjádření závislosti tlakových ztrát na hmotnostním toku (Graf. 6) byla doložena hodnota tlakové ztráty, které se mělo dosáhnout, viz. následující výpočet:

$$y = \Delta p = 750,21 \cdot x^2 + 350,79 \cdot x - 2,6474 \quad (11.1)$$

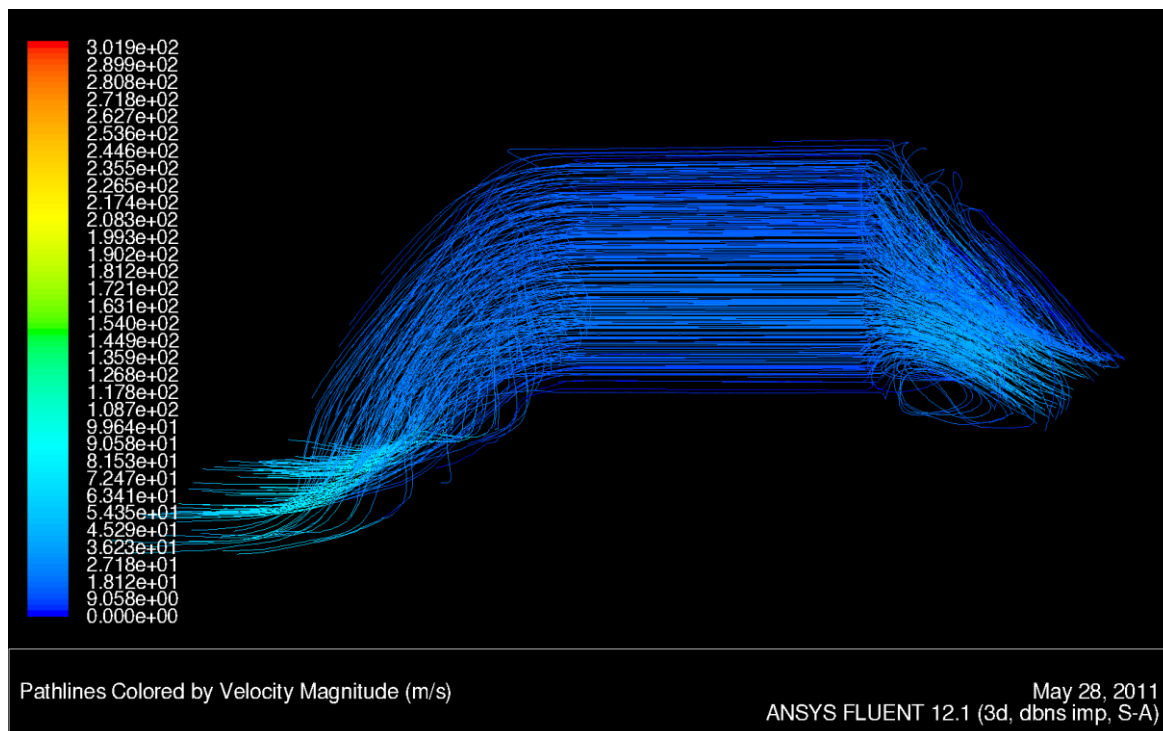
$$y = \Delta p = 750,21 \cdot 0,46^2 + 350,79 \cdot 0,46 - 2,6474$$

$$y = \Delta p = 317,5 \text{ Pa}$$

Výsledkem výpočtu je tedy skutečnost, že analýza proudění kanálem chladiče velmi dobře predikovala požadovanou tlakovou ztrátu na chladiči, jelikož rozdíl vypočtené a požadované tlakové ztráty činil pouhých 9,5 Pa. Jelikož však data pro chladič neodpovídají skutečnému chladiči na letounu L-410, tak je zapotřebí brát tento výpočet pouze jako ilustrativní, popisující výpočet hodnot nutných pro nastavení porézního média.



Obr. 11.13: Proudnice v kanálu chladiče-pohled shora



Obr. 11.14: Proudnice v kanálu chladiče-pohled z boku

Případy C a D

Případ C je vizualizován na Obr. 11.3, 11.7 a 11.11. Případ D je vizualizován na Obr. 11.4, 11.8 a 11.12.

Tyto dva případy budou popisovány společně, jelikož charaktery proudových polí těchto režimů vykazují stejné nebo podobné rysy.

V obou případech, stejně jako v předchozích, dochází také k odtrhávání proudu na horním povrchu vstupního kanálu, přičemž v případě C je odtržením ovlivněná oblast menší (Obr. 11.3, červená šipka), než v případě D, ve kterém je tato oblast rozšířena až po otevřenou odledňovací klapku (Obr. 11.4, červené šipky). V této oblasti vstupního kanálu je také v obou případech stejné chování proudu z hlediska recirkulace a turbulencí, s tím rozdílem, že v případě C je ovlivněná oblast rozšířena po začátek otevřené odledňovací klapky, je na začátku tenčí, s rozšiřujícím se charakterem po proudu (Obr. 11.7, červená šipka), kdežto v případě D je ovlivněná oblast od počátku tlustší, ale poté zabírá po proudu stále přibližně stejnou oblast a navíc je delší, až do poloviny otevřené odledňovací klapky (Obr. 11.8, červená šipka). Oblast vstupního kanálu a potažmo také uklidňovací komory je v těchto případech problematická z hlediska statického tlaku proudu, což je způsobeno otevřenou odledňovací klapkou. Proud se po vstupu do rozšiřujícího se kanálu sice nejprve zpomaluje a stlačuje (Obr. 11.3 a 11.4, červená šipka a Obr. 11.11 a 11.12, červená šipka), což je od vstupního ústrojí především požadováno, ale poté se dostává do oblasti otevřené odledňovací klapky, která výrazně redukuje příčný průřez kanálu. Tím pádem se proud urychluje a jeho statický tlak výrazně klesá (Obr. 11.3 a 11.4, zelená šipka a Obr. 11.11 a 11.12, zelená šipka). Tento negativní jev již není následným rozpínáním vzduchu v uklidňovací komoře vykompenzováno, což se následně velmi negativně projevuje v nízkých hodnotách RRR, zejména v případě D. Velmi výrazné odtržení a zbrzdění proudu je v oblasti nad otevřenou odledňovací klapkou (Obr. 11.3 a 11.4, žlutá šipka) a jelikož je tato oblast poměrně velká a v

podstatě tvořená ze dvou částí (mezi začátkem klapky a vstupním kanálem a mezi koncem klapky a motorem, tak zde nedochází k prakticky žádné recirkulaci proudu a nevznikají zde ani výraznější turbulence. Velmi podobné chování proudu z hlediska turbulence je také v oblasti horní části uklidňovací komory (Obr. 11.7 a 11.8, modrá šipka) i dolní části uklidňovací komory (Obr. 11.7 a 11.8, žlutá šipka), přičemž v případě D je v horní části oblast ovlivnění výrazně větší, naopak v případě C je větší oblast ovlivnění ve spodní části uklidňovací komory. Navíc se v případě C v oblasti za otevřenou odledňovací klapkou (ve směru proudu) vyskytuje další turbulentní oblast (Obr. 11.7, bílá šipka). Vznik této oblasti je pravděpodobně zapříčiněn tím, že proud, který se v této oblasti dělí do dvou směrů, je z důvodu vyšší rychlosti letu výrazněji odsáván přes klapku za deflektorem, ale současně výraznou rychlostí směřuje jeho druhá část směrem k sítu motoru. Z hlediska rychlosti v horní části uklidňovací komory jsou oba případy opět velmi podobné, avšak v případě C je rozložení rychlosti rovnoměrnější se zbrzděním v rozích (Obr. 11.3, modrá šipka), kdežto v případě D je výraznější oblast zbrzdění proudu nad povrchem motoru (Obr. 11.4, modrá šipka). Na sítu motoru se vyskytují v obou případech téměř shodné oblasti turbulence, s tím rozdílem, že v případě C má větší intenzitu (Obr. 11.7, hnědé šipky), než v případě D (Obr. 11.8, hnědé šipky). Stejně jako v případě B dochází také v těchto dvou případech k nárůstu statického tlaku u krajů síta v uklidňovací komoře a jeho pevného okraje (Obr. 11.11 a 11.12, bílé šipky). Proudění deflektorem je v obou případech rovnoměrné se zrychlením před otevřenou klapkou za deflektorem (Obr. 11.3 a 11.4, hnědá šipka), které je způsobeno odsáváním vlivem rychlejšího proudění vně motorové gondoly. Proudění kanálem chladiče je v obou případech prakticky pouze u dolního povrchu kanálu (Obr. 11.3 a 11.4, zelená šipka), protože většina proudu z deflektoru odchází ven přes klapku umístěnou za ním. Ve zbytku kanálu je proudění odtrženo s výrazným zavířením a recirkulací (Obr. 11.7 a 11.8, zelená šipka).

Jak z předcházejícího textu vyplývá, proudění v obou případech mělo velmi podobný charakter. Nejvíce bylo proudění ovlivněno otevřenou odledňovací klapkou a tím pádem také otevřenou klapkou za deflektorem. Největšími problémy těchto odmrazovacích konfigurací jsou nedostatečné stlačení proudu vlivem otevření obou zmíněných klapek a tím pádem nízké hodnoty RRR a dále nedostatečné a z hlediska charakteru proudění nevhodné proudění kanálem chladiče. Tudiž stejně jako v předchozích případech by bylo zapotřebí provést výpočet s uvažováním reálného chladiče.

Pro všechny případy

Po průchodu sítem motoru je proud po předchozím zbrzdění v kanále a uklidňovací komoře opět urychlován z důvodu zužujícího se kanálu a vlivem nasávání kompresoru a dochází zde tedy k poklesu statického tlaku. Avšak proto, že byl proud průchodem přes vstupní kanál a uklidňovací komoru stlačen, tak kompresor stále nasává vzduch o větším statickém tlaku, než kdyby nasával nestlačený vzduch z volného proudu.

11.3 Shrnutí výsledků

Výsledky ukázaly mnoho zajímavých rysů proudění ve vstupním ústrojí motorové gondoly letounu L-410. Hlavním poznatkem je především to, že charakter proudění není výrazně ovlivněn režimem letu (rychlostí, úhlem náběhu a výkonem motoru), ale především konfigurací všech tří klapek. Podstatným problémem je odtrhávání proudu na horní straně vstupního kanálu, které se projevilo ve všech vypočtených případech. Z tohoto hlediska se vstupní kanál jeví jako předimenzovaný a bylo by proto vhodné upravit jeho rozměry tak, aby více vyhovoval požadavkům motoru na hmotnostní tok. Dalším problémem jsou nízké hodnoty RRR v odmrazovacích konfiguracích. Avšak nejvýraznějším problémem celé koncepce vstupního ústrojí je bezesporu propojení kanálu chladiče s deflektorem určeným pro odmrazování. Tato varianta řešení vstupního ústrojí přináší nejen nevhodné proudění kanálem chladiče, ale také to, že stálé propojení kanálů způsobuje tlakové ztráty v proudu pro plnění kompresoru motoru.

12 Oblasti možného zlepšení vstupního ústrojí

Návrhy v této kapitole jsou pouze rámcového charakteru a vycházejí z poznatků nabytých při analýze výsledků výpočtů a ze zkoumání způsobů řešení vstupních ústrojí na podobných letounech a předkládají způsob možných úprav skutečné motorové gondoly letounu L-410. Cílem těchto úprav by mělo být zlepšení charakteristik proudění za účelem zvýšení výkonu motoru a zvýšení účinnosti chlazení oleje, při zachování schopnosti odvádění nebezpečných pevných částic, v případech, kdy je to nutné.

Hlavní podstatou úprav současného stavu je především oddělení kanálu chladiče oleje od kanálu odvádějícího pevné částice při odmrazovacím režimu. Chlazení oleje je totiž nezbytnou činností v každém režimu letu, v každé konfiguraci vstupního ústrojí a především po celou dobu letu od startu až po přistání. Kdežto odvádění pevných částic ze vstupního ústrojí je spíše časově omezenou činností, která je využívána buďto v zimním období při nepříznivých povětrnostních podmínkách pro trasování částic ledu nebo případně při startu z nezpevněných VPD, pro trasování drobných kamenů a jiných nečistot nasávaných vstupním ústrojím.

První navrženou změnou konstrukce je snížení stavební výšky vstupního kanálu, tak aby více vyhovoval požadavkům motoru na množství a tlak vzduchu na vstupu do kompresoru (případně na sítu motoru), při současném zachování ostatních geometrických parametrů a vlastností tohoto kanálu

Další konstrukce spočívá v návržení nového kanálu pro chlazení oleje, za použití zapuštěného NACA vstupu ze spodní strany motorové gondoly, na který by navazoval difuzor, na něj následně chladič oleje (kanál chladiče oleje) a na závěr konfuzor, ze kterého by odcházel chladič vzduch zpět do volného proudu. Nejvhodnější variantou tohoto řešení by navíc byla varianta bez užití jakékoliv klapky regulující průtok vzduchu chladičem, tak že by NACA vstup, difuzor i konfuzor byly navrženy pro celý rozsah teplot okolí ve všech režimech letu a regulace klapkou by nebyla potřebná.

Poslední změnou konstrukce vstupního ústrojí je změna systému pro odmrazování. Tím, že by pro kanál chladiče byl využit NACA vstup umístěný na spodní straně motorové gondoly, nebylo by možné kanál odvádějící pevné částice směřovat tímto směrem. Tento problém by se vyřešil rozdělením kanálu a nasměrováním každého z jeho ramen na jednu stranu motorové gondoly. Zároveň by nebylo využito sklopné odledňovací klapky ve vstupním kanálu, ale výrazně menší výklopné klapky na vstupu do kanálu pro odvádění pevných částic, s tím, že by se klapka vyklápěla směrem dovnitř uklidňovací komory a zároveň by tak plnila funkci současného síta v uklidňovací komoře, které má v podstatě pouze funkci směrování pevných částic v odmrazovací konfiguraci. Odstranění sklopné odledňovací klapky by zlepšilo charakter proudění v odmrazovací konfiguraci.

13 Závěr

Cílem diplomové práce bylo pomocí CFD metod analyzovat charakter proudění ve vstupním ústrojí motorové gondoly turbovrtulového motoru, identifikovat případné problematické oblasti a rámcově navrhnout možnosti změny konstrukce za účelem zlepšení současného stavu. Analýza měla být provedena jak z hlediska kvantitativního (určení hodnot Ram Recovery Ratio a ztrát ve vstupním kanále), tak také z hlediska kvalitativního (vyhodnocení proudového pole). Součástí zadání byla také příprava samotného výpočetního modelu na základě modelu geometrického.

Před zahájením řešení samotného zadání diplomové práce byla vypracována kalibrační úloha. Účelem této kalibrační úlohy byla možnost projít všemi nezbytnými kroky, které příprava geometrického i výpočetního modelu a řešení úloh metodami CFD vyžaduje. Tato úloha poskytla cenné zkušenosti s úpravou geometrického modelu, jeho následným síťováním a poté s nastavením a vyhodnocením výpočtů CFD metodou. Navíc bylo možno výsledky této úlohy porovnat s experimentálně zjištěnými daty, což umožnilo lepší analýzu výsledků s možností zjištění příčin a důsledků u případných odlišností. Většina znalostí nabytých při vypracování této úlohy, byla následně vhodně aplikována při vypracování zadání diplomové práce.

V další části již byla zahájena práce na zadání diplomové práce. Prvním a pro další průběh práce nezbytným úkolem bylo vytvoření vhodného geometrického modelu. Zadání diplomové práce sice předpokládalo, že geometrický model bude dodán v hotové podobě, ale skutečnost byla taková, že bylo zapotřebí z více zdrojů výsledný model teprve vytvořit. Tato část diplomové práce se nakonec ukázala jako časově nejvíce náročnou. Geometrický model byl vytvořen v softwaru CATIA, přičemž výsledná verze obsahovala tři různé konfigurace nastavení klapky ve vstupním ústrojí motorové gondoly. Vnitřní část modelu byla tvořena těmito základními částmi: vstupním kanálem, uklidňovací komorou, vstupním kanálem kompresoru motoru, deflektorem, kanálem chladiče a třemi nastavitelnými klapkami - odledňovací klapkou, klapkou za deflektorem a klapkou za kanálem chladiče.

Poté následovala část, ve které byla na všech konfiguracích modelu vytvořena povrchová a objemová síť. Pro tuto část práce byl zvolen software Ansys ICEM. Navíc, kromě tří zmíněných konfigurací, byla ještě v této části vytvořena síť pro variantu bez deflektoru a kanálu chladiče, tedy pouze se vstupním kanálem, uklidňovací komorou a vstupním kanálem kompresoru motoru. Tato varianta sloužila pouze pro porovnávání s variantami předchozími z hlediska hodnoty Ram Recovery Ratio.

Další částí bylo nastavení a provedení výpočtů zmíněných konfigurací a to na základě charakteristických režimů letu a pro dané okrajové podmínky. Výpočty byly nastaveny a provedeny z pomocí softwaru Ansys Fluent.

V předposlední části bylo provedeno vyhodnocení dat získaných pro všechny vypočtené případy. Byly tedy určeny hodnoty Ram Recovery Ratio, z nich plynoucí ztráty vstupního ústrojí a vyhodnocena jednotlivá proudová pole. Byly také identifikovány a popsány problematické oblasti.

V závěrečné části byl proveden rámcový návrh změn, které by bylo možno aplikovat na současný stav motorové gondoly a vstupního ústrojí, tak aby se dosáhlo zlepšení v charakteru proudění a tím zvýšení výkonu motoru, zvýšení účinnosti chlazení oleje a zjednodušení a zefektivnění systému odmrazování.

Seznam použitých zdrojů

- [1] MOLNÁR, Vojtech. *Počítačová dynamika tekutin* [online]. 14.12.2009 [cit. 2011-04-20]. Čo je CFD?. Dostupné z WWW: <<http://www.cfd.sk/cfd-book/node5.html>>.
- [2] MOLNÁR, Vojtech. *Počítačová dynamika tekutin* [online]. 14.12.2009 [cit. 2011-04-20]. Metóda konečných objemov. Dostupné z WWW: <<http://www.cfd.sk/cfd-book/node121.html>>.
- [3] POPELA, Robert. *Nástroje numerické simulace proudění* [prezentace]. 14.-15.2.2011 Brno : Letecký ústav FSI, VUT.
- [4] MATTINGLY, Jack D.; HEISER, William H.; PRATT, David T. *AIAA Education Series : Aircraft Engine Design*. Second Edition. Reston (Virginia, USA) : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 692 s. ISBN 1-56347-538-3.
- [5] WALSH, Philip P.; FLETCHER, Paul. *Gas Turbine Performace*. First Edition. Oxford (United Kingdom) : Blackwell Science, 1998. 628 s. ISBN 0-632-04874-3.
- [6] ORLITA, Albert; ORLITA, Michal. *L410* [online]. 2011 [cit. 2011-04-29]. Historie. Dostupné z WWW: <<http://www.l410.cz/wp/historie>>.
- [8] *Planes.cz* [online]. 2010 [cit. 2011-05-2]. L410UVP-E20 - OK-SLV - Aircraft Industries - Kunovice (UHE / LKKU). Dostupné z WWW: <<http://www.planes.cz/cs/photo/1086889/l410uvp-e20-ok-slv-aircraft-industries-kunovice-uhe-lkku/>>.
- [7] *Airlines-inform.com* [online]. 2008 [cit. 2011-05-29]. Let L-410. Dostupné z WWW: <<http://www.airlines-inform.com/commercial-aircraft/L-410.html>>.
- [9] *Deagel.com* [online]. 12.2.2011 [cit. 2011-05-29]. GE M601 engine on L410 commuter aircraft. Dostupné z WWW: <http://www.deagel.com/library/GE-M601-engine-on-L410-commuter-aircraft_m02011021200002.aspx>.
- [10] Walter M601. In *Wikipedia : the free encyclopedia* [online]. St. Petersburg (Florida) : Wikipedia Foundation, 25.12.2008, last modified on 14.2.2011 [cit. 2011-05-29]. Dostupné z WWW: <http://en.wikipedia.org/wiki/Walter_M601>.
- [11] *Scribd.com* [online]. 11.9.2010 [cit. 2011-03-08]. Maintenance Manual Walter m601e, m601e-21. Dostupné z WWW: <<http://www.scribd.com/doc/41754002/Maintenance-Manual-Walter-m601e-m601e-21>>.
- [12] *General Aviation News* [online]. 5.8.2009 [cit. 2011-03-15]. GE Aviation prepares to test H80 engine. Dostupné z WWW: <<http://www.generalaviationnews.com/2009/08/05/ge-aviation-prepares-to-test-h80-engine/>>.
- [13] Archiv:Walter M 601 mounted.JPG. In *Wikipedia : the free encyclopedia* [online]. St. Petersburg (Florida) : Wikipedia Foundation, 17.5.2007, last modified on 17.5.2007 [cit. 2011-05-29]. Dostupné z WWW: <http://es.wikipedia.org/wiki/Archivo:Walter_M_601_mounted.JPG>.

- [14] *Applied Aerodynamics Drag Prediction Workshop* [online]. 2001, 6.11.2002 [cit. 2011-02-05]. 1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop. Dostupné z WWW: <<http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>>.
- [15] CHUDÝ, Petr; FILÁKOVSKÝ, Karol; FRIEDL, Jan. Aerodynamic Analysis of Turboprop Engine Air Intake. *Acta Polytechnica : Journal of Advanced Engineering* [online]. 2004, Vol. 44, No. 3, [cit. 2011-02-10]. Dostupný z WWW: <ctn.cvut.cz/ap/download.php?id=189>.
- [16] Ansys ICEM CFD 12.1 User Manual, Ansys, Inc., 2009
- [17] GEUZAINÉ, Christophe; REMACLE, Jean-François. *Gmsh* [online]. 15.10.2010 [cit. 2011-05-7]. A three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities. Dostupné z WWW: <<http://www.geuz.org/gmsh/gallery/spirale.gif>>.
- [18] Ansys FLUENT 12.0 User's Guide, Ansys, Inc., 2009
- [19] HORÁKOVÁ, Kateřina; HONZEJK, Vít; LEMFELD, František. *Manuál pro výuku numerických metod* [online]. Liberec : Technická univerzita v Liberci, 2010 [cit. 2011-05-15]. Dostupné z WWW: <<http://orion.kez.tul.cz/horakova/Manual2.pdf>>.

Seznam použitých symbolů

Symbol	Jednotka	Název veličiny
m_{TOW}	[kg]	maximum take-off weight = maximální vzletová hmotnost
c_{SAT}	[m]	hloubka střední aerodynamické tělavy
N_{25}	[m]	poloha čtvrtinového bodu
α	[°]	úhel náběhu
p	[Pa]	tlak
M	[–]	Machovo číslo
T	[K]	termodynamická teplota
c_L	[–]	součinitel vztlaku
c_D	[–]	součinitel odporu
c_M	[–]	součinitel klopivého momentu
v	[m · s ⁻¹]	rychlost
x	[m]	hloubka vstupního kanálu
ρ	[kg · m ⁻³]	hustota

Seznam použitých zkratk

Zkratka	Vysvětlení
DLR	Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt = Německé středisko pro letectví a kosmonautiku
AI	Aircraft Industries
GE	General Electric
CFD	computational fluid dynamics = výpočetní dynamika tekutin
RRR	Ram Recovery Ratio = poměr náporového účinku
NH	náběžná hrana
OH	odtoková hrana
LMV	laminární mezní vrstva
TMV	turbulentní mezní vrstva
LÚ	Letecký ústav
FSI	Fakulta strojního inženýrství (VUT v Brně)
VPD	vzletová a přistávací dráha
NHS	nestruturovaná hybridní síť
SS	struturovaná síť
MSA	mezinárodní standardní atmosféra
MFR	mass flow rate = hmotnostní průtok
FP	face permeability = propustnost povrchu
PJC	pressure jump coefficient = součinitel změny tlaku