ABSTRAKT

Cílem této diplomové práce je optimalizace chlazení oleje letounu VUT 100, tak aby splňovalo požadavky předpisu a omezení daná výrobce motoru. Tohoto cíle je dosaženo volbou vhodného chladiče a optimalizací kanálu chlazení za použití CFD – software Ansys Fluent.

KLÍČOVÁ SLOVA

Aerodynamika, olejový chladič, optimalizace, Ansys Fluent, VUT 100, vzduchový kanál

ABSTRACT

The mein objective of this diploma thesis is to optimize the oil cooler of the VUT 100 aircraft, so that it complies with the CS-23 regulation and requirements of the engine producer. This is fulfilled by using of suitable oil cooler and by optimization of the air duct. Computational Fluid Dynamics approach – namely Ansys Fluent software package is used for it.

KEYWORDS

Aerodynamics, oil cooler, optimization, Ansys Fluent, VUT 100, air duct

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MACKOVÍK, Matěj. Optimalizace chlazení oleje letounu VUT 100. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2011. XX s. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela, Ph.D.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 27. května 2011

.....

Matěj Mackovík

Poděkování

Rád bych na tomto místě poděkoval panu Ing. Pavlovi Růžičkovi, Ph.D. za mnoho cenných rad při řešení této diplomové práce. Dále bych chtěl poděkovat vedoucímu diplomové práce panu Ing. Robertu Popelovi, Ph.D. za vstřícný přístup a cenné připomínky k diplomové práci.

OBSAH

1	Úvo	Úvod7					
2 POPIS LETOUNU							
	2.1	Základní paramatery letounu VUT100-131i	8				
3 Struktura práce							
4	Prii	rincip chlazení motoru1					
	4.1	Kapalinové chlazení	12				
	4.2	Vzduchové chlazení	12				
5	Ana	Analýza současného stavu					
	5.1	Požadavky předpisu	14				
	5.2	Omezení výrobce motoru	15				
6	Výł	běr vhodného chladiče	17				
	Pře	evod jednotek	18				
7	Ná	ávrh kanálu chlazení	19				
	7.1	Vstupní kanál	19				
	7.2	Výstupní kanál	19				
	7.3	Umístění kanálu	20				
	7.4	Možné konstrukční uspořádání	20				
	7.4	4.1 Chladič umístěný na křídle letounu	20				
	7.4	4.2 Chladič umístěný v zadní části mot. prostoru- výstup na spod	ní části21				
	7.4	.4.3 Chladič umístěný ze strany motoru- výstup na vrchní části					
	7.4	4.4 Chladič umístěný pod motorem	21				
8	Prii	incip CFD metod	22				
9 CFD výpočet původního kanálu							
	9.1	Tvorba Geometrie	23				
	9.2	Tvorba výpočetní sítě	23				
9.2.1 Povrchová síť			24				
	9.2	2.2 Objemová síť	24				
	9.3	Výpočet	24				
	9.4	Vypočtené varianty kanálu chlazení	25				
1	0 V	/yhodnocení letových měření	31				
	10.1	Letové měření číslo 1	32				
	10.2	Letové měření číslo 2	34				
	10.3	Letové měření číslo 3					
	10.4	Letové měření číslo 4					

11 V	ýpoče	t potřebného výkonu chlazení					
12 V	ýpoče	t kanálu chlazení bez lemu, chladič AeroClasics					
12.1	Vol	ba chladiče					
12.2	CFI	D výpočet	40				
12.	2.1	Popis modelu	40				
12.	2.2	Výpočetní síť	41				
12.	2.3	Výpočet	42				
12.	2.4	Post-processing	43				
12.	2.5	Výstupní data z programu ANSYS FLUENT	45				
12.3	Výp	oočet parametrů chlazení	46				
13 V	ýpoče	t kanálu chlazení s lemem, chladič AeroClasics	48				
13.1	Pop	bis modelu	48				
13.2	CFI	D výpočet	48				
13.	2.1	Výpočetní síť	48				
13.2.2		CFD výpočet	49				
13.2.3		Post-processing	50				
13.	2.4	Výstupní data z programu ANSYS FLUENT	52				
13.3	Výp	oočet parametrů chlazení	53				
14 V	ýpoče	t kanálu chlazení s lemem, chladič Airflow Systém	55				
14.1	Vol	ba chladiče	55				
14.2	CFI	D výpočet	55				
14.	2.1	Popis modelu	55				
14.	2.2	CFD výpočet	56				
14.	2.3	Post-processing	58				
14.3	Výp	oočet parametrů chlazení	61				
15 Z	ávěr		64				
Seznam použitých zkratek a symbolů66							
Seznam příloh66							

1 Úvod

Pokud bychom se zabývali úskalími, jež provázela vývojové stádium různých letounů v kategorii normal dle CS-23, narazíme u mnohých z nich na společné problematické oblasti, jež potrápily už mnoho konstruktérů. Jedním z těchto problematických míst je bezesporu zajištění a následné průkazné ověření chlazení pohonné jednotky ve všech režimech letu. Jedná se o velmi komplikovaný problém, jehož podcenění může znamenat problémy v dalších fázích vývoje letounu, pro jejichž odstranění bude třeba mnoha dílčích úprav. V prvních vývojových fázích bylo chlazení pohonné jednotky letounu VUT 100, navrženo jako vzduchem chlazené s použitím pouze jednoho kanálu pro chlazení hlav motoru a olejového chladiče. Chlazení bylo realizováno náporovým vzduchem, který vstupoval do motorového prostoru otvorem v přední části krytů motoru. Proud vzduchu byl následně v motorovém prostoru usměrňován plechovými lemy, instalovanými okolo hlav válců, jež usměrňovaly proud vzduchu požadovaným směrem, tj. přes hlavy válců a k chladiči oleje. Chladič oleje byl tedy umístěn na konci tohoto velmi členitého kanálu.

Popsané konstrukční uspořádání bylo výhodné z důvodu své jednoduchosti, ale ukázalo se jako nedostatečné pro chlazení motoru v kritických režimech. Proto bylo od tohoto řešení upuštěno a chladič oleje byl nově umístěn do separovaného kanálu. Toto nové řešení přineslo výrazné zlepšení výkonu olejového chlazení, přesto však nesplňuje přísné podmínky stavebního předpisu CS-23 na chlazení.

Tato diplomová práce se proto zabývá optimalizací systému olejového chlazení letounu VUT 100. Od optimálního řešení očekáváme nejen splnění požadovaných bodů předpisu CS-23, ale také řešení které není zbytečně předimenzované a nezhoršuje letové výkony letounu.

2 POPIS LETOUNU

Letoun VUT 100 Cobra je čtyřmístný jednomotorový letoun vyvinutý ve společnosti Evektor pro sportovní létání a za účelem pilotního výcviku. Letoun je koncipován jako dolnoplošník, podvozek je v uspořádání s příďovým kolem. Konstrukce letounu je celokovová. Letoun VUT 100 byl zkonstruován ve dvou verzích lišících se pohonou jednotkou. Model VUT100-120i Cobra je poháněn motorem Lycoming IO-360-A1B6 (200HP), pro model VUT100-131i SuperCobra tvoří pohonou jednotku motor Lycoming IO-580-B1A (315HP). Pro účely této diplomové práce bude uvažována verze letounu se zástavbou motorem Lycoming IO-580-B1A (315HP).



Obr.2-1Letoun VUT 100 Cobra [1]

2.1 ZÁKLADNÍ PARAMATERY LETOUNU VUT100-1311

Rozpětí	10,525 m	
Délka	8,2 m	
Výška	2,66 m	
Plocha křídel	13,1 m ²	
Maximální vzletová hmotnost	1450 kg	
Vrtule	MTPropeller Entwicklug GmbH	
	3 listá, hydraulicky stavitelná s regulací	



Obr. 2 Trojpohledový nákres letounu VUT 100 Cobra [2]

3 STRUKTURA PRÁCE

Pro řešení této práce byl zvolen postup kombinující využití CFD výpočtu a změřených charakteristik chladičů od jejich výrobců. Tento přístup byl zvolen z důvodu dostupnosti metody, jež se jeví jako velmi progresivní. V minulosti bylo běžnou praxí řešit obdobný problém sérií letových měření, ty jsou však ve srovnání s CFD metodami značně nákladné a pro účely řešení DP nedostupné. Na druhou stranu úloha řešená pomocí CFD metod, vyžaduje velkou zkušenost na straně operátora. Nekorektně nastavené parametry výpočtu mohou znamenat diametrálně odlišné výsledky ve srovnání s letovým, nebo tunelovým měřením. Proto i v dnešní době, kdy výkony výpočetní techniky mnohokrát přesahují výkony dostupné byť jen před deseti lety a kvalita dostupného software se neustále zvyšuje, je tím nejvěrohodnějším výsledkem, kterým se může konstruktér řídit, tunelové popřípadě letové měření. Z toho důvodu se i CFD výpočet v této práci opírá o letová měření. Výsledky získané z CFD výpočtu jsou vztaženy k výsledku ze série zkušebních letů provedených s původním kanálem olejového chlazení. Nastavení samotného řešiče převzal autor z výpočtů zkušených uživatelů, kteří již mají s CFD výpočty mnohaleté zkušenosti. V další fázi optimalizace již postrádáme srovnání s letovými měřeními a musíme se tedy spolehnout na správnost CFD výpočtu. CFD výpočet slouží k získání vstupních dat pro samotnou analýzu tepelného výkonu chladiče. Přestup tepla z chladiče do proudu vzduchu není ve výpočtu pro svoji komplikovanost zahrnut. Obhajobou takto zvoleného přístupu řešení je fakt, že charakteristiky hmotnostní toktlakové ztráty jsou výrobcem chladiče proměřovány zastudena. Vypočtené data jsou porovnány s požadovaným výkonem chladiče a následně slouží jako opora pro další návrh. Jako většina vývojových prací v letectví je tedy i návrh olejového chlazení pohonné jednotky iteračním procesem.

4 PRINCIP CHLAZENÍ MOTORU

Chladící soustava letounu má za úkol odvádět odpadní teplo vzniklé při spalování a teplo vzniklé třením mechanických součástí motoru. Odvod tepla musí být dostatečný za všech vnější podmínek a tedy pro celou škálu venkovních teplot, pro kterou je daný letoun navržen. S ohledem na zadání této diplomové práce se omezíme pouze na chladící soustavy pístových motorů. Na rozdíl od automobilových chladičů, ve kterých se menší hmotnostní tok vzduchu ohřívá o velký rozdíl teplot ΔT . Pracují letecké chladiče s větším hmotnostním tokem, který ohřívají o menší rozdíl teplot ΔT .



Obrázek 4-1Tok energií a ztrát v pístovém spalovacím motoru

Podle umístění vzhledem k motoru rozdělujeme chlazení na vnitřní a vnější.

Vnitřní chlazení: realizováno bohatou směsí

rozprašováním kapalin

ochlazováním plnícího vzduchu

Vnější chlazení: dále dělíme na kapalinové a vzduchové

4.1 KAPALINOVÉ CHLAZENÍ

Kapalinové chlazení je používanější u motorů větších výkonů, kde umožňuje redukci zástavbového průřezu motoru. Díky vyšší účinnosti lze zvýšit kompresní poměr a tím i výkon motoru a snížit spotřebu. Používá se uzavřená soustava s přetlakem umožňující vyšší teplotu chladící kapaliny a tedy větší tepelný spád v chladiči.



Obrázek 4-2Schéma LPM s kapalinovým chlazením [4]

Kapalinové chlazení má tyto hlavní díly : 1 -kapalinové čerpadlo, 2 –odlučovač, 3chladič, 4- vyrovnávací nádrž, 5 – odvětrání, 6 – kompenzační trubka, 7 – vypouštěcí kohout, 8 – odvětrávací ventil

4.2 VZDUCHOVÉ CHLAZENÍ

Tento způsob chlazení je používanější u motorů menších výkonů, tedy do 350 HP, kde jako hlavní chladící médium slouží vzduch protékající mezi hlavami motoru. Pro zvýšení smáčené plochy, jsou hlavy válců žebrovány a účinnost systému je dále zvyšována deflektory, které zajišťují rovnoměrné obtékání všech hlav motoru. Uzavřením prostoru okolo hlav motoru do samostatného kanálu, lze zintenzivnit obtékání hlav motorů vzduchem a tím zvýšit chladící výkon.



Obrázek 4-3 Průchod vzduchu mezi hlavami válců vzduchem chlazeného motoru[4]

V případě pohonné jednotky Lycoming IO-580-B1A je chlazení hlav motoru realizováno jako vzduchové a olejová náplň motoru má svůj samostatný chladič. Olejová soustava motoru slouží k mazání a chlazení vnitřních částí motoru –ložisek a pístů. Proto značná část tepla, které olej absorbuje, má původ jako třecí teplo. Motor je vybaven tlakovou soustavou mazání s mokrou klikovou skříní.

Olejová soustava obsahuje čistič oleje, čerpadlo oleje, chladič oleje, měrku množství oleje a soustavu indikace tlaku a teploty oleje. Olej je nasáván olejovým čerpadlem ze spodního prostoru klikové skříně, prochází přes čistič oleje, chladič oleje a dále je rozváděn soustavou kanálků na mazací místa motoru. Čistič oleje je umístěn na skříni náhonů motoru uprostřed. Chladič oleje je umístěn na levé straně v zadní části motoru. Snímač teploty oleje je umístěn za čističem oleje. Snímače tlaku oleje (snímač tlaku oleje dodává informace do MFD; tlakový spínač slouží pro snímání nízkého tlaku oleje) jsou umístěny na požární přepážce.[2]

5 ANALÝZA SOUČASNÉHO STAVU

5.1 POŽADAVKY PŘEDPISU

Dle FAR/CS-23

CHLAZENÍ

CS 23.1041 Všeobecně

Chladící systém pohonné jednotky a pomocné energetické jednotky musí udržovat teplotu součástí pohonné jednotky a motorových kapalin a součástí a kapalin pomocné energetické jednotky v mezích stanovených pro tyto součásti a kapaliny v nejnepříznivějších podmínkách pozemního, vodního a letového provozu až do maximální nadmořské výšky a maximálních teplotních podmínek okolní atmosféry, pro které je požadováno schválení, a po normálním zastavení motoru a pomocné energetické jednotky.

CS 23.1043 Zkoušky chlazení

- (a) Všeobecně. Splnění požadavků CS 23.1041 musí být prokázáno na základě zkoušek, pro které platí následující:
 - (1) Jsou-li zkoušky prováděny v podmínkách okolní atmosféry teplotně odlišných od maximální teploty, pro kterou je požadováno schválení, musí být zaznamenané teploty pohonné jednotky korigovány podle pododstavců (c) a (d), pokud není použita jiná racionálnější korekční metoda.
 - (2) Korigované teploty stanovené podle pododstavce (a)(1) nesmí překročit stanovené meze.
 - (3) Palivo používané při zkouškách chlazení musí mít minimální třídu jakosti schválenou pro motor(y).
 - (4) Pro přeplňované motory: každý turbokompresor musí být v činnosti v té fázi profilu stoupání, pro kterou je provoz turbokompresoru požadován.
 - (5) Pro pístové motory: nastavení směsí musí být nejchudší doporučené pro stoupání.

- (b) Maximální teplota okolního vzduchu. Musí být prokázána maximální teplota okolního vzduchu odpovídající podmínkám nulové výšky MSA při teplotě alespoň 38℃ (100℃). P ředpokládaný teplotní gradient je 2℃ (3,6℃) na 305 m (1 000 ft) nadmo řské výšky od nulové výšky MSA až po dosažení teploty odpovídající hodnotě –56,5℃ (–69,7℃). Nad touto nadmořskou výškou se teplota považuje za konstantní o hodnotě –56,5℃ (–69,7℃). Pro zimní provedení zástaveb pohonných j ednotek může žadatel zvolit maximální teplotu okolního vzduchu odpovídající podmínkám v nulové výšce MSA teplotě nižší než 38℃ (100℃).
 - (c) Korekční součinitel (s výjimkou válců). Teploty motorových kapalin a součástí pohonné jednotky (s výjimkou válců), pro které jsou stanoveny teplotní meze, musí být korigovány tak, že se k nim připočte rozdíl mezi maximální teplotou okolního vzduchu odpovídající nadmořské výšce, pro kterou bylo požadováno schválení, a skutečnou teplotou okolního vzduchu v době, kdy se poprvé vyskytnou maximální teploty součástí nebo kapalin zaznamenané během zkoušky chlazení.
 - (d) Korekční součinitel pro teplotu válců. Teploty válců musí být korigovány připočtením 0,7 násobku rozdílu mezi maximální teplotou okolního vzduchu odpovídající nadmořské výšce, pro kterou je požadováno schválení, a skutečnou teplotou okolního vzduchu v době prvního výskytu maximální teploty válců zaznamenané během zkoušky chlazení.

5.2 OMEZENÍ VÝROBCE MOTORU

Pro pohonnou jednotku: IO-580-B1A 315 HORSEPOWER DIRECT DRIVE vydal výrobce TEXTRON LYCOMING následující omezení týkající se chlazení.[3]

<u>Teplota hlav válců</u>: Maximální přípustná teplota hlav válců je 465% (240,56%). Pro maximální životnost motoru by tato teplota neměla přesahovat 450% (232 %) při výkonu nad 75% a 435% (223,9%) p ři výkonu pod 75%.

<u>Teplota oleje</u>: Maximální přípustná teplota oleje je 235 (112,78°C). Pro dosažení maximální životnosti oleje je požadována teplota 180°F (82,2°C)

<u>Chladič oleje</u>: Průtok přes chladící systém je přibližne 10 galonů za minutu(0,63 l/s), přičemž odvod tepla nepřekročí 1400 BTU za minutu (24.618 kW). Olejový chladič musí být schopen pracovat při trvalém působení tlaku 150 PSI (1034.2 kPa) a vydržet zkušební tlak 400 PSI (2757.9 kPa). Při překročení teploty oleje

nad 185 Υ (85 Υ) dojde k uzav ření přemostění kolem chladiče a veškerý olej proudí chladičem.

6 VÝBĚR VHODNÉHO CHLADIČE

Základním parametrem pro výběr vhodného chladiče je množství tepla, které jím má být odebráno. Dle kapitoly 5.2 zaručuje výrobce motoru maximální nepřekročitelné množství tepla k odběru na 1400 BTU. Během životnosti motoru se množství odpadního tepla postupně zvyšuje. Lze tedy předpokládat, že v maximální hodnotě uváděné výrobcem, jsou obsaženy rezervy, tak aby ani na sklonku životnosti motoru nedocházelo k jeho přehřívání a výrobce byl svým doporučením na bezpečné straně. Pokud bychom chtěli mít jistotu, že při našem návrhu stojíme na bezpečné straně, postačilo by navrhnout chlazení na odběr 1400 BTU/min. Takovéto chlazení by však bylo naddimenzované, přineslo by pokles letových výkonů letounu vlivem zvýšeného odporu chlazení, zástavba takovéhoto chladiče do omezeného motorového prostoru, by byla značně konstrukčně náročná a v neposlední řadě by znamenalo zdražení z důvodu vyšší pořizovací ceny chladiče. Skutečné množství energie, které je třeba z oleje odebrat pro jeho uchlazení by bylo nejvhodnější zjistit měřením, ve kterém bychom zaznamenávali průtok oleje a jeho teplotu. Z měrné tepelné kapacity oleje by pak bylo možné vypočíst tepelný tok, který je třeba odvést. Takovéto měření je však pro účely DP nedostupné a proto bude tepelný tok vypočten z dostupných dat, tj. letového měření a souvisejících CFD výpočtů.

Při výběru vhodného chladiče k zástavbě se vychází z charakteristik udávaných výrobcem. Tyto charakteristiky vztahují množství odevzdaného tepla ve výměníku k hmotnostnímu toku vzduchu chladičem. Tento hmotnostní tok vzduchu dále odpovídá určitým tlakovým ztrátám, respektive potřebnému tlakovému spádu mezi vstupem a výstupem vzduchu do tělesa chladiče.

Pro zjištění množství energie, která je chladičem odváděna je tedy třeba znát tlakové ztráty na chladiči. K určení těchto tlakových ztrát bylo použito CFD výpočtů. Software Fluent umožňuje řešit tento problém prostřednictvím modelu Pressure drop a Porous media.



Obrázek 6-1Charakteristiky chladiče NIAGARA 20006A[5]

PŘEVOD JEDNOTEK

U většiny leteckých chladičů se setkáme s údaji v angloamerické měrné soustavě. Množství odvedeného tepla je uváděno v BTU/ min, neboli British thermal unit per minute. Z historického hlediska se jedná o takové množství energie, které je třeba k ohřátí jedné libry vody z 39 na 40 F. V češtině nalezneme tuto jednotku jako britskou tepelnou jednotku, přičemž 1BTU odpovídá 1055,05585 J. Převod BTU/ min do soustavy jednotek SI dokončíme podělením této energie v joulech 60 sekundami z čehož plyne následující rovnost

1 BTU/min = 17,58 W.

Hmotnostní tok je uváděn v librách za minutu, což po převedení na soustavu jednotek SI dává rovnost 1 lb/min = 7,56x10-3 kg/s.

Tlakové ztráty jsou uváděny v palcích vodního sloupce, neboli převedeno na soustavu SI

1 in,H2O = 249,09 Pa.

7 NÁVRH KANÁLU CHLAZENÍ

Volba vhodné geometrie kanálu a jeho umístění má zásadní význam na výkonové parametry celého systému olejového chlazení. Tento problém je natolik komplexní, že jej nelze postihnout obecným návodem, který by vedl až k návrhu vhodně fungujícího kanálu. To je také hlavní důvod absence literárních pramenů k této problematice. Rozdělme proto návrh kanálu chlazení na jednotlivé úseky, pro něž jsme schopni aplikovat obecní pravidla aerodynamiky.

Úsekem od vstupního otvoru přivádějícího proud vzduchu k chladiči rozumějme přívodní kanál. Úsek odvádějící vzduch z chladiče do volného proudu pak nazvěme výstupní kanál.

7.1 VSTUPNÍ KANÁL

Úkolem vstupního kanálu je přivést dostatečný hmotnostní tok vzduchu o potřebném tlaku nutnému k protlačení přes výměník. Pro zvýšení tlakového spádu na chladiči je třeba zvýšit statický tlak proudu vzduchu. Toho dosáhneme vhodným zbržděním proudu, potřebnou energií pro navýšení statického tlaku je dynamický tlak vzduchu na vstupu do kanálu. Pro zbrždění proudu vzduchu se používá rozšiřující potrubí, tzv. difuzor. Pro úhel rozšiřování difuzoru, tedy úhel, který spolu svírají stěny difuzoru se směrovým vektorem proudícího vzduchu, platí obecné pravidlo, že nesmí být větší než sedm stupňů, v opačném případě dojde na stěnách difuzoru k odtržení proudu. Jistou výjimkou může být podle prof. Filakovského tenká turbulentní mezní vrstva. (ústní sdělení prof. Filakovský, Brno 2011) Takováto mezní vrstva se chová stabilněji vůči odtržení, a proto snese více se rozšiřující kanál. Mezní vrstvu je tedy třeba turbolizovat, toho dosáhneme například umístěním turbolizátoru na vstupu kanálu, a zároveň započít s rozšiřováním kanálu dříve, něž mezní vrstva naroste do větší a méně stabilní tloušťky. Dále prudké zalomení kanálu bude mít stejný efekt jako příliš rychle se rozevírající kanál a na vnitřním poloměru zatáčky kanálu lze očekávat odtržení proudu.

7.2 Výstupní kanál

Geometrii výstupního kanálu je vhodné navrhnout tak, aby podporoval tlakový spád na chladiči vyústěním do místa s nižším statickým tlakem a v podstatě tak odsával proud vzduchu z výměníku. Expandováním ohřátého vzduchu vycházejícího z chladiče by bylo teoreticky možné využít jeho zvýšené vnitřní energie k přirychlení proudu výstupního vzduchu z kanálu a vzniklý tah by tak pomohl částečně eliminovat ztráty výkonu letounu způsobené odporem chlazení.(ústní sdělení Ing. Pištěcký, Kunovice 2010)

7.3 UMÍSTĚNÍ KANÁLU

Pro zvýšení výkonu chlazení je vhodné umístit vstupní a výstupní otvor kanálu do míst s co největším tlakovým spádem. Tyto místa nejnázorněji zobrazíme vizualizací rozložení statického tlaku po povrchu celého letounu z CFD výpočtu rozložení tlaku po povrchu letounu. Z této vizualizace je patrné, že na povrchu motorových krytů nalezneme pouze přetlak vhodný k umístění vstupu kanálu, nikoliv však podtlak potřebný pro optimální umístění výstupu z kanálu.



Obrázek 7-1Rozložení statického tlaku po povrchu letounu VUT 100

7.4 MOŽNÉ KONSTRUKČNÍ USPOŘÁDÁNÍ

7.4.1 CHLADIČ UMÍSTĚNÝ NA KŘÍDLE LETOUNU

Umístění chladiče na křídle nabízí na poměrně malé vzdálenosti vůbec největší možný tlakový spád, jaký na letounu nalezneme. Tato varianta předpokládá umístění vstupu před náběžnou hranou křídla. Vzduch vstupuje do kanálu náporově. Výstupní otvor je pak umístěn na odsávané straně křídla, v oblasti sníženého statického tlaku. Nevýhodou této varianty je degradace

aerodynamických charakteristik křídla, kvůli kterým zadavatel považuje takovéto řešení za nepřípustné, a proto nebude dále uvažováno.

7.4.2 CHLADIČ UMÍSTĚNÝ V ZADNÍ ČÁSTI MOT. PROSTORU- VÝSTUP NA SPODNÍ ČÁSTI

V této variantě je chladič navržen v zadní části motorového prostoru, před požární přepážkou. Vstup do kanálu je řešen NACA vstupem na pravé straně motorových krytů, který zároveň slouží jako účinný separátor a brání zanášení výměníku chladiče například hmyzem. Výstup z kanálu je navržen na spodní straně letounu v oblasti přechodu motorových krytů a trupu. Nevýhodou tohoto uspořádání je nutnost prudkého zalomení kanálu z důvodu nedostatku místa v motorovém prostoru. Toto zalomení by muselo být velmi prudké a v jeho důsledku by došlo k negativnímu ovlivnění proudění v kanálu odtržením proudění, a proto je toto konstrukční uspořádání nevhodné.

7.4.3 CHLADIČ UMÍSTĚNÝ ZE STRANY MOTORU- VÝSTUP NA VRCHNÍ ČÁSTI

Chladič je umístěn na horní straně motoru. Vstupní kanál řešen jako náporový z čelní strany motorových krytů. Výstup z kanálu je navržen na vrchní části motorových krytů. Omezený prostor umožňuje použití pouze menších chladičů. Další nevýhodou této varianty je umístění výstupu před čelní sklo, kdy hrozí ztráta výhledu pilota v případě poruchy chladiče a následnému úniku chladícího oleje. Z tohoto důvodu je tato varianta považována za nepřípustnou.

7.4.4 CHLADIČ UMÍSTĚNÝ POD MOTOREM

Jedná se o variantu použitou při leteckých měřeních. Vstup vzduchu do kanálu je na čelní straně motorových krytů. Vzduch vstupuje do vstupu kanálu náporově, přirychlen a zešikmen vrtulí umístěnou před vstupem do kanálu. Vstupní kanál je před chladičem zalomen směrem dolů z důvodu nedostatku prostoru pro chladič. Výstupní kanál může být opatřen lemem pro snížení statického tlaku v oblasti výstupu vzduchu z kanálu.

V další části práce bude uvažována varianta s chladičem umístěním pod motorem, která byla vybrána jako nejvhodnější řešení.

8 PRINCIP CFD METOD

Pro řešení DP je využito CFD výpočtu. Tato metoda numerické simulace proudění je z dlouhodobějšího hlediska novinkou používanou v letectví, proto je součástí DP tato kapitola stručně popisující podstatu a princip výpočtu CFD.

CFD metodou rozumíme nástroj pro teoretické řešení úloh mechaniky tekutin. Fyzikálně a matematicky se opírající o numerické řešení Navier-Stokesových rovnic, rovnice kontinuity, zákona zachování energie a případně dalších veličin. Toto řešení je numerické, protože analyticky se výpočet nedá řešit. Výsledné řešení je potom přibližné.

CFD metody jsou velmi výkonným nástrojem používaným nejenom v letectví, ale našli své uplatnění v široké škále odvětví počínaje automobilovým průmyslem a konče inženýrstvím v oblasti medicíny. Motivace pro použití CFD metod je jejich vysoká efektivita ve srovnání s experimenty. Přes vysoké pořizovací náklady komerčních kódů, lze jejich efektivním použitím radikálně snížit vývojové prostředky o proti použití konvenčních metod založených na drahých experimentech.

V současné době je na trhu množství komerčně produkovaných kódů, ale nalezneme i nekomerční tzv. open source kód OpenFoam. Jednotlivé softwary spojuje dohromady struktura tvořena třemi hlavními částmi potřebnými pro úspěšné řešení problému metodou CFD, které mohou být buďto součásti jednoho balíku programů, a nebo jako samostatný software kompatibilní s programy několika společností. Těmito hlavními třemi částmi jsou pre-processor, řešič a post-processor.

Principiálně jde při CFD výpočtu o iterační řešení systému algebraických rovnic. Jednou s možných metod je například metoda Gauss-Seidelova. Jedná se o systém s řádově stovkami milionů neznámých.

Metody diskretizace

FDM (Finite Difference Method) - metoda konečných diferencí

FVM (Finite Volume Method) – metoda konečných objemů

FEM (Finite Element Method) – metoda konečných prvků

BEM (Boundary Element Method) – metoda okrajových prvků

Základní rovnice proudového pole jsou doplněny o speciální modely. Zásadní jsou tzv. modely turbulence pro řešení viskozity, dále rovnice pro spalování, vícefázové proudění, chemické reakce a jiné.[6] [7][8]

9 CFD VÝPOČET PŮVODNÍHO KANÁLU

Jako podklad pro návrh kanálu olejové chlazení, ověřovaného leteckými zkouškami, byla ve firmě EVEKTOR vypracována série CFD výpočtu. Jednotlivé geometrie se od sebe lišily jak geometrii kanálu, tak přístupem k nastavení CFD výpočtu. Změnami nastavení okrajových podmínek, velikosti výpčetní domény a počty elementů sítě byl výpočetní model laděn tak, aby co nejreálněji popisoval chování skutečného proudového pole procházejícího kanálem olejového chlazení. Postupnými upravami geometrie kanálu byla hledána optimální geometrie.

Ve všech případech byl použit chladič NIAGARA 20006A, stejný jako byl v první variantě chlazení, umístěn v kanále za hlavami motoru. Všechny výpočty probíhaly ve 3D. Zadavatel umožnil provést CFD analýzu na svém výpočetním zařízení a poskytl rovněž dostatek licencí výpočetního softwaru. Díky tomu bylo možno použit většího výpočetního výkonu, než jaký by byl běžně k dispozici pro účely řešení DP na LÚ.

9.1 **TVORBA GEOMETRIE**

Pro další práci byla geometrie modelu rozdělena do těchto částí: vstupni_kanal, vystupni_kanal, chladic, kryty motoru (levy/pravy), kuzel. Pro ohraničení domény okolo modelu, byl vytvořen box simulující aerodynamický tunel, který se dále rozpadá na vstupní a výstupní plochu a samotný box. Jednotlivé verze geometrie se od sebe liší nejen tvarovými změnami, ale také počtem částí. Výše zmíněné části jsou však společné pro všechny počítané varianty.

9.2 TVORBA VÝPOČETNÍ SÍTĚ

Kvalita výpočetní sítě ovlivňuje výsledky výpočtu a s ohledem na počty prvků také jeho náročnost na hardware. Tvorba kvalitní sítě je velmi zdlouhavý proces, který může zabírat až 90% času CFD analýzy. Vzhledem k výpočetním možnostem zadavatele byla zvolena velmi jemná, nestrukturovaná síť, která neklade takové nároky na uživatele a její tvorba je rychlejší, nežli úprava modelu s menším počtem prvků na dostatečnou úroveň. Srovnatelných výsledků by bylo možno dosáhnout volbou sítě s menším počtem elementů a užitím menšího výpočetního výkonu, ale toto řešení vyžaduje větší zkušenosti s tvorbou sítě ze strany uživatele.

9.2.1 Povrchová síť

Vytvořená geometrie byla vyexportována do programu ANSA, v12.1, ve které byla vytvořena povrchová síť. Program byl zvolen na základě požadavku zadavatele, který má s tímto programem dostatek zkušeností. Všechny prvky povrchové sítě jsou trojúhelníkové. Po vygenerování povrchové sítě byla následně tato opravena tak, aby jednotlivé parametry nepřesahovaly zvolené hodnoty. Následující hodnoty kritérií sítě vycházejí ze zkušenosti zadavatele.

Aspekt ratio	2,5
Skewness	0,6
Squish	0,5

9.2.2 OBJEMOVÁ SÍŤ

Model s povrchovou sítí byl otevřen v programu TGrid 5.1, kde na něm byla vytvořena objemová síť. Celá objemová síť je tvořena tetrahedrálními prvky. Po vygenerování sítě byl v programu TGrid spuštěn kontrolní journal. Tento journal je pod názvem CHECK JOURNAL součástí přílohy DP. Journal je napsaný tak, aby ve všech fluidech kontroloval hodnoty skewness a aspect ratio. Doporučené hodnoty jsou aspekt ratio do 3,5 a skewness do 0,85.Tyto hodnoty byly voleny po doporučení zadavatele DP a vychází z dlouholeté zkušeností s tvorbou modelů pro CFD.

9.3 VÝPOČET

CFD výpočet probíhal v programech ANSYS Fluent verze 6.3.35 a verze 12.0. Nastavení řešiče vychází ze zkušeností zadavatele s CFD výpočty, pro zautomatizování výpočtu byl vytvořen journal, který byl v pozměněné podobě použitý i v rámci výpočtů provedených pro účely této DP. Tento journal je součásti přílohy. Důležitou součástí nastavení řešiče jsou okrajové podmínky výpočtu oblasti chladiče. Pro určení tlakových ztrát na chladiči je užito modelu Pressure drop a Porous media. Oba modely počítají tlakové ztráty dle následující rovnice. [6]

$$\Delta p = -\left(\frac{\mu}{\alpha}v + C_2 \frac{1}{2}\rho v^2\right)\Delta m$$

Pro nastavení okrajových podmínek je třeba vypočítat α a C₂ To je provedeno následujícím způsobem.

Výše uvedená rovnice lze přepsat do tvaru:

$$\Delta p = x \cdot v + y \cdot v^2$$

Pro řešení rovnice je třeba zjistit kořeny x a y, které určíme z charakteristiky závislosti tlakových ztrát na hmotnostním toku chladiče. Hmotnostní tok podělený plochou chladiče a hustotou vzduchu dává závislost rychlosti proudění na tlakových ztrátách. Tuto závislost nahradíme polynomem druhého stupně. Pro zautomatizování výpočtu byly kořeny polynomu vypočteny metodou nejmenších čtverců užitím funkce linregrese programu excel.

Model Pressure drop se od modelu Porous media liší skokovou změnou tlaku na definované ploše oproti pozvolné změně tlaku v případě porézního média. Pro výpočet parametrů α a C2 modelu porous drop je parametr $\Delta m = 1$.

Parametry α a C2 je třeba spočítat při každé změně chladiče. V případě porézního média zadáváme tři směrové vektory a k nim příslušné hodnoty 1/ α a C2. Nastavením parametrů α a C2 na vysoké hodnoty ve srovnání s vypočtenými, lze definovat anizotropii materiálu a tím simulovat geometrii chladiče respektive její vliv na usměrnění procházejícího proudu ve směru normálném na čelní plochy chladiče. Fakticky je tak definován extrémně velký odpor ve směrech kolmých ke směru protékajícího proudu chladičem.



9.4 VYPOČTENÉ VARIANTY KANÁLU CHLAZENÍ

Obrázek 9-1Vizualizace rychlosti proudění a statického tlaku Chlazení1

U tohoto výpočtu byl výměník simulován modulem pressure drop. Chladič postrádal usměrňovací žebra a díky tomu došlo v tělese chladiče k proudění kolmému na směr průchozího vzduchu. Tímto se značně lišil od reálné situace. Kolem přídě byla

vytvořena pouze malá čtvercová doména, která rovněž nepřispěla ke kvalitě výpočtu. Proudění bylo uvažováno jako nestlačitelné. S ohledem na věrohodnost výsledků nebyl dále pro tento případ vypočten chladící výkon chladiče.



Obrázek 9-2 Vizualizace rychlosti proudění a statického tlaku Chlazení2

Geometrie kanálu zůstala stejná, pouze do tělesa chladiče bylo vloženo žebrování usměrňující proudění chladičem při použití modulu pressure drop. Oproti reálné situaci se tento model liší skokovou změnou tlaku na vstupní ploše chladiče, jak je vidět na obr. 9-2.



Chlazení 3

Obrázek 9-3Vizualizace rychlosti proudění a statického tlaku Chlazení3

Výpočetní doména kolem přídě byla zvětšena. Celkový počet prvků je 13169731. Výpočet chladiče opět pomocí pressure drop. Vypočtené údaje jsou použity pro výpočet výkonu chlazení.

Vypočtený bod: q = 0,367153 kg/s



∆p = 1537 Pa

Obrázek 9-4Zobrazení vypočteného bodu na křivce ∆p-Q chladiče NIAGARA 20006A.

Z vypočteného bodu je následně v grafu závislosti tepelného výkonu na hmotnostním toku odečten tepelný výkon chladiče.



Obrázek 9-5 Zobrazení vypočteného bodu v grafu závislost tepelného toku na hmotnostním toku, chladiče NIAGARA20006A

Tomuto bodu odpovídá výkon chladiče 425 BTU/min.

Chlazení 4

Geometrie i výpočet kanálu Chlazení 4 jsou v podstatě shodné, pouze došlo k drobným úporavám sítě, které se však neprojevily ve výsledcích výpočtu.

Chlazení 5



Obrázek 9-6Vizualizace rychlosti proudění a statického tlaku Chlazení 5

Pro předpokládané snížení statického tlaku v oblasti výstupu z kanálu byl kolem výstupu z kanálu instalován malý. Zbylá geometrie shodná s kanálem č.3. Na zobrazení statického tlaku je vidět snížení statického tlaku, to se v konečném důsledku projevilo zvýšením chladícího výkonu o 12%.

Vypočtený bod:

q = 0,449817 kg/s



∆p =2247 Pa

Obrázek 9-7Zobrazení vypočteného bodu na křivce Δp-Q

Tomuto bodu odpovídá výkon chladiče 477 BTU/min.

Chlazení 6



Obrázek 9-8Vizualizace rychlosti proudění a statického tlaku Chlazení 6

Výstupní kanál rozšířen se zachovalým lemem kolem výstupního otvoru. Tato úprava se projevila dalším snížením statického tlaku ve výstupním kanálu a tím zvýšení výkonu chladiče o 4% ve srovnání s předchozí zůženou variantou.

Počet buněk výpočetní sítě : 13191622

Vypočtený bod: q = 0,48525 kg/s

∆p = 2628 Pa



Obrázek 9-9 Zobrazení vypočteného bodu na křivce Δp-Q

Tomuto bodu odpovídá výkon chladiče 495 BTU/min.

10 VYHODNOCENÍ LETOVÝCH MĚŘENÍ

Letové zkoušky chlazení proběhly v období květen až červen 2009. V tomto období došlo ke čtyřem zkušebním letům, ve kterých byly testovány různé varianty separovaného kanálu chlazení oleje. Cílem těchto zkušebních letů bylo prokázat splnění požadavků bodu 1043 předpisů CS-23 při letu za tzv. horkého dne, viz požadavky předpisu kap5.1.

Chladič byl instalován v kanále, jehož geometrie byla vypočtena pomocí CFD. Vstupní kanál byl vyroben na 3D tiskárně technologií Rapid prototyping. Tento kanál byl stejný pro všechny zkušební lety. Výstupní kanál byl vyroben z plechu a pro každý let byla měněna jeho konfigurace tak, že ve čtvrtém letu dosáhla shody s CFD výpočtem chlazení č.6.

Zkoušky neprobíhaly za podmínky horkého dne tak, jak jej definuje předpis FAR/CS-23 v oddíle 1043, ale bylo použito opravného faktoru, který koriguje teplotu motorových tekutin na teplotu tzv. horkého dne.

Během zkušebních letů byla zaznamenávána teplota hlav válců a teplota chladícího oleje. Měřené veličiny byly zaznamenávány v intervalu jedné minuty počínaje započetím zkoušky, kterým bylo zahájení stoupání.

Letové zkoušky probíhaly v režimu, který byl z hlediska chlazení stanoven jako kritický. Kritickým režimem pro zkoušky chlazení je stoupání při nízké dopředné rychlosti a motoru na plné připustí. V tomto režimu dochází ke kombinaci nejnižšího dynamického tlaku a tedy nejmenšího hmotnostního toku chladícího vzduchu spolu s motorem na plný výkon, kdy motor generuje největší množství odpadního tepla. Pokud je množství vygenerovaného odpadního tepla větší, než kolik je schopen odvést chladič, dojde k ohřívání motoru a jeho chladících kapalin. Vzhledem k tepelné kapacitě bloku motoru a jeho provozních kapalin, nedojde ke skokové změně teploty, ale tento jev je pozvolný. Naproti tomu s přibývající výškou klesá výkon pohonné jednotky a tedy i množství odpadního tepla. Z toho plyne, že teplota motoru bude po zahájení stoupání v nízké letové výšce stoupat, ovšem toto stoupání potrvá pouze do určité výšky, ve které dojde k rovnováze mezi vznikajícím odpadním teplem a teplem, které je odváděno z motoru. Nad touto výškou pak nastane pozvolné snižování teploty motoru.

Výše popsaný mechanismus funguje za předpokladu, že do systému není vložen regulační prvek. Teplota oleje je však v případě motoru Lycoming IO-580-B1A regulována pomocí termostatického ventilu, který při poklesu teploty oleje pod 85°C otevře k chladiči paralelní obtokový okruh.[3] Vlivem tohoto regulačního prvku je množství tepla odebíraného výměníkem závislé na teplotě samotného oleje, který je tak udržován na optimální teplotě.

Během letových zkoušek, kdy podmínky horkého dne simulujeme přidáním korekční teploty je nezbytně nutné létat zkušební lety chlazení se zablokovaným termostatem. Tato podmínka však byla během letových zkoušek opomenuta, a proto výsledky těchto zkoušek mohou být ovlivněny chybou způsobenou neúplným zavřením termostatického ventilu, přes který protéká olej do obtokového okruhu.



Obrázek 10-1Čelní pohled na vstupní kanál olejového chlazení.

Tuto letovou zkoušku lze považovat za úspěšnou, pokud ani po korekci na teploty tzv. horkého dne nedojde k překročení limitních teplot, stanovených výrobcem motoru.

10.1 LETOVÉ MĚŘENÍ ČÍSLO 1

Datum měření: 21.5.2009

Konfigurace kanálu chlazení: vstupní část kanálu odpovídá geometrii použité při CFD výpočtech

Výstupní část kanálu byla tvořena pouze bočními plechovými díly, tzn. kanál byl otevřen do volného prostoru otvorem v krytech a současně do motorového prostoru.



Obrázek 10-2Průběh chlazení hlav vállců, let číslo 1

Z diagramu závislosti teploty hlav válců na času od započetí stoupání je patrné, že i při korekci naměřených teplot na podmínky tzv. horkého dne nejsou překročeny limitní teploty stanovené výrobcem motoru. Chlazení hlav válců lze tedy považovat za dostatečné. Tato skutečnost byla ověřena ve všech následujících letových zkouškách. Jednotlivé výsledky chlazení hlav válců jsou vloženy jako příloha této DP.



Obrázek 10-3Průběh teplot oleje při letovém měření č.1

V případě chlazení oleje nedošlo při letovém měření k překročení limitních teplot oleje, ovšem po korekci na teploty tzv. horkého dne došlo k překročení této teploty o 9 ℃. Tato varianta s neúplným výstupním kanálem se neopírala o CFD výpočet.

10.2 LETOVÉ MĚŘENÍ ČÍSLO 2

Datum měření11.6.2009

Konfigurace kanálu chlazení: : vstupní část kanálu odpovídá geometrii použité při CFD výpočtech

Otvor do motorového prostoru byl uzavřen plechem, a proto lze výstupní část na rozdíl od předchozí varianty považovat za plnohodnotný kanál. Výstup z kanálu byl vyvedený ven z motorového prostoru a na přední hranu výstupního otvoru byl nainstalován límec.



Obrázek 10-4Pohled na výstupní otvor chlazení s límcem u zkušebního letu č.2



Úprava výstupní části kanálu nepřinesla požadované zlepšení výkonu chlazení. Při letovém měření nedošlo k překročení limitních teplot oleje, ovšem po korekci na teploty tzv. horkého dne došlo k překročení této teploty o 9,2 $^{\circ}$ C. Ani tato varianta se neopírala o CFD výpočet.

10.3 LETOVÉ MĚŘENÍ ČÍSLO 3

Datum měření18.6.2009

Konfigurace kanálu chlazení: : vstupní část kanálu odpovídá geometrii použité při CFD výpočtech.

Výstupní část kanálu byla stejná jako v předchozí variantě, límec na výstupním otvoru z kanálu byl zastřižen tak, aby lícoval s povrchem laminátového krytu motoru.



Obrázek 10-6Průběh teplot oleje při letovém měření č.3

Odstřižením límce došlo k odstranění pozitivního efektu přirychlení proudu, způsobujícího pokles tlaku v oblasti výstupní části kanálu. Tento zásah měl za
následky odstranění pozitivního vlivu límce na rozložení statického tlaku v jeho okolí. To vedlo k menšímu hmotnostnímu toku chladičem, který se projevil zhoršením chladícího výkonu. Ani v tomto případě nedošlo k překročení limitních teplot oleje, ale po korekci na podmínky tzv. horkého dne byla povolená teplota oleje překročena o 10,3 °C. Tato varianta u spořádání kanálu se neopírala o CFD výpočet.

10.4 LETOVÉ MĚŘENÍ ČÍSLO 4

Datum měření18.6.2009

Konfigurace kanálu chlazení: vstupní část kanálu odpovídá geometrii použité při CFD výpočtech.

Geometrie výstupního kanálu byla stejná jako v předchozím případě, pouze na přední straně výstupního otvoru byl nainstalován lem PKV V1880. Toto uspořádání chlazení je shodné s CFD výpočtem označeným chlazení 6.



Obrázek 10-7Průběh teplot oleje při letovém měření č.4

Instalace lemu přinesla příznivější tlakové rozložení na výstupní části kanálu, které se projevilo poklesem rozdílu mezi korigovanou teplotou oleje a limitní teplotou oleje na 5,2°C.

11 VÝPOČET POTŘEBNÉHO VÝKONU CHLAZENÍ

Pro analyzování potřebného výkonu chladiče je třeba přiřadit výsledky CFD výpočtu s odpovídajícím letovým měřením. Této shody bylo dosaženo mezí 4. Letovým měřením a variantou CFD výpočtu pojmenovanou Chlazení6. Potřebný výkon chladiče vypočteme součtem chladícího výkonu zkoušeného chlazení a výkonem potřebným k dochlazení oleje na teplotu, která splňuje omezení výrobce. Tento rozdíl výkonu ΔP vypočteme z následujícího vztahu.

$$\Delta P = c_{olej} \cdot \Delta T \cdot q$$

Kde	Colej	= měrná tepelná kapacita oleje[J/kgK]
	ΔT	= rozdíl o který byla překročena teplota oleje [K]
	q	= hmotnostní tok oleje proudící výměníkem [kg/K]

Výrobce udává přibližný tok oleje chladičem na 0,63 l/s. Přesnost této hodnoty je značně omezená a bude se lišit pro každou variantu zástavby chladiče podle hydraulických ztrát systému. Z toho důvodu byla udávaná hodnota toku oleje snížena yvolenou účinností 80%. Skutečnou hodnotu tohoto toku by bylo nejvhodnější změřit experimentálně. Hmotnostní tok potrubím chladiče byl získán přepočtem z objemového toku při použití hustoty oleje 0,8 kg/m³. Měrná tepelná kapacita oleje je přibližně 2000J/kgK.

$$\Delta P = 2000 \cdot 0.8 \cdot 0.8 \cdot 5.2 \cdot 6.3 = 4193W \approx 238,46 BTU/min$$

Vypočtené zbytkové teplo, které se během zkušebního letu č.4 nepodařilo odebrat sečteme s výkonem chlazení získaného z CFD analýzy Chlazení 6.

$$P = P_{chlazeni6} + \Delta P$$

 $P = 495 + 238,46 = 733,46 BTU/min$

Z předchozího výpočtu plyne, že výkon olejového chlazení letounu VUT 100 je třeba navrhnout na výkon 733,5 BTU/min. Tato hodnota se bude shodovat se skutečností, pouze za předpokladu, že výše uvedený výpočet je správný. Úvahou nad přesností vstupních dat do vžpočtu, dojdeme k závěru, že vypočtená hodnota má pouze orientační hodnotu. Vzhledem k tomu, že pro účel této DP nejsme schopni zajistit přesnější vstupní data, považujeme vpočtenou hodnotu za konečnou, ke které se musíme návrhem systému olejového chlazení co nejvíce přiblížit.

12VÝPOČET KANÁLU CHLAZENÍ BEZ LEMU, CHLADIČ AEROCLASICS

Geometrický model letounu VUT 100 byl vyroben v systému Pro/ENGINEER. S ohledem na zkušenosti autora s prací v systému CATIA, byl model motorového prostoru převeden do formátu IGES a samotný kanál chladiče byl vyroben v systému CATIA. Geometrie motoru sloužila pouze pro vymezení volného prostoru, do něhož je možné zastavět navrhovaný kanál. Proto byla v dalším postupu odstraněna.

Podkladem pro tvorbu geometrie kanálu byl kanál zkoušená během zkušebních letů. Poloha chladiče v motorovém prostoru zůstala stejná, z důvodu nedostatku místa pro vhodnější umístění. Vstupní a výstupní kanál byl co do průřezu zvětšen, tak aby bylo dosaženo většího hmotnostního toku tělesem výměníku. Zvětšením průřezu kanálu došlo ke kolizi s prvky sestavy pohonné jednotky, jejíž polohu nelze měnit. Tento problém byl vyřešen lokálním vybráním kanálu v místech kolize s geometrií motoru, viz obr. 11-1. Tato geometrie neuvažuje lem na výstupním otvoru kanálu chlazení.



Obrázek 12-1Vybrání kanálu chlazení v místě kolize s geometrií motoru

12.1 VOLBA CHLADIČE

Použitý chladič: AeroClassics, model 8000216

17-řadý chladič

Rozměry chladiče: 8.14"x 8.59"x 3.62" (207 x 218 x 92 [mm])

Tento 17ti řadý chladič byl zvolen jako vhodný kandidát pro uchlazení vypočteného tepelného toku. Vůči sériovému chladiči NIAGARA je jeho charakteristika strmá i při větších hmotnostních tocích a k nim spojených odběrech tepla. Vhodnost chladiče je analyzována po CFD výpočtu.



Obrázek 12-2Chladič AeroClassics 8000216

12.2CFD VÝPOČET

12.2.1 POPIS MODELU

Úprava samotné geometrie kanálu probíhala v systému CATIA. Model přídě letounu byl, prodloužen a celý model byl umístěn ve vnitřním boxu. Vnitřní box obklopoval vnější box simulující aerodynamicky tunel, který tak ohraničoval doménu. Dvou boxů bylo zvoleno z důvodu usměrnění růstu objemových prkvu, kde ve vnitřním boxu jsou buňky zhuštěny okolo modelu přídě a ve větší vzdálenost uvnitř tunelu už počítáme s většími elementy.

Z programu CATIA pak byla geometrie transportována do programu ANSA, kde byly opraveny chyby geometrie a natažena povrchová sít, tvořena trojúhelníkovými prvky. Kvalita sítě byla kontrolována dle parametrů popsaných v kapitole. Objemová síť byla vygenerována v programu TGrid pomocí příslušného žurnálu. Tato síť byla následně zkontrolována kontrolním žurnálem, viz přílohy DP.



Obrázek 12-3Výpočetní doména.

12.2.2 VÝPOČETNÍ SÍŤ

Počet buněk domény: 12857119

Kontrola kvality sítě

Aspekt ratio

tunel	min. 1.0000001	max. 3.2531821	průměr 1.2263244
box	min. 1.0000001	max. 3.4555064	průměr 1.2087741
chladic	min. 1.0000001	max. 3.0705878	průměr 1.2242528

Skewness

tunel	min. 2.2030842e-07	max. 0.74997623	průměr 0.28286408
box	min. 1.384449e-07	max. 0.82380862	průměr 0.26986163
chladic	min. 2.3016442e-06	max. 0.74965168	průměr 0.28036811

12.2.3 VÝPOČET

Okrajove podminky pro 0m MSA

 $\rho = 1.225 \text{ kg/m3}$

p = 101325Pa

 $\mu = 1.7894E-5$ kg/ms

Vstup = 62.795m/s Tato rychlost odpovídá rychlosti V=157km/h CAS zvětšené o urychlení proudu za vrtulí

Turbulence 12%, TLS = 0.01

Vystup - pressure outlet

Turbulence - backlow - 3%, TLS = 0.001

Nastavení simulace chladiče AeroClasics 8000216

porous media

Plocha chladiče 0.025036 m²

Hloubka chladiče 92mm

Ve směru proudu: (α =2.18903E-7) 1/ α = 4568232.5

C2=98.08489443

Vektor osy chladiče	dx= 46	dy= -79.67435	dz= 0
Kolmé vektory:	dx= 0	dy= 0	dz= 1
	dx= -79.67435	dv= -46	dz= 0

Tlaková ztráta v kolmých směrech: $\alpha = 1E-10 \ 1/\alpha = 1E10$

$$C2 = 10E4$$

Řízení běhu výpočtu:

Turbulence Spalart-Allmaraz

Obalení i výpočet jako porous-media, inicializace z inlet

12.2.4 POST-PROCESSING

Post-processing byl poveden v programu Ensight. Tento profram umožňuje zaznamenat výběr polohy referenčních řezů spolu s vizualizovanými veličinami do žurnálu, díky čemuž je možné celý postprocessing zautomatizovat a zároveň vykreslit pro všechny případy řezy ve stejné poloze, což je při analýze výsledků velmi důležité. Pro zobrazení rychlostního pole, průběhu statického a dynamického tlaku byly zvoleny referenční řezy rovnoběžné s podélnou osou letounu posunuty o 125 mm z osy letounu ve směru polohy kanálu olejového chlazení.



Obrázek 12-4Vizualizace proudnic



Obrázek 12-5Vizualizace statického tlaku v řeze z=0,125m



Obrázek 12-6 Vizualizace dynamickéhotlaku v řeze z=0,125m



Obrázek 12-7 Vizualizace rychlostníhopole v řeze z=0,125m

12.2.5 VÝSTUPNÍ DATA Z PROGRAMU ANSYS FLUENT

"Flux Report"

Mass Flow Rate	[kg/s]
tunel_vstup	2769.2693 kg/s
vp_chladic_vstup	0.56144285 kg/s
Net	2769.2693 kg/s

"Surface Integral Report"

Area-Weighted Average

- Static Pressure [Pa]
- vp_chladic_vstup 1595.7114 Pa
- vp_chladic_vystup 419.01501 Pa
- tunel_vstup 167.27678 Pa

Net 167.8616 kg/s



12.3 VÝPOČET PARAMETRŮ CHLAZENÍ

Z rozdílu tlaků před a za chladičem plyne tlakový spád, který je pro tento případ roven 2016 Pa. Dosazením tlakového spádu do ΔP-Q charakteristiky získáme hmotnostní průtok chladičem.



Obrázek 12-88 Zobrazení vypočteného bodu na křivce Δp-Q

Ze získaného hmotnostního toku výměníkem odečteme hodnoty tepelného toku, který v tomto režimu odvádí.



Obrázek 12-9Teepelný výkon chladiče AeroClassics, model 8000216 v závislosti na hmotnostním toku

Vypočtenému hmotnostnímu toku odpovídá výdej tepla P = 543 BTU/min.

Diskuze výsledků

Takto navrženné olejové chlazení by bylo poddimenzované a nestačilo by odvádět dostatečný tepelný tok při podmínkách tzv. horkého dne.

13 VÝPOČET KANÁLU CHLAZENÍ S LEMEM, CHLADIČ AEROCLASICS

13.1 POPIS MODELU

Pro tento výpočet byl použit stejný chladič jako v předchozím případě, tedy AeroClassics, model 8000216. Geometrie kanálu zůstala nezměněna až na okolí výstupního otvoru. Za účelem místního snížení tlaku byl kolem výstupu vzduchu z kanálu chladiče vytvořen malý lem.

13.2CFD VÝPOČET

13.2.1 VΥΡΟČΕΤΝΙ SΙΤ

Počet buněk domény: 12857119

Kontrola kvality sítě:

Aspekt ratio

tunel	min. 1.0000001	max. 3.2531821	průměr 1.2263244
box	min. 1.0000001	max. 3.4555064	průměr 1.2087999
chladic	min. 1.0000001	max. 3.1664109	průměr 1.223887

Skewness

tunel	min. 2.2030846e-07	max. 0.74997623	průměr 0.28286408
box	min. 1.384449e-07	max. 0.82380862	průměr 0.26987939
chladic	min. 2.3016445e-06	max. 0.74990952	průměr 0.2800346



Obrázek 13-1Pohled na vnější geometrii modelu přídě s vygenerovanou povrchovou sítí

13.2.2 CFD VÝPOČET

Nastavení řešiče stejné jako v předchozím případě. Je použit stejný chladič proto i nastavení modelu porouse media je shodné. Výpočet byl nastaven na 3000 iterací. Zkonvergování výpočtu bylo monitorováno průběhem reziduí.Po doporučení vedoucího diplomové práce, byla věrohodnost konvergence výpočtu ověřena monitorováním některých integrálních veličin, konkrétně hmotnostním tokem kanálem chlazení, tlakem na vstupní ploše chladiče a tlakem na výstupní ploše chladiče. Monitoring integrálních veličin byl zaveden ve fázi, kdy již byl hotový výpočet do 3000 iterací, proto následující monitoring probíhal od 3000 iterace po 4000 iterací s krokem výpisu 5 iterací, výsledky jsoi v této DP vykresleny pouze pro výpočet v kap. 14.







13.2.3 POST-PROCESSING



Obrázek 13-3Vizualizace proudnic

Obrázek 13-4Vizualizace statického tlaku v řezu z=0,125m



Obrázek 13-55Vizualizace dynamického tlaku v řezu z=0,125m



Obrázek 13-65Vizualizace rychlostního pole v řezu z=0,125m

Ve srovnání s předchozí variantou je vidět příznivý vliv lemu na snížení statického tlaku v oblasti výstupního kanálu. Tento pokles je způsoben přirychlením proudu při obtékání lemu jak je patrné na vizualizaci rychlostního pole.

13.2.4 VÝSTUPNÍ DATA Z PROGRAMU ANSYS FLUENT

"Flux Report"

Mass Flow Rate [kg/s]

tunel_vstup	2769.2693	kg/s
vp_chladic_vstup	0.63064796	kg/s
Net	2769.2693	kg/s

"Surface Integral Report"

Area-Weighted Average

Static Pressure	[Pa]		
vp_chladic_vstup		1595.7114	Ра
vp_chladic_vystup		-940.33258	Ра
tunel_vstup		168.26166	Ра
Net		168.46243	Ра

13.3 VÝPOČET PARAMETRŮ CHLAZENÍ

Z rozdílu tlaků před a za chladičem plyne tlakový spád, který je pro tento případ roven 2506 Pa.

Správné nastavení modelu porous media opět ověříme vykreslením vypočteného bodu do charakteristiky výrobce chladiče.



Obrázek 13-7 Zobrazení vypočteného bodu na křivce Δp-Q

Z této charakteristiky byl pomocí náhradního polynomu vypočten tepelný tok chladičem, který je v této konfiguraci systém olejového chlazení schopen odebrat.



Obrázek 13-8 Vykreslení výsledku v P-Q charakteristice chladiče

Vypočtenému hmotnostnímu toku odpovídá výdej tepla P = 569 BTU/min.

DISKUZE VÝSLEDKŮ

Umístěním lemu do prostor výstupního otvoru, dojde vůči variantě bez lemu ke zvýšení chladícího výkonu o 4,78% Aní tato varianta však nedává dostatečný chladící výkon, který by pokryl potřebné množství odebraného tepla.

14 VÝPOČET KANÁLU CHLAZENÍ S LEMEM, CHLADIČ AIRFLOW SYSTÉM

Po neúspěšném naladění výstupního výkonu chladiče na požadovaný výkon, bylo přistoupeno ke změně chladiče. Vzhledem k omezenému prostoru pro umístění chladiče, byl využitelný prostor předchozí variantou kanálu prakticky vyčerpán. Výběr vhodného chladiče je proto omezen jeho velikostí, která musí být shodná s velikostí chladiče.

14.1 VOLBA CHLADIČE

Po průzkumu na trhu dostupných leteckých chladiču, byl nalezen chladič Airflow Systém model 2008X. Tento chladič má nejen stejné rozměry jako -8000216 a současně dosahuje většího výkonu v oblasti hmotnostních toků, kterých bylo dosaženo s předchozím chladičem. Oproti chladiči AeroClassics, pracuje tento chladič s větším tlakovým spádem a tudíž je zapotřebí k jeho správné funkci získat mezi vstupní a výstupní plochou chladiče co největší rozdíl tlaku.



Obrázek 14-1Chladič Airflow System 2008X

14.2CFD VÝPOČET

14.2.1 POPIS MODELU

Oproti variantě počítané v kapitole 12 se tato varianta liší pouze změnou chladiče. Zachováním geometrie z kapitoly 12, bylo možné použit stejnou výpočetní síť, jaká byla vygenerována a opravena pro variantu chlazení vypočtenou v kapitole 12. Tímto přístupem došlo k zefektivnění výpočtu a čas na CFD analýzu se výrazně zkrátil.

14.2.2 CFD VÝPOČET

Nastavení řešiče se oproti variantám v kapitole 11 a 12 líší pozměněným nastavením pro porous medium. Volbou nového chladiče je třeba přepočítat parametry α a c_2 viz. postup v 9.2. Zbylé nastavení totožné jako v kapitole 11.

Nastavení simulace chladiče Airflow Systém, model 2008X

porous media

Plocha chladiče	0.025036 m ²
Hloubka chladiče	92mm
Ve směru proudu:	$(\alpha = 3.495 \text{E-}08)$ $1/\alpha = 28612307.7$
	C2=114.6692457

Vektor osy chladiče	dx= 46	dy= -79.67435	dz= 0
Kolmé vektory:	dx= 0	dy= 0	dz= 1
	dx= -79.67435	dy= -46	dz= 0

Tlaková ztráta v kolmých směrech:	α = 1E-10 1/α =1E10
-----------------------------------	---------------------

C2 = 10E4



Obrázek 14-2 Monitoring statického tlaku, vstup/výstup chladiče



Obrázek 14-3 Monitoring statického tlaku, vstup/výstup chladiče



14.2.3 POST-PROCESSING

Obrázek 14-4Vizualizace proudnic



Obrázek 14-5Vizualizace statického tlaku v řezu z=0,125m



Obrázek 14-6Vizualizace dynamického tlaku v řezu z=0,125m



Obrázek 14-7Vizualizace rychlostního pole v řezu z=0,125m

14.2.4 VÝSTUPNÍ DATA Z PROGRAMU ANSYS FLUENT

"Flux Report"			
Mass Flow Rate	[kg/s]		
tunel_vstup		2769.2693	kg/s
vp_chladic_vstup		0.51460218	kg/s
Net		2769.2693	kg/s

"Surface Integral Report"

Area-Weighted Average

Static Pressure [Pa]

vp_chladic_vstup	1681.1786	Ра
vp_chladic_vystup	978.8385	Ра
tunel_vstup	168.05928	Ра
Net	68.31355	Ра

14.3 VÝPOČET PARAMETRŮ CHLAZENÍ

Na chladiči byl spočten tlakový spád 2660 Pa, který spolu s vypočteným hmotnostním tokem kanálem chlazení zobrazíme v Δ P-Q charakteristice chladiče a tím ověříme správné nastavení modelu porous media.



Tepelný tok získáme stejným postupem jako v předchozích dvou kapitolách, musíme však použít charakteristiky chladiče AirFlow Systém.



Výsledný tepelný tok má hodnotu 711 BTU.

14.4 DISKUZE VÝSLEDKŮ

Změnou chladiče došlo ke zvýšení vypočteného chladícího výkonu o 26,2%. Navržením olejového chlazení na výkon 718BTU/min bylo dosaženo spočteného potřebného výkonu chlazení s odchylkou pouze 2,1%, takovéto řešení lze proto považovat za uspokojivé. Sestava olejového chlazení, vypočtena v této kapitole bude proto považována za konečnou variantu, vhodnou pro následné letové měření. Pro účely prototypové výroby poslouží geometrický model získaný při řešení této DP. Prototyp kanálu chlazení bude zhotoven na 3D tiskárně metodou Rapid prototyping, pro kterou lze použít přímo 3D geometrii vyexportovanou ze systému Catia. Výhodou zadavatele je, že má tuto technologii k dispozici. Z předchozích aplikacích zadavatele byla ověřena tloušťka tištěné stěny kanálu 2mm jako plně dostačující. Na koncích kanálu bude přilepena laminátová příruba ve které budou zalaminované objímky pro přinýtování kanálu k motorovým krytům. Z důvodu možnosti použití navržené geometrie pro sériovou výrobu není výkres navrženého kanálu zveřejněn v této DP.

15 VÝPOČET VLIVU OLEJOVÉHO CHLAZENÍ NA LETOVÉ VÝKONY LETOUNU VUT 100

Vliv kanálu olejového chlazení na letové výkony letounu VUT 100 je zohledněn odporem chlazení. Pro korektní výpočet vlivu nového kanálu chlazení je třeba znát odpor chlazení letounu, pro nějž byly stanoveny letové výkony. Při podrobnějším průzkumu výpočtů letových výkonů letounu VUT 100 bylo zjištěno, že výkony letounu byly vypočteny a letovými zkouškami ověřeny pouze pro původní verzi chlazení, ve které byl olejový chladič umístěn za hlavami motorů. V těchto výpočtech navíc složka odporu chlazení nefigurovala a jako taková byla součásti odporu trupu. V optimálním případě by po návrhu nové verze chlazení mělo dojít k aktualizaci výpočtu letových výkonů a jeho následném ověření letovými zkouškami. Toto se však v praktických aplikacích často neděje a zohlednění změny letových výkonů vychází spíše ze zkušeností výpočtářů. Takováto analýza má jen informativní charakter a je třeba ji ve finále korigovat letovým měřením.

S ohledem na neprovedení analýzy vlivu zástavby kanálu olejového chlazení v předchozí variantě, chybí referenční bod, ke kterému bylo možné dopočíst změnu letových výkonů pozměněné geometrie kanálu. Nové měření letových výkonu by bylo vhodné provést při ověřování funkce navrženého systému olejového chlazení.

Komplexní výpočet letových výkonu by znamenalo analýzu nad rámec rozsahu této diplomové práce, a proto je v této DP proveden pouze přibližný výpočet vzhledem k předchozí variantě olejového chlazení, instalované na prototypu letounu VUT 100 Cobra.

Výpočet změny letových výkonu je založen na změně odporu kanálu chladiče. V tomto výpočtu není zohledněn třecí odpor na stěnách kanálu, ale vychází z věty o změně hybnosti.

$$D = Q \cdot (v_2 - v_1)$$

Do vztahu vstupují rychlosti proudění v kanále, respektive jejich složky ve směru letu a hmotnostní tok vzduchu kanálem. Po dosazení do vztahu, dostaneme velikost odporu zbržděním proudu v případě původní varianty $D_1 = 9.5N$ a pro nový návrh kanálu $D_2 = 13,4N$

Výpočtené hodnoty mají pouze informativní charakter a nejsou tedy dostatečně věrohodné k posouzení změny letových výkonu letounu.

16 ZÁVĚR

Hlavním cílem práce bylo optimalizování olejového chlazené letounu VUT 100 tak aby splňoval požadavky předpisu a omezení daná výrobcem motoru. Přestože nebylo dosaženo spočteného potřebného výkonu chlazení, výkon výsledné konfigurace olejového chlazení se k němu natolik blíží, že jej lze dle autora považovat za dosažené optimum. Výpočet potřebného výkonu je zatížen takovou chybou, že snaha o dosáhnutí výsledku přesně o jeho hodnotě by byla jen slepou důvěrou v přesnost výpočtu. Nedostatek ověřených vstupních parametrů je v praktických aplikacích zcela běžný. Je pouze na inženýrovi jak se s tímto handicapem dokáže vypořádat. Vždyť pokud by všechny vstupní parametry byly naprosto přesné, nebylo by třeba inženýrů a k řešení inženýrských problémů by postačila pouze školená obsluha počítače.

Autor práce navrhuje ověřit výslednou variantu chlazení spočtenou v kapitole 14 letovým měřením. V tomto letovém měření je třeba zablokovat termostatický ventil obtoku oleje do pozice zcela zavřeno. Na základě tohoto letového měření lze pak relevantně posoudit vhodnost navrženého řešení k následné sériové výrobě.

POUŽITÉ INFORMAČNÍ ZDROJE

- [1] EVEKTOR [online]. 2010 [cit. 2011-03-20] VUT 100 Cobra. Dostupné z WWW: < <u>http://www</u>.evektoraircraft.com/en/aircraft/vut100-cobra/look >
- [2] EVEKTOR, LETOVÁ PŘÍRUČKA PRO LETOUN VUT100-131i,Vydání platné pro prototypy, Kunovice 2006. 331s
- [3] TEXTRON LYCOMING SPECIFICATION, NO. 2655, Detail specification for engine aircraft model IO-580-B1A 315 HP, 2000-11-18.
- [4] ŠPLÍCHAL, M., LETECKÉ MOTORY PÍSTOVÉ, Soubor podkladů pro výuku předmětu Letecké motory, LÚ FSI VUT Brno 2008-12-18.
- [5] Niagara Air Parts, INC. [online]. 2010 [cit. 2011-05-12] Dostupné z WWW: http://www.niagaraairparts.com/
- [6] *FLUENT 12.0 Theory.* [elektronická dokumentace software Fluent].2009-04. Fluent Inc. Distribuováno společně se software Ansys Fluent12.0
- [7] *POPELA, R.*,NÁSTROJE SIMULACE PROUDĚNÍ, Podklady přednášek semináře proudění na LÚ FSI VUT BRNO, 2011-02-14
- [8] VERSTEEG, H.K., MALALASEKERA, W., AN INTRODUCTION TO COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS THE FINITE VOLUME METHOD, Edinburgh 1995, ISBN 0-582-21884

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

BTU		British thermal unit
MFD		Multifunkční displej
Q	[kg/s]	Hmotnostní tok
μ	[kg/ms]	dynamická viskozita
V	[m/s]	rychlost proudícího média
ρ	[kg/m ³]	hustota
Δm	[m]	tloušťka porézního média

SEZNAM PŘÍLOH

- Příloha 1: Journal pro tvorbu povrchové sítě-TGrid
- Příloha 2: Check journal ke kontrole kvality sítě
- Příloha 3: Journal pro spuštětní výpočtu ve Fluentu
- Příloha 4: Vyhodnocení letotových měření- chlazení hlav válců

PŘÍLOHA 1: JOURNAL PRO TVORBU POVRCHOVÉ SÍTĚ – TGRID

file/read-mesh chlazeni_serie-02-opraveny_chladic.msh

; načtení geometrie

/mesh/tritet/init(ti-menu-load-string (format #f "/mesh/manage/type ~a ~a" (car (%adjacent-threads (get-thread 'tunel_steny) #f)) "fluid"))

(ti-menu-load-string (format #f "/mesh/manage/name ~a \"~a\"" (car

(%adjacent-threads (get-thread 'tunel_steny) #f)) "fluid-tunel"))

(ti-menu-load-string (format #f "/mesh/manage/type ~a ~a" (car (%adjacent-threads



(get-thread 'kryty) #f)) "fluid"))

(ti-menu-load-string (format #f "/mesh/manage/name ~a \"~a\"" (car

(%adjacent-threads (get-thread 'kryty) #f)) "fluid-box"))

(ti-menu-load-string (format #f "/mesh/manage/type ~a ~a" (car

(%adjacent-threads (get-thread 'chladic_oleje) #f)) "fluid"))

(ti-menu-load-string (format #f "/mesh/manage/name ~a \"~a\"" (car

(%adjacent-threads (get-thread 'chladic_oleje) #f)) "fluid-chladic"))

; tunel

/mesh/manage/set-active fluid-tunel () /mesh/tritet/controls/ max-cell-volume 200000 /mesh/tritet/controls/ cell-size-function geometric 1.6 /mesh/tritet/controls/refine-method adv-front /mesh/tritet/refine

; box

/mesh/manage/set-active fluid-box () /mesh/tritet/controls/ max-cell-volume 25000 /mesh/tritet/controls/ cell-size-function geometric 1.3 /mesh/tritet/controls/refine-method adv-front /mesh/tritet/renine

; chladič

/mesh/manage/set-active fluid-chladic ()

/mesh/tritet/controls/ max-cell-volume 5.4



/mesh/tritet/controls/refine-method adv-front

/mesh/tritet/renine

/mesh/tritet/improve/improve-cells fluid-tunel fluid-box fluid-chladic () 0.75 10 5

/file/write-mesh ./chlazeni_serie-02-opraveny_chladic-v.msh.gz yes

;/exit yes

PŘÍLOHA 2: CHECK JOURNAL KE KONTROLE KVALITY SÍTĚ

; Boundary list

!rm boundary_list_model.txt

/file/start-transcript boundary_list_model.txt

/boundary/manage/list

/mesh/manage/list

/file/stop-transcript

; Zapis do souboru - report

!rm report_model.txt

//file/start-transcript report_model.txt

//report/mesh-size

- ; Kvalita bunek
- ; Zapinam detail

//report/verbosity-level 0

(ti-menu-load-string (format #f "/report list-cell-quality 0.85 1 50 ~a " (car (%adjacent-threads (get-thread 'tunel_steny) #f))))



(ti-menu-load-string (format #f "/report list-cell-quality 0.85 1 50 ~a " (car (%adjacent-threads (get-thread 'kryty) #f))))

(ti-menu-load-string (format #f "/report list-cell-quality 0.85 1 50 ~a " (car (%adjacent-threads (get-thread 'chladic_oleje) #f))))

; aspect-ratio

//report/qm aspect-ratio

//report/cell-quality-limits fluid-tunel ()

//report/cell-quality-limits fluid-box ()

//report/cell-quality-limits fluid-chladic ()

; Kvalita skewness

//report/qm skewness volume

//report/cell-quality-limits fluid-tunel ()

//report/cell-quality-limits fluid-box ()

//report/cell-quality-limits fluid-chladic ()

; Check

;; Zapinam detail

//report/verbosity-level 9

//mesh/check-mesh

//file/stop-transcript

PŘÍLOHA 3: JOURNAL PRO SPUŠTĚTNÍ VÝPOČTU VE FLUENTU

; Fluent F6.3.35

/file/read-case chlazeni_serie-02-opraveny_chladic-v.msh.gz

/grid/scale 0.001 0.001 0.001



/define/models/viscous spalart-allmaras yes

; Definovani okrajovych podminek

/define/boundary-conditions/mo-zo/zo-ty tunel_vstup velocity-inlet

/define/boundary-conditions/mo-zo/zo-ty tunel_vystup pressure-outlet

/define/boundary-conditions/mo-zo/zo-ty box_vystup pressure-outlet

/define/boundary-conditions/mo-zo/zo-ty vp_chladic_vystup interior

/define/boundary-conditions/mo-zo/zo-ty box_internal interior

; Zadani porous-media

/define/boundary-conditions/mo-zo/zo-ty vp_chladic_vstup interior

/define/boundary-conditions/fluid fluid-chladic no no no yes 0 0 0 0 0 1 no no yes no no 46.0 no -79.67435 n 0.0 n 0.0 n 0.0 n 1.0 yes no 4568232.5 n 1e10 n 1e10 n n 98.08489443 n 1000000 n 100000 0 0 no 1

/define/boundary-conditions/velocity-inlet tunel_vstup n n y y n 62.795 n y 12 0.01

/define/boundary-conditions/pressure-outlet tunel_vystup n 0 n y n y 3 0.001 n n

/define/boundary-conditions/pressure-outlet box_vystup n 0 n y n y 3 0.001 n n

; DEFINICE MONITOROVANI

/solve/monitors/residual/plot n

/solve/monitors/residual/print y

; INICIALIZACE

/solve/initialize/compute-defaults/velocity-inlet tunel_vstup

/solve/initialize/list-defaults

/solve/initialize/initialize-flow

; PATCH nulove rychlosti do fluid-box a chladice



/solve/patch fluid-chladic () y-velocity y 0

/solve/patch fluid-chladic () z-velocity y 0

/solve/patch fluid-box () x-velocity y 1.0

/solve/patch fluid-box () y-velocity y 0

/solve/patch fluid-box () z-velocity y 0

; VYPNUTI KONVERGENCE

/solve/monitors/residual/check-convergence n n n n n

; ULOZENI CAS a DAT

/file/wc chlazeni_porous-opraveny_chladic-pmedia.cas.gz

/file/wd chlazeni_porous-opraveny_chladic-pmedia.dat.gz

qqq

/exit yes



PŘÍLOHA 4: VYHODNOCENÍ LETOTOVÝCH MĚŘENÍ- CHLAZENÍ HLAV VÁLCŮ

Průběh chlazení hlav válců – zkušební let č.1








Průběh chlazení hlav válců – zkušební let č.3

Průběh chlazení hlav válců – zkušební let č.4