

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**DIPLOMOVÁ
PRÁCE**

2024

**DANIEL
PÍRO**



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Návrh trysky a jejího chlazení pro raketový
motor na kapalně pohonné látky**

**Design of nozzle and nozzle cooling for liquid
fuel rocket engine**

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2024

Daniel PÍRO

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Studijní obor: Kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Jiří Teichman

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Píro** Jméno: **Daniel** Osobní číslo: **482390**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Specializace: **Kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Návrh trysky a jejího chlazení pro raketový motor na kapalně pohonné látky

Název diplomové práce anglicky:

Design of nozzle and nozzle cooling for liquid fuel rocket engine

Pokyny pro vypracování:

- 1) Definujte tepelné zatížení trysky raketového motoru
- 2) Proveďte rešerši metod chlazení raketových trysek
- 3) Pomocí CFD navrhnete chlazení trysky
- 4) Proveďte pevnostní analýzu trysky

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jiří Teichman ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání diplomové práce: **26.04.2024**

Termín odevzdání diplomové práce: **24.05.2024**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jiří Teichman
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne:

.....

Podpis

Poděkování

Tímto bych rád poděkoval svému vedoucímu Ing. Jiřímu Teichmanovi za vstřícný přístup, cenné podněty a především za velkou ochotu během vytváření této práce. Dále bych chtěl poděkovat Ing. Jakubovi Suchému, Ph.D., a Ing. Tomášovi Čenskému, Ph.D., za jejich rady a konzultace při přípravě experimentu. Mé díky patří také všem kolegům z týmu CTU Space Research, jejichž práce a odhodlání umožňují vznik takto zajímavých projektů, na kterých se mohu podílet. Velké poděkování náleží mé rodině, která mě během studia neustále podporovala. Na závěr bych chtěl poděkovat všem svým přátelům, bez jejichž podpory bych se nedostal tak daleko, a své přítelkyni, která mi byla vždy oporou.

Daniel Píro

Autor:	Daniel Píro
Název diplomové práce:	Návrh trysky a jejího chlazení pro raketový motor na kapalné pohonné látky
Rok vyhotovení:	2024
Univerzita:	České vysoké učení technické v Praze Fakulta strojní
Studijní program:	Letectví a kosmonautika
Specializace:	Kosmická technika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Jiří Teichman
Bibliografické údaje:	Počet stran: 82 Počet obrázků: 58 Počet grafů: 19 Počet tabulek: 44 Počet příloh: 2
Klíčová slova	Raketový motor, chlazení trysky, tryska, kapalná paliva

Anotace

Cílem této práce je navrhnout a ověřit numerickými simulacemi chlazení raketové trysky kapalinového motoru pro tým CTU Space Research.

Author:	Daniel Píro	
Title of bachelor thesis:	Design of nozzle and nozzle cooling for liquid fuel rocket engine	
Academic year:	2024	
University:	Czech Technical University in Prague Faculty of mechanical engineering	
Study Programme:	Aerospace Engineering	
Specialization:	Space Technology	
Department:	Department of Aerospace Engineering	
Supervisor:	Ing. Jiří Teichman	
Extent:	Number of pages:	82
	Number of figures:	58
	Number of graphs:	19
	Number of tables:	44
	Number of attachments:	2
Keywords	Rocket engine, nozzle cooling, nozzle, liquid propellant	

Annotation

The goal of this thesis is to design and verify by numerical simulations a liquid rocket nozzle cooling system for the CTU Space Research team.

Obsah

Seznam obrázků, grafů a tabulek	1
Seznam použitého SW	5
1 Úvod	7
1.1 Cíl práce	7
1.2 Tým CTU Space Research	7
1.3 EuRoc	8
1.3.1 Pravidla a omezení	8
1.4 Přehled konceptu motoru a rakety	9
2 Teoretická část	10
2.1 Základy raketových motorů	10
2.1.1 Model ideálního raketového motoru	11
2.1.2 Termodynamické vztahy a procesy	11
2.1.3 Tah, specifický impuls a koeficient tahu	14
2.2 Návrh trysky	16
2.3 Metody chlazení trysky	19
2.3.1 "Heat sink" chlazení	19
2.3.2 Ablativní chlazení	20
2.3.3 Radiační chlazení	21
2.3.4 Regenerativní chlazení	22
2.4 Metody výroby trysek s regenerativním chlazením	27
2.4.1 Návrhové limity technologie wLMD	29
3 Praktická část	32
3.1 Výběr paliva	32
3.2 Výběr okysličovačla	35
3.3 Výběr O/F ratio	35
3.4 Návrh trysky	37
3.5 Kontura trysky	39
3.6 Návrh chlazení	42
3.6.1 1D model prostupu tepla	42
3.6.2 Model s žebry	43
3.7 Pevnostní analýza	49
3.8 Experimentální měření součinitele tření	50
3.8.1 Teploty a tlaková ztráta s novou hodnotou součinitele tření pro případ $i = 10$ a $i = 13$	53
3.9 CFD analýza testovacího kanálku	54
3.9.1 Preprocessing	54

3.9.2	Nastavení výpočtu CFD	55
3.9.3	Výpočet	55
3.9.4	Preprocessing upraveného kanálku s vroubkou	58
3.9.5	Nastavení výpočtu CFD pro upravený kanálek s vroubkou	59
3.9.6	Výpočet	59
3.9.7	Vyhodnocení	60
3.10	CFD analýza chladicího kanálku	61
3.10.1	Preprocessing	61
3.10.2	Nastavení výpočtu CFD	63
3.10.3	Výpočet	65
3.10.4	Vyhodnocení	67
3.10.5	Nestacionární výpočet	68
3.10.6	Tlaková ztráta v chladícím kanálku	69
3.10.7	Analýza optimalizovaného kanálku	69
3.11	CFD analýza rozvodu paliva	72
3.12	MKP pevnostní analýza	76
3.13	Finální úprava tištěné trysky	77
3.14	Rozmístění senzorů během testování	78
4	Závěr	79
	Reference	81

Seznam obrázků, grafů a tabulek

Seznam obrázků

Obrázek 1:	Letové kategorie [2]	8
Obrázek 2:	Přetlakový cyklus	9
Obrázek 3:	Schéma rakety	10
Obrázek 4:	Schéma rovnice kontinuity	12
Obrázek 5:	Průběh tlaku, teploty a rychlosti podél osy De Lavalovy trysky z podzvukové do nadzvukové části [8]	14
Obrázek 6:	Schéma expanze plynu za tryskou [8] (upraveno)	15
Obrázek 7:	Kontura kuželové trysky	17
Obrázek 8:	Kontura Raovy trysky	18
Obrázek 9:	Jednorozměrný model přenosu tepla - "Heat sink" chlazení	20
Obrázek 10:	Schéma ablativního chlazení	21
Obrázek 11:	Použité trysky s ablativní uhlíkovou vložkou	21
Obrázek 12:	Merlin Vacuum Engine [14]	21
Obrázek 13:	Schéma tepelné bilance radiálního chlazení	21
Obrázek 14:	Schéma přenosu tepla pro regenerativní chlazení	22
Obrázek 15:	Tryska týmu DARE [19]	26
Obrázek 16:	Řez tryskou týmu DanSTAR [20]	26
Obrázek 17:	Detail trysky motoru F-1 tvořený mnoha malými trubky [21]	27
Obrázek 18:	Nanášení vosku na trysku motoru Vulcain [22]	27
Obrázek 19:	Část trysky vyrobená metodou wMLD [23]	28
Obrázek 20:	Tabulka minimální šířky stěny v závislosti na průměru drátu a schéma šířky stěny [23]	29
Obrázek 21:	Schéma šířky štěrbin [23]	30
Obrázek 22:	Schéma průměru otvoru [23]	30
Obrázek 23:	Schéma převisu [23]	31
Obrázek 24:	Schéma změny průřezu [23]	31
Obrázek 25:	Slovní hodnocení paliv	33
Obrázek 26:	Číselné hodnocení	33
Obrázek 27:	Fázový diagram ethanolu	34
Obrázek 28:	Typické hodnoty charakteristické délky spalovací komory pro různá paliva [25]	38
Obrázek 29:	Hodnoty L^* pro NOx/Ethanol [25]	39
Obrázek 30:	Kontura trysky se spalovací komorou	41
Obrázek 31:	Schéma průřezu regenerativně chlazené trysky	43

Obrázek 32:	Schéma chladicího kanálku s příslušnými teplotami a hodnotami přenosu tepla (upraveno)[28]	43
Obrázek 33:	Rozměry testovacího kanálku	50
Obrázek 34:	Schéma zapojení testovací sestavy	50
Obrázek 35:	Zapojení experimentální sestavy	51
Obrázek 36:	Výkres znázorňující úpravu kanálku	58
Obrázek 37:	Upravený kanálek	58
Obrázek 38:	Model kanálku	61
Obrázek 39:	Přehled typů okrajových podmínek	62
Obrázek 40:	Řez sítí	62
Obrázek 41:	Řez sítí	63
Obrázek 42:	Teplotní pole	66
Obrázek 43:	Rychlostní pole	67
Obrázek 44:	Teplotní pole	67
Obrázek 45:	Schéma posunutí vstupu kanálku	70
Obrázek 46:	Teplotní pole - optimalizovaný kanálek	70
Obrázek 47:	Teplotní pole nestacionárního výpočtu - optimalizovaný kanálek	71
Obrázek 48:	Model znázorňující vnitřní objem paliva	72
Obrázek 49:	Model znázorňující vnitřní objem paliva	72
Obrázek 50:	Označení vstupu a výstupu rozvodu	72
Obrázek 51:	Proudnice zachycující proudění paliva v rozvodu paliva	74
Obrázek 52:	Teplotní pole na vnitřku trysky	74
Obrázek 53:	Teplotní pole na vnějšku trysky	75
Obrázek 54:	Rozložení zatížení	76
Obrázek 55:	MKP analýza	76
Obrázek 56:	Schéma obráběných ploch - vnitřní stěna	77
Obrázek 57:	Schéma obráběných ploch - závit	77
Obrázek 58:	Rozmístění senzorů	78

Seznam grafů

Graf 1:	θ_n a θ_e jako funkce ϵ [9]	18
Graf 2:	Moodyho diagram zobrazující Darcyho-Weisbachův třecí faktor f v závislosti na Reynoldsově číslu Re pro různé hodnoty relativní drsnosti ϵ/D [8]	25
Graf 3:	Přehled specifických impulsů pro různá paliva při odlišných poměrech okysličovadlo/palivo	33
Graf 4:	Kontura trysky z MATLABu	39
Graf 5:	Předpověď tepelných toků podél osy trysky při tloušťce vnitřní stěny $t = 2 \text{ mm}$	42

Graf 6:	Předpověď teplot podél osy trysky pro případ $i=10$ a 13	47
Graf 7:	Předpověď tepelných toků podél osy trysky pro případ $i=10$ a $i=13$	48
Graf 8:	Výsledky měření vynesené do Moodyho diagramu	52
Graf 9:	Předpověď teplot podél osy trysky pro případ $i = 10$ a $i = 13$ pro novou hodnotu f	53
Graf 10:	Změna difference tlaku pro různé hodnoty hmotnostního toku	56
Graf 11:	Residua	56
Graf 12:	Změna difference tlaku pro různé hodnoty hmotnostního toku	59
Graf 13:	Residua	59
Graf 14:	Porovnání výsledků CFD analýzy pro různé hodnoty Roughness Height a Roughness Constant, kanálku s vymodelovanými "vroubky" a experimentem . . .	61
Graf 15:	Profil teploty a součinitele přestupu tepla vysokoteplotního plynu podél osy trysky	65
Graf 16:	Průměrná teplota na analyzovaných plochách	66
Graf 17:	Maximální teplota na analyzovaných plochách	66
Graf 18:	Průběh průměrných teplot na analyzovaných plochách po dobu zážehu . . .	68
Graf 19:	Průběh maximálních teplot na analyzovaných plochách po dobu zážehu . .	68

Seznam tabulek

Tabulka 1:	Seznam dostupných materiálů a jejich vlastností pro tiskárnu Meltio . . .	29
Tabulka 2:	Fyzikální vlastnosti ethanolu	34
Tabulka 3:	Porovnání oksličovadel[24]	35
Tabulka 4:	Porovnání Teploty a specifického impulsu při různém O/F ratio	36
Tabulka 5:	Data z programu CEA	37
Tabulka 6:	Přehled vstupních parametrů	46
Tabulka 7:	Přehled maximálních teplot a celkových tlakových ztrát pro jednotlivé případy	46
Tabulka 8:	Odhad tlakové ztráty v kanálku pro různé Reyn. čísla	51
Tabulka 9:	Výsledky měření	52
Tabulka 10:	Přehled maximálních teplot a a celkové tlakové ztráty pro případ $i = 10$ a 12	53
Tabulka 11:	Procentuální porovnání maximálních teplot a celkových tlakových ztrát k původním hodnotám	53
Tabulka 12:	Nastavení povrchové sítě:	54
Tabulka 13:	Nastavení Auto Mesh	54
Tabulka 14:	Počet buněk, ploch a uzlů sítě	54

Tabulka 15:	Porovnání výsledků CFD analýzy, s nevhodnější hodnoty Roughness Height a Roughness Constant, a experimentu	57
Tabulka 16:	Nastavení povrchové sítě	58
Tabulka 17:	Nastavení Auto Mesh	58
Tabulka 18:	Počet buněk, ploch a uzlů sítě	59
Tabulka 19:	Porovnání výsledků CFD analýzy, s vymodelovanými "vroubky", a experimentu	60
Tabulka 20:	Nastavení Auto Mesh	62
Tabulka 21:	Počet buněk, ploch a uzlů sítě	62
Tabulka 22:	Nastavení Auto Mesh	63
Tabulka 23:	Počet buněk, ploch a uzlů ověřovací sítě	63
Tabulka 24:	Citlivostní analýza	65
Tabulka 25:	Průměrné teploty na zkoumaných plochách	67
Tabulka 26:	Maximální teploty na zkoumaných plochách	67
Tabulka 27:	Porovnání CFD a 1D analýzy případu $i = 10$	68
Tabulka 28:	Porovnání CFD a 1D analýzy případu $i = 13$	68
Tabulka 29:	Průměrné teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu	69
Tabulka 30:	Maximální teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu	69
Tabulka 31:	Tlaková ztráta v chladícím kanálku	69
Tabulka 32:	Celková tlaková ztráta	69
Tabulka 33:	Průměrné teploty na zkoumaných plochách - optimalizovaný kanálek	70
Tabulka 34:	Maximální teploty na zkoumaných plochách - optimalizovaný kanálek	70
Tabulka 35:	Průměrné teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu - optimalizovaný kanálek	71
Tabulka 36:	Maximální teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu - optimalizovaný kanálek	71
Tabulka 37:	Tlaková ztráta v optimalizovaném kanálku	71
Tabulka 38:	Barevné odlišení procentuálního rozdílu	73
Tabulka 39:	Hmotnostní toky do jednotlivých kanálků	73
Tabulka 40:	Tlaková ztráta v rozvodu paliva	73
Tabulka 41:	Průměrné teploty na zkoumaných plochách - symetrická půlka trysky	75
Tabulka 42:	Maximální teploty na zkoumaných plochách - symetrická půlka trysky	75
Tabulka 43:	Teplotní pole na výstupech z kanálků	75
Tabulka 44:	Teplotní pole na výstupu kanálků	75

Seznam použitého SW

www.overleaf.com (L^AT_EX)

Ansys Fluent

CEARUN

Autodesk Fusion 360

MATLAB - MathWorks

Microsoft Excel

Microsoft PowerPoint

Seznam příloh

Příloha 1: Grafy s předpovědmi teplot pro 1D model přestupu tepla

Příloha 2: Grafy s předpovědmi teplot pro komplexnější 1D model přestupu tepla

Použité symboly

h	Měrná entalpie	J/kg
c_p	Měrná tepelná kapacita	J/kg K
T	Teplota	K
v	Rychlost	m/s
\dot{m}	Hmotnostní tok	kg/s
A	Plocha	m ²
ρ	Hustota	kg/m ³
p	Tlak	Pa
\mathfrak{M}	Molární hmotnost	kg/mol
R_u	Univerzální plynová konst.	Nm/kgmolK
γ	Poissonovy konst.	1
M	Machovo číslo	1
F	Síla	N
I_{sp}	Specifický impuls	m/s
C_f	Koeficient tahu	1
ϵ	Poměr expanze trysky	1
L_n	Délka divergentní části trysky	m
λ	geometrická efektivita trysky	1
h_g	Součinitel přestupu tepla vysokoteplotního plynu	W/m ² K
\dot{q}	Tepelný tok	W/m ²
h_c	Součinitel přestupu tepla chladící kapaliny	W/m ² K
k	Tepelná vodivost	W/mK
R_t	Poloměr hrdla	m
D_t	Průměr hrdla	m
f	součinitel tření	1

1 Úvod

Trysky představují klíčový prvek v kosmických a raketových systémech, kde efektivní chlazení hraje zásadní roli v zajištění jejich spolehlivého a výkonného provozu. Správný návrh chlazení umožňuje optimalizovat životnost raketových motorů, což je zásadní pro úspěch mise.

1.1 Cíl práce

Obsah této práce se zaměřuje na návrh trysky a její chlazení pro tým CTU Space Research. Tryska je součástí motoru Daedalus na kapalné pohonné látce. Dále se práce zabývá výběrem optimální kombinace oksylichovadla a paliva pro tento motor. Motor je navrhován pro raketu, která se zúčastní evropské raketové soutěže EuRoc. Proces chlazení je simulován a navrhován pomocí CFD programu Ansys Fluent.

V první části práce je popsán model ideálního raketového motoru a termodynamické vztahy, které popisují děje uvnitř motoru. Dále jsou popsány druhy raketových trysek a postup při jejich návrhu. Později jsou uvedeny různé metody chlazení trysek, se zaměřením na regenerativní chlazení. Na závěr je popsána filozofie při návrhu chladících kanálků a návrhová omezení kovového 3D tisku metodou wLMD.

Praktická část se zabývá výběrem paliva a oksylichovadla a následným určením maximálních teplot a specifických impulzů pro různé poměry oksylichovadla a paliva. Poté byla provedena analýza v programu CEA, pomocí které byly spočteny hmotnostní toky paliva a oksylichovadla a definovány rozměry trysky. Dále byla vytvořena kontura trysky. Dalším krokem následovalo vytvoření 1D modelu přestupu tepla, který byl použit k znázornění chladící schopnosti kanálků. Pro přesnější určení teplot na zkoumaných plochách byl využit podrobnější 1D model, který zahrnuje vliv žebra. Po výběru rozměrů kanálků k CFD analýze, proběhl pevnostní analytický výpočet. Pro ověření tlakové ztráty v chladícím kanálku byl uskutečněn experiment, který měl za cíl zpřesnit součinitel tření. Následovalo upřesnění nastavení hodnot *Roughness Height* a *Roughness Constant* v programu Ansys Fluent, které popisují drsnost stěny. Program Ansys Fluent byl dále použit na provedení teplotní analýzy a simulování tlakové ztráty v kanálku a v rozvodu paliva. Na závěr proběhla analýza symetrické půlky trysky a pro výslednou trysku bylo navrženo umístění tlakových a teplotních senzorů pro budoucí testování.

1.2 Tým CTU Space Research

„CTU Space Research je první univerzitní tým v Česku zabývající se vývojem vysoce výkonných raket a dalších kosmických technologií. Byl založen v roce 2021 ze společné iniciativy studentů a prof. Michaela Valáška, vedoucího Centra leteckého a kosmického výzkumu při Fakultě strojní ČVUT v Praze. Hlavní a nyní již naplněnou vizí týmu bylo vytvoření zázemí

pro studenty, kteří se chtějí věnovat vesmírným projektům a rozvíjet své praktické dovednosti již při studiu.

Tým tvoří studenti různých oborů převážně z ČVUT v Praze. Jejich aktivity již od založení podporují akademičtí a průmysloví partneři, kteří se podílejí na vývoji a výrobě.

Mimo vlastní projekty tým participuje na akcích pro širokou veřejnost, kde inspiruje mladší generace ke studiu technických oborů a objevování vesmíru.“[1]

1.3 EuRoc

European Rocketry Challenge je soutěž pořádaná portugalskou kosmickou agenturou, která má za cíl podnítit studenty na univerzitní úrovni k návrhu a výrobě malých raket.

Soutěž je rozdělena do několika kategorií, primárně podle cílové výšky apogea - 3 km nebo 9 km, a podle typu pohonného systému - raketový motor na tuhé, hybridní a nebo na kapalné pohonné látky. Další rozdělení je podle toho, zda si tým navrhuje vlastní pohonný systém, a nebo je koupený, viz obrázek 1.

TARGET APOGEE		3000 M		9000 M	
Origin		COTS	SRAD	COTS	SRAD
Propulsion System	Solid	S3-c	S3	S9-c	S9
	Hybrid	H3-c	H3	H9-c	H9
	Liquid	L3		L9	

Obr. 1: Letové kategorie [2]

Navrhované části motoru v této diplomové práci jsou určeny pro raketu, která bude soutěžit v roce 2025 v kategorii do 9 km s kapalinovým raketovým motorem.

1.3.1 Pravidla a omezení

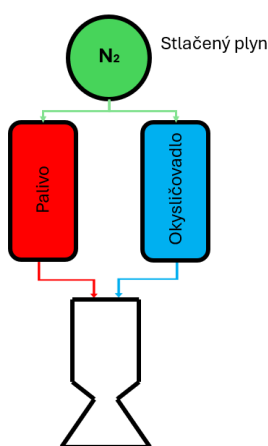
Pro účast v soutěži je nutno dodržet stanovená pravidla, které omezují návrh pohonného systému a předepisují postup jeho testování. V této části jsou uvedeny některé ze zásadních bodů z dostupné příručky viz [3].

- Na soutěži je nutno používat pouze netoxické pohonné látky. Za netoxické se považují oxid dusný, kapalný kyslík (LOX), peroxid vodíku, kerosin, propan, alkohol a podobné látky. Toxické pohonné látky jsou definovány jako ty, které vyžadují dýchací přístroje, jedinečnou infrastrukturu pro skladování a přepravu a speciální ochranné vybavení. Zakázány jsou rovněž podomácku vyrobené pohonné směsi obsahující jakýkoli podíl toxických hnacích látek.

- Tlakové nádoby (např. tryska a spalovací komora) musí být vyrobené výhradně z izotropních materiálů (např. kovů) a zároveň musí být navrženy tak, aby tlak při selhání nebyl nižší než dvojnásobek maximálního očekávaného provozního tlaku.

1.4 Přehled konceptu motoru a rakety

Motor Deadalus je navržen s přetlakovým cyklem, viz obrázek 2. Jedná se o nejjednodušší cyklus, který využívá stlačeného inertního plynu k zajištění toku paliva a okysličovadla do spalovací komory. Běžně se využívá hélium nebo dusík. V případě motoru Deadalus byl použit dusík.



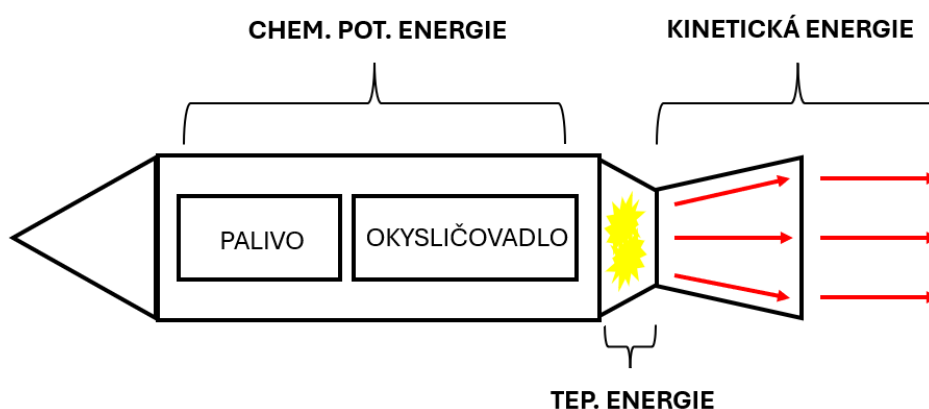
Obr. 2: Přetlakový cyklus

Celková hmotnost prázdné rakety je odhadována na 18 kg, motorová sekce na 8,7 kg. Požadovaný tah motoru je $F = 5000 \text{ N}$, tlak ve spalovací komoře $p_c = 30 \text{ bar}$ a výstupní tlak $p_e = 0,8 \text{ bar}$. Tlaková nádoba u testovacího stojanu je navržena na vnitřní přetlak 100 barů. Tato nádoba nám poskytuje dostatečnou tlakovou rezervu během testů, kdy neznáme tlakové ztráty v jednotlivých dílech. Návrh tlakové nádoby do rakety závisí primárně na výsledku testů motoru. Aby nebyla zbytečně předimenzovaná a těžká bude se v této práci počítat, že tlaková zásoba je 60 barů. Po odečtení požadovaného tlaku v komoře a odhadované tlakové ztráty v injektoru je zbývající tlaková zásoba 15 barů. Tato data jsou převzata z interní dokumentace CTU Space Research [4]

2 Teoretická část

2.1 Základy raketových motorů

Raketové motory jsou zařízení navržena k vytváření tahové síly potřebné k pohybu raket ve vesmíru nebo atmosféře. Základní princip jejich fungování spočívá v přeměně chemické potenciální energie uložené v nádržích ve formě paliva a okysličovadla na energii tepelnou a následně na energii kinetickou. Toho je dosaženo spalováním paliva a okysličovadla ve spalovací komoře, kde je následně vysokotlaký plyn urychlován a usměřován pomocí trysky viz obrázek 3.



Obr. 3: Schéma rakety

Aby bylo možno postoupit k návrhu a určení několika klíčových konstrukčních parametrů raketového pohonu, jako je velikost trysky a obecný tvar, pro jakýkoli daný požadavek na výkon, je nutno se seznámit s termodynamickými vztahy a procesy uvnitř trysky a spalovací komory rakety (2.1.2). Při návrhu nového raketového pohonu je praxí používat zjednodušený model "Ideálního raketového motoru", který teoreticky popisuje kvazi-jednorozměrné proudění v trysce a výrazně usnadňuje výpočet. V praxi se ukázalo, že i při použití tohoto modelu se skutečné výkony liší mezi 1 až 6 procenty. [5]

2.1.1 Model ideálního raketového motoru

Model ideálního raketového motoru vychází z těchto 11 předpokladů [5]:

- Pracovní látka (nebo produkty chemické reakce) je homogenní.
- Všechny složky pracovního plynu jsou plynné. Jakékoli kondenzované fáze (kapalina nebo pevná látka) představují zanedbatelné množství celkové hmotnosti.
- Pracovní látka se řídí stavovou rovnicí ideálního plynu.
- Neprobíhá žádný přenos tepla přes stěny rakety; proto je tok adiabatický.
- Není zde žádné významné tření a všechny efekty mezní vrstvy jsou zanedbány.
- V proudění v trysce nejsou žádné rázové vlny ani nespojitosti.
- Průtok paliva je stabilní a konstantní. Expanze pracovní látky je rovnoměrná a stabilní, bez vibrací. Přechodné jevy (například spuštění a vypnutí) jsou velmi krátkého trvání a mohou být zanedbány.
- Všechny výfukové plyny opouštějící raketu mají axiálně směřovanou rychlost.
- Rychlost plynu, tlak, teplota a hustota jsou všechny stejné v průřezu kolmém na osu trysky.
- Chemická rovnováha je dosažena uvnitř raketové komory a složení plynu v trysce se nemění.
- Skladovaná paliva jsou při pokojové teplotě.

2.1.2 Termodynamické vztahy a procesy

Na začátku kapitoly 2.1 bylo uvedeno, že k přeměně tepelné energie na kinetickou dochází ve spalovací komoře a trysce. Když jsou uvažovány předpoklady modelu ideálního raketového motoru, je možno popsat jeho parametry pomocí rovnic vycházejících ze zákona zachování energie, zákona zachování hmotnosti, zákona zachování hybnosti a stavové rovnice ideálního plynu.

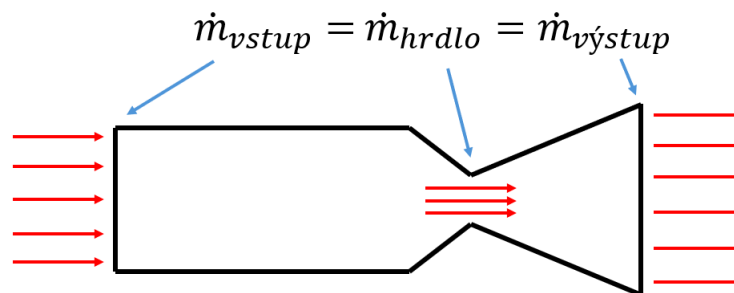
Zákon zachování energie pro izoentropický tok mezi libovolnými dvěma průřezy x a y ukazuje, že úbytek entalpie nebo teploty se projevuje jako nárůst kinetické energie, protože jakékoli změny potenciální energie mohou být zanedbány.[6][5]

$$dh = c_p * dT \quad (2.1)$$

$$h_x - h_y = \frac{1}{2} * (v_y^2 - v_x^2) = c_p * (T_x - T_y) \quad (2.2)$$

Zákon zachování hmotnosti v ustáleném toku s jedním vstupem a jedním výstupem je vyjádřen pomocí rovnosti hmotnostního toku \dot{m} v libovolném průřezu x a \dot{m} v libovolném jiném průřezu y, viz obrázek 4, Tato rovnost je známá jako rovnice kontinuity.

$$\dot{m} = Av/V = \rho Av = konst. \quad (2.3)$$



Obr. 4: Schéma rovnice kontinuity

Zákon ideálního plynu je zapsán jako:

$$p = \rho RT = \rho(R_u/\mathfrak{M})T \quad (2.4)$$

kde \mathfrak{M} je molární hmotnost proudící směsi plynu a R_u je univerzální plynová konstanta:

$$R_u = 8317 \frac{Nm}{kgmolK} \quad (2.5)$$

Měrné tepelné kapacity jsou vyjádřeny pomocí Poissonovy konstanty $\gamma = c_p/c_v$:

$$c_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}, c_v = \frac{R}{\gamma - 1} \quad (2.6)$$

Pro izoentropický tok platí následující vztah mezi libovolnými body x a y:

$$\frac{T_x}{T_y} = \frac{p_x^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{p_y^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = \frac{V_y^{\gamma-1}}{V_x^{\gamma-1}} \quad (2.7)$$

Když se místní rychlost přibližuje k nule, místní teplota a tlak se přiblíží stagnačnímu tlaku a stagnační teplotě. Ve spalovací komoře, kde je rychlost plynu malá, je místní spalovací tlak v podstatě roven stagnačnímu tlaku. Stagnační podmínky mohou být spojeny s lokálními statickými podmínkami pomocí Machova čísla:[7]

$$M = \frac{v}{a} = \frac{v}{\gamma RT} \quad (2.8)$$

kde v je lokální rychlost tekutiny a a je lokální rychlost zvuku v plynu.

Přiřazením dolního indexu "c" k označení stagnačních nebo "komorových" podmínek mohou být izoentropické tokové vztahy napsány následovně: [7]

$$\frac{p_c}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.9)$$

$$\frac{T_c}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \quad (2.10)$$

$$\frac{\rho_c}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.11)$$

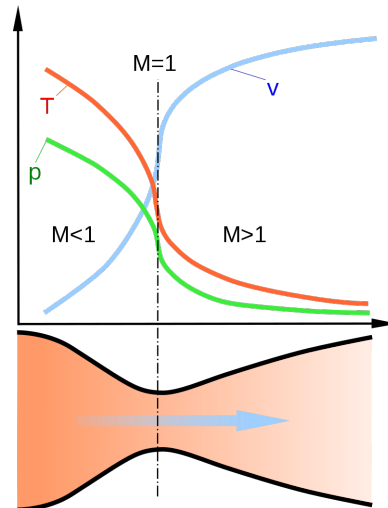
Protože předpokládáme ustálený průtok, musí být hmotnostní průtok v libovolném bodě trysky stejný. Pomocí této podmínky a výše uvedených izoentropických vztahů získáme poměr Machovo číslo/plocha: [7] [5]

$$\frac{A}{A_x} = \frac{M_x}{M} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{2 + (\gamma - 1)M_x^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.12)$$

Pokud tedy substituujeme $A_x = A_t$ jako plochu hrdla, pak $M_x = 1$, viz Obrázek 5. Vztah

mezi Machovým číslem a poměrem plochy lze vyjádřit jako:

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{2 + (\gamma - 1)} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.13)$$



Obr. 5: Průběh tlaku, teploty a rychlosti podél osy De Lavalovy trysky z podzvukové do nadzvukové části [8]

2.1.3 Tah, specifický impuls a koeficient tahu

Tah raketového motoru je síla, která pohání raketu vpřed. Je to výsledek změny hybnosti vypuštěné hmoty (pohonné látky) vysokou rychlostí z trysky raketového motoru podle Newtonova třetího pohybového zákona. Jednoduše řečeno, je to síla, která tlačí raketu ve směru opačném k výstupním plynům vypuštěným z motoru. Je dán touto rovnicí:

$$F = \frac{dm}{dt} * v \quad (2.14)$$

Tato síla představuje celkovou tahovou sílu pohonu, když tlak na výstupu z trysky je roven okolnímu tlaku. Jelikož se změnou výšky se mění i tlak okolí musí se tato změna vzít v potaz. Následně rovnice změny tvar na:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e \quad (2.15)$$

Nejvyššího tahu motoru dosáhneme ve vakuu, kdy $p_a = 0$

Specifický impuls udává palivovou účinnost motoru, který lze určit pomocí rovnice:

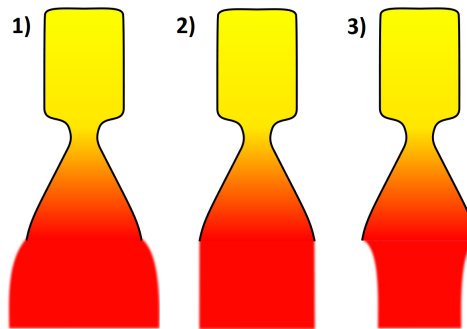
$$I_{sp} = \sqrt{\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_c}{M}\right) \left(1 - \frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2.16)$$

Koeficient tahu lze určit vydělením tahu, tlakem ve spalovací komoře p_c a plochou hrdla A_t

$$C_f = \frac{F}{p_c A_t} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \epsilon \quad (2.17)$$

kde $\epsilon = \frac{A_e}{A_t}$ je poměr expanze trysky.

Z rovnice (2.17) vychází, že $C_f = C_f(\gamma, \epsilon, \frac{p_e}{p_c}, \frac{p_a}{p_c})$. Na základě této závislosti vznikají tři případy viz obr. 6 [7]:



Obr. 6: Schéma expanze plynu za tryskou [8] (upraveno)

1. $p_e > p_a$ To je případ podexpandované trysky, kde je získán přetlakový tah. Nedochozí k odtržení proudu od stěn a proud bude obsahovat vnější expanzní vlny. Koeficient tahu C_f a specifický impuls I_{sp} budou nižší než při optimální expanzi.
2. $p_e = p_a$ To je případ dokonale expandované trysky.
3. $p_e < p_a$ To je případ přeexpandované trysky, kde je získán podtlakový tah. Dochází k otrhávání proudu od stěn. Průměr výstupního proudění bude menší než průměr konce trysky. Tah je výrazně nižší než u předchozích variant.

2.2 Návrh trysky

Většina raketových trysek je konvergentně-divergentního typu. Vzhledem k tomu, že rychlost proudění plynů v konvergentní části raketové trysky je relativně nízká, bude mít hladká a dobře zaoblená konvergentní část trysky velmi nízké energetické ztráty. Naproti tomu kontura divergentní části trysky je pro výkon velmi důležitá, protože rychlost proudění je zde velice vysoká.[9]

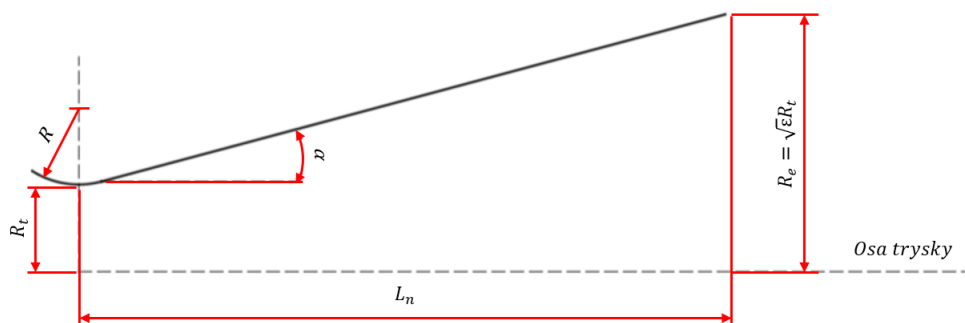
Výběr optimálního tvaru trysky pro daný poměr expanzní plochy je obecně ovlivněn následujícími konstrukčními úvahami a cíli[9]:

1. Rovnoměrné paralelní axiální proudění plynu na výstupu z trysky pro maximální vektor hybnosti.
2. Minimální separace a ztráty turbulencí uvnitř trysky.
3. Co nejkratší délka trysky pro minimální prostorové nároky, hmotnost, ztráty třením stěn a požadavky na chlazení.
4. Snadná výroba ve skutečné konstrukční praxi.

V konstrukční praxi by se mělo zabránit jakékoli náhlé změně nebo nespojitosti v obrysu stěny trysky, aby se eliminovala možnost vzniku rázových vln nebo ztrát turbulencí. [9]

Kuželová tryska

V raných aplikacích raketových motorů se téměř výhradně používala kónická tryska, která se ve většině ohledů ukázala jako vyhovující. Výhody kónické trysky jsou snadná výroba a flexibilita přeměny stávajícího návrhu na vyšší nebo nižší poměry expanzní plochy. Konfigurace typické kuželové trysky je znázorněna na obrázku 7. Úsek hrdla trysky má obrys kruhového oblouku s poloměrem R v rozmezí od 0,5 do 1,5 násobku poloměru hrdla R_e . Poloviční úhel části sbíhavého kužele trysky se může pohybovat od 20° do 45° . Poloviční úhel divergentního kužele se pohybuje od přibližně 12° do 18° . [9]



Obr. 7: Kontura kuželové trysky

Délku kuželovitého úseku trysky lze vyjádřit rovnicí:

$$L_n = \frac{R_t(\sqrt{\epsilon} - 1)}{\tan(\alpha)} \quad (2.18)$$

Protože u kuželové trysky dochází k určitým ztrátám v proudění, které není plně osové, je definována geometrická efektivita následujícím vzorcem:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 - \cos \alpha) \quad (2.19)$$

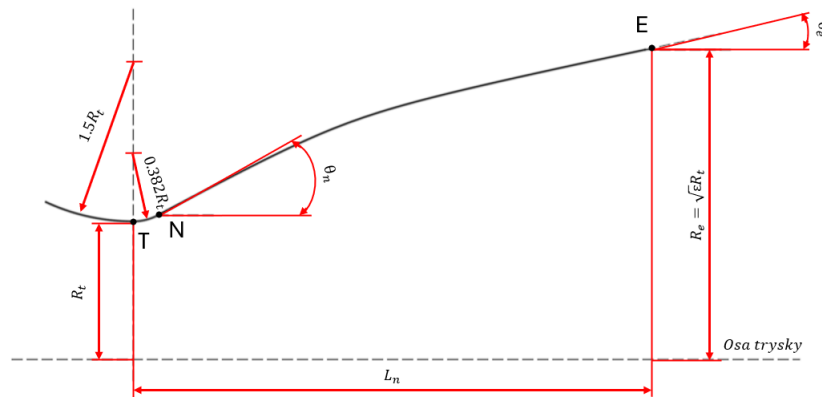
Kdy nejvyšší efektivita, je dosaženo pro $\alpha = 0^\circ$, tento úhel v praxi nelze použít. Běžně se setkáváme s úhlem $\alpha = 12 - 18^\circ$.

Zvonová tryska

Zvonový tvar trysky je dnes nejrozšířenějším tvarem trysky na světě. Vyznačuje se vysokým úhlem expanze divergentní části trysky přímo za hrdlem - od 20 do 50°. Bezprostředně za hrdlem je možné dosáhnout velkých úhlů, protože vysoký relativní tlak, velký tlakový gradient a rychlá expanze vysokoteplotního plynu neumožňují separaci v této oblasti, pokud v obrysu trysky nejsou nespojitosti. Po ní následuje postupná změna sklonu obrysu trysky, takže na výstupu z trysky je úhel expanze malý, obvykle menší než 10°. [9] [5]

Parabolická aproximace zvonových trysek

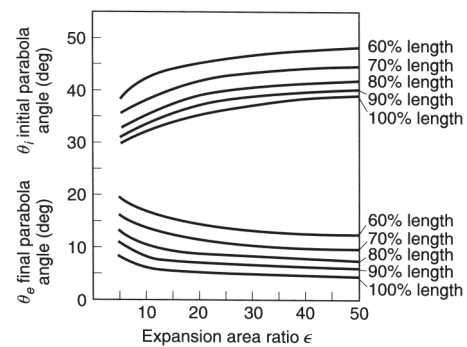
Pohodlným způsobem, jak navrhnout téměř optimální zvonovou trysku, je parabolická aproximace. S touto metodou přišel G. V. R. Rao, proto je někdy tento druh trysek nazýván Raova tryska.



Obr. 8: Kontura Raovy trysky

Podle postupů navržených G. V. R. Raoem, je návrhová konfigurace parabolické aproximace zvonové trysky znázorněna na obrázku 8. Kontura trysky ihned před hrdlem (bod T) je kruhový oblouk s poloměrem $1,5R_t$. Kontura divergentní části trysky se skládá z kruhové vstupní části s poloměrem $0,382R_t$ od hrdla (bod T) po bod N a odtud parabolou ke konci trysky (bod E). Pro návrh konkrétní trysky jsou vyžadována následující data [9]:

1. Poloměr hrdla R_t
2. Axiální délka trysky L_n
3. Poměr expanze trysky ϵ
4. Počáteční úhel stěny paraboly θ_n
5. Úhel stěny na konci trysky θ_e



Graf 1: θ_n a θ_e jako funkce ϵ [9]

Úhly stěn θ_n a θ_e , jsou zobrazeny na grafu 1 jako funkce poměru expanze trysky.

2.3 Metody chlazení trysky

Způsobnost raketového motoru závisí téměř výhradně na jeho schopnosti pracovat bez poškození při vysokých teplotách po dobu provozu, kterému je vystaven. Kvůli vysokým teplotám spalování (2500 K až 3600 K) a vysokým přenosům tepla z horkých plynů na stěny komory (1 MW/m² až přes 160 MW/m²) musí být použit chladicí systém. Hlavním cílem chladicího systému je zabránit dosažení teploty stěn spalovací komory a trysky takové hodnoty, že nebudou schopny odolat působícímu zatížení, což by způsobilo selhání komory nebo trysky. Většina materiálů stěn ztrácí pevnost a stávají se slabšími s nárůstem teploty. S ohřevem materiálu by stěny nakonec selhaly nebo se dokonce roztavily. Chlazení tedy snižuje teploty stěn na přijatelnou hodnotu. Význam chladicího systému je obecně chápán tak, že zahrnuje jakýkoli způsob navržený k omezení teploty stěny, i když není použito žádné chladicí médium. [9][5]

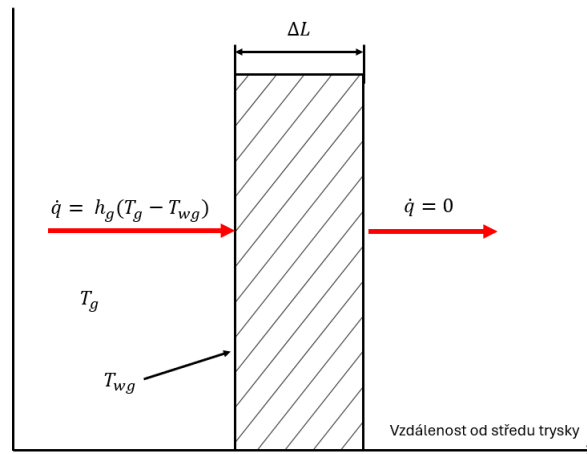
Chlazení raketových motorů lze provést různými způsoby. Níže jsou uvedeny hlavní techniky chlazení:

1. "Heat sink" chlazení
2. Ablativní chlazení
3. Radiační chlazení
4. Regenerativní chlazení
5. Chlazení filmem kapaliny

2.3.1 "Heat sink" chlazení

Nejpřímějším způsobem, jak omezit teplotu vnitřního povrchu, je poskytnout dostatečně tlustou stěnu komory nebo trysky s potřebnou tepelnou kapacitou, která absorbuje teplo přenesené během provozu motoru. Spalovací komora a tryska nedosáhnou tepelné rovnováhy, a teploty nadále stoupají s časem. Absorpční schopnost použitého materiálu určuje maximální trvání doby práce motoru. Provoz raketového motoru musí být zastaven těsně před dosažením kritické teploty některé z exponovaných stěn, při které by mohlo dojít k selhání. Nejvhodnějšími materiály pro tento typ chlazení jsou ty, které mají vysoké hodnoty součinu *měrné tepelné kapacity x tepelné vodivosti x hustoty*. Z tohoto hlediska je nejlepším materiálem měď. Toto kritérium však není jediným předpokladem konstrukce motoru, protože úvahy o pevnosti a hmotnosti jsou často důležitější. S nárůstem požadovaného provozního času pro nechlazený motor se hmotnost motoru stává nadměrnou pro praktické použití. V důsledku toho, i když má systém odvodu tepla výhody jednoduchosti a ceny výroby, pro doby trvání delší než 5 až 20 sekund, je nárůst hmotnosti nevyhovující. Tento způsob chlazení byl většinou používán při

nízkých tlacích komory a nízkých přenosech tepla, protože raketové motory se stejným tahem, které používají regenerativní chlazení dosahují výrazně nižších hmotností. [10][11]



Obr. 9: Jednorozměrný model přenosu tepla - "Heat sink" chlazení

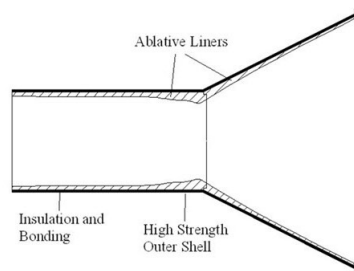
Jelikož se nejedná o ustálený děj, je vedení tepla popsáno rovnicí 2.20, za předpokladu, že zanedbáváme přenos tepla radiací, přenos tepla z vnější stěny do okolí a že tloušťka stěny je malá vůči poloměru trysky, viz Obrázek 9. [12]

$$\frac{\partial T^2}{\partial x^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2.20)$$

Kde x je souřadnice podél tloušťky stěny ΔL z chladné strany a $\alpha = \frac{k}{\rho c_p}$ je tepelná difuzivita.

2.3.2 Ablativní chlazení

Při tomto procesu dochází k obětování materiálu na vnitřní straně trysky. Materiál je taven a odpařován a tím odvádí teplo pryč z motoru. Tato metoda je omezena množstvím materiálu, které může odhořet, tak aby nebyla výrazně narušena geometrie trysky. Ablativní materiál je obvykle dobrým tepelným izolantem, který udržuje na minimu teplo přenášené do vnější konstrukce. Historicky byla metoda používána u tuhých raketových motorů, ale poté byla přizpůsobena pro malé kapalně raketové motory. V nedávné době byly učiněny pokroky ve vývoji ablativních materiálů pro levné, lehké raketové motory s tlakem komory až do 0,9 MPa. [13]



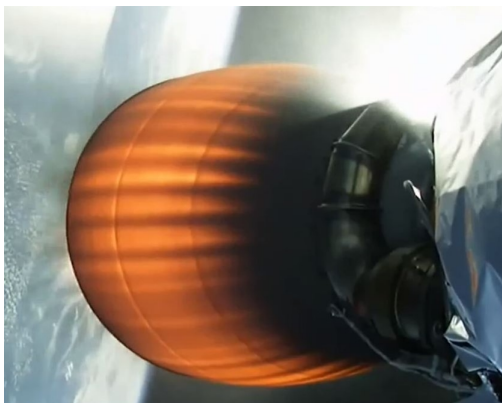
Obr. 10: Schéma ablativního chlazení



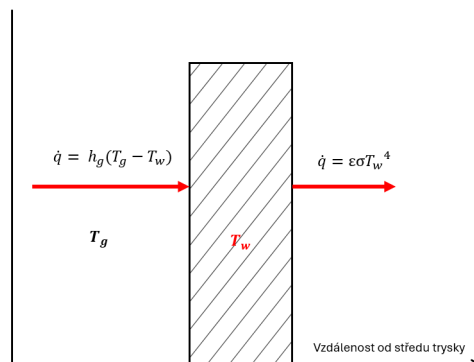
Obr. 11: Použité trysky s ablativní uhlíkovou vložkou

2.3.3 Radiační chlazení

Radiační chlazení představuje jednoduché a elegantní řešení pro chlazení výstupních kuželů kosmických motorů, protože ke konci trysky klesají tepelné toky ze spalin na úroveň, kdy lze chladit žáruvzdorné kovy vyzařováním přicházejícího tepla do vesmírného vakua. Běžně se pro tyto části trysek využívá niob tj. kov s vysokou teplotou tání 2 750 K. Pro systémy pracující v atmosféře není tato možnost příliš atraktivní, protože přenos tepla vyzařováním není tak účinný. [7]



Obr. 12: Merlin Vacuum Engine [14]



Obr. 13: Schéma tepelné bilance radiačního chlazení

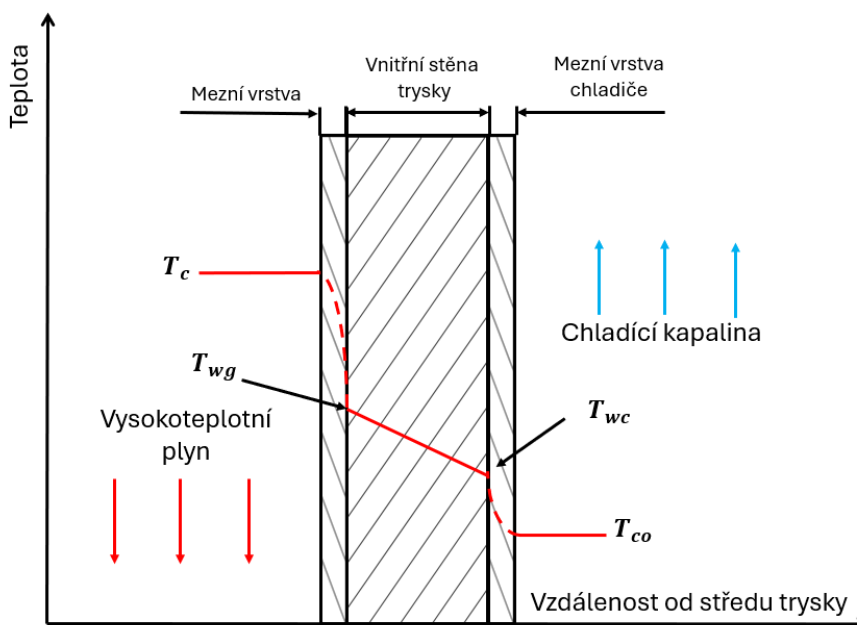
$$h_g(T_g - T_w) = \epsilon \sigma T_w^4 \quad (2.21)$$

Ustálená teplota trysky T_w je určena rovností konvekčního tepelného toku, který trysku ohřívá, s radiačním tepelným tokem, který díl ochlazuje, jak je znázorněno na obrázku 13 a rovnicí 2.21. Kde h_g je součinitel přestupu tepla spalin, ϵ je emisivita materiálu (niob má emisivitu 0.95) a σ je Stefan–Boltzmanova konstanta.

2.3.4 Regenerativní chlazení

Regenerativně chlazený raketový motor využívá jako chladicí kapalinu jednu z pohonných hmot (obvykle palivo), která je přiváděna do chladicích kanálků kolem spalovací komory a trysky, a konvektivně tak ochlazuje stěny komory před vstříkáním do spalovacího prostoru. Aby bylo zajištěno dostatečné chlazení, musí být teplota vnitřní strany stěny komory T_{wg} , která je přímo vystavena působení vysokoteplotního plynu T_g , snížena na určitou přijatelnou úroveň. To je obvykle teplota, při které má materiál komory ještě dostatečnou pevnost, aby odolal všem doprovodným namáháním. Další omezení regenerativního chlazení je maximální přípustná teplota chladicí kapaliny (tzv. kritická teplota), tloušťka stěny komory nebo pokles tlaku paliva v chladicích kanálcích. Tepelný tok se podél osy trysky výrazně mění a v oblasti hrdla trysky je několikanásobně větší než v ostatních částech.

Regenerativní chlazení se ve většině případů považuje za ustálený proces, při kterém dochází k přijatelnému rozložení teplot ve spalovací komoře a stěně trysky. Za předpokladu, že tato podmínka platí, může regenerativní chlazení fungovat prakticky po nekonečně dlouhou dobu a je omezeno pouze dostupným množstvím pohonných látek. Kromě toho se část tepla předá palivu, čímž se mírně zvýší specifický impuls motoru, protože se získá určité množství energie, které by se jinak ztratilo jako teplo do stěn. Ačkoli je toto zvýšení výkonu nepatrné, regenerativní chlazení je nejpoužívanější u motorů prvního stupně nosných raket. [7][9][5][15]



Obr. 14: Schéma přenosu tepla pro regenerativní chlazení

Na základě Fourierova zákona lze tepelný tok \dot{q} popsat rovnicí 2.22.

$$\dot{q} = \frac{1}{\frac{1}{h_g} + \frac{t}{k} + \frac{1}{h_c}} \quad (2.22)$$

kde t je tloušťka vnitřní stěny trysky, k je vodivost materiálu trysky a h_c je součinitel přestupu tepla chladící kapaliny.

Existuje několik metod jak získat hodnotu součinitele přestupu tepla spalin h_g , nejběžněji je designery využívána Bartzova rovnice. Zde rovnice 2.23 uvedena podle knihy od Huzel a Huanga [9].

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (2.23)$$

r_c je střední poloměr obrysu hrdla.

$$r_c = \frac{1.5R_t + 0.382R_t}{2} \quad (2.24)$$

Pr je Prandtlovo číslo a μ je dynamická viskozita. Když jejich hodnoty nejsou pro dané palivo známy, lze pro jejich určení použít rovnice (2.25) a (2.26). [9].

$$Pr = \frac{4\mu}{9\mu - 5} \quad (2.25)$$

$$\mu = ((46.6 * 10^{-10}) M^{0.5} (T * 1.8 + 491.67)^{0.6}) * 17.86 \quad (2.26)$$

σ je korekční faktor pro odchylky vlastností podél mezní vrstvy.

$$\sigma = \left[0.5 \frac{T_w}{T_g} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) + 0.5 \right]^{-0.68} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-0.12} \quad (2.27)$$

Součinitel přestupu tepla h_c lze určit pomocí Nusseltova čísla. [16]

$$Nu = \frac{h_c D_h}{k} \quad (2.28)$$

Rovnice 2.29 Dittus–Boelter je explicitní funkcí pro výpočet Nusseltova čísla. Je snadno řešitelná, ale je méně přesná, pokud je velký teplotní rozdíl napříč tekutinou. Je navržena pro hladké trubky, proto použití pro drsné trubky není doporučeno. [17]

$$Nu = 0.023 Re^{4/5} Pr^n \quad (2.29)$$

$$0.6 < Pr \leq 160$$

$$Re \gtrsim 10000$$

$$\frac{L}{D_h} \gtrsim 10$$

Kdy $n = 0.4$ je použito pro zahřátou kapalinu a $n = 0.3$ pro nezahřátou.

Když je rozdíl mezi teplotami povrchu a tekutiny velký, může být nutné zohlednit variaci viskozity s teplotou. Proto byla navržena upravená forma rovnice Dittus-Boelterem, kterou předložili Sieder a Tate rov. 2.30.[17]

$$Nu = 0.027 Re^{4/5} Pr^{1/3} \left(\frac{\mu}{\mu_{hot}} \right) \quad (2.30)$$

$$0.7 < Pr \leq 16700$$

$$Re \geq 10000$$

$$\frac{L}{D_h} \gtrsim 10$$

Vliv součinitele tření na hodnotu Nusseltova čísla popisuje Gnielinskiho rovnice.

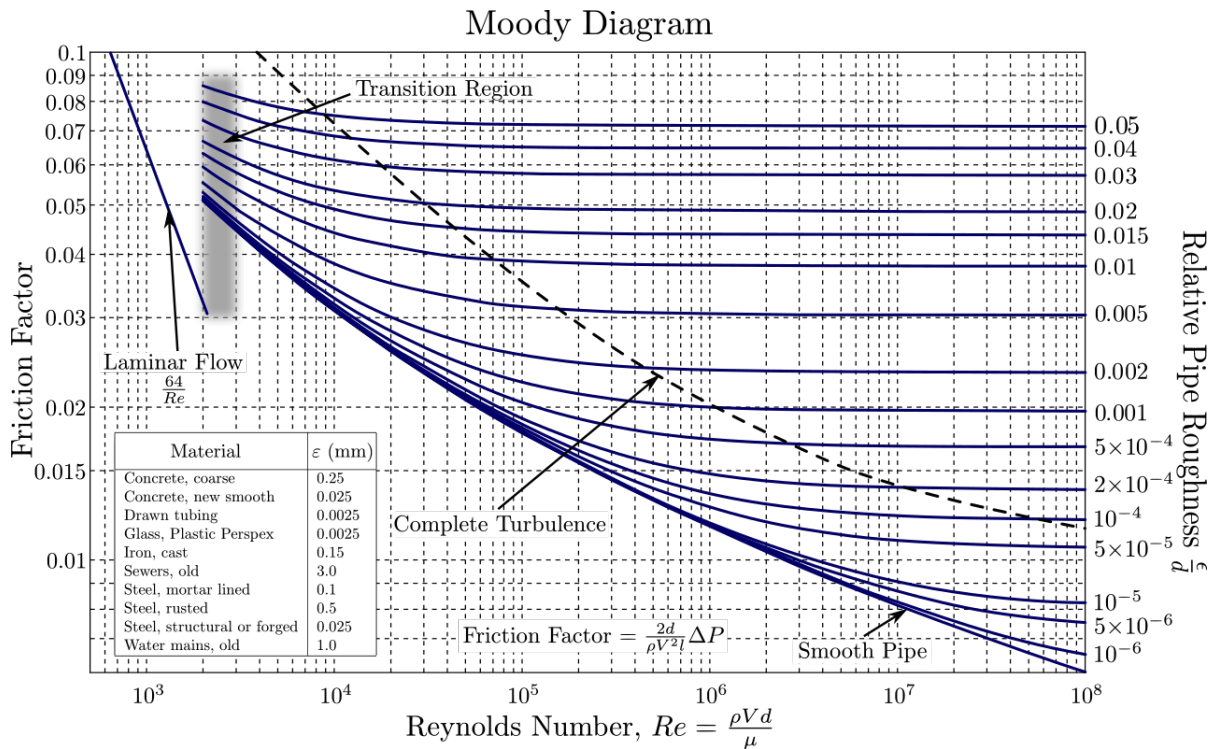
$$Nu = \frac{(f/8)(Re-1000)Pr}{1+12.7(f/8)^{1/2}(Pr^{2/3}-1)} \quad (2.31)$$

$$0.5 \leq Pr \leq 2000$$

$$3000 \leq Re \leq 5 * 10^6$$

Kde f je Darcyho faktor tření, který lze získat buď z Moodyho diagramu, viz graf 2), nebo pro hladké trubky ze vztahu vyvinutém Petukhovem:

$$f = (0.79 \ln(Re) - 1.64)^{-2} \quad (2.32)$$



Graf 2: Moodyho diagram zobrazující Darcyho-Weisbachův třecí faktor f v závislosti na Reynoldsově číslu Re pro různé hodnoty relativní drsnosti ϵ/D [8]

Filozofie návrhu chladicích kanálků

Návrh chladicích kanálků je klíčovým prvkem při vývoji chladicího systému. Nesprávně navržené kanálky by mohly způsobit fatální selhání chladicího systému a tak ohrozit bezpečnost celé mise. Níže jsou popsány některé z aspektů, kterými je potřeba se zabývat při návrhu chladicích kanálků.

- **Obecně:** Rozměr kanálků je klíčový pro optimalizaci přenosu tepla při minimalizaci tlakové ztráty. Rozměr kanálku musí být pečlivě zvolen tak, aby tyto faktory byly vyvážené.
- **Příčný průřez:** Příčný průřez chladicích kanálů se může lišit v závislosti na konkrétních požadavcích konstrukce raketového motoru. Mezi běžné patří kruhový, obdélníkový a trojúhelníkový průřez. Každý průřez nabízí různé výhody z hlediska účinnosti přenosu tepla, tlakové ztráty a vyrobitelnosti.
- **Poměr výška/šířka:** Obecně platí, že kanálky s vyšším poměrem výška/šířka poskytují lepší chladicí efekt. [18]
- **Počet:** Více menších kanálků zajišťuje vyšší rychlost přenosu tepla, ale mohou také zvyšovat riziko ucpání průtoku nebo eroze.

- **Orientace kanálku** V praxi se využívají dvě metody: kanálky opisující tvar trysky ve směru osy a spirálovité kanálky. U kanálků vedoucích po spirále hrozí dosažení bodu varu chladicího média, protože doba v kanálku je delší než v axiálním směru.



Obr. 15: Tryska týmu DARE [19]



Obr. 16: Řez tryskou týmu DanSTAR [20]

Tlaková ztráta v kanálcích

Chladicí kanálky jsou navrhovány tak, aby odváděly, co největší množství tepla, které prostupuje skrz stěnu trysky. Vyšší tlakový spád a vyšší rychlosti v kanálku zajišťují lepší chlazení, ale s vyšším tlakovým spádem je i zapotřebí vyšší hodnota tlaku v přetlakové nádobě, která celý systém pohání. To má za následek nežádané zvýšení hmotnosti. V mnohých motorech je rychlost v kanálcích ve spalovací komoře mezi 3 a 10 m/s a v hrdle trysky mezi 6 a 24 m/s. Typická tlaková ztráta v kanálcích je mezi 5 a 25% tlaku komory. [5].

Místní tlakovou ztrátu v délce Δx ve směru průtoku chladicí kapaliny lze určit z rovnice 2.33

$$\Delta p = f \frac{\Delta x}{d_h} \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (2.33)$$

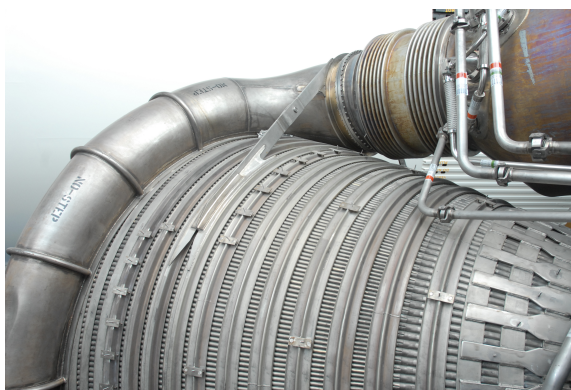
kde d_h je místní hydraulický průměr průchodu chladicí kapaliny. Součinitel tření f závisí na vlastnostech mezní vrstvy, a je proto funkcí Reynoldsova čísla a relativní drsnosti stěny. Součinitel tření lze určit pomocí Moodyho diagramu, který udává hodnoty f v závislosti na Reynoldsově čísle a relativní drsnosti.

Nejvyšší tlaková ztráta lze očekávat v rozvodné síti, kde dochází k náhle změně směru toku kapaliny a zúžení průřezu. V praxi se tlaková ztráta nepočítá, ale měří se až při "cold flow" testu.

2.4 Metody výroby trysek s regenerativním chlazením

Regenerativně chlazené trysky, jako jsou trysky SSME a F-1, byly zkonstruovány tak, že se vyrobily jednotlivé trubky, které tvořily chladicí kanály (v případě SSME 1080 trubek), a ty se poté přivařily na vnější stěnu trysky. Nevýhodou je vyšší hmotnost a potřeba důkladné kontroly všech svařovaných spojů. Zároveň chlazení není tak účinné, protože teplo musí přejít přes stěnu trysky a stěny trubky.

Další používanou metodou je vytvoření vnějších drážek do povrchu měděné trysky, které se naplní voskem. Takto připravená tryska se následně vloží do nádoby s elektrolytem a galvanickým pokovováním se nanese tlustá vrstva niklu, která drážky uzavře a vytvoří tak kanálky.



Obr. 17: Detail trysky motoru F-1 tvořený mnoha malými trubky [21]



Obr. 18: Nanášení vosku na trysku motoru Vulcain [22]

V dnešní době dochází k revoluci ve schopnosti vytvářet komplexní kovové díly s vysoce detailními prvky. Nové kovové 3D tiskárny umožňují výrobu větších a přesnějších dílů. Nejrozšířenější je technologie Direct metal laser sintering (DMLS), která vytváří kovové díly postupným vrstvením jemných vrstev kovového prášku. Materiál je taven pomocí koncentrovaného paprsku energie, v tomto případě laserového paprsku. Stále probíhá rozsáhlá debata o mikrostrukturních vlastnostech dílů, a proto se tato technologie často nepoužívá na primární konstrukce, které nesou hlavní zatížení, jako jsou nosníky nebo tlakové nádoby. Vyšší drsnost povrchu, která je přítomná v důsledku zvolené technologie, je v případě návrhu chlazení trysky vítána. S vyšší drsností se zvyšuje i hodnota součinitele přestupu tepla do chladícího kapaliny.

Během vypracovávání této práce, navazujeme spolupráci s firmou BENEŠ a LÁT a.s., u které bychom mohli mít k dispozici 3D tiskárnu EOS M290, využívající výše zmíněnou technologii. Její pracovní rozměry jsou 250 x 250 x 325 mm a lze s ní tisknout materiály jako ss630, Inconel 718 a nebo Ti64.

Další aditivní metodou je wLMD - wire Laser Metal Deposition, která taví podávaný materiál přímo v požadovaném místě pomocí laserového paprsku. Tato technologie má oproti DMLS nevýhodu, že nedokáže tisknout tenké stěny a nízké vrstvy. Šířka stěny je závislá na průměru použitého drátu. Nicméně výhodou této technologie je, že umožňuje tisknout daleko větší díly za přijatelnější cenu. Další výhodou je možnost tisknout vnitřní a vnější stěnu z odlišných materiálů např. z mědi a z nerezové oceli.

Našemu týmu CTU SR se podařilo navázat spolupráci, která nám zajišťuje přístup k tiskárně s technologií wLMD od značky Meltio. Následující části popisují návrhové limity této technologie podle Meltio Whitepapers Design Guidelines [23].



Obr. 19: Část trysky vyrobená metodou wMLD [23]

2.4.1 Návrhové limity technologie wLMD

Dostupné materiály pro tisk

Materiál	Hustota [kg/m ³]	Mez kluzu [MPa]	Teplota tání [K]	Max. servisní teplota [K]	Měrná tepelná kapacita [J/kgK]	Tepelná vodivost [W/mK]
Cu	7760	32	1358	723	385	385
SS 316L	8000	347	1673	1150	500	15.9
Ti-6Al-4V	4400	693	1873	623	526	6.7

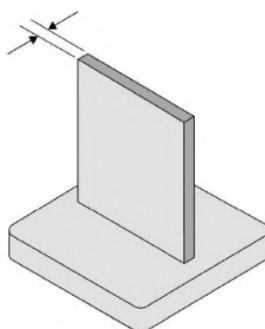
Tab. 1: Seznam dostupných materiálů a jejich vlastností pro tiskárnu Meltio

Šířka stěny

Minimální tloušťka stěny souvisí s průměrem drátu viz obrázek 20.

Pokud má model tenčí stěny, je potřeba upravit model CAD a přidat materiál, aby bylo dosaženo požadované minimální tloušťky stěn. Tento přidaný materiál bude odstraněn při následném zpracování.

Wire diameter	0.8 mm	1.0 mm	1.2 mm
Minimum wall thickness	1.5 mm	2.0 mm	2.5 mm

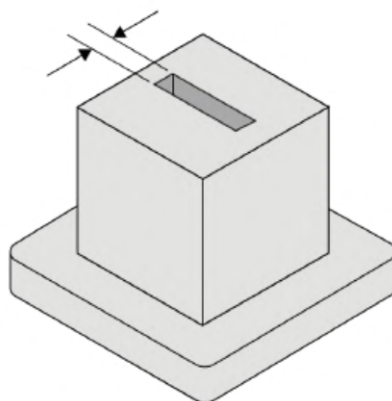


Obr. 20: Tabulka minimální šířky stěny v závislosti na průměru drátu a schéma šířky stěny [23]

Minimální šířka štěrbin

Minimální šířka štěrbin představuje nejmenší vzdálenost mezi dvěma svislými plochami, které se během tisku nepřekrývají. Tato minimální šířka činí 1,2 mm.

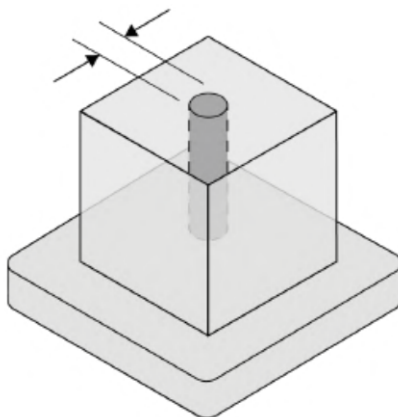
Tisk drážek pod jinými úhly a také díly s vyšší vrstvou vyžadují větší mezery mezi povrchy kvůli jejich hrubšímu povrchu. Pokud je to možné, je doporučeno tisknout drážky co největší, aby se zlepšila oddělitelnost.



Obr. 21: Schéma šířky štěrbiny [23]

Minimální průměr vertikálního otvoru

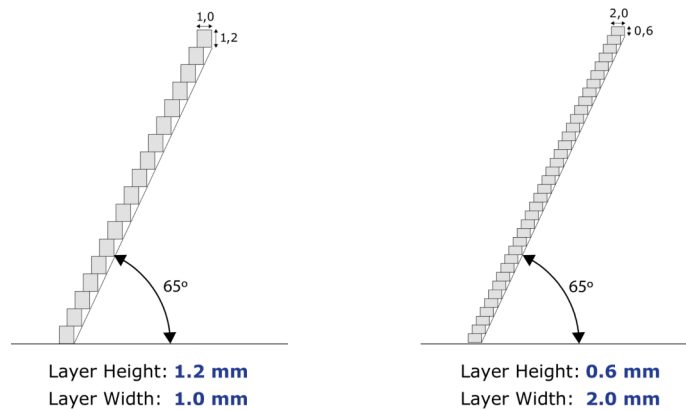
Minimální průměr svislého otvoru bez překážek je 2,0 mm. Stejně jako u štěrbin vyžaduje tisk otvorů pod jiným než svislým úhlem dodatečné oddělení obou povrchů. Díly tištěné s větší výškou vrstvy vyžadují větší odstup mezi povrchy, aby nedocházelo ke kontaktu kvůli jejich zvýšené drsnosti povrchu.



Obr. 22: Schéma průměru otvoru [23]

Maximální přípustný převis

Maximální přesah, který lze provést bez potřeby tiskové podpory, je určen podle úhlu od vodorovné osy a činí 65 stupňů. Pokud je přesah strmější než tato hodnota, je nutné použít podpurný materiál pro 3D tisk. Proces wLMD společnosti Meltio umožňuje největší přesahy při nízkých výškách vrstev, které snižují procento "převislého materiálu" v jednotlivých vrstvách.

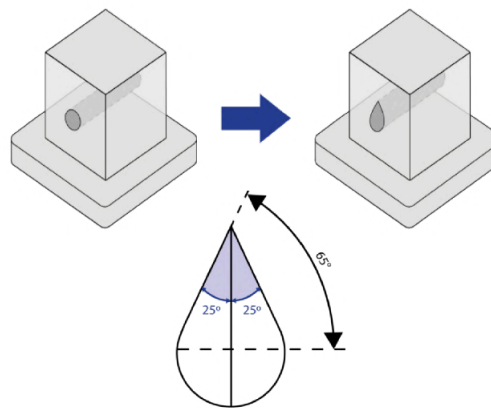


Obr. 23: Schéma převisu [23]

Horizontální chladicí kanály / horizontální otvory

Horizontální otvory nemohou být vytištěny s kruhovým profilem, protože vytvářejí velmi strmý přesah a mostek nahoře.

Řešením je změna průřezu na tvar slzy, kdy se maximální úhel převisu sníží na přijatelnou míru. Tato možnost je doporučena v případě, že se nelze vyhnout vodorovným otvorům nebo chladicím kanálům, ke kterým není přístup pro obrábění při následném zpracování.



Obr. 24: Schéma změny průřezu [23]

3 Praktická část

3.1 Výběr paliva

Výběr paliva byl proveden v souladu s pravidly soutěže EuRoc 1.3. Výběr byl dále zúžen na paliva, která nejsou kryogenní. Náš tým nemá s těmito palivy dosud zkušenosti a při jejich použití by došlo k výraznému zkomplikování mnoha systému uvnitř i mimo raketu. Pro výběr paliva byla využita "trade-off" analýza podle ECSS-E-ST-10C.

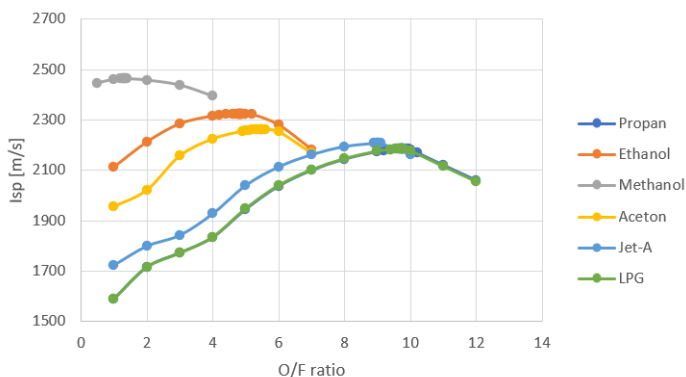
Po konzultaci s týmem a s kolegy z leteckého ústavu byly vybrány k porovnání tyto paliva:

- Propan
- Ethanol
- Methanol
- Aceton
- LPG
- Jet-A

Jako hodnotící kritéria paliv byly stanoveny tyto body:

1. Specifický impuls
2. Dostupnost
3. Bezpečnost
4. Skladování

Specifický impuls byl určen pomocí programu CEA od NASA, viz graf 3. Dostupnost zahrnuje cenu, dostupné množství, kvalitu paliva a zda je k nákupu nutná licence nebo průkaz. Cena v případě propanu, Jet-A a LPG je znázorněna za minimální množství, které lze koupit. Bezpečnost vychází s bezpečnostních listů. Při skladování bylo primárně řešeno, v jaké formě je palivo uchováváno - zda v tlakové lahvi nebo v kanystrech a rovněž pod jakými podmínkami. Bylo také zvaženo, zda jsou podmínky v naší dílně dostatečné.



Graf 3: Přehled specifických impulsů pro různá paliva při odlišných poměrech okysličovadlo/palivo

V první řadě bylo provedeno slovní hodnocení:

Palivo	Propan	Ethanol	Methanol	Aceton	Jet-A	LPG
Kritérium						
Dostupnost	33 kg láhev cca za 2000 Kč	Podle čistoty 120-1500 Kč/l	Podle čistoty kolem 150 Kč/l	Podle čistoty 100-300 Kč/l	20 tis. za 200l	33 kg láhev cca za 2000 Kč
Bezpečnost	Vdechování může způsobit podráždění nosu a krku, bolesti hlavy, nevolnost, zvracení, závratě a ospalost. Při teplotě okolí snadno vytváří výbušnou směs vzduchu a par. Těžší než vzduch.	Způsobuje vážné podráždění očí.	Toxický při požití, při styku s kůží a při vdechování, způsobuje poškození orgánů (oko).	Způsobuje vážné podráždění očí, může způsobit ospalost nebo závratě.	Dráždí kůži, při požití a vniknutí do dýchacích cest může způsobit smrt, toxický pro vodní organismy, s dlouhodobými účinky, může způsobit ospalost nebo závratě.	Ve špatně větraných nebo uzavřených prostorách může dojít k bezvědomí nebo udušení v důsledku vysoké koncentrace plynu, který vytěsňuje dostupný kyslík ze vzduchu.
Skladování	V tlakové láhvi	Plechový kanistr	Plechový kanistr	Plechový kanistr	Sud	V tlakové láhvi
Isp [m/s]	2185	2324	2447	2263	2208	2185

Obr. 25: Slovní hodnocení paliv

Následně byla tabulka vyhodnocena číselně - 1 nejlepší, 5 nejhorší:

Palivo	Propan	Ethanol	Methanol	Aceton	Jet-A	LPG
Kritérium						
Dostupnost	1	1	1	1	3	1
Bezpečnost	2	1	4	1	2	2
Skladování	2	1	1	1	1	2
Isp [m/s]	4	2	1	3	3	4
Výsledek	9	5	7	6	9	9

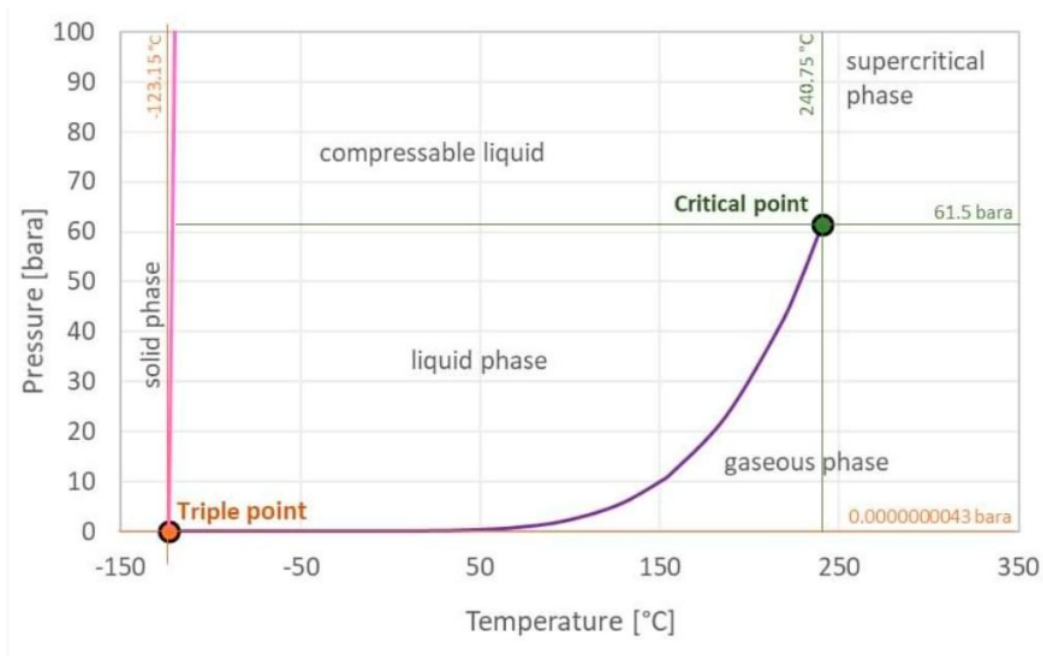
Obr. 26: Číselné hodnocení

Na základě hodnotící analýzy bylo jako optimální palivo vybráno ethanol. V počátečních diskuzích bylo uvažováno využít acetonu, nicméně kvůli dostupnosti většího množství informací a faktu, že ethanol, jako raketové palivo, je více rozšířený a využívají ho i jiné týmy, bylo rozhodnuto nevybírat aceton.

Důležité vlastnosti ethanolu jsou uvedené v tabulce 2 a ve fázovém diagramu na obrázku 27.

Viskozita při 293K	μ	0.001219	[Pas]
Viskozita při 523K	μ_{hot}	1.60225E-05	[Pas]
Hustota	ρ	785.3	[kg/m ³]
Měrná tepelná kapacita	c_p	2570	[J/kg K]
Vodivost	k	0.167	[W/m K]

Tab. 2: Fyzikální vlastnosti ethanolu



Obr. 27: Fázový diagram ethanolu

3.2 Výběr oksyličovadla

Od samého počátku práce na motoru Deadalos bylo jasné, že jako oksyličovadlo bude využít oxid dusný. Oxid dusný je bezpečný a samotlakující plyn. Toto oksyličovadlo bylo úspěšně využito v předchozím projektu hybridního motoru rakety Illustria, kde bylo úspěšně otestováno a osvědčeno.

Vlastnosti dalších možných oksyličovadel, jsou shrnuty v tabulce 3.

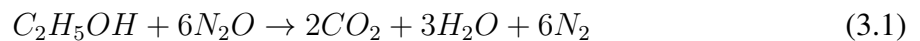
Oxidizer	Density, kg/m ³	Positive Attributes	Negative Attributes
H ₂ O ₂ 85wt%	1380	catalytic ignition possible	unstable, dilutes in time
N ₂ O	550 ¹	safe, self-pressurizing	high ignition threshold
N ₂ O ₄	1440	space heritage, stable	highly toxic
LOX	1140	nontoxic, easy ignition	cryogenic storage required

¹ Density for safe storage up to worst hot case temperature of 309 K.

Tab. 3: Porovnání oksyličovadel[24]

3.3 Výběr O/F ratio

Na základě výběru paliva a oksyličovadla byla sestavena stechiometrická rovnice, viz 3.1. Tato rovnice vyjadřuje, v jakých poměrech spolu látky reagují a umožňuje určit optimální poměr oksyličovadla k palivu (O/F ratio).



Optimální O/F ratio bylo určeno z poměru relativní atomové hmotnosti oksyličovadla a paliva:

$$\begin{aligned}
 C_2H_5OH &= 2 * (12) + 5 * (2) + (16) + (1) = 46 \\
 6N_2O &= 6 * [2 * (14) + (16)] = 264 \\
 O/F &= \frac{264}{46} = 5.74
 \end{aligned} \quad (3.2)$$

Tento výpočet je zjednodušený, protože v realitě by bylo mnohem více produktů této reakce. Nicméně pro počáteční odhad je tento přístup více než dostačující. Při poměru okysličovadla a paliva kolem 5.74 dochází k ideálnímu spalování, což vede k nejvyšší možné hodnotě specifického impulsu. Avšak zároveň taková reakce dosahuje nejvyšších teplot. Proto byly provedeny výpočty v programu CEA i pro další hodnoty poměru okysličovadla k palivu (O/F ratio), viz tabulka 4.

Tlak v komoře [bar]		30
Pc/Pe (Komora/Výstup)		37.5
O/F ratio	Isp [m/s]	T_c [K]
2	2039	1943
2.5	2179	2374
3	2273	2703
3.5	2337	2939
4	2381	3085
4.5	2409	3157
5	2422	3183
5.5	2418	3184
5.74	2410	3179

Tab. 4: Porovnání Teploty a specifického impulsu při různém O/F ratio

Z tabulky 4 lze vyčíst, že nejvyšší specifický impuls pro použité vstupní parametry odpovídá hodnotě $O/F = 5$. Tento výsledek se liší od předchozího výpočtu, protože program CEA je komplexnější a zahrnuje proměnné jako teploty paliva a okysličovadla, rozměry spalovací komory a zároveň počítá s více možnými produkty spalování.

Pro další postup byla zvolena hodnota $O/F = 2$. Toto rozhodnutí bylo podpořeno tím, že i přes snížení specifického impulsu o 16 % ve srovnání s maximem ($O/F = 5$), došlo k výraznému poklesu teploty ve spalovací komoře o 39 %.

3.4 Návrh trysky

Rozměry trysky byly navrženy pro tah $F = 5000N$ a vycházejí z dat z programu CEA, viz tabulka 5.

CEA					
	INJEKTOR	KOMORA	HRDLO	VÝSTUP	JEDNOTKY
O/F	2	2	2	2	-
TEPLOTA	1943	1939	1706	942	K
HUSTOTA	3.618	3.561	2.244	0.203	kg/m ³
\mathfrak{M}	19.48	19.48	19.49	19.90	l/n
Cp	1984	1983	1952	5172	J/kgK
KAPPA	1.275	1.275	1.280	1.173	-
Rychlost zvuku	1028	1027	965	680	m/s
MACH. ČÍSLO	0	0.118	1	3	-
TRANSPORTNÍ VLASTNOSTI					
PRANDTL. ČÍSLO	0.558	0.558	0.565	0.668	-
VODIVOST	2.329	2.324	2.071	3.104	mW/m ³ K
VISKOZITA	0.655	0.654	0.599	0.401	millipoise
VISKOZITA	6.54E-05	6.54E-05	5.99E-05	4E-05	Pas
VÝKONNOSTNÍ PARAMETRY					
Ae/At		5	1	5.225	-
CSTAR		1373	1373	1373	m/s
Isp		122	965	2039	m/s
CF		0.089	0.703	1.485	-

Tab. 5: Data z programu CEA

Pro chemický raketový pohon je naměřený skutečný výkon obvykle o 1 až 6 % nižší než spočítaná ideální hodnota. [5].

Po snížení specifického impulsu o 5% $I_{sp} = 1937.35 \text{ m/s}$ byl určen hmotnostní tok směsi paliva a oksličovadla pomocí rovnice 3.3.

$$\dot{m}_t = \frac{F}{I_{sp}} = \frac{5000}{1937.35} = 2.58 \text{ kg/s} \quad (3.3)$$

Kvůli použití "pintle injectorů" a jeho zvolené technologie výroby byl zvýšen hmotnostní tok směsi na hodnotu $\dot{m} = 2.587$. Z té byly pak vypočteny hodnoty pro hmotnostní tok oksličovadla, viz rovnice 3.4, a pro hmotnostní tok paliva, viz rovnice 3.5.

$$\dot{m}_o = \frac{O/F}{O/F + 1} * \dot{m}_t = \frac{2}{2 + 1} * 2.587 = 1.725 \text{ kg/s} \quad (3.4)$$

$$\dot{m}_f = \dot{m}_t - \dot{m}_o = 2.587 - 1.725 = 0.862 \text{ kg/s} \quad (3.5)$$

Pomocí hodnot hmotnostního toku směsi paliva a okysličovačla a hodnot ze CEA byla určena plocha a poloměr v hrdle.

$$A_t = \frac{\dot{m}_t}{\rho_t * v_t} = \frac{2.587}{2.2437 * 965.3} = 0.00119 \text{ m}^2 \quad (3.6)$$

$$R_t = 0.0195 \text{ m}$$

Dále byla určena plocha a poloměr na konci trysky.

$$A_e = A_t * \frac{A_e}{A_t} = 0.00119 * 5.2251 = 0.00624 \text{ m}^2 \quad (3.7)$$

$$R_e = 0.0446 \text{ m}$$

Rozměry spalovací komory vycházejí z její charakteristické délky L^* a z poměru plochy průřezu spalovací komory k ploše hrdla $CR = \frac{A_e}{A_t}$. Provedením řady testů s různými délkami komor a vyhodnocením účinnosti spalování lze určit minimální hodnotu L^* , která je nutná k úplnému spálení pohonných látek.

Propellant combination	L^* [cm]
LOX / RP-1	100 - 130
LOX / LH2	75 - 100
LOX / GH2	55 - 75
LOX / Ammonia	75 - 100
LOX / alcohol	120 - 150
Nitrogen tetroxide / hydrazine	75 - 90
Nitric acid / hydrazine	75 - 90

Obr. 28: Typické hodnoty charakteristické délky spalovací komory pro různá paliva [25]

Pro kombinaci ethanolu a oxidu dusného byla stanovena charakteristická délka $L^* = 1.2 \text{ m}$ na základě prací [25] a [26]. Studie [25] je podobná navrhovanému motoru z hlediska použitého paliva a okysličovačla, zatímco v práci [26] je využit "pintle injector" a obdobný tlak v komoře jako v případě našeho motoru.

Propellant combination	L^* [cm]
NOx / RP-1	114.3 – 132.8
NOx / Ethanol	125.6 – 167.8

Obr. 29: Hodnoty L^* pro NOx/Ethanol [25]

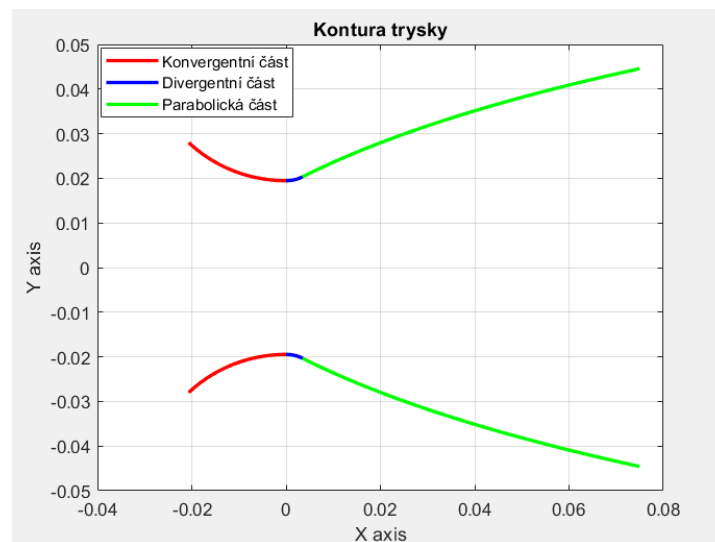
Aby se zabránilo poklesu tlaku před vstupem do trysky, což by mohlo ovlivnit výkon motoru, měl by být poměr $CR = \frac{A_c}{A_t}$ roven nebo větší než 3. Zároveň čím větší je průměr spalovací komory, tím více plochy je vystaveno teplu, což znamená nižší požadavky na chlazení komory [5]. Proto byl poměr plochy průřezu spalovací komory k ploše hrdla stanoven na $CR = 5$.

Délka spalovací komory vychází z rovnice 3.8

$$l_c = L^* \frac{1}{CR} = 1.2 * \frac{1}{5} = 0.24 \text{ m} \quad (3.8)$$

3.5 Kontura trysky

Kontura trysky byla vygenerována pomocí kódu napsaném v programu MATLAB, viz graf 4.



Graf 4: Kontura trysky z MATLABu

Délka trysky vychází z rovnice 3.9

$$L_{tryska} = 0.8 \left(\frac{\sqrt{(\epsilon - 1)R_t}}{\tan(15)} \right) \quad (3.9)$$

pro 80% délky kuželové trysky

Pro vstupní část je tvar dán rovnicí 3.10

$$\begin{aligned} x &= 1.5 * R_t * \cos\theta \\ y &= 1.5 * R_t * \sin\theta + 1.5 * R_t + R_t \end{aligned} \quad (3.10)$$

$$kdy \quad -135 \leq \theta \leq -90$$

Pro divergentní část rovnicí 3.11

$$\begin{aligned} x &= 0.382 * R_t * \cos\theta \\ y &= 0.382 * R_t * \sin\theta + 0.382 * R_t + R_t \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$kdy \quad -90 \leq \theta \leq (\theta_n - 90)$$

Hodnota $\theta_n = 28^\circ$ byla určena z tabulky 1

Parabolická část trysky byla získána z následujících rovnic:

$$\begin{aligned} x(t) &= (1 - t)^2 N_x + 2(1 - t)tQ_x + t^2 E_x \quad 0 \leq t \leq 1 \\ y(t) &= (1 - t)^2 N_y + 2(1 - t)tQ_y + t^2 E_y \quad 0 \leq t \leq 1 \end{aligned} \quad (3.12)$$

Rovnice 3.12 jsou definovány body N , Q a E . Bod N je definován rovnicemi 3.11 s úhlem $(\theta_n - 90)$. Souřadnice E_x je definována rovnicí 3.9 a souřadnice E_y je rovna R_e . Bod Q je průsečíkem přímek:

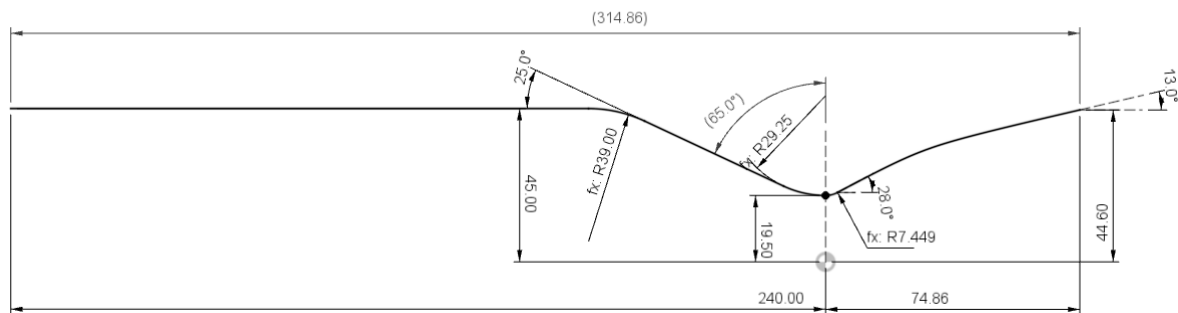
$$\begin{aligned}
 \overrightarrow{NQ} &= m_1x + C_1 \\
 \overrightarrow{QE} &= m_2x + C_2 \\
 m_1 &= \tan(\theta_n) \\
 m_2 &= \tan(\theta_e) \\
 C_1 &= N_y - m_1N_x \\
 C_2 &= E_y - m_2E_x
 \end{aligned}
 \tag{3.13}$$

Hodnota $\theta_n = 13^\circ$ byla určena z tabulky 1

Průsečík těchto dvou přímek (v bodě Q) je dán vztahem:

$$\begin{aligned}
 Q_x &= \frac{C_2 - C_1}{m_1 - m_2} \\
 Q_y &= \frac{m_1C_2 - m_2C_1}{m_1 - m_2}
 \end{aligned}
 \tag{3.14}$$

Celá kontura včetně spalovací komory je znázorněna na obrázku 30.



Obr. 30: Kontura trysky se spalovací komorou

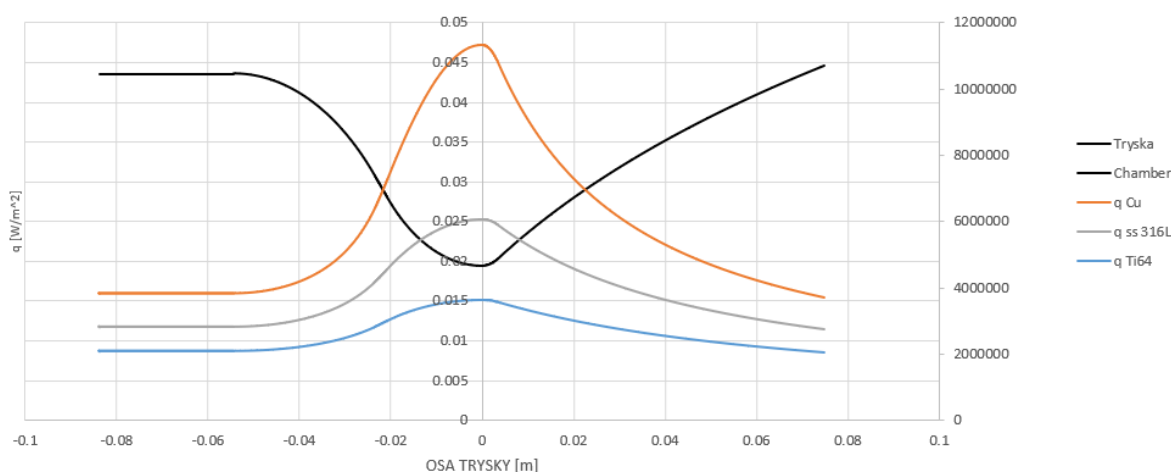
3.6 Návrh chlazení

Regenerativní chlazení bylo vybráno jako optimální chladicí metoda. Jedná se o metodu, která je použita u všech kapalinových motorů na soutěži EuRoc, a zároveň protože se pro motor využije tzv. "pitnle injektor", který svými vlastnostmi urychluje degradaci ablativního chlazení. Další motivací bylo rozšířit schopnosti týmu, vytvářet komplikovanější a výkonnější motory.

3.6.1 1D model prostupu tepla

Účelem této části je provést analýzu regenerativního chladicího systému pomocí jednorozměrného modelu v ustáleném stavu, který nám poskytne lepší představu o vlivu parametrů chladicího kanálku na chlazení trysky a spalovací komory. Analýza je provedena pro trysku vyrobenou pomocí technologie wLMD, viz (2.4).

Nejdříve byl proveden výpočet podle modelu uvedeném v rešeršní části (2.3.4). Pro výpočet byl zvolen nejmenší možný rozměr kanálku ($h = 2 \text{ mm}$ a $b = 2 \text{ mm}$), který je konstantní po celé délce trysky a spalovací komory, a nejvyšší možný počet kanálků, který je určen geometrií trysky ($n = 30$). Kanálky s malým průřezem zajišťují vyšší rychlost proudění chladicí kapaliny, při které je dosaženo většího součinitele přestupu tepla. Součinitel přestupu tepla vysokoteplotního plynu podél vnitřní strany trysky byl určen podle rovnice 2.23. Součinitel přestupu tepla chladicí kapaliny $h_c = 19008 \text{ W/m}^2\text{K}$ byl určen podle rovnice 2.31. Hodnota součinitele tření $f = 0.075$ byla odhadnuta pomocí Moodyho diagramu, vizuální kontroly 3D tištěného vzorku od sponzora a hodnot pro specifický tvar trubek, viz [27]. V analýze byly porovnány hodnoty teplot na vnitřním a vnějším povrchu vnitřní stěny, z odlišných materiálů zmíněných v kapitole (2.4.1) a s různými tloušťky stěny.



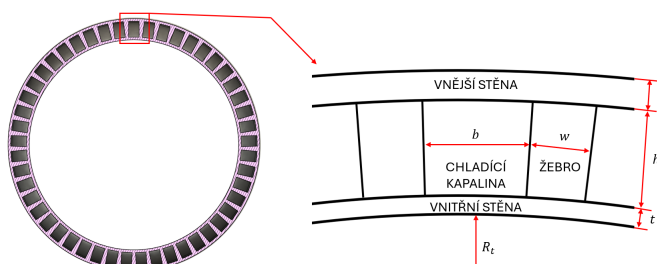
Graf 5: Předpověď tepelných toků podél osy trysky při tloušťce vnitřní stěny $t = 2 \text{ mm}$

Hodnoty teplot jsou uvedeny v grafech v příloze 4. Z výsledku je patrné, že tloušťka stěny má nejvyšší vliv na změnu teploty u materiálu s nižší tepelnou vodivostí. Při použití větší

tloušťky stěny platí, že je teplota na vnitřní straně stěny vyšší a teplota na vnější straně nižší než při použití menší tloušťky stěny. Cílem je nalézt rovnováhu, při níž je teplota na vnitřní straně nižší než teplotní limit použitého materiálu a teplota na vnější straně stěny je dostatečně nízká, aby nedošlo k varu chladicí kapaliny.

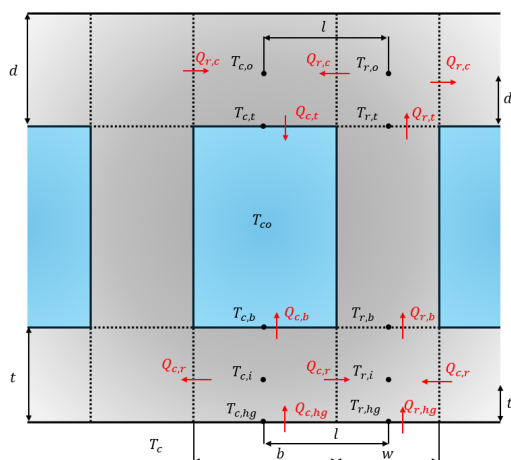
3.6.2 Model s žebry

Na rozdíl od předchozího modelu byl zahrnut vliv žeber, vnější stěny a proměnného průřezu kanálků podél osy trysky. Rovnice pro tento výpočtový model jsou převzaty z práce [28].



Obr. 31: Schéma průřezu regenerativně chlazené trysky

Přenos tepla mezi vnitřní a vnější stěnou je modelován s ohledem na to, že se prostor mezi nimi skládá z dvou pod-objemů, z nichž jeden odpovídá kanálku chladicího média a druhý žebro. Na obrázku 32 jsou znázorněny všechny důležité teploty a teplotní toky. Teploty stěn byly přiřazeny symetrickým pozicím uvnitř pod-objemů, tj. $t_s = t/2$, $d_s = d/2$ a $l = (b + w)/2$. Každý pod-objem vyměňuje teplo s okolními pod-objemy, včetně chladicího média. Vnější stěna je považována za adiabatickou a proto se nepředpokládá žádný přenos tepla do vnějšího prostředí. [28]



Obr. 32: Schéma chladicího kanálku s příslušnými teplotami a hodnotami přenosu tepla (upraveno)[28]

Přenosy tepla na jednotku délky trysky jsou následující:

$$Q_{r,t} = w \frac{k}{d_s} (T_{r,t} - T_{r,o}) \quad (3.15)$$

$$Q_{r,c} = d \frac{k}{l} (T_{r,o} - T_{c,o}) \quad (3.16)$$

$$Q_{c,t} = b \frac{k}{d_s} (T_{c,o} - T_{c,t}) = bh_c (T_{c,t} - T_{co}) \quad (3.17)$$

$$Q_{c,hg} = bh_{hg} (T_c - T_{c,hg}) = b \frac{k}{t_s} (T_{c,hg} - T_{c,i}) \quad (3.18)$$

$$Q_{r,hg} = wh_{hg} (T_c - T_{r,hg}) = w \frac{k}{t_s} (T_{r,hg} - T_{r,i}) \quad (3.19)$$

$$Q_{c,r} = t \frac{k}{l} (T_{c,i} - T_{r,i}) \quad (3.20)$$

$$Q_{c,b} = bh_c (T_{c,b} - T_{co}) = b \frac{k}{t - t_s} (T_{c,i} - T_{c,b}) \quad (3.21)$$

$$Q_{r,b} = w\epsilon\eta h_c (T_{rb} - T_{co}) = w \frac{k}{t - t_s} (T_{r,i} - T_{r,b}) \quad (3.22)$$

Za předpokladů, že platí rovnováha přenosů tepla $Q_{r,t} = 2Q_{r,c} = Q_{c,t}$, $Q_{c,hg} = 2Q_{c,r} = Q_{c,b}$ a $Q_{r,hg} + 2Q_{c,r} = Q_{r,b}$ jsou teploty v kontrolních bodech určeny podle rovnic:

$$T_{r,o} = T_{r,t} - \frac{Hd_s}{k} (T_{r,t} - T_{co}) \quad (3.23) \quad T_{c,o} = T_{r,o} - \frac{H\omega l}{4kd} (T_{r,t} - T_{co}) \quad (3.24)$$

$$T_{r,t} = (T_{r,b} - T_{co}) * \beta + T_{co} \quad (3.25) \quad T_{c,t} = T_{c,o} - \frac{H\omega d_s}{kb} (T_{r,t} - T_{co}) \quad (3.26)$$

$$T_{r,b} = \frac{\frac{k}{t-t_s} T_{c,i} + \epsilon\eta h_c T_{co}}{\frac{k}{t-t_s} + \epsilon\eta h_c} \quad (3.27) \quad T_{c,b} = \frac{\frac{k}{t-t_s} T_{c,i} + h_c T_{co}}{\frac{k}{t-t_s} + h_c} \quad (3.28)$$

$$T_{r,i} = T_{r,hg} - \frac{h_{hg} t_s}{k} (T_c - T_{r,hg}) \quad (3.29) \quad T_{c,i} = T_{c,hg} - \frac{h_{hg} t_s}{k} (T_c - T_{c,hg}) \quad (3.30)$$

$$T_{r,hg} = \frac{a_1 a_6 - a_3 a_4}{a_1 a_5 - a_2 a_4} \quad (3.31) \quad T_{c,hg} = \frac{a_3 a_5 - a_2 a_6}{a_1 a_5 - a_2 a_4} \quad (3.32)$$

kde H je celková vodivost vnější stěny:

$$H = \left(\frac{d_s}{k} + \frac{wl}{2dk} + \frac{wd_s}{bk} + \frac{w}{bh_c} \right)^{-1} \quad (3.33)$$

ϵ je efektivita žebra, která vyjadřuje poměr prostupu tepla žebrem k rychlosti prostupu tepla, která by existovala bez žebra.

$$\epsilon = \sqrt{\frac{2k}{wh_c}} \quad (3.34)$$

η je účinnost žebra, která vyjadřuje poměr rychlosti odvodu tepla žebra k ideální rychlosti odvodu tepla, pokud by celý povrch žebra měl stejnou teplotu jako základna žebra.

$$\eta = \frac{\cosh(mh) - \beta}{\sinh(mh)} \quad (3.35)$$

$$\beta = \frac{1}{\frac{H}{km} \sinh(mh) + \cosh(mh)} \quad (3.36)$$

Koeficienty a_1 až a_6 jsou určeny následovně:

$$\begin{aligned} a_1 &= h_{hg} + \left(\frac{k}{t_s} + h_{hg} \right) \left(\frac{2tt_s}{bl} + \frac{\frac{t_s}{t-t_s} h_c}{\frac{k}{t-t_s} + h_c} \right) \\ a_2 &= -\frac{2tt_s}{bl} \left(\frac{k}{t_s} + h_{hg} \right) \\ a_3 &= h_{hg} T_c \left(1 + \frac{\frac{t_s}{t-t_s} h_c}{\frac{k}{t-t_s} + h_c} \right) + h_c T_c \left(1 - \frac{h_c}{\frac{k}{t-t_s} + h_c} \right) \\ a_4 &= -\frac{2tt_s}{wl} \left(\frac{k}{t_s} + h_{hg} \right) \\ a_5 &= h_{hg} + \left(\frac{k}{t_s} + h_{hg} \right) \left(\frac{2tt_s}{wl} + \frac{\frac{t_s}{t-t_s} \epsilon \eta h_c}{\frac{k}{t-t_s} + \epsilon \eta h_c} \right) \\ a_6 &= h_{hg} T_c \left(1 + \frac{\frac{t_s}{t-t_s} \epsilon \eta h_c}{\frac{k}{t-t_s} + \epsilon \eta h_c} \right) + \epsilon \eta h_c T_{co} \left(1 - \frac{\epsilon \eta h_c}{\frac{k}{t-t_s} + \epsilon \eta h_c} \right) \end{aligned} \quad (3.37)$$

S tímto modelem bylo prověřeno třináct případů pro stejné materiály, součinitel tření a součinitel přestupu tepla vysokoteplotního plynu jako v předchozím modelu (3.6.1). Součinitel přestupu tepla chladící kapaliny byl určen pro příslušné rychlosti proudění. Další parametry jsou uvedeny v tabulce 6.

i	Konst. průřez kanálku	Počet kanálků	Rozměr kanálku b x h [mm]	Tloušťka vnitřní stěny [mm]	Tloušťka vnější stěny [mm]	Materiál vnitřní stěny	Materiál vnější stěny
1	Ano	30	2x2	1	2	Cu	ss 316L
2	Ano	30	2x2	1.5	2	Cu	ss 316L
3	Ano	30	2x2	1	2	ss 316L	ss 316L
4	Ano	30	2x2	1.5	2	ss 316L	ss 316L
5	Ano	30	2x2	1	2	Ti64	Ti64
6	Ano	30	2x2	1.5	2	Ti64	Ti64
7	Ne	30	2x2 až 6x2	1	2	Cu	ss 316L
8	Ne	30	2x2 až 6x2	1.5	2	Cu	ss 316L
9	Ne	30	2x2 až 6x2	1	2	ss 316L	ss 316L
10	Ne	30	2x2 až 6x2	1.5	2	ss 316L	ss 316L
11	Ne	30	2x2 až 6x2	1	2	Ti64	Ti64
12	Ne	30	2x2 až 6x2	1.5	2	Ti64	Ti64
13	Ne	20	2x2 až 9x2	1.5	2	ss 316L	ss 316L

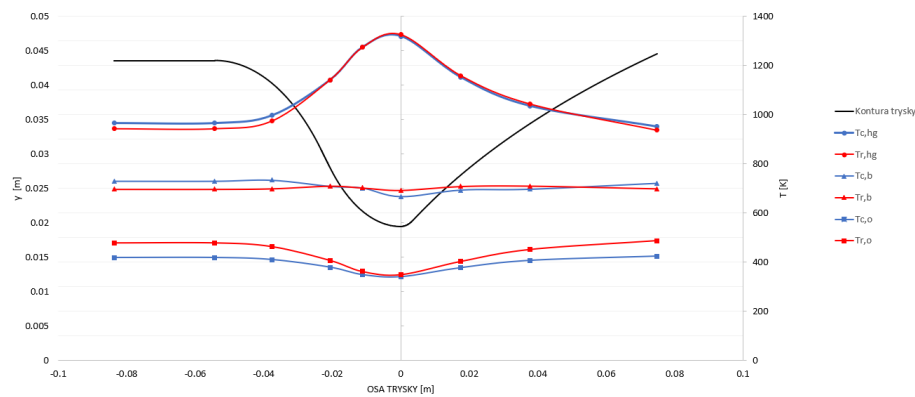
Tab. 6: Přehled vstupních parametrů

Pro těchto třináct případů byly vytvořeny grafy s vyneseními teplotami $T_{c,hg}$, $T_{r,hg}$, $T_{c,b}$, $T_{r,b}$, $T_{c,o}$ a $T_{r,o}$ v příslušných kontrolních bodech podél osy trysky, viz příloha 4. Dále byl proveden výpočet celkové tlakové ztráty navrhovaných kanálků. Pro lepší přehled výsledků byla vytvořena tabulka s celkovou tlakovou ztrátou a s maximálními teplotami v kontrolních bodech podél osy trysky, viz tabulka 7.

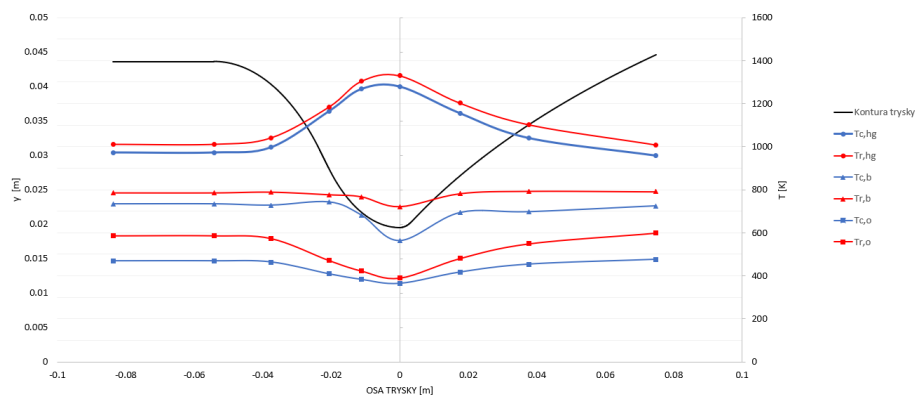
i	p [bar]	T_{c,hg_max} [K]	T_{r,hg_max} [K]	T_{c,b_max} [K]	T_{r,b_max} [K]	T_{c,o_max} [K]	T_{r,o_max} [K]
1	3.88	796	777	768	738	542	601
2	3.88	804	791	762	734	541	599
3	3.88	1224	1237	722	752	412	458
4	3.88	1319	1327	666	693	404	447
5	3.88	1441	1480	600	742	369	404
6	3.88	1544	1564	538	670	361	392
7	0.62	796	777	773	740	539	633
8	0.62	804	791	767	738	539	634
9	0.62	1224	1237	760	756	431	497
10	0.62	1319	1327	734	710	425	488
11	0.62	1441	1480	705	774	386	443
12	0.62	1544	1564	666	725	377	429
13	0.80	1280	1330	734	793	475	599

Tab. 7: Přehled maximálních teplot a celkových tlakových ztrát pro jednotlivé případy

Ani v jednom případě nebyla překročena teplota tání materiálu na vnitřní straně trysky a odhadované tlakové ztráty jsou v přijatelně vysoké (zbývá dostatečná tlaková rezerva pro návrh rozvodu paliva do kanálků). Nicméně výpočty tlakové ztráty byly provedeny pro rovný kanálek o délce 315 mm a nepočítaly se ztrátami způsobenými rozšířením, zúžením a změnou směru toku, je pravděpodobné, že celková tlaková ztráta bude ve skutečnosti vyšší. U případů s tloušťkou vnitřní stěny 1 mm je teplota stěny uvnitř kanálku vyšší než u stěny s tloušťkou 1,5 mm a tím pádem hrozí vyšší riziko přehřátí chladicí kapaliny. Dále není jistá kvalita tisku a při následném obrábění hrozí vyšší riziko porušení vnitřní stěny. S konzervativním přístupem byl výběr zúžen na případy $i = 8, 10, 12$ a 13 . Poněvadž homogenní struktury disponují předvídatelnějšími vlastnostmi a souběžně není jistá dostupnost materiálu Ti64, bylo rozhodnuto simulovat případy $i = 10$ a 13 . Předpovědi teplot tepelných toků pro tyto případy jsou znázorněny v grafech 6 a 7.

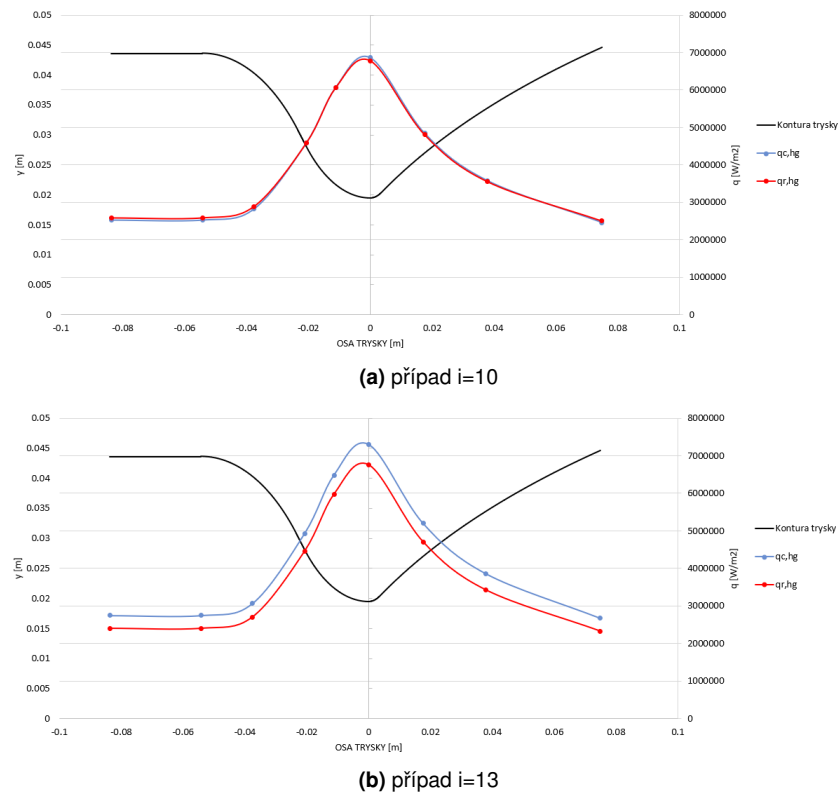


(a) případ $i=10$



(b) případ $i=13$

Graf 6: Předpověď teplot podél osy trysky pro případ $i=10$ a 13



Graf 7: Předpověď tepelných toků podél osy trysky pro případ i=10 a i=13

V obou případech dosahuje maximální teplota na vnitřní straně trysky vyšších hodnot, než je maximální servisní teplota nerezové oceli ss 316l. Nicméně jako nosná část trysky je uvažována vnější stěna. S tímto předpokladem lze předpokládat, že chladicí systém dokáže trysku se spalovací komorou uchládit, aniž by došlo k nevratnému poškození.

Jelikož panovalo oprávněné podezření, že odhad součinitele tření $f = 0.075$, který byl použit pro výpočty, je příliš optimistický, byl navržen experiment, viz kapitola 3.8, s cílem zpřesnit tuto hodnotu. Součinitel tření, jak již bylo zmíněno, ovlivňuje nejen tlakovou ztrátu, ale i hodnotu součinitele přestupu tepla chladicí kapaliny.

3.7 Pevnostní analýza

Analytická úloha byla zjednodušena na otevřenou silnostěnnou nádobu s vnitřním přetlakem. Nejnamáhavějším místem je spalovací komora, kde je nejvyšší hodnota tlaku $p_c = p_1 = 3 \text{ MPa}$. Následující výpočet byl spočten pro vnější stěnu s tloušťkou 2 mm, která byla navržena jako nosná.

$$\begin{aligned}\sigma_t(r_1) &= K + \frac{C}{r_1^2} = \frac{p_1 * r_1^2 - p_2 * r_2^2}{r_2^2 - r_1^2} + \frac{(p_1 - p_2) \frac{r_1^2 * r_2^2}{r_2^2 - r_1^2}}{r_1^2} = \\ &= \frac{3 * 48.1^2 - 0.101 * 50.1^2}{50.1^2 - 48.1^2} + \frac{(3 - 0.101) \frac{48.1^2 * 50.1^2}{50.1^2 - 48.1^2}}{48.1^2} \\ &= 71.1 \text{ MPa}\end{aligned}\quad (3.38)$$

$$\begin{aligned}\sigma_r(r_1) &= K - \frac{C}{r_1^2} = \frac{p_1 * r_1^2 - p_2 * r_2^2}{r_2^2 - r_1^2} - \frac{(p_1 - p_2) \frac{r_1^2 * r_2^2}{r_2^2 - r_1^2}}{r_1^2} = \\ &= \frac{3 * 48.1^2 - 0.101 * 50.1^2}{50.1^2 - 48.1^2} - \frac{(3 - 0.101) \frac{48.1^2 * 50.1^2}{50.1^2 - 48.1^2}}{48.1^2} \\ &= -3 \text{ MPa}\end{aligned}\quad (3.39)$$

$$\sigma_{red} = \sigma_t(r_1) - \sigma_r(r_1) = 71.1 - (-3) = 74.1 \text{ MPa}\quad (3.40)$$

Mez kluzu pro nerezovou ocel ss 316l je $\sigma_k = 347 \text{ MPa}$, viz tabulka 1, a bezpečnostní koeficient je $k = 2$, viz pravidla EuRocu 1.3.

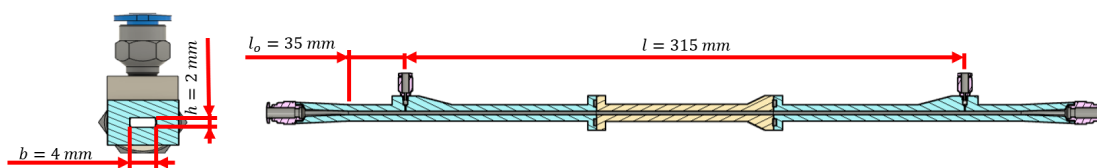
$$\sigma_d = \frac{\sigma_k}{k} = \frac{347}{2} = 173.5 \text{ MPa}\quad (3.41)$$

Jelikož je $\sigma_{red} \leq \sigma_d$ tryska je z pevnostního hlediska bezpečná.

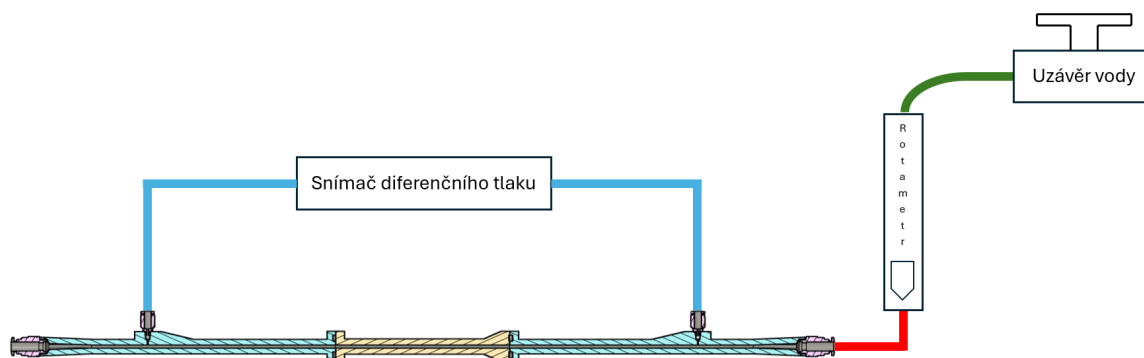
3.8 Experimentální měření součinitele tření

Pro účely experimentu byl navržen model testovacího kanálku, který měl být původně vytisknut na kovové tiskárně Meltio. Jelikož v průběhu vypracovávání zadání nebyla tiskárna v provozu, byl návrh upraven pro použití plastové 3D tiskárny Prusa MK3. Minimální výška vrstvy u tiskárny Meltio je 0.6 mm, proto byla použita na plastové tiskárně tryska 0.8mm, která umožnila tisknout výšku vrstvy 0.55 mm (byla snaha použít trysky 1 a 1.2 mm pro dosažení vyšších vrstev, ale neúspěšně). I přes skutečnost, že nebylo dosaženo požadované výšky vrstvy a tisk proběhl na plastové tiskárně, bylo předpokládáno, že změřený součinitel tření bude blíže realitě nežli prvotní odhad.

U plastového kanálku dále hrozil únik kapaliny skrz stěny, aby bylo tomuto jevu zabráněno, byla celá vnější plocha kanálku pokryta epoxidem. Rozměry testovacího kanálku jsou znázorněny na obrázku 33. V odběrových bodech byla navrtnána díra s poloměrem 0,4 mm a na ní byla posléze napojena rychlospojka QSM-M3-4. Na vstupu a výstupu byly použity rychlospojky QSM-G1/8-6.



Obr. 33: Rozměry testovacího kanálku

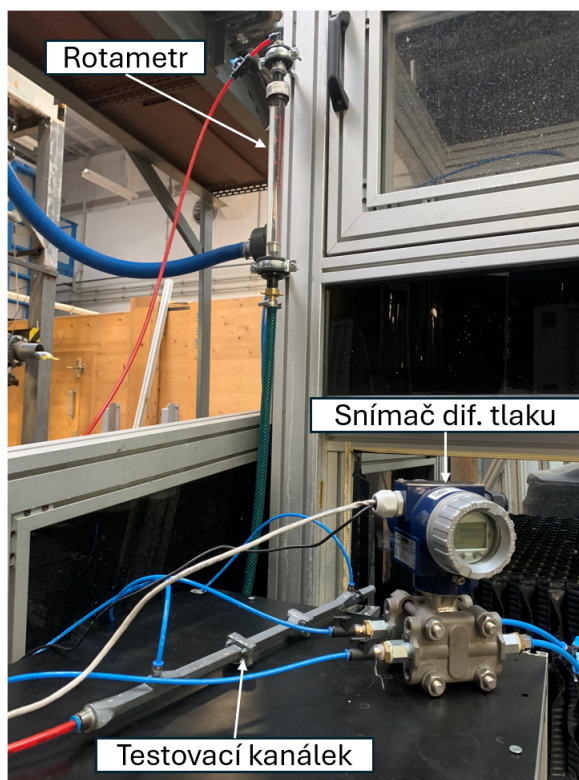


Obr. 34: Schéma zapojení testovací sestavy

Průtok [l/h]	Re [1]	Odhad Δp [Pa]
20	1838	2138
40	3677	8551
60	5515	19240
70	6434	26187
80	7354	34204
90	8273	43289
95	8732	48233
100	9192	53443
110	10111	64666
120	11030	76958
125	11490	83505
130	11949	90319
135	12409	97400

Tab. 8: Odhad tlakové ztráty v kanálku pro různé Reyn. čísla

Podle odhadu tlakové ztráty, viz tabulka 8, byl pro experiment zvolen digitální snímač diferenčního tlaku BHV XMD s rozsahem od 0 do 2 barů. Pro určení průtoku byl použit rotametr s rozsahem 10-250 l/h. Sestava byla zapojena způsobem, jak je znázorněno na obrázku 35.



Obr. 35: Zapojení experimentální sestavy

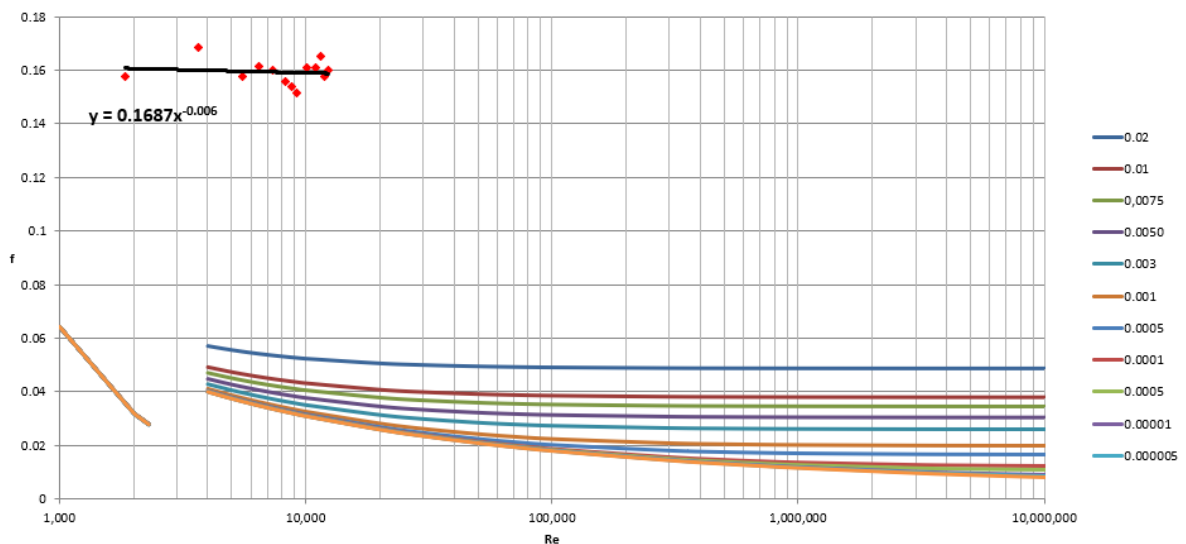
Hodnoty difference tlaku byly měřeny pro průtoky od 20 do 135 l/h. Naneštěstí nebylo

možné zajistit vyšší průtok a změřit difference tlaků pro větší Reynoldsova čísla. I tak je rozsah dostatečný, protože maximální Reynoldsovo číslo v případech $i = 10$ a $i = 13$ je $Re = 12000$.

Výsledky měření byly zapsány do tabulky 9. Podle očekávání byly naměřeny vyšší tlakové ztráty. Vypočtené hodnoty součinitele tření pro naměřené tlakové difference jsou dvakrát vyšší, než byl původní odhad. Tyto hodnoty s příslušnými Reynoldsovi čísly byly vyneseny do Moodyho diagramu, viz graf 8.

Hmotností tok [kg/s]	Průtok [l/h]	v [m/s]	Re [1]	dp [bar]	dp [Pa]	f [1]
0.0056	20	0.69	1838	0.05	4500	0.16
0.0112	40	1.39	3677	0.19	19200	0.17
0.0168	60	2.08	5515	0.41	40500	0.16
0.0196	70	2.43	6434	0.56	56400	0.16
0.0224	80	2.78	7354	0.73	73000	0.16
0.0252	90	3.13	8273	0.90	90000	0.16
0.0266	95	3.30	8732	0.99	99000	0.15
0.0280	100	3.47	9192	1.08	108000	0.15
0.0308	110	3.82	10111	1.39	139000	0.16
0.0336	120	4.17	11030	1.65	165000	0.16
0.0350	125	4.34	11490	1.84	184000	0.17
0.0364	130	4.51	11949	1.90	190000	0.16
0.0378	135	4.69	12409	2.08	208000	0.16

Tab. 9: Výsledky měření



Graf 8: Výsledky měření vynesené do Moodyho diagramu

3.8.1 Teploty a tlaková ztráta s novou hodnotou součinitele tření pro případ

$$i = 10 \text{ a } i = 13$$

Pro nově experimentem získanou hodnotou součinitele tření byl opět proveden analytický odhad teplot a celkové tlakové ztráty.

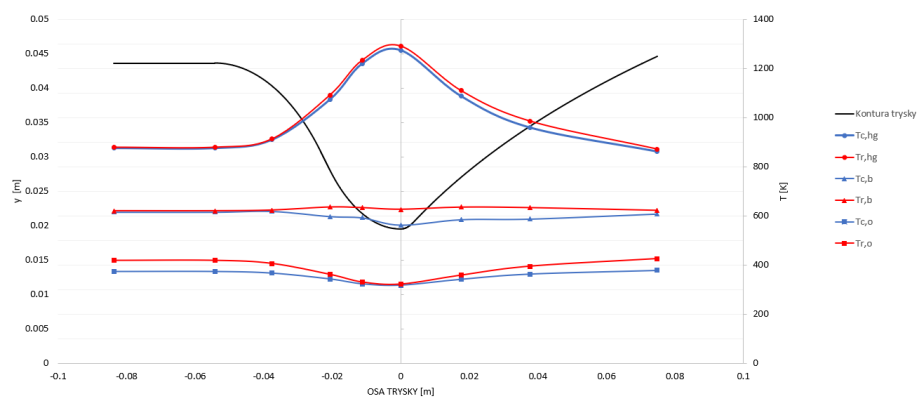
i	δp [bar]	T_{c,hg_max} [K]	T_{c,hg_max} [K]	T_{c,b_max} [K]	T_{r,b_max} [K]	T_{c,o_max} [K]	T_{r,o_max} [K]
10	1.31	1273	1290	618	635	378	425
12	1.70	1241	1295	622	704	420	513

Tab. 10: Přehled maximálních teplot a a celkové tlakové ztráty pro případ $i = 10$ a 12

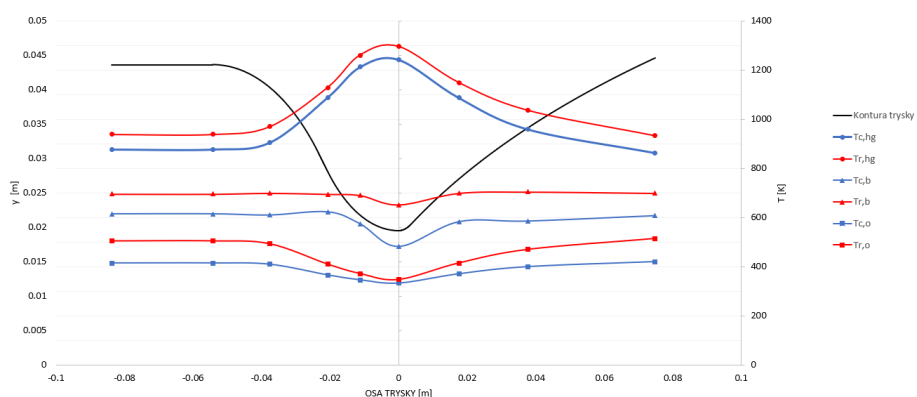
i	δp [%]	T_{c,hg_max} [%]	T_{c,hg_max} [%]	T_{c,b_max} [%]	T_{r,b_max} [%]	T_{c,o_max} [%]	T_{r,o_max} [%]
10	213.3	96.5	97.2	84.2	89.5	89.0	87.1
12	213.3	97.0	97.4	84.7	88.7	88.3	85.7

Tab. 11: Procentuální porovnání maximálních teplot a celkových tlakových ztrát k původním hodnotám

Z tabulky 38 je patrné, že s novou hodnotou f je tlaková ztráta dvakrát vyšší než-li pro původní hodnotu. Maximální hodnoty teplot naopak klesly mezi 2.6 až 14.3 procenty. Předpovědi průběhů teplot pro oba případy jsou znázorněny v grafu 9.



(a) případ $i=10$



(b) případ $i=13$

Graf 9: Předpověď teplot podél osy trysky pro případ $i = 10$ a $i = 13$ pro novou hodnotu f

3.9 CFD analýza testovacího kanálku

V této části byla provedena CFD analýza testovacího kanálku, ve které bylo cílem dosáhnout stejné tlakové ztráty jako v experimentu, pouze za změny hodnot "roughness constant" a "roughness height" v okrajové podmínce typu "wall".

3.9.1 Preprocessing

CAD model byl vytvořen tak, aby odpovídal vnitřnímu objemu kanálku. Výsledný model je kvádr o rozměrech $4 * 2 * 315 \text{ mm}$

Nastavení povrchové sítě:

CFD surface mesh control	
Min cell size	0.2 mm
Max cell size	0.5 mm
Growth Rate	1.2
Size functions	
Curvature a Proximity	Výchozí nastavení

Tab. 12: Nastavení povrchové sítě:

Čelní straně byl přiřazen typ okrajové podmínky "mass-flow-inlet", zadní straně "pressure-outlet" a zbylým plochám byl přiřazen typ okrajové podmínky "wall".

Poté byla vytvořena síť pomocí nástroje "Auto Mesh" s tímto nastavením:

Boundry Layer Mesh	
Grow Prisms	Scoped
First Aspect Ratio	10
Number of Layers	5
Rate	1.2
Volume Fill	
Poly	
Cell Sizing	
Geometric	
Growth Rate	1.2

Tab. 13: Nastavení Auto Mesh

Výsledná síť má tyto parametry:

Buňky	Plochy	Uzly
138166	613208	363881

Tab. 14: Počet buněk, ploch a uzlů sítě

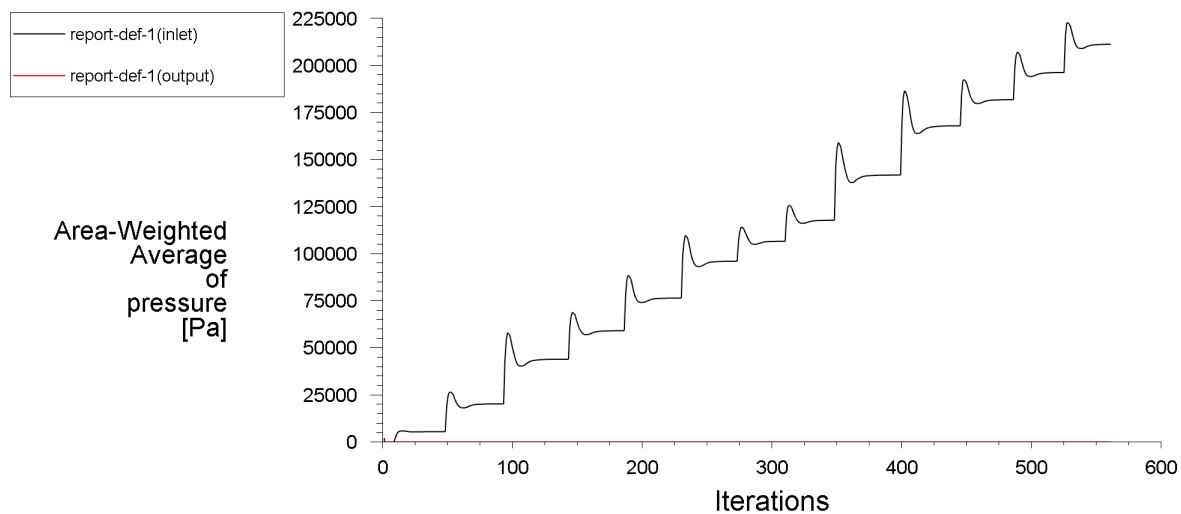
3.9.2 Nastavení výpočtu CFD

- Řešič:
 - Pressure based, Steady time (stacionární výpočty)
- Model:
 - SST k-omega
- Materiály:
 - water-liquid z Fluent Database
- Metody:
 - Schéma Coupled, Druhý řád Upwind
- Controls:
 - Výchozí dle programu Fluent
- Inicializace:
 - Hybridní
- Mass flow inlet (coolant_inlet):
 - Hmotnostní tok: Dané experimentem, viz tabulka 15
 - Teplota: 300 K
- Pressure outlet (coolant_outlet):
 - Výchozí nastavení
- Wall (coolant_wall):
 - Roughness Height - Různé, viz graf 14
 - Roughness Constant - Různé, viz graf 14

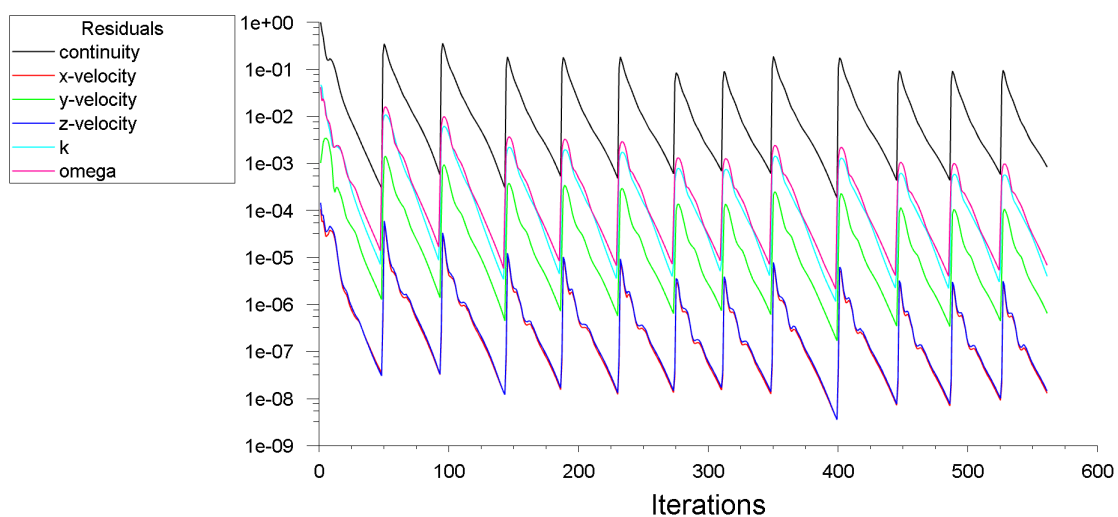
3.9.3 Výpočet

Při výpočtu byla sledována diference tlaku na vstupu a výstupu z testovacího kanálku. Výpočet byl prohlášen za zkonvergovaný, když se sledované hodnoty ustálily, viz graf 10.

Nejblíže k experimentálním hodnotám se přiblížil model s nastavením



Graf 10: Změna difference tlaku pro různé hodnoty hmotnostního toku



Graf 11: Residua

Roughness Height = 1 mm a *Roughness Constant* = 1. Tyto hodnoty se zdají být extrémní, proto byl přehodnocen výsledek experimentu.

Experiment				Roughness Height = 1 mm Roughness Constant = 1		
Hmotností tok [kg/s]	dp [bar]	dp [Pa]	f [1]	dp [Pa]	[%]	f [1]
0.0056	0.045	4500	0.158	5433	121	0.191
0.0112	0.192	19200	0.168	20240	105	0.178
0.0168	0.405	40500	0.158	43925	108	0.171
0.0196	0.564	56400	0.162	59078	105	0.169
0.0224	0.73	73000	0.160	76436	105	0.168
0.0252	0.9	90000	0.156	95992	107	0.166
0.0266	0.99	99000	0.154	106580	108	0.166
0.028	1.08	108000	0.152	117751	109	0.165
0.0308	1.39	139000	0.161	141712	102	0.164
0.0336	1.65	165000	0.161	167871	102	0.164
0.035	1.84	184000	0.165	181767	99	0.163
0.0364	1.9	190000	0.158	196209	103	0.163
0.0378	2.08	208000	0.160	211197	102	0.163

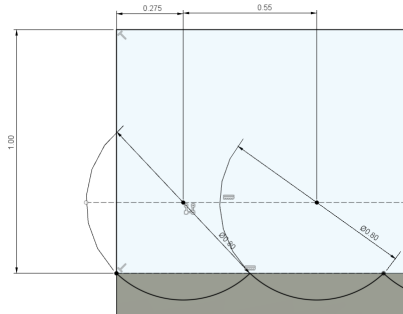
Tab. 15: Porovnání výsledků CFD analýzy, s nevhodnější hodnoty *Roughness Height* a *Roughness Constant*, a experimentu

Experiment byl navrhován pro kanálek tisknutý kovovou tiskárnou Meltio, ale kvůli nepříznivým okolnostem byl test proveden na kanálku vyrobeném na plastové 3D tiskárně, což mohlo způsobit několik vad, které ovlivnily měření.

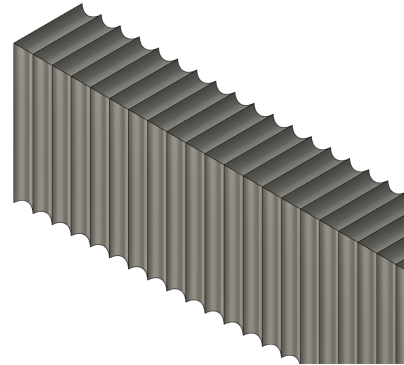
Proto bylo rozhodnuto vytvořit CAD model testovacího kanálku s vymodelovanými "vroubky" a pro tento model provést CFD analýzu. Následně byl tento model porovnán s modely, které mají definované hodnoty "*Roughness Height*" a "*Roughness Constant*".

3.9.4 Preprocessing upraveného kanálku s vroubkou

Do původního modelu byly přidány "vroubky" tak, jak je ukázáno na obrázku 36.



Obr. 36: Výkres znázorňující úpravu kanálku



Obr. 37: Upravený kanálek

Nastavení povrchové sítě pro upravený kanálek s vroubkou

CFD surface mesh control	
Min cell size	0.1 mm
Max cell size	0.5 mm
Growth Rate	1.2
Size functions	
Curvature a Proximity	Výchozí nastavení

Tab. 16: Nastavení povrchové sítě

Typy okrajových podmínek byly nastaveny stejně jako v předchozím případě, viz (3.9.1).

Poté byla vytvořena síť pomocí nástroje "Auto Mesh" s tímto nastavením:

Boundry Layer Mesh	
Grow Prisms	Scoped
First Aspect Ratio	10
Number of Layers	6
Rate	1.2
Volume Fill	
Poly	
Cell Sizing	
Geometric	
Growth Rate	1.2

Tab. 17: Nastavení Auto Mesh

Výsledná síť má tyto parametry:

Buňky	Plochy	Uzly
1319572	5688787	3229669

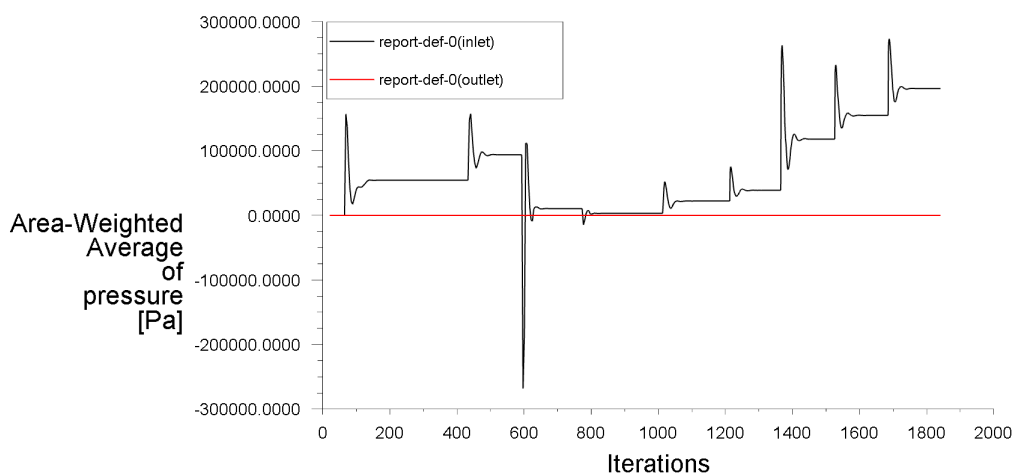
Tab. 18: Počet buněk, ploch a uzlů sítě

3.9.5 Nastavení výpočtu CFD pro upravený kanálek s vroubkou

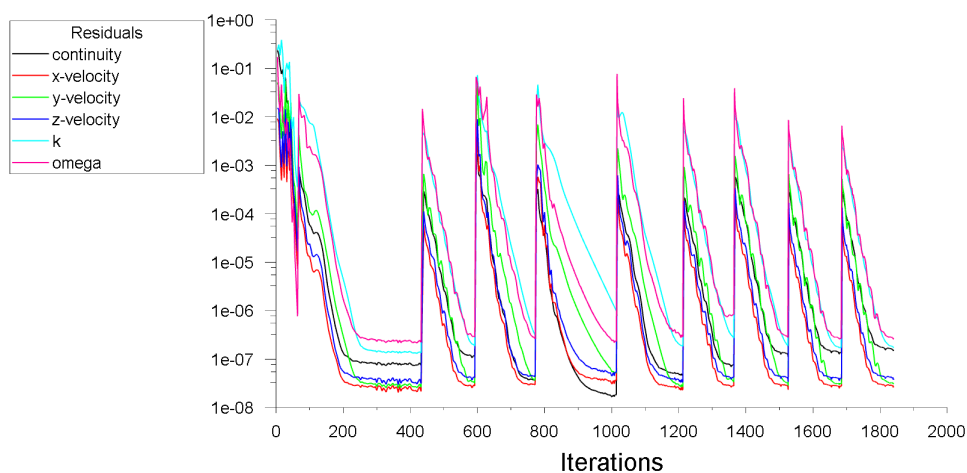
Nastavení bylo provedeno stejně jako v předchozím případě, viz (3.9.2).

3.9.6 Výpočet

Pro určení konvergence bylo sledováno ustálení stejných proměnných jako v předchozím případě, viz (3.9.3).



Graf 12: Změna diference tlaku pro různé hodnoty hmotnostního toku



Graf 13: Residua

Naměřená data byla vložena do tabulky 19 k příslušným hodnotám hmotnostních toků. Následně byl dopočítán součinitel tření.

Experiment				Kanálek s vroubkou		
Hmotností tok [kg/s]	dp [bar]	dp [Pa]	f [1]	dp [Pa]	[%]	f [1]
0.0056	0.045	4500	0.158	3179	70.64	0.112
0.0112	0.192	19200	0.168	10444	54.40	0.092
0.0168	0.405	40500	0.158	22247	54.93	0.087
0.0196	0.564	56400	0.162			
0.0224	0.73	73000	0.160	38823	53.18	0.085
0.0252	0.9	90000	0.156			
0.0266	0.99	99000	0.154	54477	55.03	0.085
0.028	1.08	108000	0.152			
0.0308	1.39	139000	0.161			
0.0336	1.65	165000	0.161			
0.035	1.84	184000	0.165	93919	51.04	0.084
0.0364	1.9	190000	0.158			
0.0378	2.08	208000	0.160			
0.0392				118142		0.085
0.0448				154808		0.085
0.0504				196390		0.085

Tab. 19: Porovnání výsledků CFD analýzy, s vymodelovanými "vroubkou", a experimentu

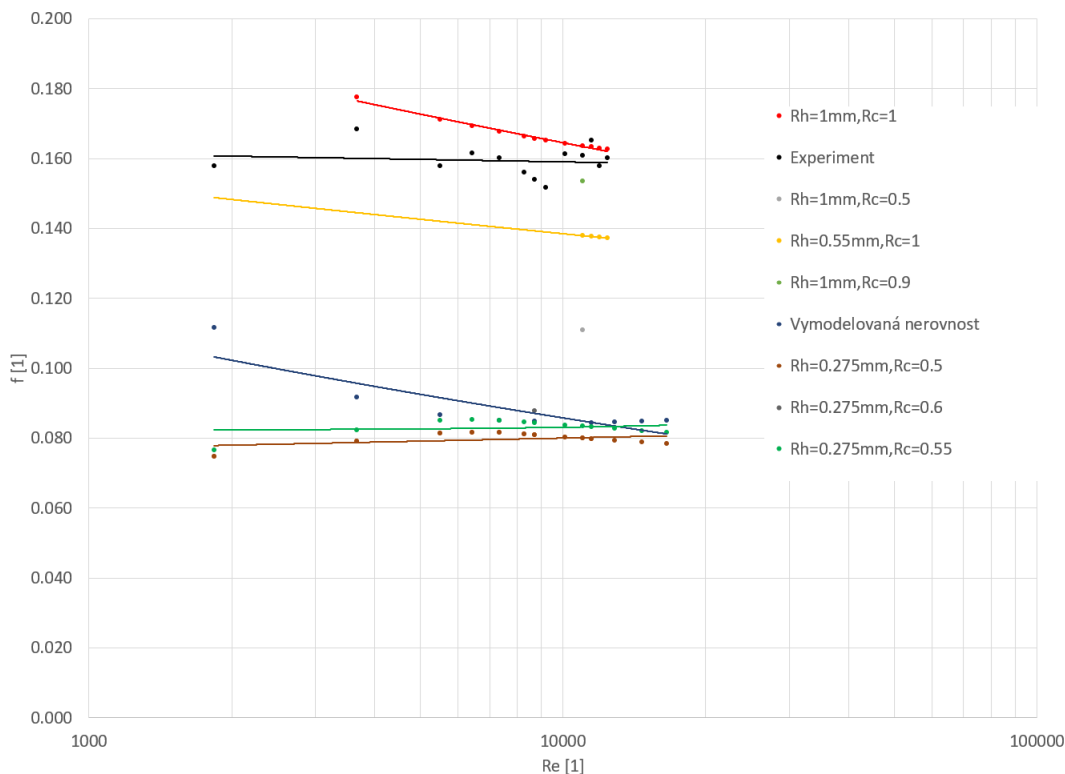
3.9.7 Vyhodnocení

Pro veškerá naměřená data byl dopočítán součinitel tření a následně byl vytvořen graf jeho závislosti na Reynoldsově čísle, viz graf 14.

Model s "vroubkou" má průměrně o 43,5 % nižší hodnoty součinitele tření než jsou hodnoty vypočtené z dat z experimentu. Zároveň jsou hodnoty průměrně vyšší o 12 % než byl prvotní odhad součinitele tření ($f = 0.075$). Modelu s "vroubkou" se nejbližší přiblížil model s nastavením *Roughness Height* = 0.275 mm a *Roughness Constant* = 0.55.

Jak bylo uvedeno dříve, viz 3.9.3, nejbližší experimentu odpovídalo nastavení *Roughness Height* = 1 mm a *Roughness Constant* = 1.

Pro tato dvě nastavení bylo rozhodnuto provést analýzu tlakové ztráty pro finální chladicí kanálek.

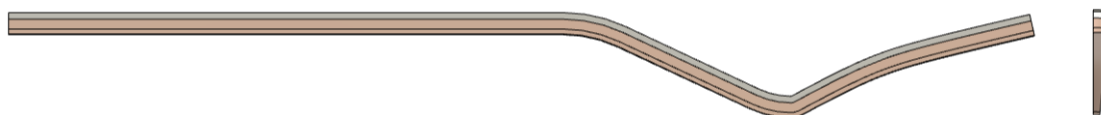


Graf 14: Porovnání výsledků CFD analýzy pro různé hodnoty Roughness Height a Roughness Constant, kanálku s vymodelovanými "vrubky" a experimentem

3.10 CFD analýza chladicího kanálku

3.10.1 Preprocessing

V první řadě byly v programu Autodesk Fusion 360 vytvořeny modely chladicího kanálku pro případy $i = 10$ a $i = 13$. Z 1D analýzy byly převzaty tloušťky vnitřní, vnější stěny a průřezy kanálku. Funkcí "loft" byl vymodelován zužující a tvar kanálku. Model určen pro CFD analýzu tvoří řez v půlce šířky kanálku a v půlce šířky žebra.



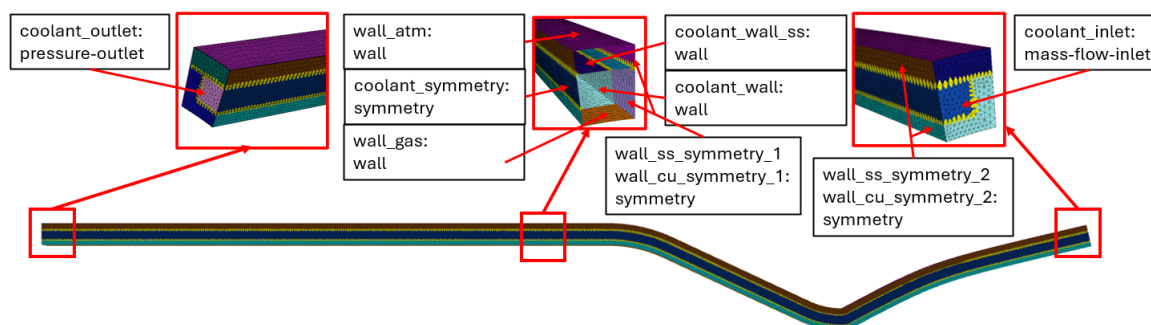
Obr. 38: Model kanálku

Připravený ".step" soubor byl nahrán do programu Ansys Fluent, kde byla nejdříve vytvořena povrchová síť.

Nastavení povrchové sítě:

Identické jako v předchozím řešení, viz (3.9.1).

Po vytvoření povrchové sítě, byly pojmenovány důležité plochy a zároveň jim byl přiřazen typ okrajové podmínky, viz obrázek 39.



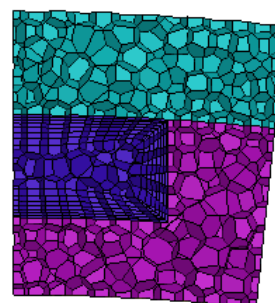
Obr. 39: Přehled typů okrajových podmínek

Následně byly vypočteny tři objemy. Dva typu solid pro vnitřní a vnější stěnu kanálku a jeden typu fluid, uvnitř kanálku.

Poté byla vytvořena síť pomocí nástroje "Auto Mesh" s tímto nastavením:

Boundry Layer Mesh	
Grow Prisms	Scoped
First Aspect Ratio	10
Number of Layers	7
Rate	1.2
Volume Fill	
Poly	
Cell Sizing	
Geometric	
Growth Rate	1.2

Tab. 20: Nastavení Auto Mesh



Obr. 40: Řez sítí

Výsledná síť má tyto parametry:

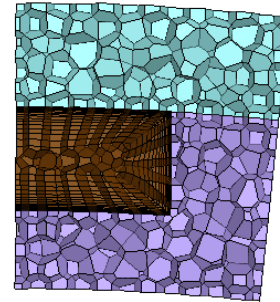
Buňky	Plochy	Uzly
269657	1406479	976731

Tab. 21: Počet buněk, ploch a uzlů sítě

K ověření dostatečnosti sítě byla provedena citlivostní analýza. Pro její účely byla vytvořena další "ověřovací" síť s vyšším počtem buněk a prismatických vrstev s tímto nastavením:

Boundry Layer Mesh	
Grow Prisms	Scoped
First Aspect Ratio	20
Number of Layers	15
Rate	1.2
Volume Fill	
Poly	
Cell Sizing	
Geometric	
Growth Rate	1.2

Tab. 22: Nastavení Auto Mesh



Obr. 41: Řez sítí

Výsledná síť má tyto parametry:

Buňky	Plochy	Uzly
330440	1516853	932953

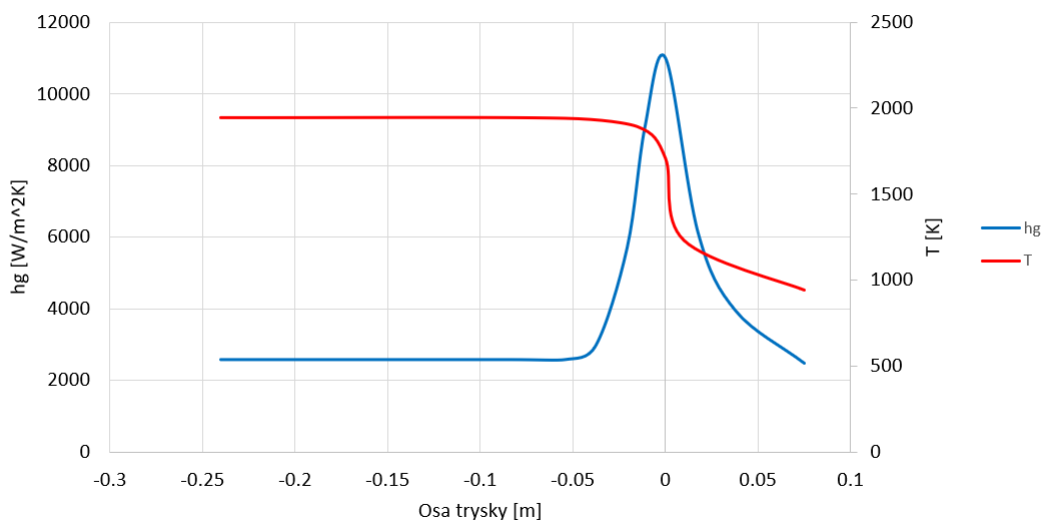
Tab. 23: Počet buněk, ploch a uzlů ověřovací sítě

3.10.2 Nastavení výpočtu CFD

- Řešič:
 - Pressure based, Steady time (stacionární výpočty)
 - Pressure-Based, Transient time (nestacionární výpočty)
- Model:
 - SST k-omega , energy equation
- Materiály:
 - SS 316l a ethyl-alcohol- liquid z GRANTA MDS Database (upraveny podle dat z tabulek 1 a 2)
- Metody:
 - Schéma Coupled, Druhý řád Upwind
- Controls:
 - Výchozí dle programu Fluent
- Inicializace:
 - Hybridní

Okrajové podmínky

- Mass flow inlet (coolant_inlet):
 - Hmotnostní tok: Pro $i = 10$ - $\dot{m} = 0.01435 \text{ kg/s}$ a pro $i = 13$ - $\dot{m} = 0.02155 \text{ kg/s}$
 - Teplota: 300 K
- Pressure outlet (coolant_outlet):
 - Výchozí nastavení
- Wall (wall_gas):
 - Thermal Conditions - Convection
 - * Free Stream Temperature: Určený profilem, viz graf 15
 - * Heat Transfer Coefficient: Určený profilem, viz graf 15
- Wall (wall_atm):
 - External Emissivity: 0.28
- Wall (coolant_wall):
 - Roughness Height - Výchozí, 0.275 a 1 mm
 - Roughness Constant - Výchozí, 0.55 a 1
- Symmetry:
 - Výchozí nastavení: nulová hodnota normálové složky rychlosti a nulové gradienty všech veličin po celé ploše



Graf 15: Profil teploty a součinitele přestupu tepla vysokoteplotního plynu podél osy trysky

3.10.3 Výpočet

Nejprve byla provedena citlivostní analýza dvou sítí s odlišným počtem buněk, při níž byly porovnány výsledky teplot, viz tabulka 24. Byly použity okrajové podmínky pro případ $i = 10$.

Cells	Faces	Nodes	Cells	Faces	Nodes
269657	1406479	984123	406989	1900741	1184384
Area-Weighted Average [K]		Area-Weighted Average [K]		[%]	
coolant_outlet		402	coolant_outlet	401	100.24
coolant_wall		690	coolant_wall	695	99.28
wall_atm		508	wall_atm	510	99.67
wall_gas		1016	wall_gas	1020	99.60
Facet Maximum [K]		Facet Maximum [K]		[%]	
coolant_wall		896	coolant_wall	895	100.10
wall_atm		644	wall_atm	645	99.86
wall_gas		1313	wall_gas	1312	100.12

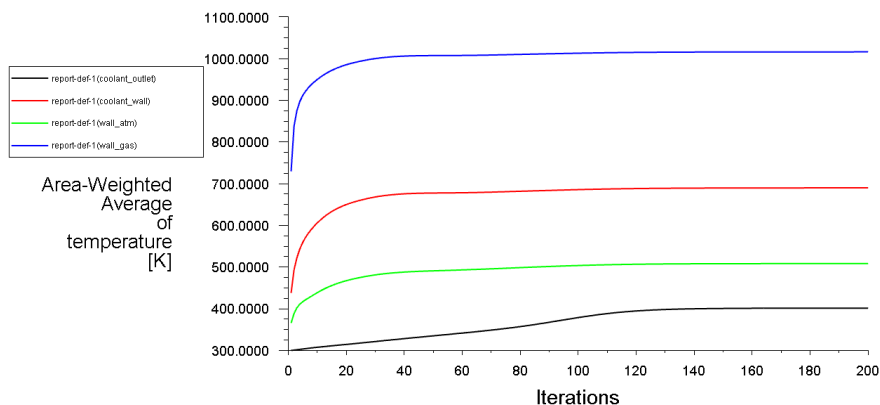
Tab. 24: Citlivostní analýza

Rozdíl sledovaných hodnot mezi dvěma porovnávanými sítěmi je méně než jedno procento a proto lze síť označit za dostatečnou.

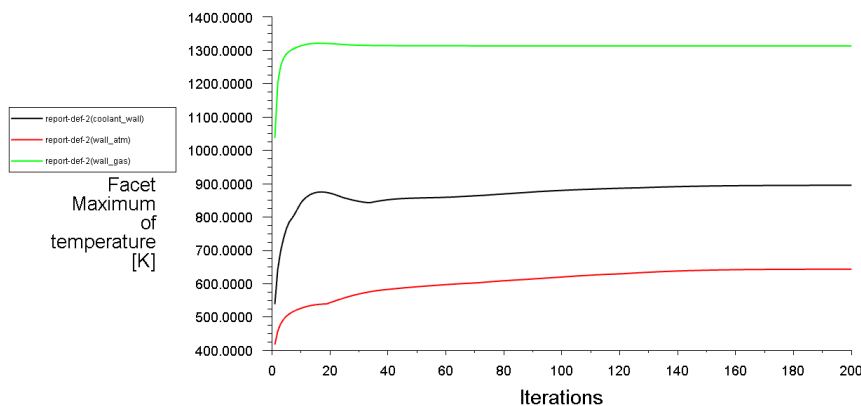
Po ověření citlivosti sítě byla provedena teplotní analýza případů $i = 10$ a $i = 13$. Byla zkoumána průměrná teplota na vnitřní a vnější straně trysky, průměrná teplota na povrchu kanálku a také průměrná teplota na výstupu kanálku. Souběžně byly vyhodnoceny maximální teploty na těchto plochách a rychlost toku chladicí kapaliny. V tomto výpočtu nebyla uvažována

drsnost kanálku, neboť nastavení hodnot *Roughness Height* a *Roughness Constant* by zásadně ovlivnilo hodnotu y^+ a tím by se zlepšil výpočet prostupu tepla. Hodnoty *Roughness Height* a *Roughness Constant* byly využity až pro určení tlakové ztráty.

Teplotní analýza případu $i = 10$



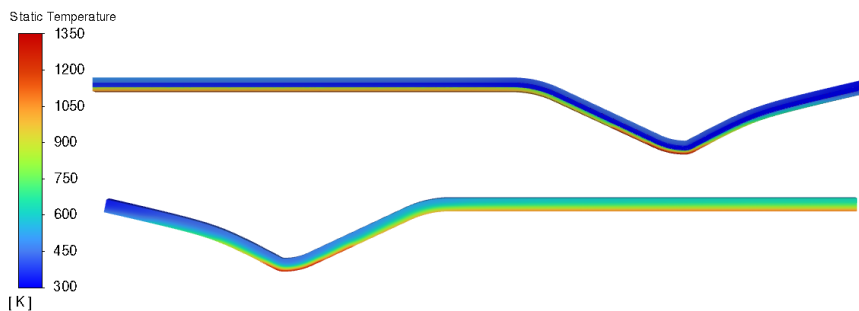
Graf 16: Průměrná teplota na analyzovaných plochách



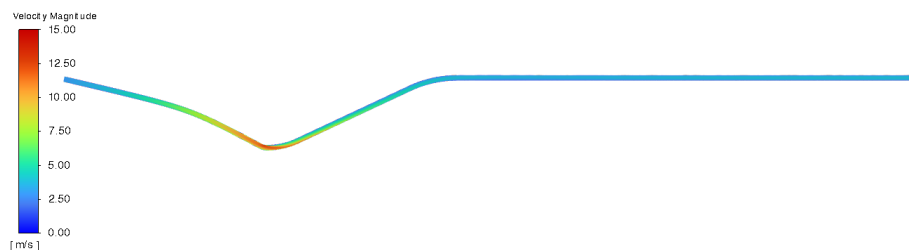
Graf 17: Maximální teplota na analyzovaných plochách

Průměrné a maximální teploty jsou zapsány v tabulce 24.

V rámci teplotní analýzy byla také vyhotovena kontura teplotního a rychlostního pole, viz obrázky 42 a 43.



Obr. 42: Teplotní pole



Obr. 43: Rychlostní pole

Teplotní analýza případu $i = 13$

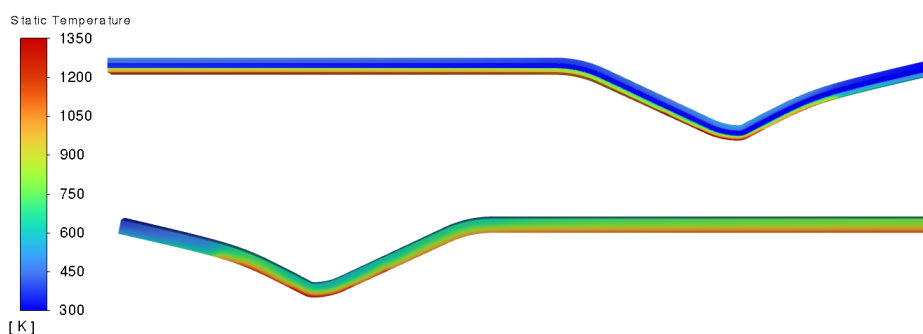
Pro případ $i = 13$ byla připravena nová síť se stejným nastavením, jaké bylo použito u předchozího případu. Výsledné hodnoty jsou uvedené v tabulkách 25 a 26. Na obrázku 44 je znázorněno teplotní pole.

Area-Weighted Average [K]	
coolant_outlet	398
coolant_wall	728
wall_atm	556
wall_gas	1048

Tab. 25: Průměrné teploty na zkoumaných plochách

Facet Maximum [K]	
coolant_wall	951
wall_atm	775
wall_gas	1367

Tab. 26: Maximální teploty na zkoumaných plochách



Obr. 44: Teplotní pole

3.10.4 Vyhodnocení

V tabulkách 27 a 28 jsou porovnány teploty CFD a 1D analýzy. Maximální rozdíl teplot je na vnějším povrchu trysky u případu $i = 10$. Teplota vyhodnocena pomocí CFD analýzy je o 50 % vyšší. Výsledky na nejvíce kritické ploše, tedy na vnitřní straně trysky, se liší maximálně o 5.6 %.

Ani v jednom z případů nebyla překročena teplota tání materiálu, zároveň v obou případech byla překročena maximální doporučená servisní teplota na vnitřní straně trysky. Jelikož jako nosná část trysky byla uvažována vnější stěna, lze říci, že tryska i při opakovaném zážehu

Facet Maximum [K]		1D analýza [K]		[%]
coolant_wall	896	T_c,b_max	618	144.9
wall_atm	644	T_r,o_max	425	151.5
wall_gas	1313	T_c,hg_max	1290	101.8

Tab. 27: Porovnání CFD a 1D analýzy případu $i = 10$

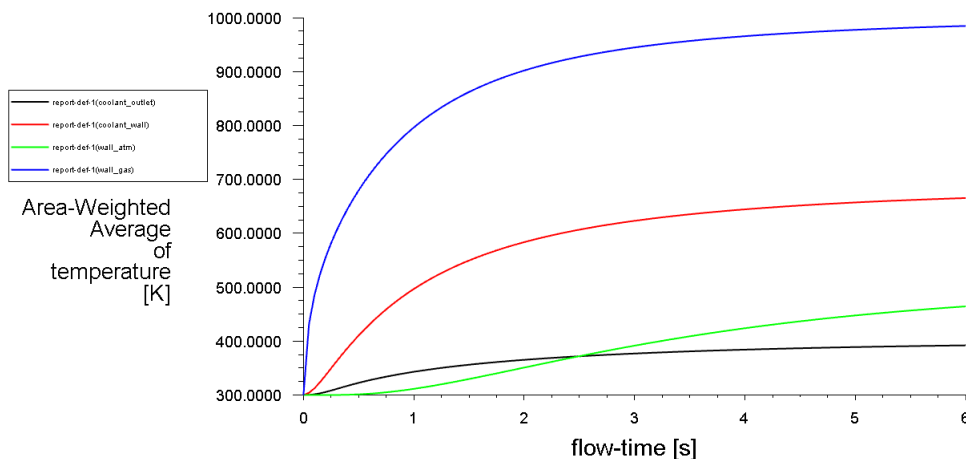
Facet Maximum [K]		1D analýza [K]		[%]
coolant_wall	951	T_c,b_max	622	153.0
wall_atm	775	T_r,o_max	513	151.0
wall_gas	1367	T_c,hg_max	1295	105.6

Tab. 28: Porovnání CFD a 1D analýzy případu $i = 13$

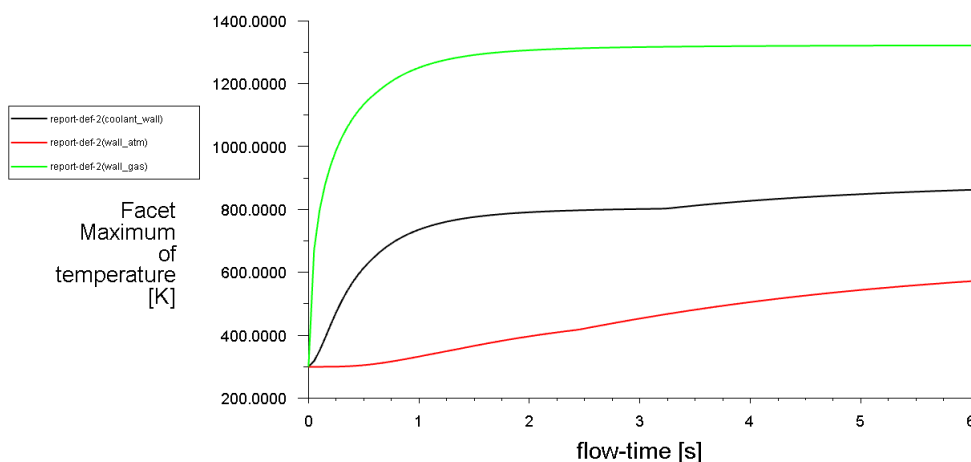
neselže. Pro další analýzu byl vybrán případ $i = 10$, protože průměrná teplota chladicí kapaliny na výstupu byla nižší a je tedy nižší riziko přechodu ethanolu do plynného skupenství.

3.10.5 Nestacionární výpočet

Pro simulaci reálného chodu raketového motoru byla provedena nestacionární simulace pro případ $i = 10$ s časovým krokem $time\ step = 0,1\ s$. Průběh průměrných a maximálních teplot na zkoumaných plochách po dobu zážehu je vykreslen v grafech 18 a 17.



Graf 18: Průběh průměrných teplot na analyzovaných plochách po dobu zážehu



Graf 19: Průběh maximálních teplot na analyzovaných plochách po dobu zážehu

Hodnoty průměrných a maximálních teplot dosažených na konci zážehu jsou vypsány do tabulek 35 a 36.

Area-Weighted Average [K]	
coolant_outlet	392
coolant_wall	666
wall_atm	465
wall_gas	985

Tab. 29: Průměrné teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu

Facet Maximum [K]	
coolant_wall	863
wall_atm	572
wall_gas	1312

Tab. 30: Maximální teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu

3.10.6 Tlaková ztráta v chladicím kanálku

Tlaková ztráta v kanálku byla simulována pro dvě nastavení drsnosti stěny, které vycházejí z předchozí analýzy, viz 3.9.7:

- *Roughness Height* = 0.275 mm, *Roughness Constant* = 0.55
- *Roughness Height* = 1 mm, *Roughness Constant* = 1

V tabulce 31 byly zaznamenány výsledky.

Rh = 0.275 mm, Rc = 0.55		Rh = 1 mm, Rc = 1	
Area-Weighted Average [Pa]		Area-Weighted Average [Pa]	
dp [Pa]	97 812	dp [Pa]	191 788
dp [bar]	0.98	dp [bar]	1.92

Tab. 31: Tlaková ztráta v chladicím kanálku

Následně bylo provedeno porovnání s analytickým výpočtem, viz tabulka 32.

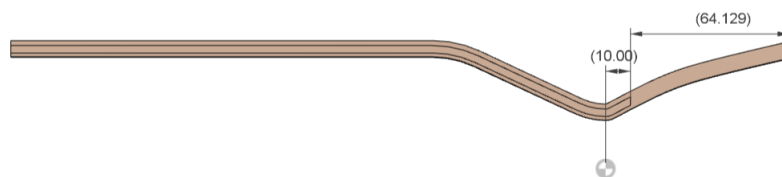
	Rh = 0.275 mm, Rc = 0.55	Rh = 1 mm, Rc = 1
Výpočet	0.62	1.31
Simulace	0.98	1.92
[%]	159	146

Tab. 32: Celková tlaková ztráta

Z teplotního pole 42 je patrné, že nárok na chlazení je ke konci trysky (divergentní část) nižší. Z toho důvodu bylo navrženo přesunout vstup chladicí kapaliny blíže hrdlu. Zkrácením délky kanálku by měla klesnout celková tlaková ztráta.

3.10.7 Analýza optimalizovaného kanálku

Vstup chladicí kapaliny byl posunut 10 mm za hrdlo, tedy celková délka kanálku se zkrátila přibližně o 64 mm, viz obrázek 46.



Obr. 45: Schéma posunutí vstupu kanálku

Sít' byla připravena obdobně jako pro původní chladicí kanálek.

Teplotní analýza

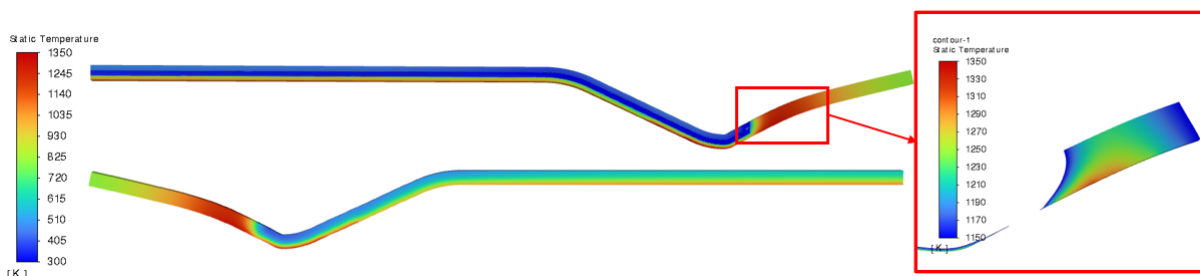
Nejdříve byl proveden stacionární výpočet, který má ověřit vliv zkrácení kanálku na teploty ke konci trysky.

Area-Weighted Average [K]	
coolant_outlet	390
coolant_wall	627
wall_atm	611
wall_gas	1064

Tab. 33: Průměrné teploty na zkoumaných plochách - optimalizovaný kanálek

Facet Maximum [K]	
coolant_wall	894
wall_atm	1227
wall_gas	1313

Tab. 34: Maximální teploty na zkoumaných plochách - optimalizovaný kanálek



Obr. 46: Teplotní pole - optimalizovaný kanálek

Z teplotního pole na obrázku 46 je patrné, že v oblasti za vstupem kanálku dochází k výraznému nárůstu teploty. Celá zvýrazněná část přesahuje servisní teplotu nerezové oceli ss 316l. Pro ověření teplot během zážehu byl proveden nestacionární výpočet. Výsledky jsou uvedeny v tabulkách 35 a 36.

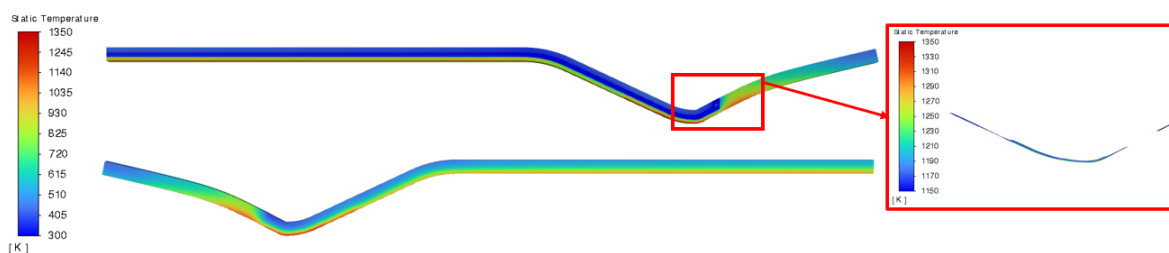
Na obrázku 47 je znázorněné pole nestacionárního výpočtu. Během zážehu dosáhne servisní teploty pouze úzká část vnitřku trysky. Na základě této analýzy je předpokládáno, že během zážehu je z pevnostního hlediska tryska dostatečně chlazená.

Area-Weighted Average [K]	
coolant_outlet	384
coolant_wall	603
wall_atm	501
wall_gas	1008

Tab. 35: Průměrné teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu - optimalizovaný kanálek

Facet Maximum [K]	
coolant_wall	866
wall_atm	813
wall_gas	1307

Tab. 36: Maximální teploty na zkoumaných plochách na konci zážehu - optimalizovaný kanálek



Obr. 47: Teplotní pole nestacionárního výpočtu - optimalizovaný kanálek

Analýza tlakové ztráty

Dále byl proveden nový výpočet tlakové ztráty pro kratší kanálek.

Rh = 0.275 mm, Rc = 0.55		Rh = 1 mm, Rc = 1	
Area-Weighted Average [Pa]		Area-Weighted Average [Pa]	
dp [Pa]	70 033	dp [Pa]	129 577
dp [bar]	0.70	dp [bar]	1.30

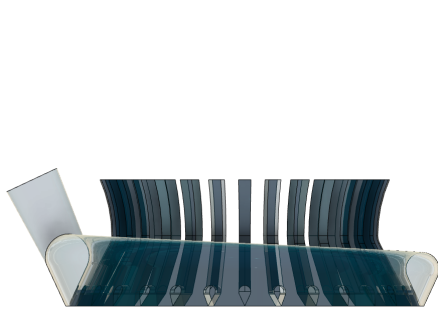
Tab. 37: Tlaková ztráta v optimalizovaném kanálku

Tlaková ztráta pro nastavení *Roughness Height* = 1 mm a *Roughness Constant* = 1 je po optimalizaci 32,5 procent nižší než v předchozí verzi. S nastavením *Roughness Height* = 0.275 mm a *Roughness Constant* = 0.55 bylo dosaženo snížení tlakové ztráty o 28.5 procent.

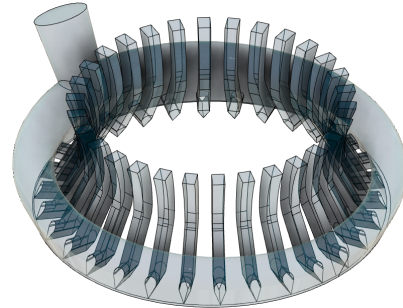
3.11 CFD analýza rozvodu paliva

V této části byl řešen rozvod paliva do jednotlivých kanálků a jeho efektivita.

Nejdříve byl vytvořen model, který respektuje návrhová omezení a pomocí zúžení naproti přívodu paliva optimalizuje distribuci paliva do jednotlivých kanálků, viz obrázky 48 a 49.

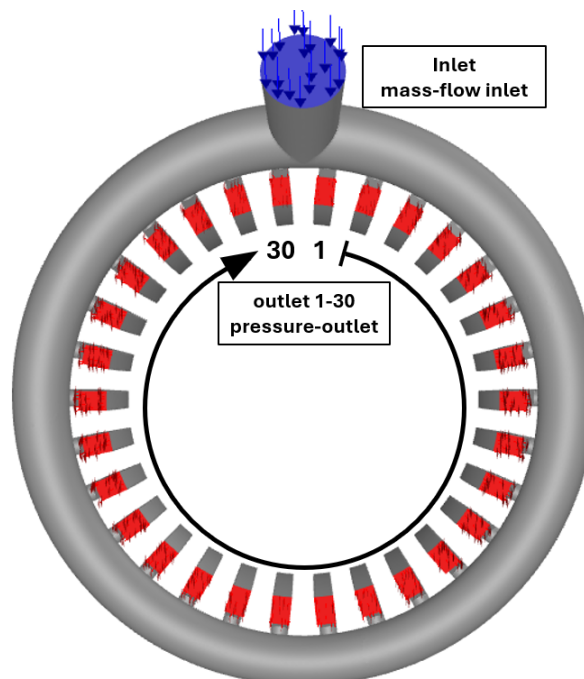


Obr. 48: Model znázorňující vnitřní objem paliva



Obr. 49: Model znázorňující vnitřní objem paliva

Dále byla vytvořena síť s použitím stejného nastavení jako v předchozí analýze 3.9.1. Vstup a výstupy paliva byly pojmenovány a byly jim přiřazeny typ okrajové podmínky tak jak je znázorněno na obrázku 50.



Obr. 50: Označení vstupu a výstupu rozvodu

Výsledné hmotnostní toky do jednotlivých kanálků jsou zapsány v tabulce 39, v tabulce je také znázorněno kolik procent optimálního hmotnostního toku vstupuje do kanálku. Optimální hodnota je $\dot{m} = 0.02874 \text{ kg/s}$. Barevně, podle tabulky 38, je pak odlišen procentuální rozdíl.

0-10%	11-20%	21-30%	>30%
-------	--------	--------	------

Tab. 38: Barevné odlišení procentuálního rozdílu

i	Rh = 0.275 mm, Rc = 0.55		Rh = 1 mm, Rc = 1	
	[kg/s]	[%]	[kg/s]	[%]
outlet_1	0.0429	149	0.0423	147
outlet_2	0.0248	86	0.0265	92
outlet_3	0.0214	75	0.0234	81
outlet_4	0.0234	81	0.0239	83
outlet_5	0.0241	84	0.0246	85
outlet_6	0.0253	88	0.0256	89
outlet_7	0.0262	91	0.0262	91
outlet_8	0.0268	93	0.0268	93
outlet_9	0.0276	96	0.0278	97
outlet_10	0.0290	101	0.0289	101
outlet_11	0.0307	107	0.0299	104
outlet_12	0.0321	112	0.0304	106
outlet_13	0.0316	110	0.0309	108
outlet_14	0.0318	111	0.0314	109
outlet_15	0.0333	116	0.0325	113
outlet_16	0.0332	116	0.0325	113
outlet_17	0.0318	111	0.0314	109
outlet_18	0.0317	110	0.0309	108
outlet_19	0.0321	112	0.0304	106
outlet_20	0.0306	107	0.0299	104
outlet_21	0.0289	101	0.0288	100
outlet_22	0.0276	96	0.0278	97
outlet_23	0.0267	93	0.0268	93
outlet_24	0.0262	91	0.0262	91
outlet_25	0.0252	88	0.0256	89
outlet_26	0.0241	84	0.0246	85
outlet_27	0.0233	81	0.0239	83
outlet_28	0.0216	75	0.0233	81
outlet_29	0.0248	86	0.0264	92
outlet_30	0.0429	149	0.0421	147

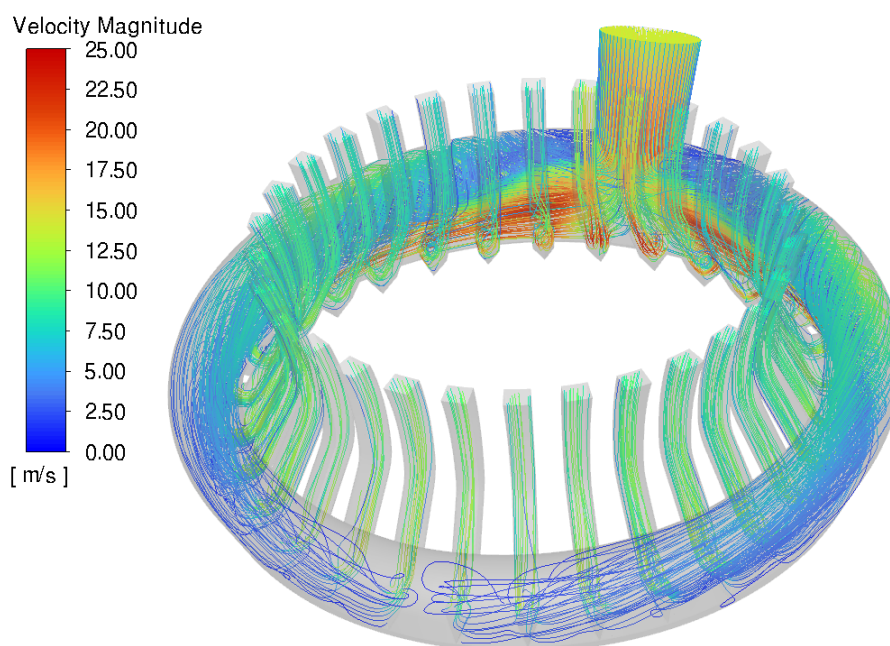
Tab. 39: Hmotnostní toky do jednotlivých kanálků

Rh = 0.275 mm, Rc = 0.55		Rh = 1 mm, Rc = 1	
Area-Weighted Average [Pa]		Area-Weighted Average [Pa]	
dp	169599	dp	210001
dp [bar]	1.70	dp [bar]	2.10

Tab. 40: Tlaková ztráta v rozvodu paliva

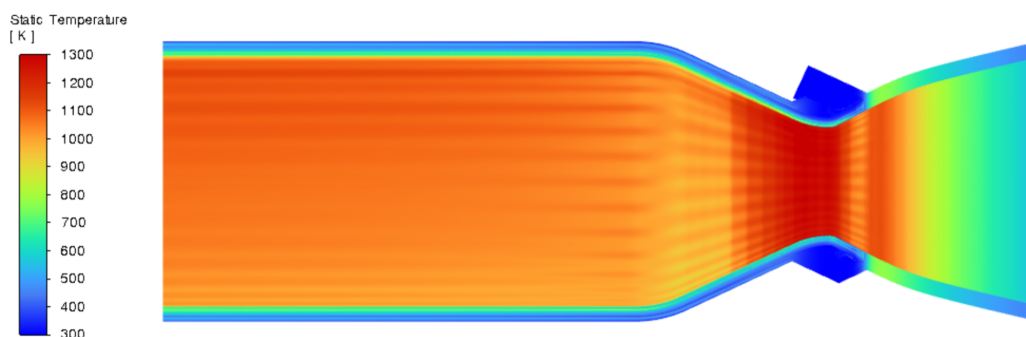
Tlaková ztráta v rozvodu je uvedena v tabulce 40.

Z výsledků je patrné, že k největšímu rozdílu v hmotnostního toku dochází přímo na vstupu, kdy je v kanálcích 1 a 30 až o 50 % větší hmotnostní tok než je optimální hodnota. U kanálků 2 až 6 a 29 až 25 je naopak hmotnostní tok menší o 11-25 %. To je způsobené primárně urychlením rychlosti proudění, viz obrázek 51. Na opačné straně, než je vstup paliva, hmotností toky opět překračují optimální hodnotu, to je způsobeno propojení dvou toků z levé a pravé strany. V analýze s vyšší drsností je distribuce paliva více rovnoměrná.

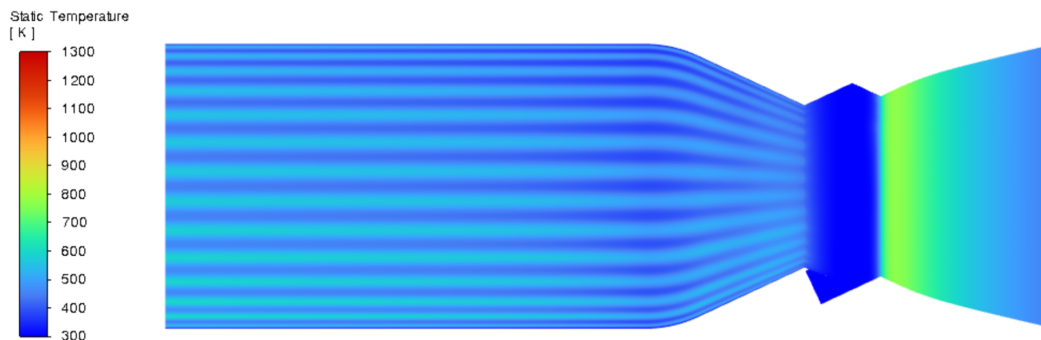


Obr. 51: Proudnice zachycující proudění paliva v rozvodu paliva

Aby byl zachycen vliv změny hmotnostních toků v jednotlivých kanálcích na schopnost chlazení, byla provedena simulace symetrické půlky trysky po dobu chodu motoru, viz obrázek 52 a 53.



Obr. 52: Teplotní pole na vnitřku trysky



Obr. 53: Teplotní pole na vnějšku trysky

Maximální a průměrné teploty na zkoumaných plochách jsou vypsány v tabulce 41 a 42.

Area-Weighted Average [K]	
coolant_wall	589
wall_atm	489
wall_gas	1007

Tab. 41: Průměrné teploty na zkoumaných plochách - symetrická půlka trysky

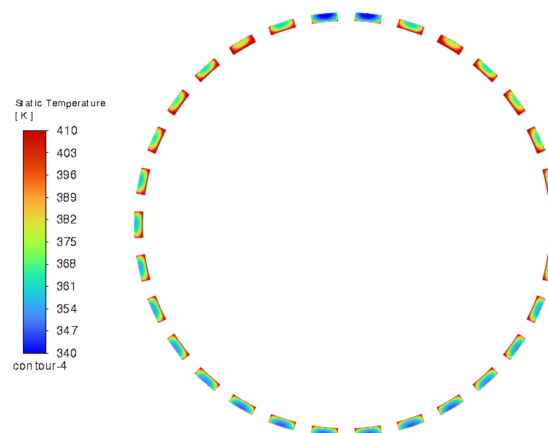
Facet Maximum [K]	
coolant_wall	942
wall_atm	777
wall_gas	1330

Tab. 42: Maximální teploty na zkoumaných plochách - symetrická půlka trysky

Největší nejistotou pak byla výsledná teplota paliva na výstupu z kanálků. Teploty pro jednotlivé kanálky jsou zapsány v tabulce 43 a teplotní pole je znázorněno na obrázku 44.

Výstup	[K]
outlet 1	358
outlet 2	396
outlet 3	417
outlet 4	401
outlet 5	404
outlet 6	400
outlet 7	393
outlet 8	389
outlet 9	387
outlet 10	384
outlet 11	381
outlet 12	378
outlet 13	373
outlet 14	372
outlet 15	370
Průměrná teplota	387

Tab. 43: Teplotní pole na výstupech z kanálků



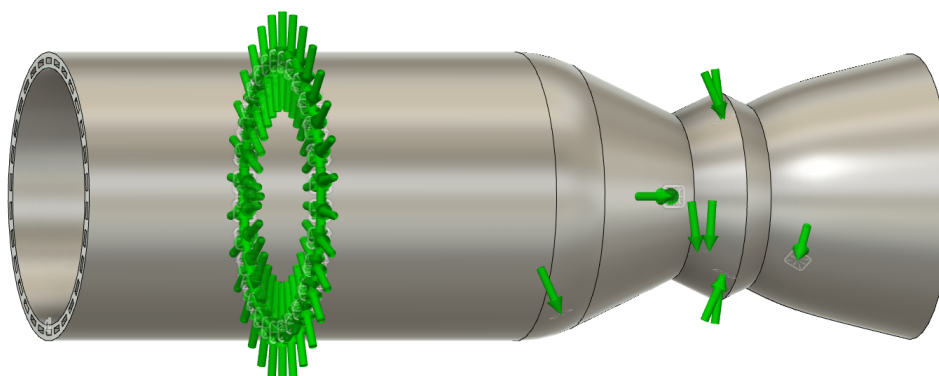
Tab. 44: Teplotní pole na výstupu kanálků

Nejvyšší teploty paliva je dosaženo v kanálku 3 a 28, který je symetrický podle osy řezu. Tato teplota je nižší než je teplota varu ethanolu při očekávaném tlaku v kanálcích. Z tohoto

hlediska je návrh bezpečný.

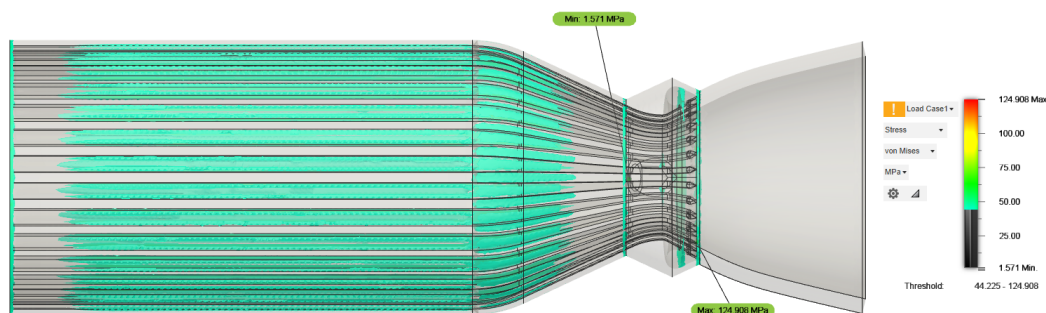
3.12 MKP pevnostní analýza

Jelikož předchozí analytický výpočet nebere v potaz tlak v kanálcích a vliv vnitřní stěny a žeber, byla provedena pevnostní simulace v programu Autodesk Fusion 360. Rozložení zatížení je znázorněno na obrázku 54.



Obr. 54: Rozložení zatížení

Výsledná napětí přesahující 45 MPa jsou zvýrazněna na obrázku 55.

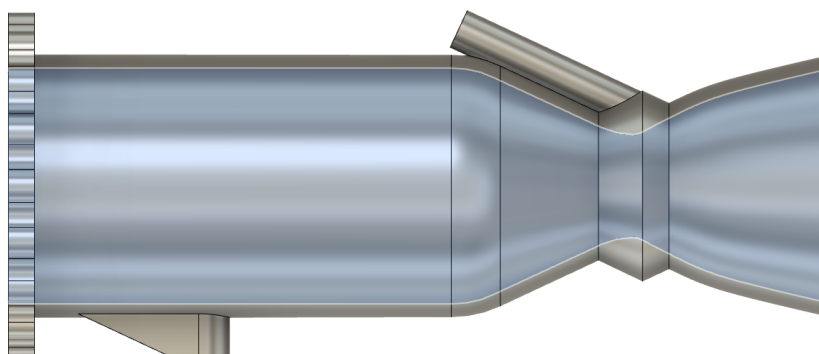


Obr. 55: MKP analýza

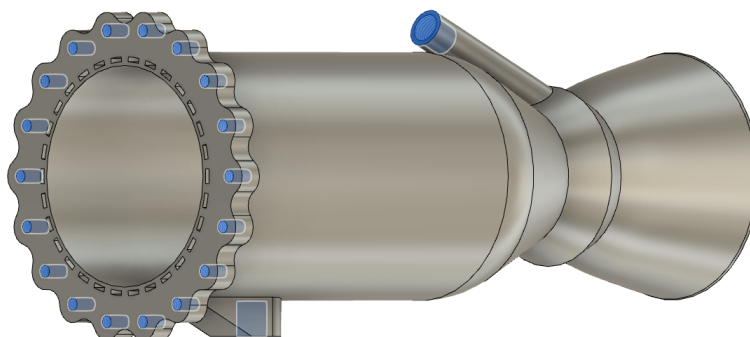
Největší napětí kolem 50 MPa je koncentrováno na vnitřních stranách kanálků a extrému 125 MPa je dosaženo ve špičce kapkovitého tvaru rozvodu paliva. Jelikož omezení výroby definuje minimální tloušťky stěn, je návrh velice předimenzován. Bezpečnost koeficient pro hodnoty napětí v kritickém místě vychází $k = 3$. Lze ale předpokládat, že napětí ve špičce rozvodu paliva bude ve skutečnosti menší, protože v reálné trysce nebude takto ostrá hrana, která by koncertovala napětí. Pro hodnotu napětí na stěně v kanálců je pak bezpečnostní koeficient kolem hodnoty $k = 7$.

3.13 Finální úprava tištěné trysky

Po převzetí vytištěné trysky bude potřeba provést několik úprav, které jsou znázorněny na obrázcích 56 a 57. Nejdříve bude oddělen materiál na kterém tisk započal a tiskové podpěry vedoucí k vstupu do rozvodu paliva. Poté bude obrobena Vnitřní plocha trysky na CNC soustruhu. Další úpravou bude řezání závitů M6, které budou sloužit k propojení injektoru a trysky. Na závěr budou předvrtány díry pro závit G1/4 na vstupu do rozvodu a v místě umístění tlakového senzoru. Po vyvrtání děr bude vyřezán příslušný závit.



Obr. 56: Schéma obráběných ploch - vnitřní stěna

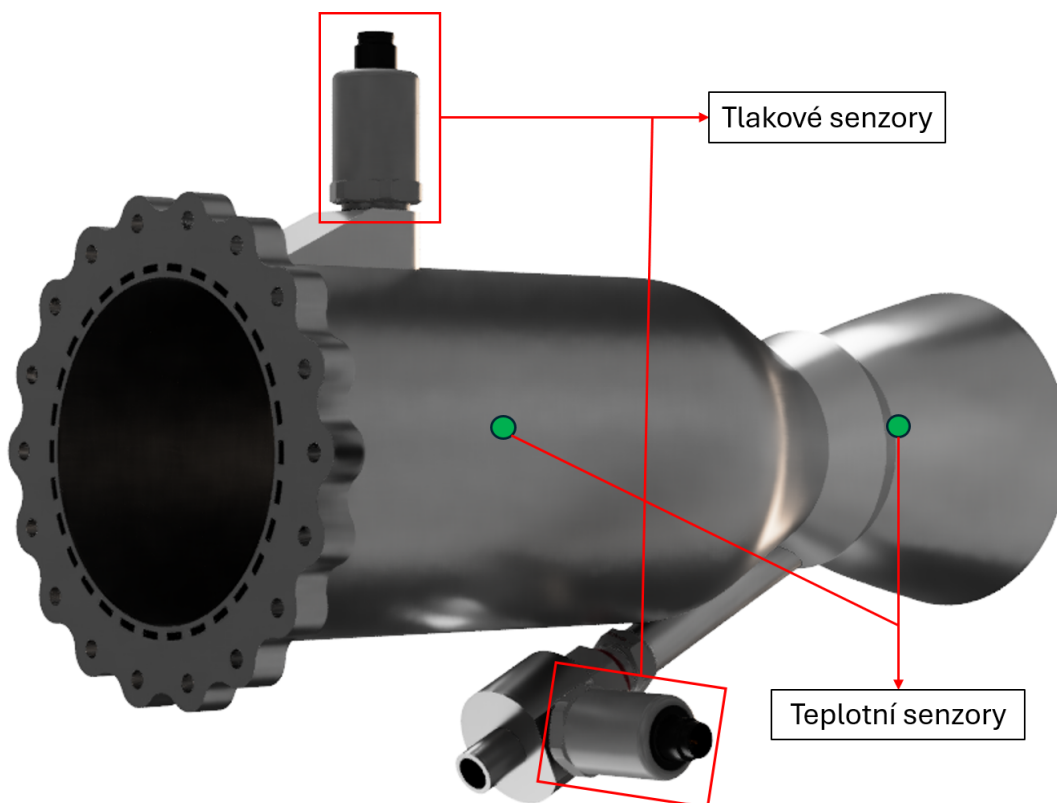


Obr. 57: Schéma obráběných ploch - závit

Finální hmotnost obrobenej součásti je $m = 3\,835\text{ g}$

3.14 Rozmístění senzorů během testování

Během "cold-flow" testu se bude na vyznačených místech, viz obrázek 58, odebírat statický tlak a následně při "hot-fire" testu se bude snímat teplota na povrchu spalovací komory a v místě s maximální simulovanou teplotou, viz obrázek 58. První tlakový senzor AP027 s rozsahem 0 až 100 barů a analogový výstup (4...20 mA) je umístěn na přípravku na vstupu paliva. Rozdíl tlaku na tomto senzoru a na senzoru umístěném v injektoru určuje tlakovou ztrátu v kanálcích a v rozvodu paliva. Stejný senzor napojený skrz malý otvor mezi kanálky měří tlak ve spalovací komoře. Jako teplotní senzory budou použity PT100 nebo PT1000.



Obr. 58: Rozmístění senzorů

4 Závěr

Hlavním cílem této práce bylo provést návrh trysky a jejího chlazení pro budoucí kapalinový motor studentské týmu CTU Space Research. Návrh měl respektovat omezení a pravidla soutěže EuRoc a zároveň možnosti týmu.

Rešeršní část této práce se věnuje úvodu do tematiky návrhu raketové trysky a jejího chlazení. V práci byly zmíněny různé metody chlazení a jejich výhody a nevýhody.

Rovněž byla provedena rešerše způsobu výroby trysky s regenerativním chlazením a návrhová omezení zaměřená na metodu wLMD.

V praktické části byl na základě trade-off analýzy vybrán ethanol jako vhodné palivo pro navrhovaný kapalinový motor. Byly definovány jeho vlastnosti a následně byl určen poměr okysličovačla ku palivu s ohledem na maximální teploty ve spalovací komoře. Pomocí programu CEA byly definovány hodnoty veličin potřebných k návrhu rozměru trysky.

Po definování hlavní geometrie trysky, byl vytvořen 1D model přestupu tepla, který byl využit při optimalizaci rozměru kanálků. Pro zpřesnění předpovědi teplot na zkoumaných plochách, byl využit model, který počítá s vlivem žebra. Pomocí těchto výpočtů byl zúžen výběr na dva případy ($i = 10$ a $i = 13$). Jelikož byla při výpočtu použita odhadnutá hodnota součinitele tření byl navrhnout experiment, který měl za cíl tuto hodnotu zpřesnit.

V laboratoři na ústavu tekutin byl proveden navrhovaný experiment a s novými daty byly přepočteny hodnoty pro vybrané případy $i = 10$ a $i = 13$.

Následovala optimalizace okrajových podmínek v CFD programu Ansys Fluent. Nejvíce se experimentu přiblížily hodnoty *Roughness Height* = 1 mm a *Roughness Constant* = 1, které se zdály být až příliš extrémní. Jelikož panovalo podezření, že hodnoty z experimentu nejsou dostatečně přesné, převážně kvůli provedení testovacího kanálku, bylo rozhodnuto vytvořit a simulovat model s vroubky. Pro tento model se nejvíce přiblížily hodnoty *Roughness Height* = 0.275 mm a *Roughness Constant* = 0.5. Dále bylo rozhodnuto počítat tlakové ztráty pro obě nastavení a po testech reálné trysky vyhodnotit jaká metoda je přesnější.

Poté se přešlo k vytvoření modelu kanálku, který respektoval geometrii trysky, a jeho teplotní analýze. Z analýzy vyšel jako lepší případ $i = 10$, primárně kvůli nižší hodnotě průměrné teploty paliva na výstupu z kanálku. Poněvadž rozložení teploty není podél osy trysky stejné a její hodnota se ke konci trysky snižuje, byl proveden návrh, kde je vstup do kanálků posunut blíže hrdlu. Následná analýza potvrdila, že je tryska stále bezpečně chlazená a že posun měl vliv na snížení tlakové ztráty.

Pro navržený a ověřený kanálek byl připraven rozvod paliva. V CFD analýze rozvodu paliva byla řešena tlaková ztráta a hmotnostní tok do jednotlivých kanálků.

Po simulacích jednotlivých částí byla provedena simulace symetrické půlky trysky, která měla ověřit vliv změny hmotnostních toků v jednotlivých kanálcích na schopnost chlazení trysky. I s různými průtoky v jednotlivých kanálcích je tryska během 6s chodu motoru dostatečně chlazená a teplota na výstupu kanálku nikdy nepřekročí kritickou teplotu ethanolu.

V práci byl také proveden analytický pevnostní výpočet pro zjednodušený model otevřené tlustostěnné nádoby s vnitřním přetlakem. Jelikož zvolená metoda tisku předepisuje přísná omezení, je návrh z pevnostního hlediska předimenzovaný. Ke konci práce byla také provedena základní MKP analýza, která brala v potaz i vliv vnitřního přetlaku v kanálcích a vliv vnitřní stěny a žeber.

Na závěr byl určen typ senzorů a jejich polohy a napojení pro budoucí testování.

Navazující činnost

Pokud by se v návrhu dále pokračovalo, je doporučeno zaměřit se na snížení hmotnosti. Konkrétně v divergentní části trysky je prostor pro optimalizaci.

Nicméně ke konci této práce byla navázaná spolupráce s již zmíněnou firmou Beneš a Lát a. s., která nám přislíbila tisk trysky na tiskárně EOS M290. Protože tato tiskárna umožňuje tisknout složitější geometrie a stěny o menších tloušťkách, je vhodnější pro návrh trysky. Proto je doporučeno upravit model pro technologii DMLS tiskárny EOS M290. Dále je uvažováno o navázání spolupráce s firmou CARDAM s.r.o., která by autorovi při dalším návrhu pomohla s topografickou optimalizací tisku.

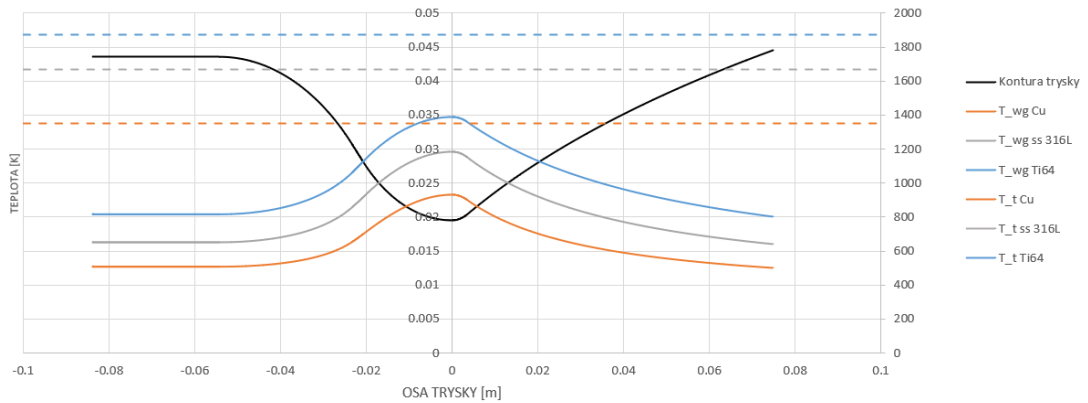
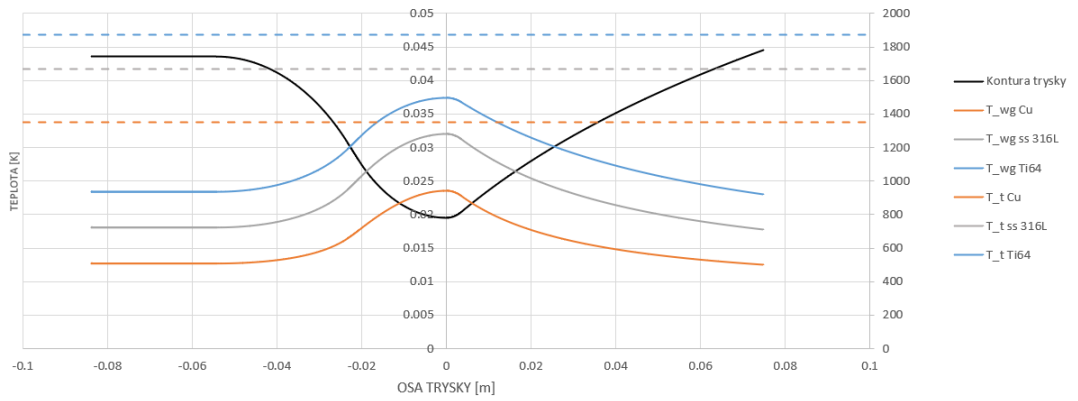
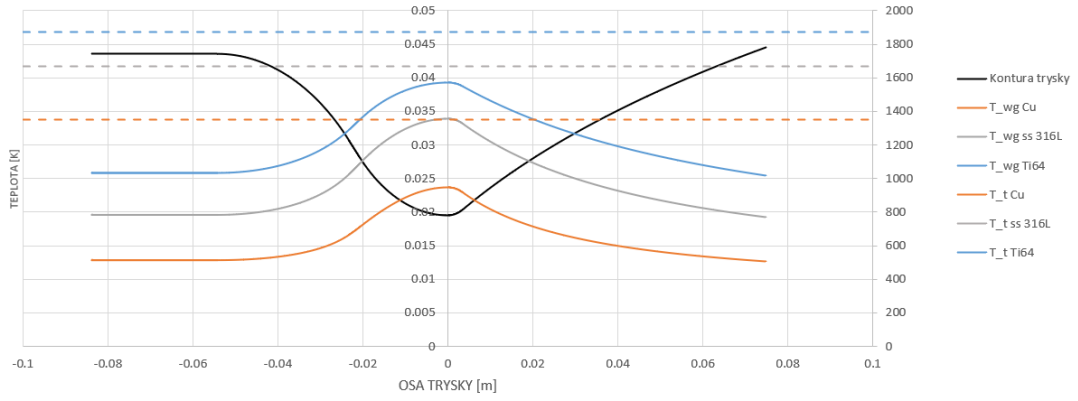
Reference

- [1] *CTU Space Research*. 2024. URL: <https://spaceresearch.cvut.cz/> (cit. 02.04.2024).
- [2] *The European Rocketry Challenge (EuRoC)*. 2024. URL: <https://euroc.pt/> (cit. 29.04.2024).
- [3] *EUROPEAN ROCKETRY CHALLENGE DESIGN, TEST & EVALUATION GUIDE*. 2024.
- [4] *CTU SR - Návrhové výpočty*. 2024.
- [5] G. P. Sutton a O. Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. Eighth edition. Canada: John Wiley & Sons, Inc, 2010. ISBN: 978-0-470-08024-5.
- [6] Pavel Neuberger, Daniel Adamovský a Radomír Adamovský. *Termomechanika*. V Praze: Česká zemědělská univerzita, 2007. ISBN: 978-80-213-1634-8.
- [7] Stephen Heister et al. *Rocket propulsion*. Cambridge: Cambridge University Press, 2019. ISBN: 978-1-108-42227-7.
- [8] *Rocket engine nozzle*. 2001-. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_engine_nozzle (cit. 16.03.2024).
- [9] D. K Huzel a D. H Huang. *Design of Liquid Propellant Rocket Engines*. Second edition. Washington, D.C.: NASA, 1967. ISBN: 1563470136.
- [10] Marco Pizzarelli. “Modeling of Cooling Channel Flow in Liquid-Propellant Rocket Engines”. Ph.D. Thesis. Rome: Università degli Studi di Roma “La Sapienza”, 2007.
- [11] M. J. Zucrow. *Principles of Jet Propulsion and Gas Turbines*. First edition. John Wiley & Son, 1948. ISBN: B000O24HXU.
- [12] CARL R. PETERSON a PHILIP G. HILL. *MECHANICS AND THERMODYNAMICS OF PROPULSION*. Twentieth impression. Dorling Kindersley, 2014. ISBN: 978-81-317-2951-9.
- [13] Patryk Palej a Tomasz Palacz. “Preliminary Design Analysis of Regenerative Cooling for N₂O/Alcohol Small Scale Liquid Rocket Engine”. In: *Transactions on Aerospace Research* 2018 (čvn. 2018), s. 93–108. DOI: 10.2478/tar-2018-0024.
- [14] *SpaceX*. c2024. URL: <https://www.spacex.com/> (cit. 22.03.2024).
- [15] Jie Song et al. “Study on the heat transfer characteristics of regenerative cooling for LOX/LCH₄ variable thrust rocket engine”. In: *Case Studies in Thermal Engineering* 28 (2021), s. 101664. ISSN: 2214-157X. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.csite.2021.101664>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214157X21008273>.
- [16] S.L. Qi et al. “Flow boiling of liquid nitrogen in micro-tubes: Part II – Heat transfer characteristics and critical heat flux”. In: *International Journal of Heat and Mass Transfer* 50.25 (2007), s. 5017–5030. ISSN: 0017-9310. DOI: <https://doi.org/>

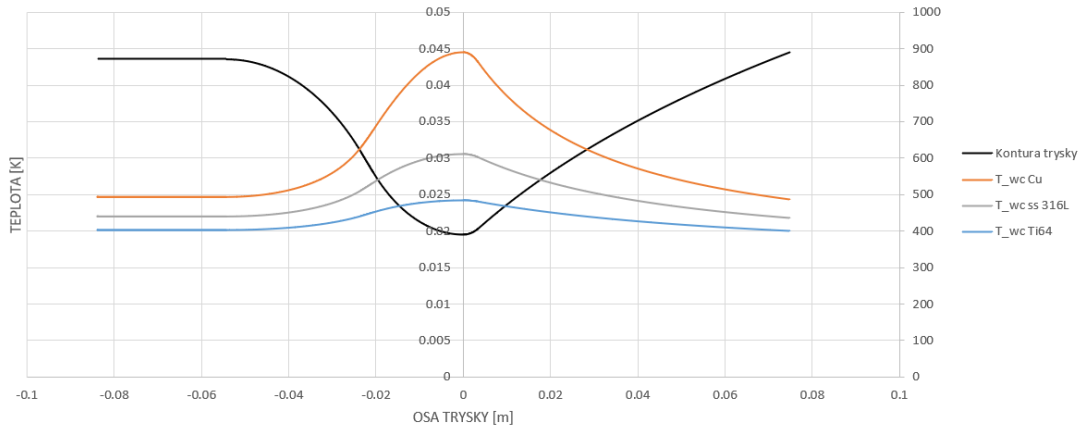
- 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2007.08.017. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S001793100700542X>.
- [17] *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. 6th Edition. Hoboken: Wiley, 2007. ISBN: 978-0-471-45728-2.
- [18] Mary Wadel a Mary Wadel. “Comparison of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber”. In: *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*. DOI: 10.2514/6.1997-2913. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.1997-2913>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1997-2913>.
- [19] *DARE*. 2023. URL: <https://dare.tudelft.nl/> (cit. 27.03.2024).
- [20] *DanSTAR*. 2016. URL: <https://www.danstar.dk/projects/> (cit. 27.03.2024).
- [21] *Nationa air and space museum*. 2024. URL: https://airandspace.si.edu/collection-objects/rocket-engine-liquid-fuel-f-1/nasm_A19700271000 (cit. 27.03.2024).
- [22] *Erfolgsgeschichte Ariane 5 - Mit Vollgas ins All | HD Doku*. 2020. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=whddc5RKb-E%5C&t=1471s>.
- [23] *Meltio3d*. 2024. URL: <https://meltio3d.com/applications/> (cit. 30.03.2024).
- [24] Landon Kamps, Hirai Shota a Harunori Nagata. “Hybrid Rockets as Post-Boost Stages and Kick Motors”. In: *Aerospace* 8 (zář. 2021), s. 253. DOI: 10.3390/aerospace8090253.
- [25] Tomasz Palacz. “Nitrous Oxide Application for Low-Thrust and Low-Cost Liquid Rocket Engine”. In: čvc. 2017. DOI: 10.13009/EUCASS2017-474.
- [26] Xin-xin Fang a Chi-bing Shen. “Study on atomization and combustion characteristics of LOX/methane pintle injectors”. In: *Acta Astronautica* 136 (2017), s. 369–379. ISSN: 0094-5765. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.03.025>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576516309298>.
- [27] *HANDBOOK OF HYDRAULIC RESISTANCE Coefficients of Local Resistance and of Friction*. 1966.
- [28] Matteo Fagherazzi et al. “A Simplified Thermal Analysis Model for Regeneratively Cooled Rocket Engine Thrust Chambers and Its Calibration with Experimental Data”. In: *Aerospace* 10.5 (2023). ISSN: 2226-4310. DOI: 10.3390/aerospace10050403. URL: <https://www.mdpi.com/2226-4310/10/5/403>.

Přílohy

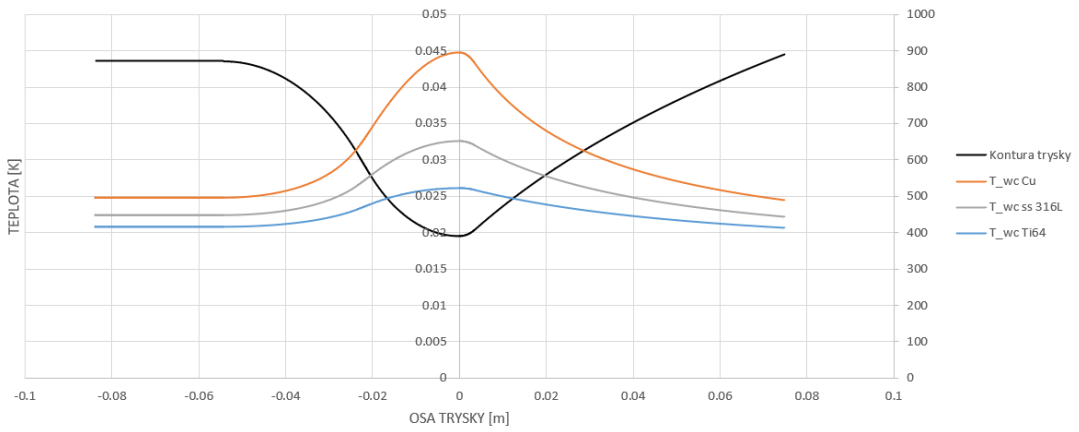
Příloha 1



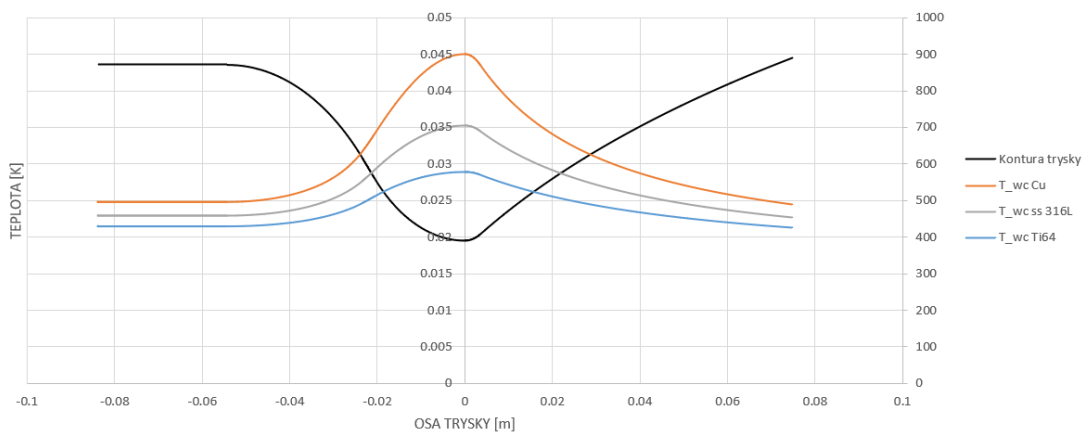
Obr. 59: Teplota na vnitřní straně stěny pro různé tloušťky stěny



(a) $t = 2 \text{ mm}$



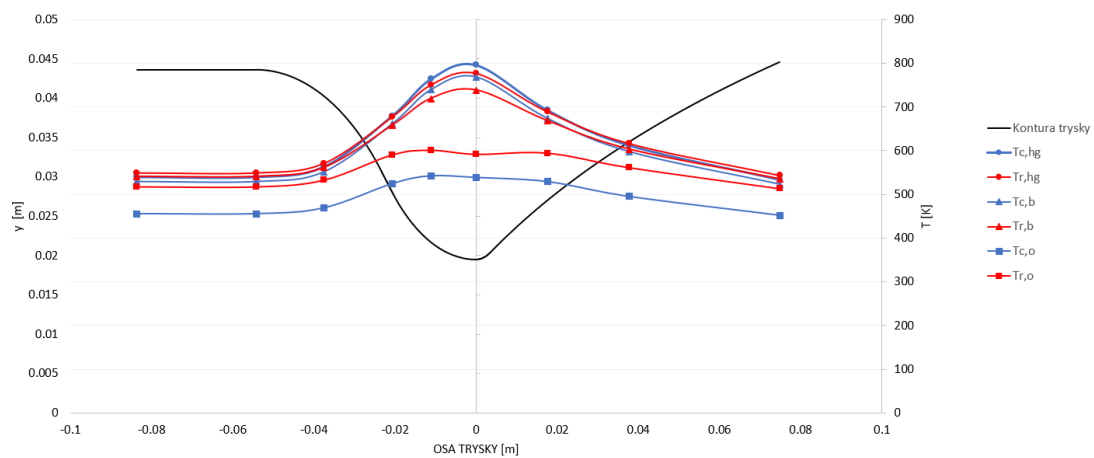
(b) $t = 1.5 \text{ mm}$



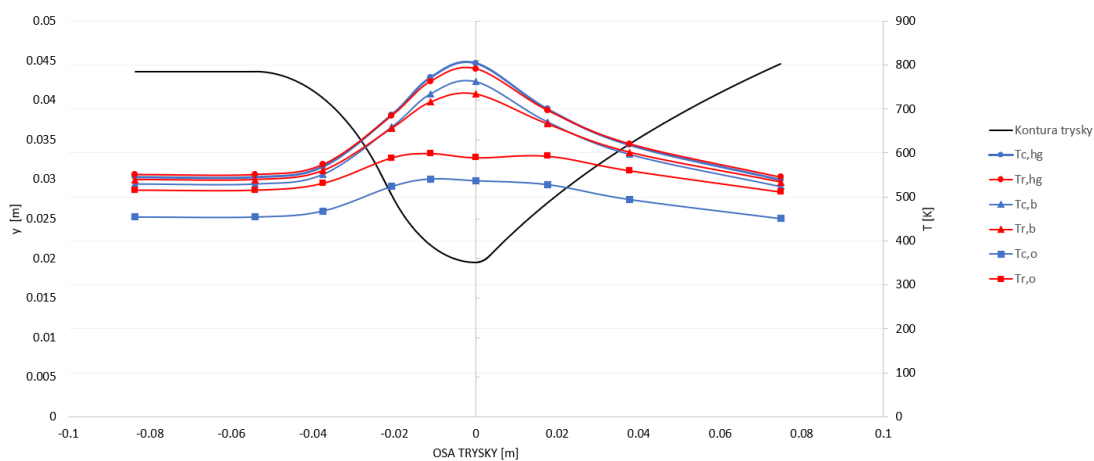
(c) $t = 1 \text{ mm}$

Obr. 60: Teplota na vnější straně stěny pro různé tloušťky stěny

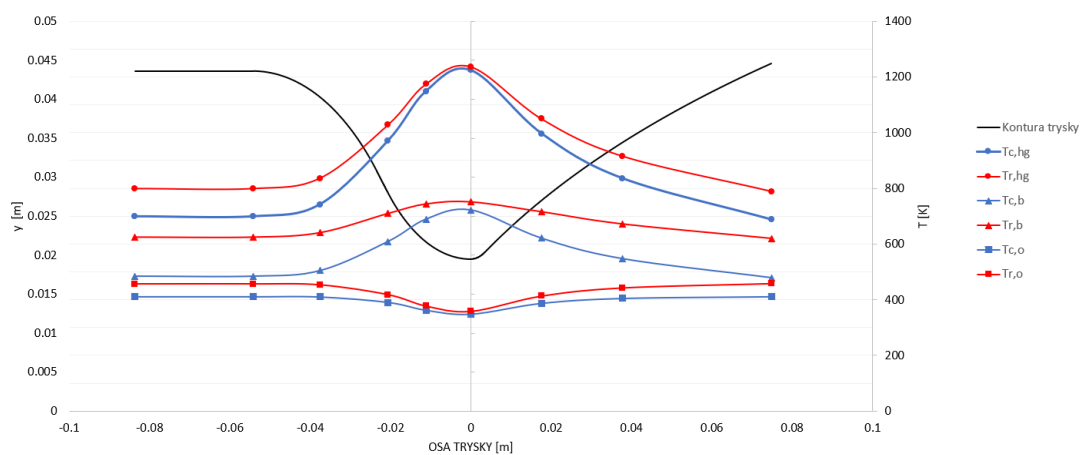
Příloha 2



(a) $i = 1$

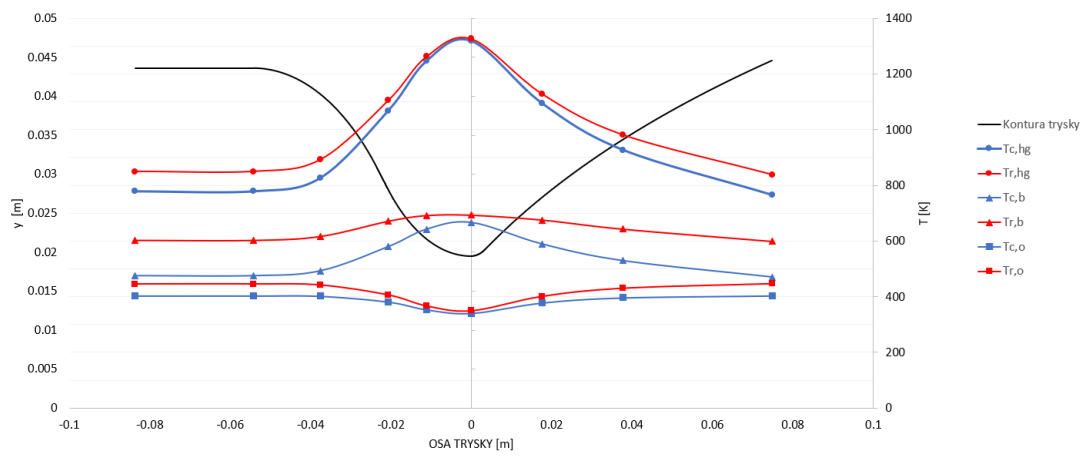


(b) $i = 2$

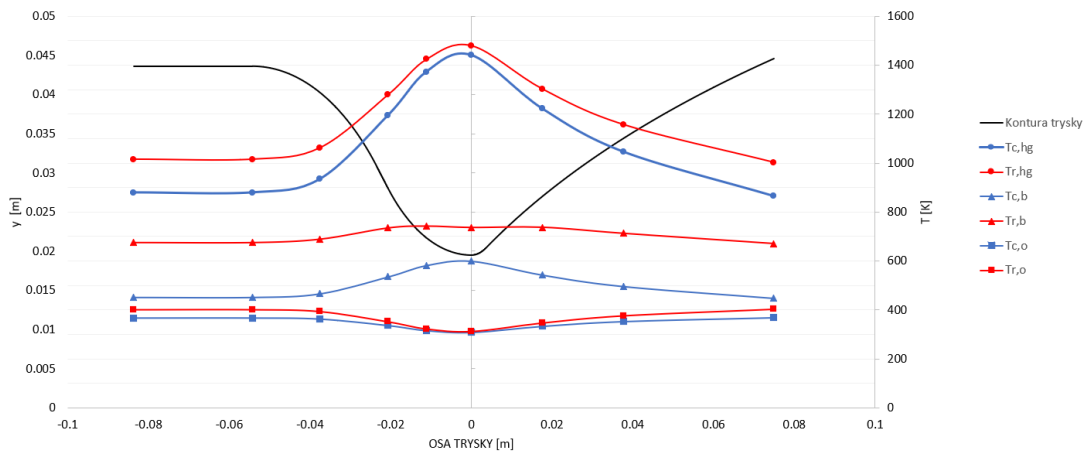


(c) $i = 3$

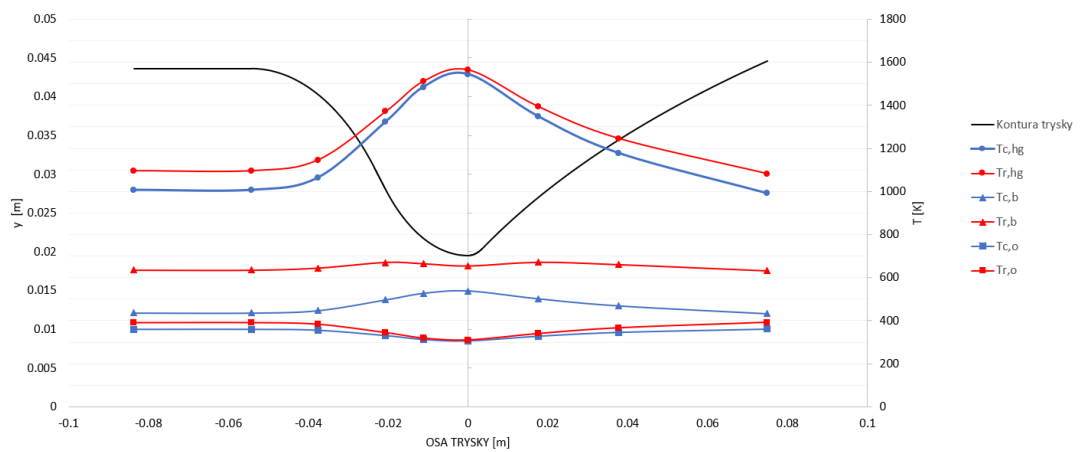
Obř. 61: Předpověď průběhů teplot podél osy trysky pro případy $i = 1 - 3$



(a) $i = 4$

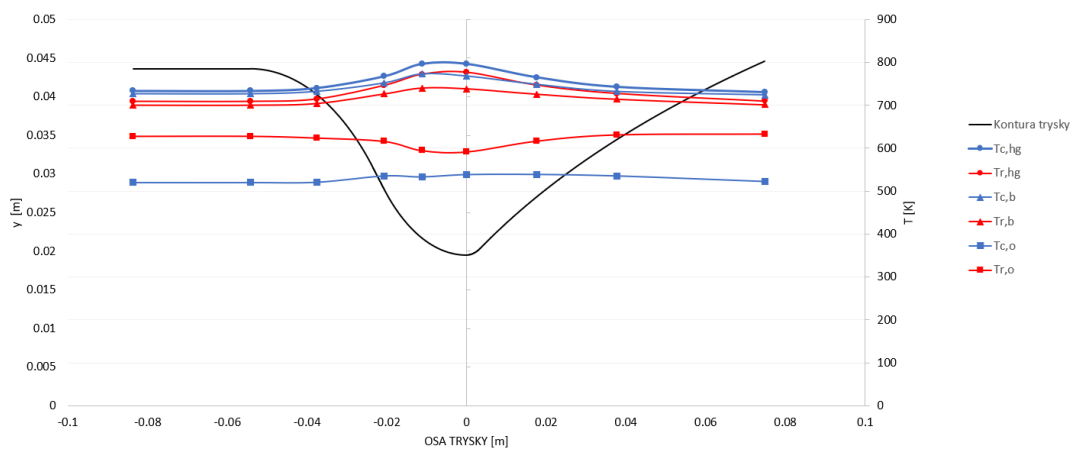


(b) $i = 5$

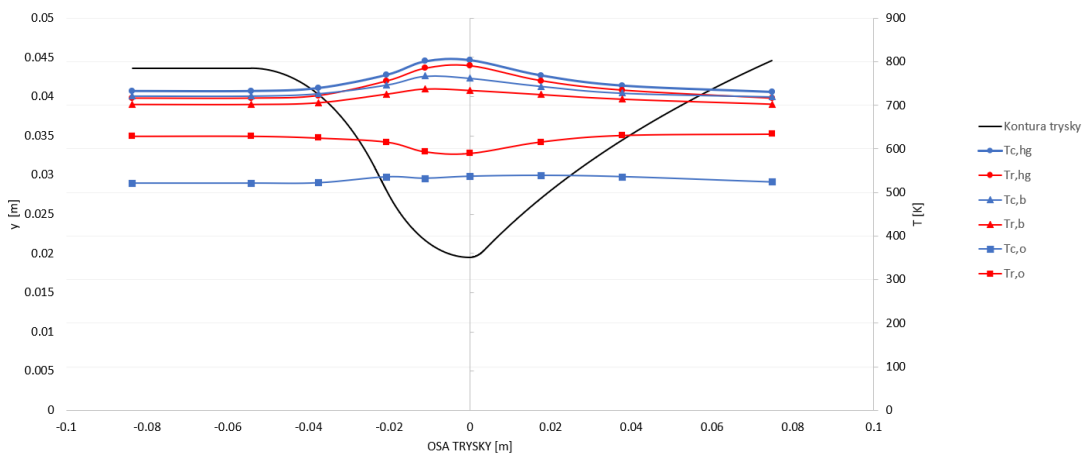


(c) $i = 6$

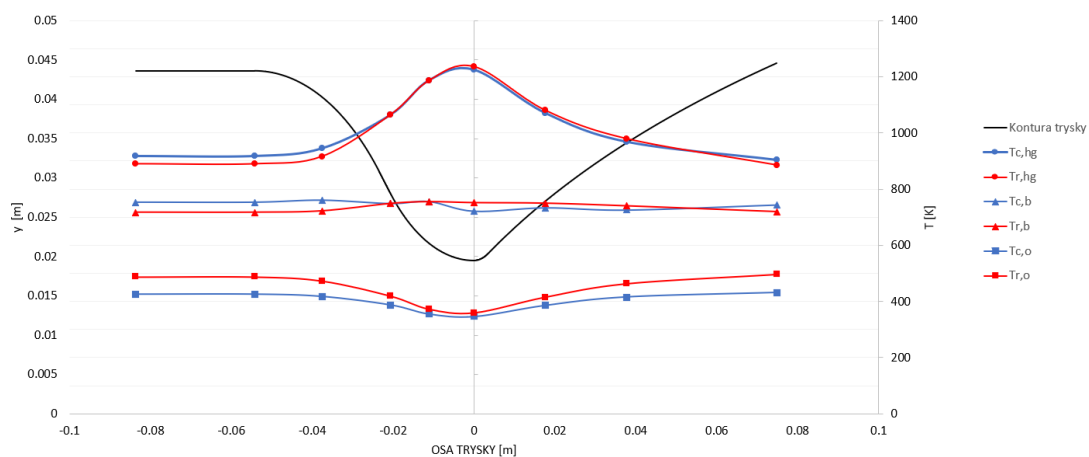
Obř. 62: Předpověď průběhů teplot podél osy trysky pro případy $i = 4 - 6$



(a) $i = 7$

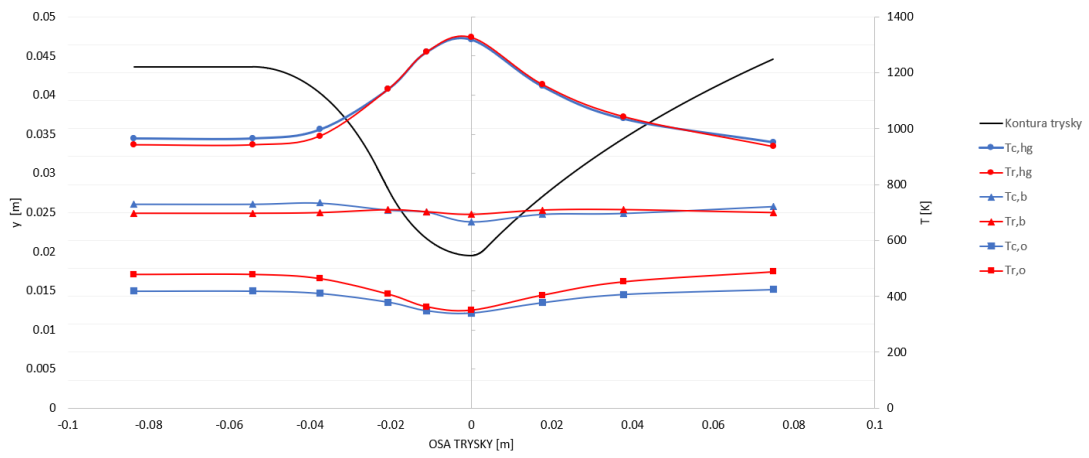


(b) $i = 8$

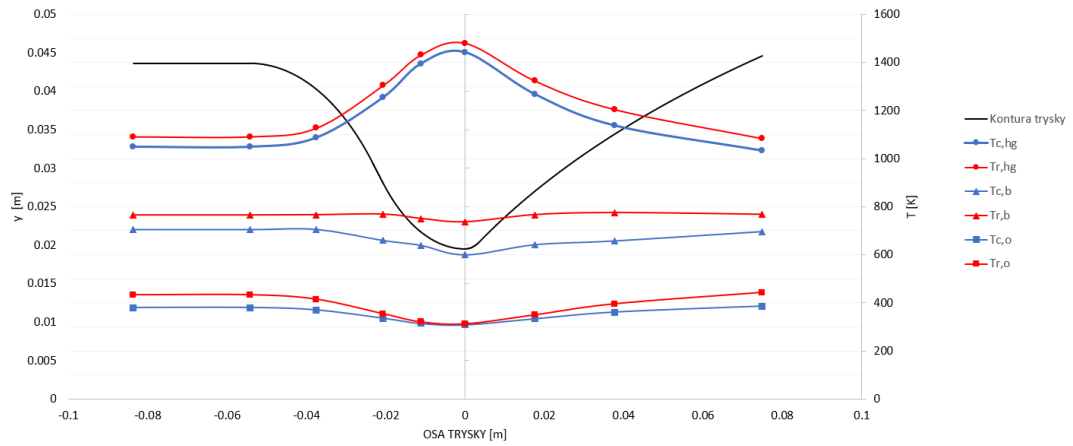


(c) $i = 9$

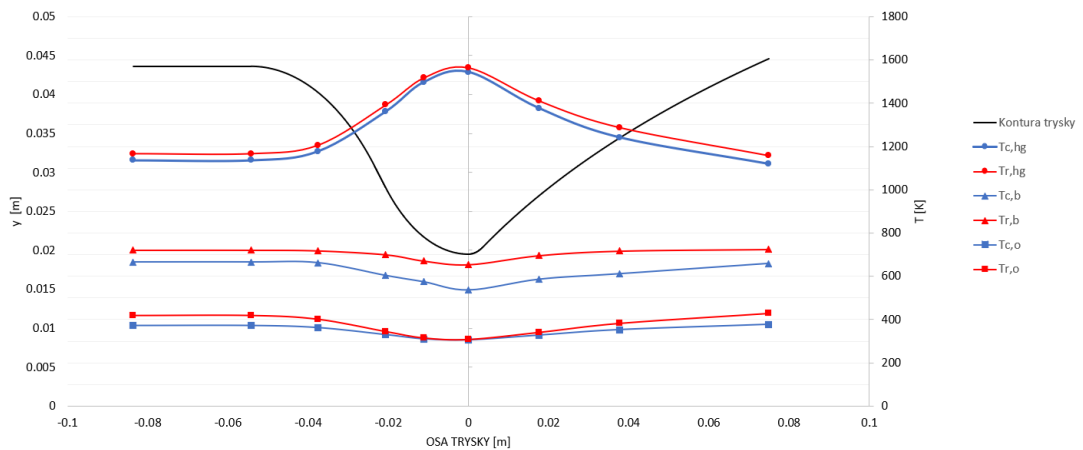
Obř. 63: Předpověď průběhů teplot podél osy trysky pro případy $i = 7 - 9$



(a) $i = 10$

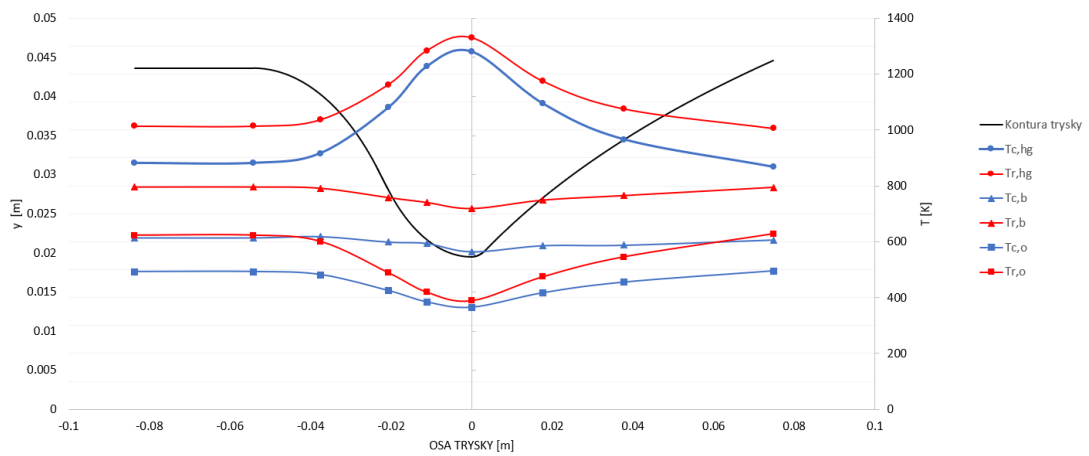


(b) $i = 11$



(c) $i = 12$

Obr. 64: Předpověď průběhů teplot podél osy trysky pro případy $i = 10 - 12$



(a) $i = 13$

Obr. 65: Předpověď průběhů teplot podél osy trysky pro případy $i = 13$