FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE

Ústav letadlové techniky

Návrh a řešení zážehové sekvence raketového motoru

Design of ignition sequence of a rocket engine

Bakalářská práce

2022

Jan NĚMEC

Studijní program: TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
Studijní obor: Studijní program je bezoborový
Vedoucí práce: Ing. Jan Klesa, Ph.D.

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Němec** Jméno: **Jan** Osobní číslo: **491187**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**

Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**

Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Návrh řešení zážehové sekvence raketového motoru

Název bakalářské práce anglicky:

Design of ignition sequence of a rocket engine

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:
- Popište vybrané varianty zážehových sekvencí raketových motorů
- Pro stacionární edukační raketový motor na kyslík-isopropylalkohol o tahu 2-5 kN a tlaku v komoře 2,5 MPa:
- Navrhněte hlavní část (komoru) "spark torch igniteru" (hořákového zažehovače s elektrickou iniciací)
- Zohledněte možnost opakovaného zážehu motoru a určete přibližnou maximální dobu chodu samotného zažehovače

Seznam doporučené literatury:

George P. Sutton, Oscar Biblarz: Rocket propulsion elements, 9th ed., Wiley, 2017
Dieter K. Huzel, David H. Huang: Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992
Luis E. Sanchez: Development and Testing of Oxygen/Methane Torch Igniter Technologies for Propulsion Systems, disertační práce, University of Texas at El Paso, 2016

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **29.04.2022** Termín odevzdání bakalářské práce: **08.06.2022**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D.	Ing. Robert Theiner, Ph.D.	doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis vedoucí(ho) práce	podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

. _____ Datum převzetí zadání

_____ Podpis studenta

© ČVUT v Praze, Design: ČVUT v Praze, VIC

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v přiloženém 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: ……

Jan Němec

PODĚKOVÁNÍ

Chtěl bych poděkovat mé rodině, přátelům a blízkým za stálou podporu nejen při psaní této práce, ale během celého mého studia. Velké díky patří panu Ing. Janu Klesovi, Ph.D. za veškeré cenné rady, výklady a připomínky, které mě úspěšně vedly k dokončení této práce. V neposlední řadě chci poděkovat i spolku Czech Rocket Society a jeho členům, kteří mě k napsání práce motivovali a inspirovali.

Děkuji, Jan Němec

ANOTACE

Tato bakalářská práce se zabývá zapalovacími systémy raketových motorů na kapalná paliva se schopností opakovatelného zážehu. Úvodní část zkoumá základní rozdělení kapalinových motorů, používaných zapalovacích systémů a dále pak práce popisuje samotné zážehové sekvence vybraných motorů. Praktická část práce se zabývá výběrem, návrhem a konstrukcí spalovací komory zvoleného pochodňového zapalovače.

Autor:	Jan Němec
Název bakalářské práce:	Návrh řešení zážehové sekvence raketového motoru
Rok vyhotovení:	2022
Univerzita:	České vysoké učení technické v Praze Fakulta strojní
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Jan Klesa, Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran: 83 Počet obrázků: 27 Počet grafů: 3 Počet tabulek: 8 Počet příloh: 10
Klíčová slova	Zážehová sekvence, kapalný raketový motor, spalovací komora, tryska, zapalovací systém, pochodňový zapalovač

ANNOTATION

This bachelor thesis deals with ignition systems of liquid rocket engines with repeatable ignition capability. The introductory part examines the basic division of liquid engines, used ignition systems and then the thesis describes the ignition sequences of selected engines. The practical part of the work deals with the selection, design and construction of the combustion chamber of the selected spark torch igniter.

Author:	Jan Němec
Title of bachelor thesis:	Design of ignition sequence of a rocket engine
Academic year:	2022
University:	Czech Technical University in Prague Faculty of mechanical engineering
Study program:	B2342 Theoretical fundamentals of mechanical engineering
Field of study:	2301R000 The study programme is without specialisation
Department:	Department of Aerospace Engineering
Supervisor:	Ing. Jan Klesa, Ph.D.
Extent:	Number of pages: 83 Number of figures: 27 Number of graphs: 3 Number of tables: 8 Number of attachments: 10
Keywords	Ignition sequence, liquid rocket engine, combustion chamber, nozzle, ignition system, spark torch igniter

OBSAH

Seznam použitých zkratek 9

Seznam použitého značení 10

1 Úvod 13

2 Dělení kapalinových motorů 14

2.1 Dělení dle dopravy paliva a okysličovadla 14
2.1.1 Přetlakový cyklus 14
2.1.2 Expanzní cyklus 15
2.1.3 Otevřený cyklus 15
2.1.4 Uzavřený cyklus 16
2.1.5 Porovnání vlastností základních cyklů 17
2.2 Dělení dle druhu paliva a okysličovadla 18
2.2.1 Jednosložková paliva 18
2.2.2 Dvousložková paliva 19

3 Vlastnosti zapalovacího systému 21

4 Používané zapalovací systémy 23

4.1 Zapalování pomocí elektrické zapalovací svíčky 23
4.2 Hypergolický systém 25
4.3 Pyrotechnický systém 26
4.4 Další používané systémy 28

5 Popis zážehové sekvence 30

5.1 Příklad zážehové sekvence 30
5.2 Motor LR87-AJ-11 31
5.2.1 Popis motoru 31
5.2.2 Zážehová sekvence 32
5.3 Motor F-1 34
5.3.1 Popis motoru 34
35
5.3.2 Zážehová sekvence 35
5.4 Motor J-2 37
5.4.1 Popis motoru 37
5.4.2 Zážehová sekvence 38
5.5 Motor RS-25 40
5.5.1 Popis motoru 40
5.5.2 Zážehová sekvence 41

6 Návrh komory zapalovacího systému 44

6.1 Popis stacionárního edukačního motoru 44
6.2 Výběr druhu zapalovacího systému 44
6.3 Volba používaných pohonných látek 46
6.4 Návrh parametrů hoření 48
6.4.1 Volba parametrů 48

6.4.2 Výpočet parametrů 50
6.5 Návrh vstřikování 56
..... 58
6.6 Volba materiálu 58
6.7 Konstrukce komory 60
6.7.1 Komora 60
6.7.2 Sestava 62
7 Návrh zážehové sekvence 63
7.1 Popis zážehové sekvence 63
7.2 Doba potřebná k zážehu 64
7.3 Maximální doba chodu 65
8 Závěr 67
9 Seznam použité literatury 69
Seznam příloh 73
Seznam použitých obrázků 74
Seznam použitých tabulek 74
Seznam použitých grafů 74
Seznam použitých programů 75
Přílohy 76

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

zkratka	anglický výraz	český výraz
ATI	Augmented spark igniter	Pochodňový zapalovač umístěný v ose vstřikovače
CNC	Computer Numerical Control	Stroje řízené počítačem
DANSTAR	Danish Student Association for Rocketry	Dánská studentská asociace pro raketovou vědu
FS-1	Fire Switch - 1	Startovací signál raketového motoru LR87
GOX	Gaseous oxygen	Plynný kyslík
H2	Hydrogen	Vodík
IPA	Isopropyl alcohol	Isopropylalkohol
LOX	Liquid oxygen	Kapalný kyslík
MMH	Monomethylhydrazine	Monomethylhydrazin
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Národní úřad pro letectví a vesmír
NASA CEA	NASA Chemical Equilibrium Application	NASA Program pro výpočet chemické rovnováhy
PZU	Pyrotechnic ignition system	Pyrotechnické zážehové zařízení
RP-1	Rocket Propellant - 1	Vysoce rafinovaný petrolej
RPA	Rocket Propulsion Analysis	Program pro analýzu raketového pohonu
SLS	Space Launch System	-
STI	Spark Torch Igniter	Pochodňový zapalovač
UDMH	Unsymmetrical Dimethylhydrazine	Asymetrický dimethylhydrazin

SEZNAM POUŽITÉHO ZNAČENÍ

značka	anglický výraz	český výraz	jednotky
α	Nozzle cone divergence half angle	Poloviční úhel kužele divergentní části trysky	[°]
ϵ	Area ratio	Poměr plochy ústí a hrdla trysky	[-]
γ	Heat capacity ratio	Poissonova konstanta	[-]
A_c	Chamber cross-sectional area	Plocha průřezu komory	[m^2]
A_e	Exit cross-sectional area	Plocha průřezu ústí trysky	[m^2]
A_t	Throat cross-sectional area	Plocha průřezu hrdla trysky	[m^2]
$C_{p(GOX)}$	Molar heat capacity of GOX at constant pressure	Molární tepelná kapacita plynného kyslíku za konstantního tlaku	[$J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}$]
$C_{p(IPA)}$	Molar heat capacity of isopropyl alcohol at constant pressure	Molární tepelná kapacita isopropylalkoholu za konstantního tlaku	[$J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}$]
D_c	Chamber diameter	Průměr komory	[m]
D_e	Nozzle exit diameter	Průměr ústí trysky	[m]
D_t	Nozzle throat diameter	Průměr hrdla trysky	[m]
F	Engine thrust	Tah motoru	[N]
$\Delta h_{(GOX)}$	Molar enthalpy of GOX	Molární entalpie plynného kyslíku	[$J \cdot mol^{-1}$]
$\Delta h_{(IPA)}$	Molar enthalpy of isopropyl alcohol	Molární entalpie isopropylalkoholu	[$J \cdot mol^{-1}$]
ΔH_c	Enthalpy of combustion of liquid at standard conditions	Standardní spalné teplo	[$J \cdot mol^{-1}$]
I_{sp}	Specific impulse	Specifický impuls	[s]
$l_{v(IPA)}$	Specific Heat Of Vaporization of isopropyla alcohol	Měrné skupenské teplo vypařování isopropylalkoholu	[$J \cdot kg^{-1}$]
L_c	Chambere length	Délka komory	[m]

L^*	Characteristic length	Charakteristická délka	[m]
$\dot{m}_{ok(motoru)}$	Mass flow of oxydant in the educational engine	Hmotnostní tok okysličovadla v edukačním motoru	[kg · s^{-1}]
$\dot{m}_{p(motoru)}$	Mass flow of fuel in the educational engine	Hmotnostní tok paliva v edukačním motoru	[kg · s^{-1}]
$\dot{m}_{ok}$	10 % of the oxidant mass flow in the educational engine	10 % hmotnostního toku okysličovadla v edukačním motoru	[kg · s^{-1}]
$\dot{m}_{p}$	10 % of the fuel mass flow in the educational engine	10 % hmotnostního toku paliva v edukačním motoru	[kg · s^{-1}]
$\dot{m}_{GOX}$	Mass flow of GOX in the spark torch igniter	Hmotnostní tok plynného kyslíku v pochodňovém zapalovači	[kg · s^{-1}]
$\dot{m}_{IPA}$	Mass flow of isopropyl alcohol in the spark torch igniter	Hmotnostní tok isopropylalkoholu v pochodňovém zapalovači	[kg · s^{-1}]
$\dot{m}_{celkové}$	Total mass flow in the spark torch igniter	Celkový hmotnostní tok v pochodňovém zapalovači	[kg · s^{-1}]
M_{GOX}	Molar mass of oxygen gas	Molární hmotnost plynného kyslíku	[kg · mol^{-1}]
M_{IPA}	Molar mass of isopropyl alcohol	Molární hmotnost isopropyalkoholu	[kg · mol^{-1}]
$\dot{n}$	Molar flow rate	Molární průtok	[mol · s^{-1}]
O/F	Mass mixture ratio	Hmotnostní směšovací poměr	[-]
$O/F_{(mol)}$	Molar mixture ratio	Molární směšovací poměr	[-]
p_c	Spark torch igniter chamber pressure	Tlak v komoře pochodňového zapalovače	[MPa]
$p_c{}^*$	Educational engine chamber pressure	Tlak v komoře edukačního motoru	[MPa]
$\dot{Q}_{\Delta T_p}$	Heat flow	Tepelný tok	[W]
R	Gas constant	Molární plynová konstanta	[J · kg^{-1} · K^{-1}]
T	Thermodynamic temperature	Termodynamická teplota	[K]
T_f	Autoignition temperature	Teplota samovznícení	[K]

T_i	Initial temperature	Počáteční teplota, teplota skladování látky	[K]
T_t	Temperature in nozzle throat	Teplota v hrdle trysky	[K]
T_*	Adjusted thermodynamic temperature	Upravená termodynamická teplota	[K]
V_C	Chamber volume	Objem komory	[m^3]

1 Úvod

Návrh zážehové sekvence je nedílnou součástí vývoje každého kapalinového raketového motoru. Pro správný chod motoru je časování otevírání ventilů, růst tlaku v přívodním potrubí a způsob zážehu směsi v komoře motoru kriticky důležitý. Jednotlivé po sobě jdoucí kroky startu se odvíjí od mnoha faktorů a jedním z hlavních je použitý zapalovací systém.

Raketové motory na kapalná paliva využívají různé druhy zapalovacích systémů, které se liší rozdílným využitím či vlastnostmi. U moderních motorů se klade stále větší důraz na možnost znovu opakovatelnosti zážehů, vyšší bezpečnost a přesnější a plynulejší rozběh motorů. Tyto faktory dnes posouvají vývoj zážehových systémů stále kupředu. Výzkumem kapalinových raketových motorů se zabývá velké množství menších firem, subjektů či univerzitních týmů, které zkoumají a vyvíjí vlastní spolehlivé a bezpečné zapalovací systémy.

V úvodní části práce je rešerše, která se zabývá rozdělením raketových motorů dle jejich cyklů, dle používaných pohonných látek a dle nejčastěji využívaných zapalovacích systémů. Druhá polovina práce se věnuje volbě, výpočtům a návrhu komory zážehového systému společně s navržením startovací sekvence tohoto zapalovače.

Cílem práce je nastínit problematiku startovacích sekvencí a ukázat jednotlivé kroky zážehu na vybraných raketových motorech. Práce si dává za cíl navrhnout komoru zapalovacího systému pro edukační kapalinový motor s možností opakovatelného zážehu. V neposlední řadě je cílem práce vytvořit zážehovou sekvenci zapalovacího systému a určit optimální a maximální možnou dobu chodu tohoto zapalovacího zařízení.

2 Dělení kapalinových motorů

Raketové motory na kapalná paliva lze rozdělit pomocí mnoha kritérií. Tato práce se věnuje jejich dělení na základě dvou důležitých faktorů – dle způsobu dopravy paliva a okysličovadla do spalovací komory (dle cyklu motoru) a jednoduchého rozdělení dle používaného druhu paliva a okysličovadla.

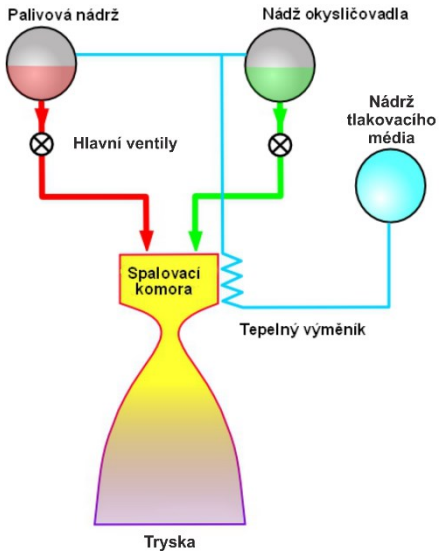
2.1 Dělení dle dopravy paliva a okysličovadla

Tato kapitola práce se zaměřuje na čtyři nejběžněji používané způsoby dopravy paliva a okysličovadla neboli cykly motorů.

2.1.1 Přetlakový cyklus

Tento způsob dopravy paliva a okysličovadla je nejjednodušší. Systémy přetlakového cyklu neobsahují žádná turbočerpadla ani jiné mechanismy, které by zvyšovaly nebo udržovaly stálý tlak v přívodním potrubí paliva a okysličovadla. Tlakování probíhá před zážehem na požadovaný tlak v nádržích a nebo tlakováním pomocí expanze tlakovacího média. Typickými tlakovacími látkami v nádržích bývají helium nebo dusík. Helium se kvůli své nízké hmotnosti využívá přímo pro starty raket, zatímco dusík se využívá primárně pro pozemní testování raketových motorů. Cyklus se také využívá při vývoji nového motoru, aby bylo možné paralelně vyvíjet spalovací komoru a například turbočerpadla. Schéma přetlakového cyklu je vidět na obrázku 1 [1], [2].

Výhodou tohoto cyklu je nižší celková hmotnost, jednoduchost a vyšší specifický impuls. Častými nevýhodami jsou naopak větší a hmotnější nádrže a limitace maximálního možného tlaku ve spalovací komoře [1], [3].

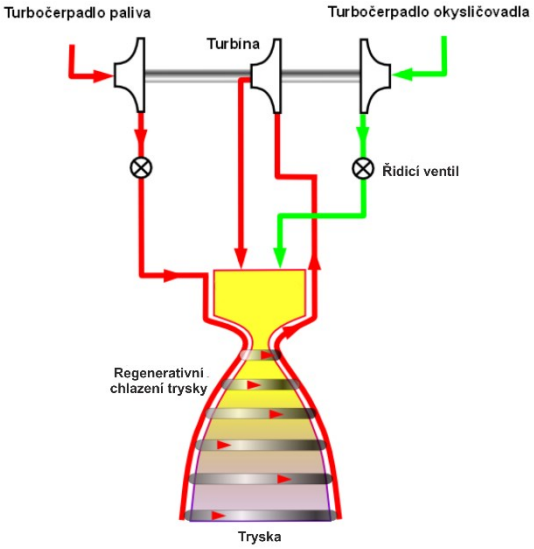


Obrázek 1 – Přetlakový cyklus [2]

2.1.2 Expanzní cyklus

Expanzní cyklus je podobný uzavřenému cyklu v tom, že veškeré palivo jde do spalovací komory. Oproti uzavřenému cyklu má ale některá zjednodušení. Není zde zapotřebí generátor plynu, protože pohon turbíny je zajištěn expanzí paliva do plynného skupenství. Během chodu motoru dochází k izobarickému ohřevu paliva při regenerativním chlazení a k jeho následné expanzi na turbíně. V praxi byl vyvinut expanzní cyklus pouze pro pohonné látky vodík a kyslík, protože pouze vodík je schopen zajistit dostatečné chlazení a následně expandovat a sloužit jako hnací plyn pro čerpadla. Konstrukčně je ale tento cyklus složitější, protože vyžaduje vysokootáčková nebo vícestupňová turbočerpadla a také je složitější z důvodu tlakových ztrát a zajištění dostatečného tlaku a průtoku do vstřikovače ve spalovací komoře. Motory s expanzním cyklem proto pracují při mnohem nižších tlacích než motory s uzavřeným nebo s otevřeným cyklem a právě z důvodu nižších tlaků se využijí spíše pro motory horních stupňů rakety. Expanzní cyklus je zobrazen na obrázku 2 [1], [2].

Výhodou je tedy oproti uzavřenému cyklu větší jednoduchost. Značnou nevýhodou je pak především složitější konstrukce z důvodu použití kryogenního vodíku [1], [3].



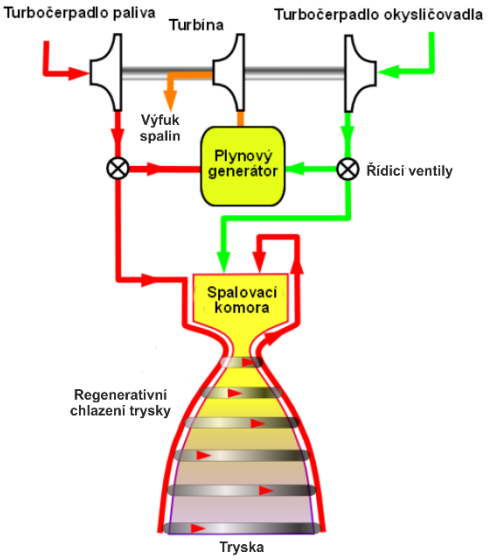
Obrázek 2 – Expanzní cyklus [2]

2.1.3 Otevřený cyklus

Pro dopravu paliva a okysličovadla do spalovací komory za pomoci turbočerpadel patří otevřený cyklus k nejjednodušším řešením. Pohonné látky, které směřují do spalovací komory se rozdělí a menší část putuje do generátoru

plynu. Dochází ke spalování a plyny jdou z generátoru na turbínu, která pohání turbočerpadla. Toto spalování ale probíhá při nižších teplotách a tlacích oproti spalování paliva v samotné spalovací komoře. Z turbíny jsou spaliny vypuštěny do okolí mimo komoru a trysku. Spalování a vypouštění části paliva a okysličovadla ale snižuje celkovou účinnost a výkon motoru. Se zvyšováním výkonu motoru roste také lineárně požadovaný průtok pohonných látek do generátoru plynu. Tyto cykly mají obvykle optimální výkon při středních tlacích. Schéma cyklu je zobrazeno na obrázku 3 [1], [2].

Celkově se otevřený cyklus vyznačuje jednoduchostí a nižší suchou hmotností, avšak nevýhodou tohoto cyklu je nižší specifický impuls [1], [3].

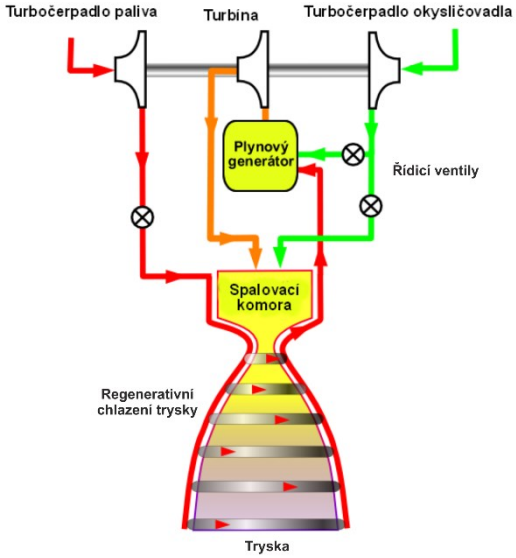


Obrázek 3 – Otevřený cyklus [2]

2.1.4 Uzavřený cyklus

Tento cyklus je podobný otevřenému cyklu. Část paliva a okysličovadla mířící do spalovací komory se nejprve rozdělí, menší část se spálí a využije na pohon turbíny, která roztáčí turbočerpadla. Naopak rozdílem oproti otevřenému cyklu je, že u uzavřeného cyklu spaliny nejsou vypuštěny do okolí, ale putují zpět do motoru. Zde se tyto spaliny smísí s okysličovadlem a palivem a společně se spálí ve spalovací komoře. Využije se tak větší část energie paliva. Objem paliva putujícího do generátoru je větší, než je tomu u otevřeného cyklu, tento fakt umožnuje termodynamicky optimalizovat výkon při výrazně vyšších provozních tlacích. Ve skutečné praxi je provozní tlak omezen z hlediska teplotní odolnosti motoru, na kterou může být motor ochlazován. Schéma cyklu je vidět na obrázku 4 [1], [2].

Využití uzavřeného cyklu přináší výhodu vyššího tlaku ve spalovací komoře a tím i vyšších výkonů motoru. Avšak oproti otevřenému cyklu je celkový systém a návrh motoru značně složitější [1], [3].



Obrázek 4 – Uzavřený cyklus [2]

2.1.5 Porovnání vlastností základních cyklů

V *tabulce* 1 jsou vypsány a shrnuty základní výhody a nevýhody jednotlivých zmíněných cyklů. Také je uvedeno pro jaké motory byly například využity.

Tabulka 1 – Porovnání cyklů raketových motorů [3], [2], [4]

	Přetlakový cyklus	Expanzní cyklus	Otevřený cyklus	Uzavřený cyklus
Výhody	Jednoduchost, nevyužívá turbočerpadla, nízká suchá hmotnost, vysoký specifický impuls	Méně složité než uzavřený cyklus, vysoký specifický impuls	Jednoduchost, nižší suchá hmotnost možnost využít turbočerpadla s vyšším výkonem pro zvýšení tahu	Vyšší tlak ve spalovací komoře umožní vysoký tah, vysoký specifický impuls
Nevýhody	Tlak v nádržích omezuje tlak v motoru a snižuje se tak tah, nutné těžší nádrže, tlakování před startem	Nutnost využívat kryogenní paliva, přenos tepla a chladící účinek paliva omezuje maximální možný tah	Nižší specifický impuls	Složitější konstrukce a zvýšená složitost systému, vyšší hmotnost
Použití pro motory	SpaceX Kestrel, Aerojet Rocketdyne AJ10	ArianeGroup Vinci, Aerojet Rocketdyne RL10	SpaceX Merlin, Rocketdyne F-1	SpaceX Raptor, Aerojet Rocketdyne RS-25

2.2 Dělení dle druhu paliva a okysličovadla

V této kapitole budou probrány základní druhy kapalných paliv a jejich dělení. Pro jednoduchost si paliva rozdělíme na jednosložková a dvousložková. Rozdělení paliv je podstatně složitější a dále se může lišit například jejich teplotou, nebo chemickým složením.

2.2.1 Jednosložková paliva

Kapalná jednosložková paliva neboli monopropelanty mohou být buď směsí okysličovadla a paliva nebo sloučenina, kterou lze rozložit pomocí zplyňování nebo dodáváním tepla [5].

Tato paliva musí být stabilní v přirozeném nebo kontrolovaném prostředí, a i přesto být schopná spalování za vysokých teplot a tlaků, zahřívání nebo popřípadě po přívodu na katalyzátor. Rakety na kapalná jednosložková paliva mají většinou výhody v jednoduchosti při tankování, skladování celé rakety a méně složitém systému dopravy paliva. Největším nedostatkem používaných jednosložkových paliv, jako je například peroxid vodíku (H_20_2), je, že mají relativně nízký výkon a dokáží oproti dvousložkovým uvolnit při spalování méně energie. Proto se nejčastěji používají jako sekundární zdroje energie v systému raketového motoru – například pro plynové generátory turbočerpadel – nebo se používají jako systém kontrolních trysek určených jemným změnám orientace rakety [5].

Existují ale také jednosložková paliva s vyšším výkonem, takzvaná high-performance paliva. Mezi ně patří například methylnitrát (CH_3NO_3) který je dle norem označován za středně až velmi silnou výbušninu. Je to poněkud nestabilní a těkavá kapalina a je proto považována za nebezpečné palivo pro raketové aplikace. Nicméně ne všechna jednosložková paliva s vyšším výkonem jsou považována za nebezpečná. Tato paliva se stále vyvíjí a mohou tak v budoucnu nalézt větší uplatnění v motorech nebo tryskách na jednosložková paliva [5].

Tabulka 2 zobrazuje dvě nejčastěji používaná jednosložková paliva a jejich základní popis.

Tabulka 2 – Běžně používaná jednosložková paliva [5]

Jednosložkové palivo	Základní popis
Peroxid vodíku [H_2O_2]	Velmi dobře skladovatelné palivo, samovolně se rozkládá při vysokých teplotách nebo když je přiváděn na katalyzátor, není toxický.
Hydrazin [N_2H_4]	Dnes využívané palivo především pro satelity. Motory s hydrazinem využívají katalytického rozkladu. Jedná se o nejčastěji využívané jednosložkové palivo. Je velmi toxický a žíravý.

2.2.2 Dvousložková paliva

Paliva dvousložková, označovaná slovem bipropelanty, mají rozdílné dvě přiváděné pohonné látky – palivo a okysličovadlo. Palivo a okysličovadlo se směšují až při spalování nebo těsně před spalováním ve spalovací komoře. Dnes používané raketové motory využívají téměř výhradně dvousložková paliva, protože nabízí vyšší výkon a bezpečný provoz [5].

Pro zapalování dvousložkových paliv, která nejsou hypergolická je třeba využít zapalovací systémy nebo zařízení, který vytvoří ve spalovací komoře dostatečnou teplotu k následnému vznícení směsi paliva a okysličovadla. Tato zařízení mohou být například pyrotechnické zapalovače, elektrické zapalovací svíčky nebo je možné využit vstřikování samovznětlivých látek do komory dříve, než se začne vstřikovat samotné palivo a okysličovadlo (tyto látky se označují jako pyroforické nebo hypergolické kapaliny) [5].

Dalšími používanými dvousložkovými palivy jsou takzvané hypergoly. Hypergolická paliva se vyznačují tím, že k jejich zážehu není třeba žádné zapalovací zařízení. Samovolně se vznítí při smíchání paliva a okysličovadla a umožňují tak značně zjednodušit startovací sekvenci. Avšak jejich zápornou vlastností je, že skýtají možná zdravotní a bezpečností rizika. Náhodné neřízené smíchání paliva a okysličovadla může vést k fatálnímu výbuchu celé nádrže a tím i celé rakety. Dále je třeba dbát zvýšené opatrnosti při manipulaci s těmito látkami, některé z nich totiž mohou být pro člověka karcinogenní. Tato nebezpečí je nutno vzít v úvahu při návrhu motorů a zapalovacích systémů využívající hypergolická paliva [5].

Z tabulky 3 lze vyčíst nejběžněji používaná dvousložková paliva a okysličovadla a jejich základní popis.

Tabulka 3 – Běžně používaná dvousložková paliva [5]

Okysličovadlo	Palivo	Základní popis
Kapalný kyslík (LOX) / Plynný kyslík (GOX) $[O_2]$	Rocket propellant – 1 (RP-1)	Vysoce rafinovaný petrolej, skladovatelné při pokojové teplotě, často používané palivo v kombinaci s tímto okysličovadlem.
	Vodík $[H_2]$	Kryogenní kapalné palivo, často využívané i pro regenerativní chlazení,
	Ethanol $[C_2H_5OH]$	Derivát uhlovodíku (alkohol), dříve hojně využívaný. Dnes používaný především pro studentské raketové motory.
Tetraoxid dusičitý $[N_2O_4]$	Aerozin 50 – směs asymetrického dimethylhydrazinu (UDMH) $[C_2H_8N_2]$ a hydrazinu $[N_2H_4]$	Hypergolické palivo, dlouhodobě skladovatelné. Dříve hojně používané palivo pro balistické střely. Toxické a karcinogenní.
	Monomethylhydrazin (MMH) $[CH_3(NH)NH_2]$	Hypergolické dobře skladovatelné palivo, využívané pro motory orbitálních kosmických lodí. Nebezpečné, toxické a karcinogenní látky.

3 Vlastnosti zapalovacího systému

Správné zapálení pohonných látek je výsledkem přizpůsobení podmínek optimálního hmotnostního průtoku paliva a okysličovadla společně s dodáním dostatečného množství iniciační energie poskytnutého zapalovacím systémem v přesně stanovený okamžik. Poměr směsi paliva a okysličovadla musí být v mezích hořlavosti a energie zprostředkovaná zapalovacím systémem dodána v takové míře, aby došlo k vypaření a předehřátí pohonných látek nad teplotu vznícení. Množství potřebné energie lze předběžně určit ze stechiometrické rovnice hoření směsi, která ale počítá s optimálním poměrem paliva a okysličovadla [6], [7].

Zapálení raketového motoru musí tedy probíhat ve správný čas a plynule, aby se snížilo riziko nestability hoření a aby nedošlo k poškození motoru vlivem tlakových špiček ve spalovací komoře. I odchylka několika milisekund může být pro motor nežádoucí. U většiny motorů je zážehová sekvence spojena i s tím, že do komory nejprve proudí pouze malé množství pohonných látek nutných k zážehu a až posléze dochází společně s rozběhem motoru i k rozběhu turbočerpadel. Turbočerpadla plynule zvýší průtok paliva a okysličovadla a tím i tah motoru. Směs paliva a okysličovadla bývá při rozběhu bohatá na palivo. Počáteční doba hoření se sníženým průtokem se nazývá preliminary stage neboli přípravná fáze. Celkově může neplynulý zážeh způsobit až destrukci a explozi motoru. Neplynulý nebo nesprávný zážeh je označován jako hard start [6], [7].

Při spouštění je ale téměř nemožné, aby byl zajištěn přesný, plynulý a synchronizovaný přísun paliva a okysličovadla. Jedna z pohonných látek se vždy dostane do komory krátce před druhou. Často je pak spolehlivější při zapálení zajistit, aby se jedna z pohonných látek záměrně dostala do komory jako první. Například u startovací směsi bohaté na palivo, se palivo záměrně přivádí do komory jako první [6], [7].

U raket s více motory nebo s více spalovacími komorami je často plynulost zážehu ještě obtížnější. Je třeba zajistit stejný průtok, teplotu a tlak pohonných látek pro každou komoru. Proto musí mít každý motor řízení postupu zážehu. Kvůli tlakovým ztrátám se často rozběh motorů liší až o několik desetin sekundy. Je to také jeden z důvodů, proč velké raketové nosiče nejsou uvolněny ze svého odpalovacího zařízení, dokud není zajištěno, že všechny motory běží na požadovaný výkon [6], [7].

Malé motory lze obvykle spustit velmi rychle, například v řádech milisekund, zatímco větší motory vyžadují jednu nebo i více sekund, než naběhnou na nominální tah [6], [7].

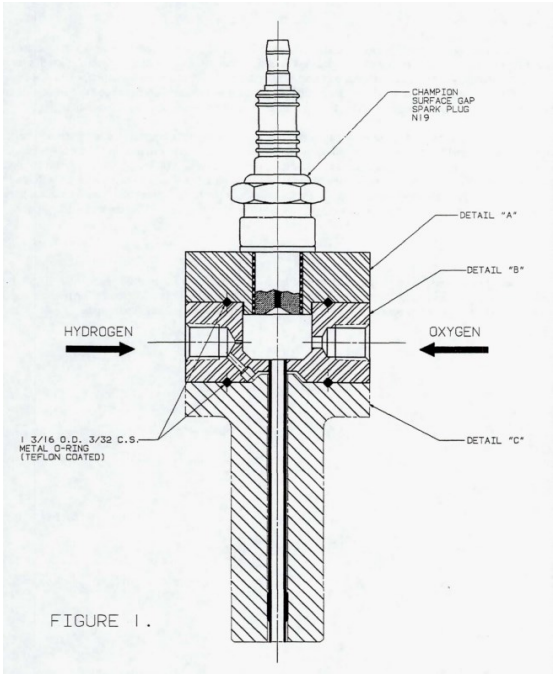
4 Používané zapalovací systémy

Druhů a způsobů zapalovacích systémů je mnoho. Liší se principem fungování a také jestli je u nich požadována možnost opětovného zážehu. Také je třeba zohlednit používané palivo a výslednou energii, kterou je zapalovací zařízení schopno dodat. V této práci budou zmíněny základní nejpoužívanější systémy – jako je zapalování pomocí elektrické zapalovací svíčky (popřípadě žhavící svíčky), hypergolický systém, pyrotechnický systém a jiné další používané systémy.

4.1 Zapalování pomocí elektrické zapalovací svíčky

Systémy využívající zapalovací svíčku jsou často používané pro svoji jednoduchost. Samotná zapalovací svíčka, která je umístěna přímo ve spalovací komoře, se využije například pro malé manévrovací motory. Pro zážeh hlavního motoru je ovšem potřeba využít pochodňového zapalovače, v jehož komoře je svíčka umístěna. Pochodňový zapalovač bývá v anglické literatuře nazýván jako spark torch igniter (STI). Ten funguje na podobném principu jako malý raketový motor, má vlastní spalovací komoru a přivádí se do něj nejčastěji stejné palivo a okysličovadlo jako do motoru rakety. Plamen z pochodňového zapalovače je naveden do hlavní komory motoru, kde zapálí proud okysličovadla a paliva. Zapalovač běží většinou jen dobu nezbytně nutnou k zážehu motoru. Oproti raketovému motoru se využívá směs paliva a okysličovadla bohatá na palivo. Dochází tak ke spalování při nižší teplotě a nedochází k značnému ohřevu stěn. Hořáky tak často nepotřebují žádný přidaný systém chlazení. Pro systémy hořáku je možné využít místo zapálení jiskrou ze svíčky také žhavící svíčky [8], [9].

Na obrázku 5 je zobrazeno schéma pochodňového zapalovače, který využívá jiskrové zapalovací svíčky k zapálení směsi vodíku a kyslíku [10].



Obrázek 5 – Schéma pochodňového zapalovače [10]

Systém pochodňového zapalovače se úspěšně využíval například pro hlavní motory raketoplánu. Motor měl umístěný hořák v ose motoru, přímo uprostřed vstřikovače a tento systém bývá označován anglickým výrazem augmentet torch igniter (ATI). V současné době vyvíjený motor Vinici, Evropské kosmické agentury, bude k zážehu využívat také tento zapalovací systém. Konstrukce zapalovače pro motor Vinci je vidět na obrázku 6 [11].

Obrázek 6 – Pochodňový zapalovač raketového motoru Vinci [11]

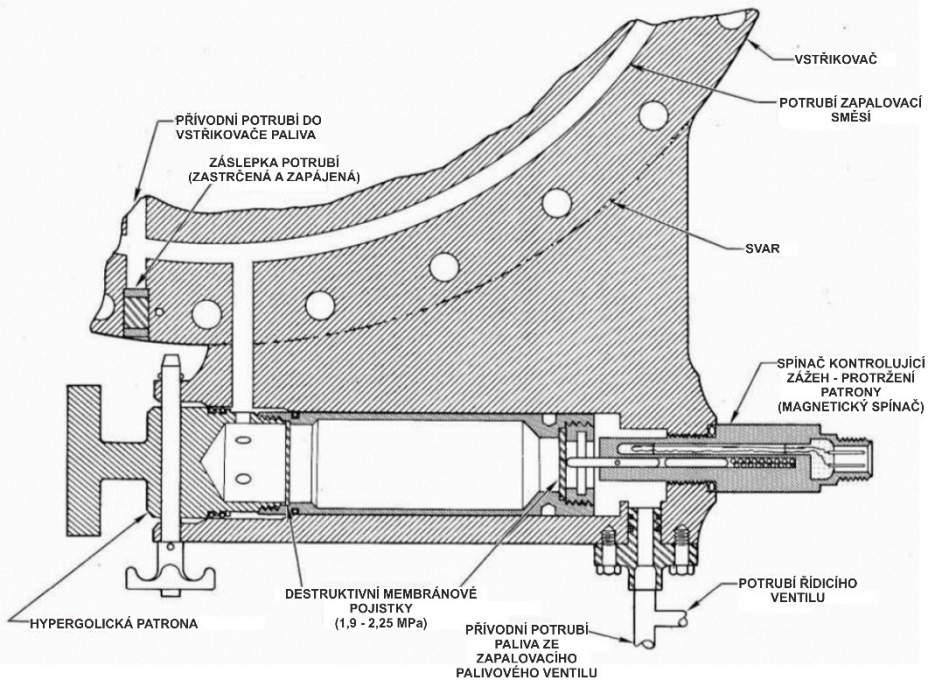
Největším kladem tohoto systému je jeho opětovné použití k zážehu a také to, že většinou využívá stejné palivo a okysličovadlo jako motor rakety a není tedy nutné využívat menší nádrže na jiné látky a paliva. Nevýhodou je přidaná složitost systému dopravy pohonných látek [8], [9].

4.2 Hypergolický systém

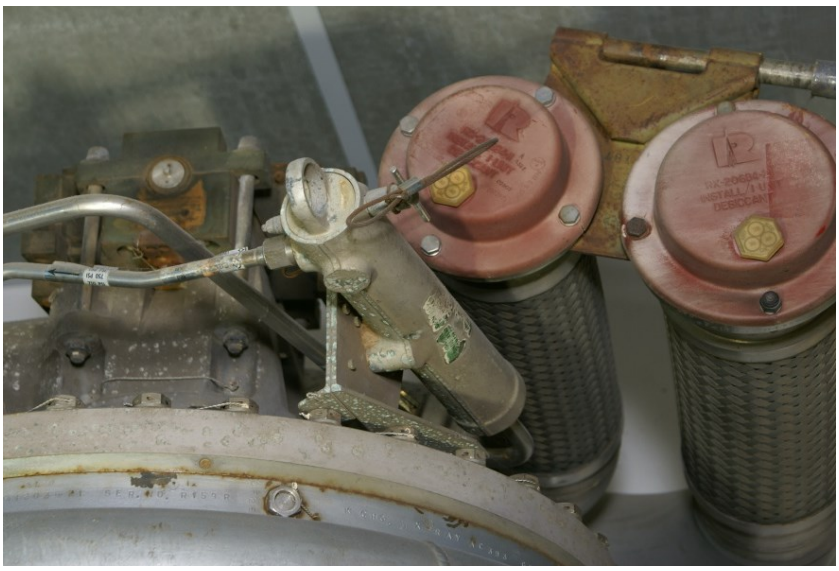
Systémy používající hypergolická paliva mají tu výhodu, že se okamžitě při smíšení paliva a okysličovadla vznítí. Jsou spolehlivé a relativně snadno použitelné pro zážeh motoru. Hypergoly nemají téměř žádné opoždění zážehu, což významně snižuje riziko neplynulého zážehu. Systém dodá dostatečné množství energie velmi rychle a efektivně. Raketové motory a rakety, které využívají hypergolická paliva, nepotřebují žádný zápalný systém [8], [9].

Samotné systémy se zjednodušují, aby nebylo nutné použití složitých mechanismů. Využívají se takzvané hypergolické patrony, což jsou takové malé náboje naplněné látkou, která hypergolicky reaguje s používaným palivem nebo okysličovadlem v motoru. Schéma fungování hyperbolické patrony v motoru H-1 je vidět na obrázku 7 [12]. Tento systém představuje nejbezpečnější využití hypergolických paliv k zážehu motoru. Hypergolické patrony jsou nejčastěji umístěny ve vstřikovači do komory a mají dvě průtržné membrány. Tyto membrány se roztrhnou vlivem narůstajícího tlaku přiváděného paliva do komory. Systém s hypergolickými patronami využily například motory F-1, které budou v této práci popsány a také například motory LR89. Obrázek 8 dokumentuje hypergolickou patronu umístěnou na přívodním potrubí paliva motoru LR89 [8], [9], [13].

Zavedením hypergolického zápalného systému přináší rizika zdravotní a také bezpečnostní. Další složitostí jsou často používaná okysličovadla (jako jsou například tetraoxid nebo oxid dusičitý), která často reagují s celou řadou materiálů, a proto je nelze využít pro všechny raketové motory [8], [9].



Obrázek 7 – Schéma hypergolického zápalného systému (hypergolická patrona) [24]

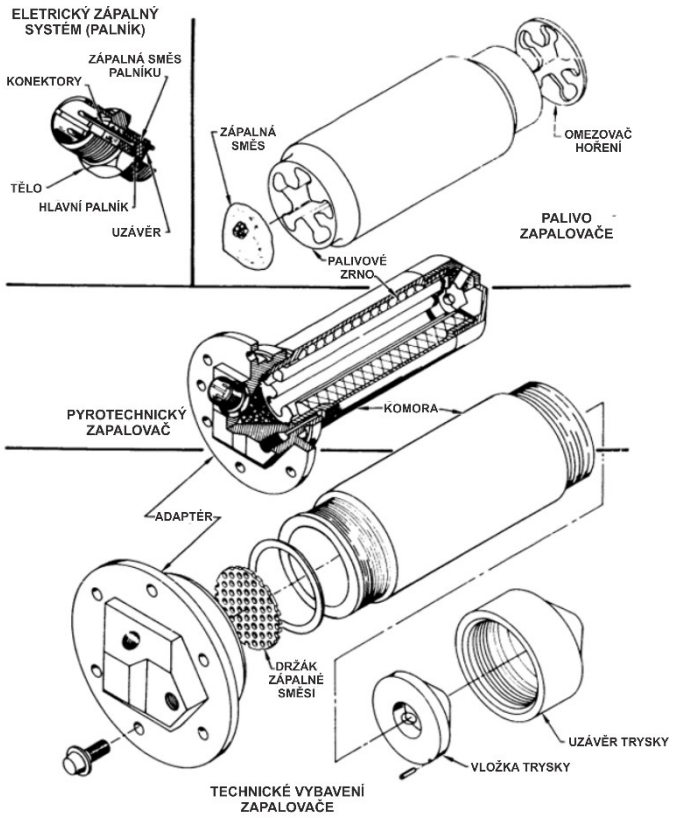


Obrázek 8 – Hypergolická patrona motoru LR89 [13]

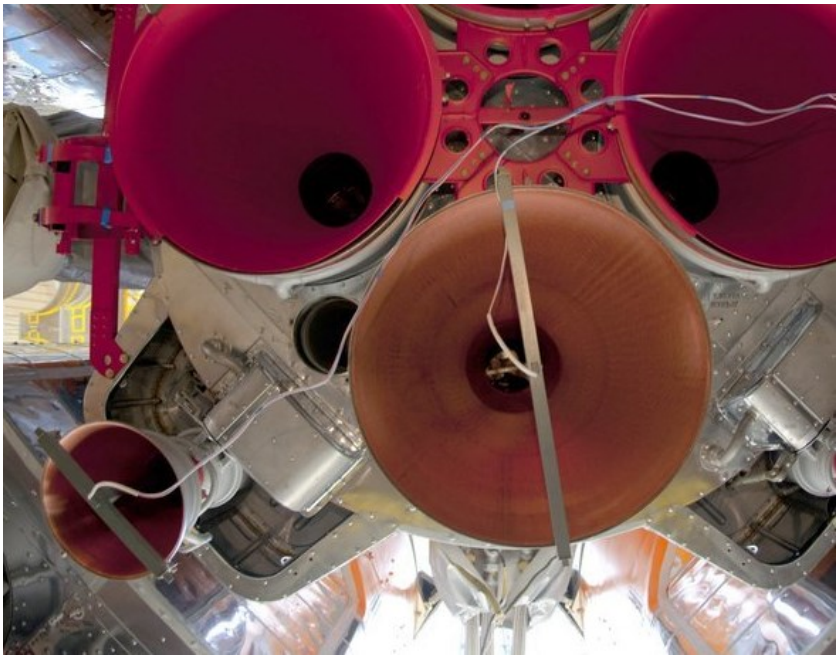
4.3 Pyrotechnický systém

Pyrotechnické zapalovací systémy jsou zjednodušeně řečeno elektricky aktivované výbušniny. Tyto zapalovače jsou navrženy tak, aby vytvářely plamen, který hoří dostatečně dlouho a dodává dostatečné teplo. Schéma standartního pyrotechnického zařízení NASA, které je určeno k zážehu raket, je zobrazeno na obrázku 9 [14]. Umisťují se do spalovací komory, buď montáží přímo na desku vstřikovače, nebo se zasouvají například pomocí dřevěného nosníku zespodu do

komory. Dřevěná konstrukce s pyrotechnickým zapalovačem se dodnes používá pro ruské rakety, jako například pro raketu Sojuz a je označována jako PZU (z ruských slov „Pyrotechnické zážehové zařízení“). PZU lze vidět na obrázku 10 přímo nainstalované před startem rakety [15]. Při zážehu dojde k odmrštění celé dřevěné konstrukce vlivem tahu motoru, což přináší rizika spojená s poškozením tenké stěny trysky motoru. Tento zapalovací systém lze využít pouze jednou a není ho proto možné používat pro motory s opětovným zážehem. Pro moderní raketové motory není tento systém příliš vhodný. Důvodem je, že se od používání pyrotechnických zapalovačů upustilo a jejich konstrukce se dále nijak nevyvíjela. Často bývá složitá jejich změna rozměrů, výkonu a teploty hoření. Nedají se také často použít pro kryogenní paliva, protože vlivem teploty paliva a okysličovadla může dojít k opoždění zážehu, a to může vést k hard startu motoru nebo až ke zničení motoru [8], [9].



Obrázek 9 – Schéma pyrotechnického zápalného systému [14]



Obrázek 10 – Pyrotechnický zápalný systém PZU rakety Sojuz [15]

4.4 Další používané systémy

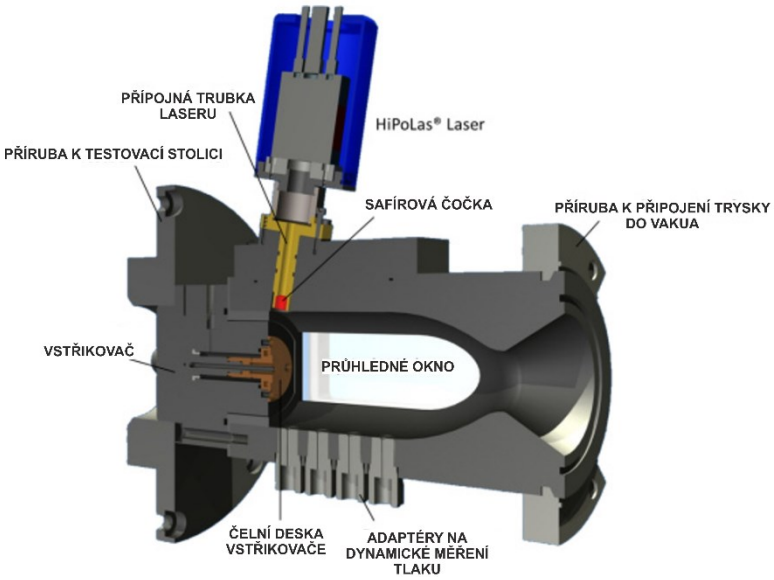
Stále je snaha všechny systémy dále vylepšovat a hlavně zjednodušovat, aby byl celý systém kompaktní, lehký a hlavně spolehlivý [7].

Jedním z takových systémů, který je jednoduchý a efektivní, je systém zapalování pomocí polovodičového laseru. Schéma takového systému je na obrázku 11, který ukazuje raketový motor s testovaným laserovým zapalovačem. Jeho výhodou je, že laser je schopen dodat velké množství energie do téměř celého prostoru komory, a to pouze za zlomek času. To umožní vznícení i v místech, kde by se mohly hromadit nespálené předem smíchané pohonné látky. To napomáhá ke snížení rizik spojených s neplynulým rozběhem motoru [7], [8].

Pro zapalovací systémy bylo také použito systémů založených na principu katalytického rozkladu. Jedná se o systém, který využívá exotermické reakce rozkladu některých látek, jako jsou například oxid dusný nebo peroxid vodíku. Hlavním nedostatkem tohoto systému je složitý návrh ideální katalytické reakce. Systém je díky tomu dost složitý, a ne příliš spolehlivý. Výsledná přidaná hmotnost v kombinaci s technickou náročností implementace a vývoje systému činí tuto metodu nevýhodnou [9].

Dalšími možnostmi zapalovacích systémů jsou například zapalovací systémy pomocí plazmatu nebo například pomocí pyrotechnických systémů, které využívají speciální směsi náloží [7].

Použití těchto systémů pro moderní raketové motory je často složité a často je brzdí jejich zdlouhavý vývoj. Daleko častěji se tak využívají konvenční a již dříve ověřené zapalovací systémy, jako jsou například hypergolické patrony nebo pochodňové zapalovače [7], [8], [16].



Obrázek 11 – Raketový motor s laserovým zážehovým zařízením [8]

5 Popis zážehové sekvence

Návrh zážehové sekvence úzce souvisí a probíhá společně s návrhem samotného motoru. Cílem je stanovit, jak rychle lze motor převést ze startovací sekvence do nominálního tahu. Stabilní a plynulá startovací sekvence má úzkou korelaci s každou částí motoru. U turbočerpadel a hnacího zařízení by mělo být docíleno dostatečných otáček, avšak je třeba zabránit nadměrnému překmitu otáček. Ve spalovací komoře by měly být odstraněny vlivy tlakových rázů a teplotních špiček během rozběhu [5].

Optimální zážehovou sekvenci ovlivňují především dva významné faktory. Prvním je zajištění spolehlivého, opakovatelného a bezpečného zapálení směsi ve spalovací komoře s dodržením bezpečných otáček turbočerpadel a bezpečného tlaku a teploty ve spalovací komoře. A druhým je minimalizace doby potřebné pro přechod do ustáleného stavu – čas od příkazu startu k režimu plného tahu [5].

5.1 Příklad zážehové sekvence

Další podkapitoly se zabývají zážehovými sekvencemi vybraných motorů. Pro jejich lepší pochopení je tato podkapitola zaměřena na přiblížení a ukázku příkladu zážehové sekvence v po sobě jdoucích krocích. Tyto kroky, často pouze s malými rozdíly, jsou součástí téměř každé zážehové sekvence raketového motoru na kapalná paliva.

V několika bodech je popsána základní představa zážehové sekvence. Jedná se o zjednodušenou sekvenci motoru s otevřeným cyklem. Směs v komoře je zapalována pomocí hypergolické patrony [5], [17].

1. Před začátkem samotné sekvence je potřeba, aby v palivovém systému nebyly vzduchové bubliny a nečistoty. Proto se nejprve zahájí sekvence na odvzdušnění (tzv. Bleed sequence), nebo čištění potrubí inertním plynem či kapalinou.
2. Dochází k příkazu startu a spouští se zapalování v plynovém generátoru. Zapalování může být realizováno pyrotechnickou patronou nebo elektrickou zapalovací svíčkou.
3. Otevírají se ventily pro přívod paliva a okysličovadla do plynového generátoru.

4. Zvětšuje se množství spalin, které začínají roztáčet plynovou turbínu spojenou s turbočerpadly.
5. Souběžně s rozběhem turbočerpadel dochází k otevření hlavního ventilu přívodu okysličovadla, které do komory vstupuje až po dosažení potřebné úrovně tlaku.
6. Protrhuje se hypergolická patrona a zápalná směs se vhání společně s okysličovadlem do komory. Obdobou tohoto kroku může být zahájení zážehu pomocí jiného zapalovacího zařízení.
7. Tlak v komoře roste a otevírá se i hlavní ventil paliva.
8. Směs ve spalovací komoře se vznítí, roste talk generovaný turbočerpadly i tlak v komoře. Zvyšuje se hmotnostní tok pohonných látek a motor se plynule rozebíhá až na plný výkon.

5.2 Motor LR87-AJ-11

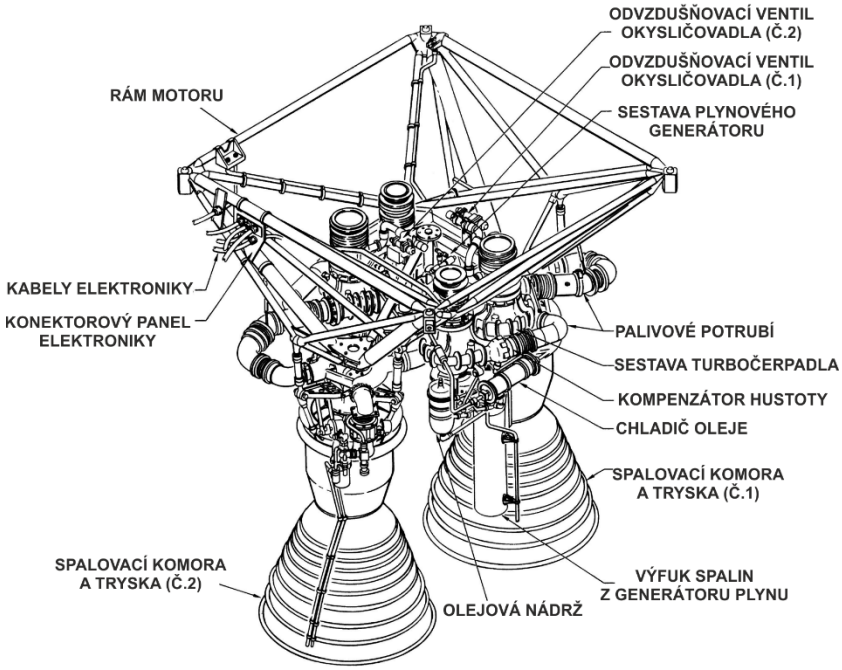
5.2.1 Popis motoru

Jedná se o motor s otevřeným cyklem a používá hyperbolické pohonné látky. Jako okysličovadlo je použit tetraoxid dusičitý (N_2O_4) a jako palivo je použita směs označovaná jako Aerozin 50. Jedná se o směs hydrazinu (N_2H_4) a asymetrický dimethyhydrazin ($C_2H_8N_2$) v poměru 1:1. Hmotnostní směšovací poměr paliva a okysličovadla při plném chodu motoru je 1,915 (přibližně 65,7 % okysličovadla ku 34,3 % paliva) [18].

Schéma dvojice motorů lze vidět na obrázku 12 [19].

Motor využívá k zážehu vlastnost samovznícení při smíchání hypergolických paliv. Pro roztáčení turbočerpadel ale využíval pyrotechnickou kazetu, která sloužila jako generátor plynů umístěné u turbíny [18].

Tento motor se vyvíjel v několika provedeních dle používaného typu paliva. Přímo tento typ byl používán jako dvojice hlavních motorů prvního stupně a jako jeden samostatný motor druhého stupně pro raketu Titan IIIE, Titan IV-A a raketu Titan IV-B [18], [19].



Obrázek 12 – Schéma dvojice motorů LR87-AJ-11 [19]

5.2.2 Zážehová sekvence

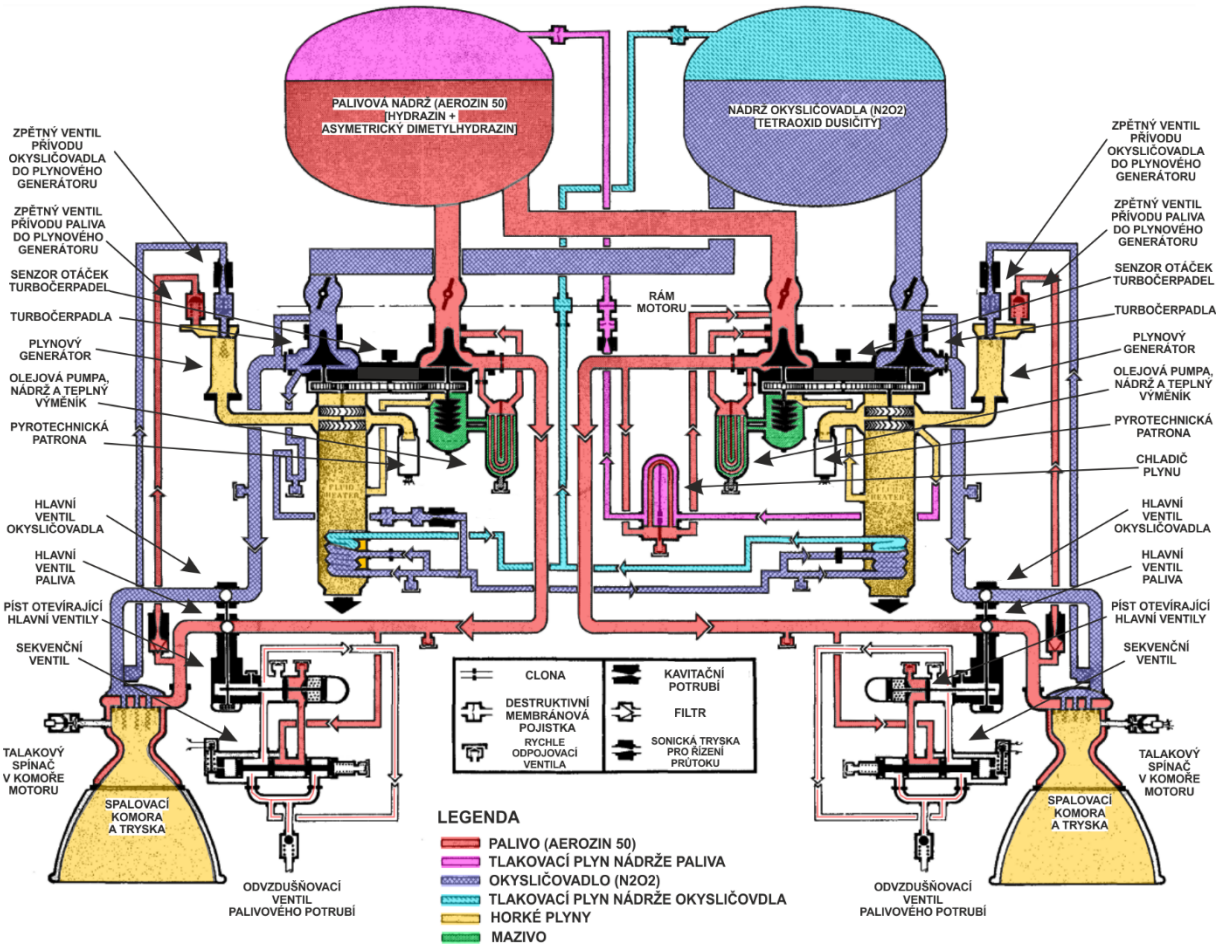
Prvním krokem je plnění a odvzdušňování motoru. Otevřením elektricky ovládaných znovu uzavíratelných ventilů dochází k zahájení odvzdušňovací sekvence. Palivo i okysličovadlo zaplňují motor v důsledku statického tlaku pohonných látek v nádržích nad motorem. Okysličovadlo je vedeno ohebnými hadicemi od turbočerpadla, až do nádrže s okysličovadlem. Tento systém se částečně odvzdušní statickým tlakem a při chodu motoru slouží jako tlakovací systém nádrže s okysličovadlem. Kompletní odvzdušnění není v tomto subsystému považováno za nutné. Odvzdušnění palivového systému je výrazně důležitější a musí být před startem zcela dokončeno, protože hydraulický tlak paliva ovládá hlavní ventily přívodu paliva i okysličovadla do spalovací komory. Hladký chod ventilů je tedy na odvzdušnění silně závislý [18].

Systém ovládající hlavní ventily do spalovací komory se skládá z pístu mechanicky spojeného s hlavními ventily a ze sekvenčního ventilu. Píst i sekvenční ventil jsou drženy v uzavřené poloze pomocí pružin, přesně nastavených pro požadovaný tlak. K odvzdušnění tohoto subsystému dojde ve chvíli, kdy palivo statickým tlakem doteče do nejvyššího bodu. K tomuto místu je připojena ohebná hadice, která vypouští vzduch a následně palivo ven mimo motor. Na hadici je

umístěn ventil, který omezuje výtok paliva na 1200 cm^3/min na jednu komoru. Minimální doba odvzdušňování motoru před startem je 30 sekund [18].

Po dokončení kompletního odvzdušňovacího cyklu je motor připraven na start. Ten je zahájen startovacím signálem FS-1 (z anglického výrazu *fire switch*), který aktivuje stejnosměrný 28 voltový obvod a dochází k zapálení pyrotechnické patrony umístěné v plynovém generátoru. Hořící patrona vytváří dostatek plynu k roztáčení turbíny, která je přes ozubené soukolí spojena s turbočerpadlem. Vzhledem k tomu, že hlavní ventil paliva i okysličovadla je stále zavřený, dochází pouze k růstu tlaku v celém systému. Po dosažení tlaku přibližně 20,7 bar (20,3 až 22,4 bar nominálně) dojde k přetlačení pružiny v sekvenčním ventilu a ten přejde ze stavu odvzdušňování do stavu startu. Ve stavu startu může tlak již působit na píst, který ovládá otevření hlavních ventilů. K tomu dochází přibližně 0,25 sekundy po zahájení startu startovacím signálem FS-1. Rostoucí tlak nad hodnotu přibližně 22,5 bar začíná tlačit na píst a začíná docházet k otevírání hlavních ventilů a přívodu paliva a okysličovadla do komory motoru. Otevírání ventilů začíná 0,3 sekundy po FS-1, zcela otevřeny jsou až 1,1 sekundy po FS-1. Pohonné látky začnou proudit do komory motoru v okamžiku, kdy se začnou otevírat ventily. Okysličovadlo proudí přímo do vstřikovací hlavy. Palivo se používá k regenerativnímu chlazení spalovací komory a musí nejprve naplnit potrubí a protékat tak chladicími trubkami z nerezové oceli, které tvoří stěny komory. Větší objem, který musí palivo naplnit, než se dostane k do spalovací komory, má za následek, že je okysličovadlo v komoře dříve. Ukázalo se, že tento mírný předstih okysličovadla (0,25 až 0,30 sekundy) poskytuje hladší start motoru. Při kontaktu paliva a okysličovadla v komoře dochází k okamžitému zážehu. Plynule se zvyšujícím tlakem v systému dochází ke kompletnímu rozběhu motoru až na maximální úroveň tahu. Po krátkou dobu, kdy generátor plynu a startovací patrona pracují současně, motor překročí svou nominální úroveň výkonu, ale to se očekává a kontroluje [18].

Schéma startovací sekvence po odvzdušnění až do startu motoru je zobrazena na obrázku 13, kde jsou vidět společné průtoky paliva a okysličovadla potrubím motoru [18].



Obrázek 13 – Schéma startovací sekvence motoru LR87-AJ-11 [18]

5.3 Motor F-1

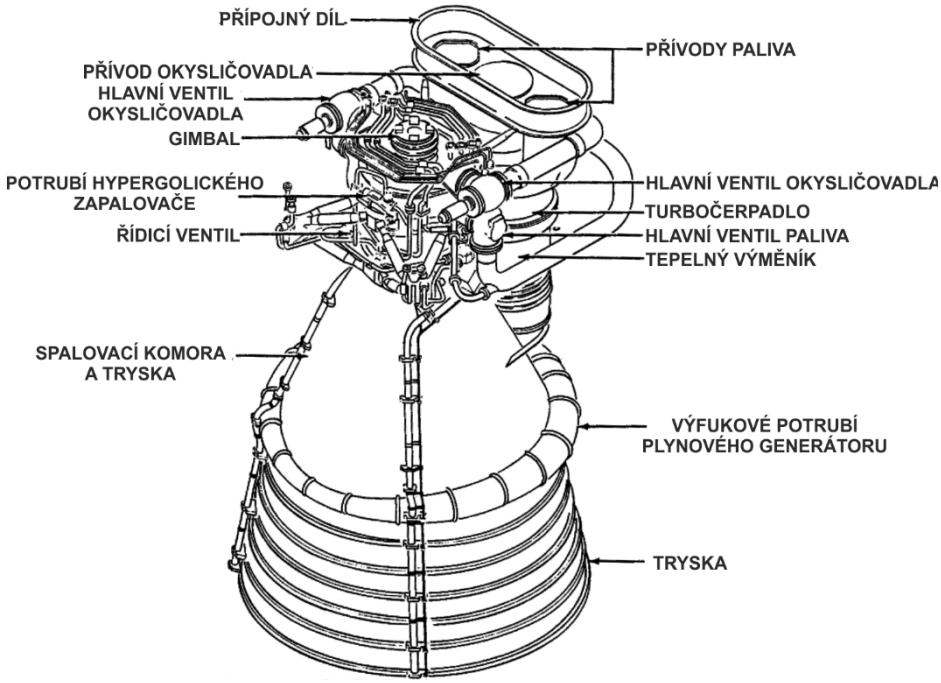
5.3.1 Popis motoru

Motor má otevřený cyklus. Jako palivo je použita vysoce rafinovaná forma petroleje označované jako Rocket Propellant-1 (RP-1) a okysličovadlem je tekutý kyslík (LOX). Hmotnostní směšovací poměr u tohoto motoru je 2,27 (přibližně 69 % okysličovalda a 31 % paliva) [20].

Motor F-1 je zobrazen na schématu s popisem částí motoru na obrázku 14 [21].

Zážehový systém se skládá z plynového generátoru, který spaluje okysličovadlo a palivo a roztáčí turbínu spojenou s turbočerpadly. Dále z hypergolických patron umístěných ve vstřikovači. Ty se při roztržení samovznítí a zapálí směs vnikající do komory motoru [20].

Hlavním posláním tohoto motoru bylo dostat lidskou posádku na Měsíc. Proto bylo použito těchto pět motorů pro první stupeň pro raketu Saturn V [20], [21].



Obrázek 14 – Schéma motoru F-1 [21]

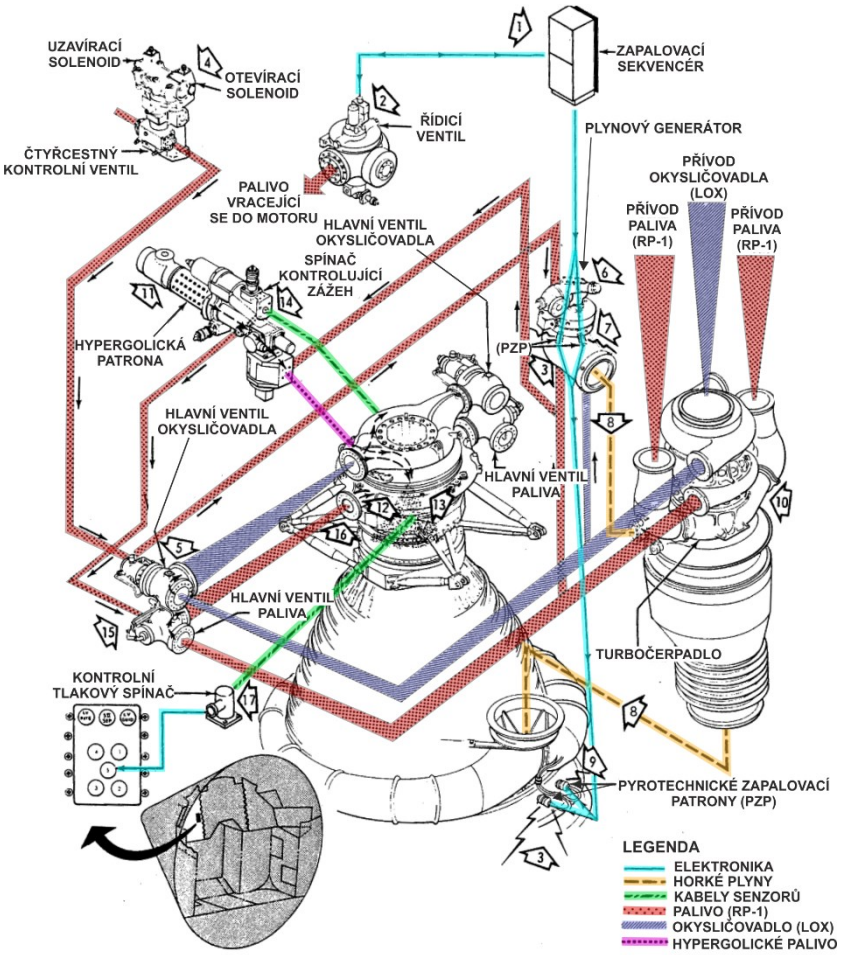
5.3.2 Zážehová sekvence

Před započetím samotné zážehové sekvence se na motoru provádí několik nezbytných úkonů. Jedním z nich je naplnění trubiček spalovací komory ethylenglykolem ($C_2H_6O_2$). Tato inertní látka napomáhá plynulejšímu startu motorů a je použita i jako odvzdušnění motoru. Plní se 15 až 13 hodin před startem. Ještě přibližně 11 minut před startem je doplněno asi 190 litrů ethylenglykolu, který vyteče z motoru během testování vektorování tahu. Další nezbytným předletovým úkonem je natlakování systému na eliminaci takzvané POGO oscilace. Ta vzniká u raketových motorů na kapalná paliva nestabilitou spalování, která způsobuje nadměrné vibrační síly a je potenciální zdrojem samobuzených vibrací, které mohou vést až k destrukci motoru [22]. Systém potlačení POGO využívá dutin před hlavními ventily přívodu okysličovadla u čtyř postranních motorů (všechny mimo motoru uprostřed). Tyto dutiny jsou natlakované plynným heliem a pohlcují rázy v potrubí. K natlakování dochází od 11. do 9. minuty před startem. Celý systém je dále monitorován a dotlakováván až do chvíle, kdy dochází k odpojení hlavního plnícího potrubí pozemního systému do rakety [21], [23].

Po zahájení zážehu dochází k zahájení odpočtu a zapalovací sekvencér přebírá kontrolu všech pěti motorů současně. Následuje otočení kontrolního ventilu do polohy, aby palivo proudilo potrubí motoru, ale tlak v nádrži je udržován stále

z pozemního systému. Následuje zapálení 4 pyrotechnických zapalovacích patron, každá hoří 6 sekund. Dvě tyto patrony jsou umístěny uvnitř spalovací komory plynového generátoru. Generátor plynu vytváří vysokotlaký plyn pro pohon turbočerpadel. Zbylé dva zapalovače jsou umístěny ve výfuku turbíny přímo uvnitř trysky motoru a jejich účelem je zapálit zbylé výfukové plyny turbíny bohaté na palivo. Dále je aktivován řídící ventil, který hydraulickým tlakem otevírá hlavní ventily přívodu okysličovadla a ventily přívodu pohonných látek do plynového generátoru. Okysličovadlo proudí do spalovací komory, ven z motoru a vytváří hustý bílý oblak pod motory. Pohonné látky se zapalují ve spalovací komoře plynového generátoru pomocí zapalovacích patron. Kvůli zvyšujícímu se tlaku v potrubí paliva se otevírá ventil hypergolického zapalovače, což umožňuje působení tlaku paliva na průtržnou membránu hypergolové patrony. Hlavní ventil přívodu paliva je stále uzavřen. Jakmile se tlak paliva zvýší na přibližně dvacetišestinásobek atmosférického tlaku, dojde k roztržení hypergolové patrony. Hypergolická tekutina a palivo jsou vtlačovány do komory, kde se mísí s kapalným kyslíkem a dochází ke vznícení směsi. Protržením patrony je spuštěn zážehový monitorovací ventil. Zapálení způsobí zvýšení tlaku ve spalovací komoře. Po dosažení tlaku 1,4 bar ve spalovací komoře se monitorovací zážehový ventil přepne a začne otvírat hlavní palivový ventil. Plynule se zvětšuje tlak a objemový tok paliva i okysličovadla. Požadovaný tlak v potrubí obou látek je 73 bar. Pokud je tento tlak dosažen, je vyslán elektronický signál do řídícího počítače rakety a raketa se může odpoutat ze startovací rampy [21], [22], [24].

Jednotlivé kroky startovací sekvence jsou znázorněny i na schématu motoru na obrázku 15 [21].



Obrázek 15 – Schéma startovací sekvence motoru F-1 [21]

5.4 Motor J-2

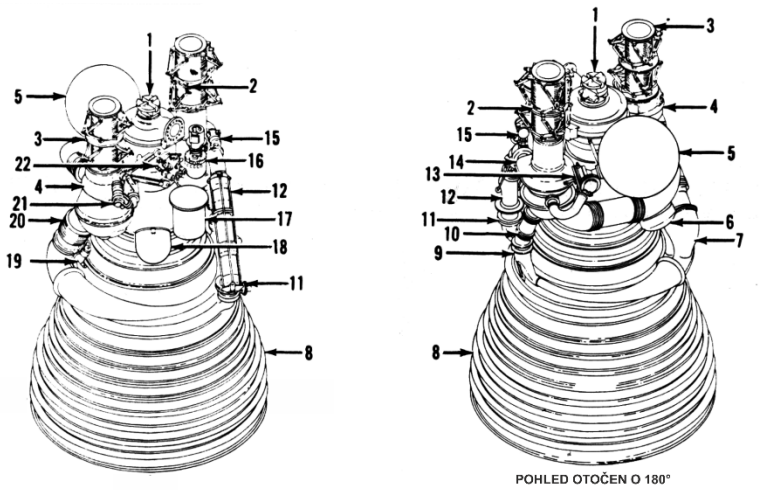
5.4.1 Popis motoru

Raketový motor J-2 je motor s otevřeným cyklem, podobně jako motor F-1. Palivo se ale liší. Pro J-2 jsou použity kryogenní pohonné látky, a to kapalný kyslík jako okysličovadlo a kapalný vodík jako palivo. Hmotnostní poměr směšování okysličovadla a paliva je 5,5 (přibližně 84,6 % okysličovadla a 15,4 % paliva) [25], [26].

Pro zážeh tohoto motoru se používají elektrické zapalovací svíčky. Dvě jsou umístěny v generátoru plynů a pomocí nich dojde k zapálení směsi paliva a okysličovadla. Vzniklé spaliny prochází přes turbínu a ta začne roztáčet turbočerpadla. Dvě další svíčky jsou umístěny v zařízení nazývaném augmeted torch igniter (ATI), který je umístěn uprostřed vstřikovače a funguje na stejném principu jako pochodňový zapalovač. Je zde použit pro možnost opakovaného zážehu motoru. Tento systém je umístěn uprostřed vstřikovače [26], [27].

Tento motor byl určen, stejně jako motor F-1, pro raketu Saturn V, aby dopravil první lidskou posádku na povrch Měsíce [26], [27].

Schéma motoru společně s popisky je vidět na obrázku 16 [21].



1. GIMBAL
2. PŘÍVODNÍ POTRUBÍ PALIVA (H2)
3. PŘÍVODNÍ POTRUBÍ OKYSLIČOVADLA (LOX)
4. TURBOČERPADLO (LOX)
5. STARTOVACÍ NÁDRŽ
6. KRYT POMOCNÉHO LETOVÉHO POČÍTAČE
7. VÝFUKOVÉ POTRUBÍ
8. SPALOVACÍ KOMORA A TRYSKA
9. ŠKRTÍCÍ OBTOKOVÝ VENTIL TURBOČERPADLA (LOX)
10. OBTOKOVÉ POTRUBÍ TURBOČERPADLA
11. HLAVNÍ VENTIL PALIVA
12. VYSOKOTLAKÉ POTRUBÍ PALIVA
13. ODPOUŠTĚCÍ REGULAČNÍ VENTIL STARTOVACÍ NÁDRŽE
14. TURBOČERPADLO (H2)
15. ODVZDUŠŇOVACÍ VENTIL (H2)
16. PLYNOVÝ GENERÁTOR
17. KRYT ELEKTRONICKÉHO ŘÍZENÍ
18. KRYT LETOVÝCH PŘÍSTROJŮ
19. ZPĚTNÝ VENTIL TEPELNÉHO VÝMĚNÍKU
20. TEPELNÝ VÝMĚNÍK
21. ŘÍDICÍ VENTIL SMĚŠOVÁNÍ PALIVA A OKYSLIČOVADLA
22. PNEUMATICKÝ ŘÍDICÍ SYSTÉM

Obrázek 16 – Schéma motoru J-2 [21]

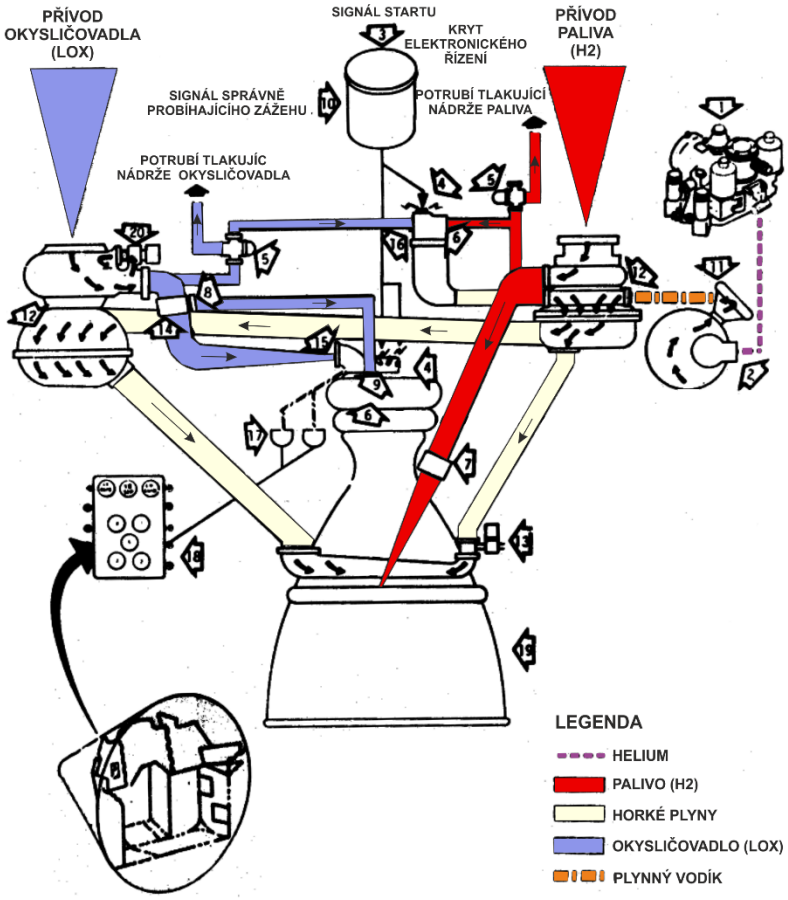
5.4.2 Zážehová sekvence

Před spuštěním motoru je celá palivová soustava naplněna pohonnými látkami a dostatečně natlakovaná. Činnost a správnou funkci motoru spouští a kontroluje elektronika řízení startu a chodu motoru. Tato jednotka ovládá pneumatický systém zodpovědný za otevírání a zavírání téměř všech ventilů na motoru a zároveň monitoruje až 70 různých parametrů, jako jsou průtoky, tlaky a teploty. Pneumatický systém je tlakován z malého nezávislého zásobníku helia. Jediný ventil, který pneumatický systém neovládá a je ovládán elektronickou řídící jednotkou, je ventil regulující průtok paliva a okysličovadla do komory. Díky tomuto ventilu lze řídit množství tahu a dosáhnout rovnoměrného vyčerpání nádrží pohonné látky, aby se optimalizoval výkon stupně. Mezi oběma turbočerpadly je umístěn obtokový ventil regulující otáčky obou turbočerpadel. Ten je před startem uzavřen [21], [28].

Vydáním signálu ke startu se sepne elektronická řídící jednotka a ta uvede do chodu elektrické zapalovací svíčky u plynového generátoru i v zapalovacím zařízení motoru (ATI). Dochází k otevření hlavních ventilů přívodu paliva, to začne procházet

potrubím regenerativního chlazení. Palivo se předehřeje a vypařuje se na plyn, ten následně prochází skrz zapalovací zařízení (ATI). K rozběhu turbočerpadel se použije startovací natlakovaná nádrž plynného vodíku, která je dotlakovávána vypařeným vodíkem od motoru. Hlavní ventil okysličovadla je otevřen a kyslík je tak vstřikován do spalovací komory. Část okysličovadla putuje do zapalovacího zařízení, kudy již proudí vodík. Jiskra z jiskrového zapalovače (ATI) tak způsobí vznícení směsi ve spalovací komoře. Uzavírá se obtokový ventil, čímž se snižují otáčky turbočerpadla okysličovadla. Plynový generátor produkuje dostatek spalin, aby začal roztáčet turbočerpadla sám, bez pomoci vodíku ze startovací nádrže. Turbočerpadla dosahují svých nominálních hodnot otáček, pro vodík je to 27 000 ot./min a pro kyslík 8 600 ot./min. Zvyšuje se tah motoru a dochází k opětovnému natlakování startovací nádrže z přívodu paliva, aby bylo možné znovu nastartovat motor po jeho vypnutí. V okamžiku natlakování má motor dostatečný tah k jeho provozu a spustí se ventil na regulaci tahu, který začne řídit směšovací poměr paliva a okysličovadla, aby se optimalizoval výkon motoru. Také se dá tímto ventilem regulovat tah motoru [21], [28].

Schéma startovací sekvence s očíslovanými kroky je vidět na obrázku 17 [21].



Obrázek 17 – Schéma startovací sekvence motoru J-2 [21]

5.5 Motor RS-25

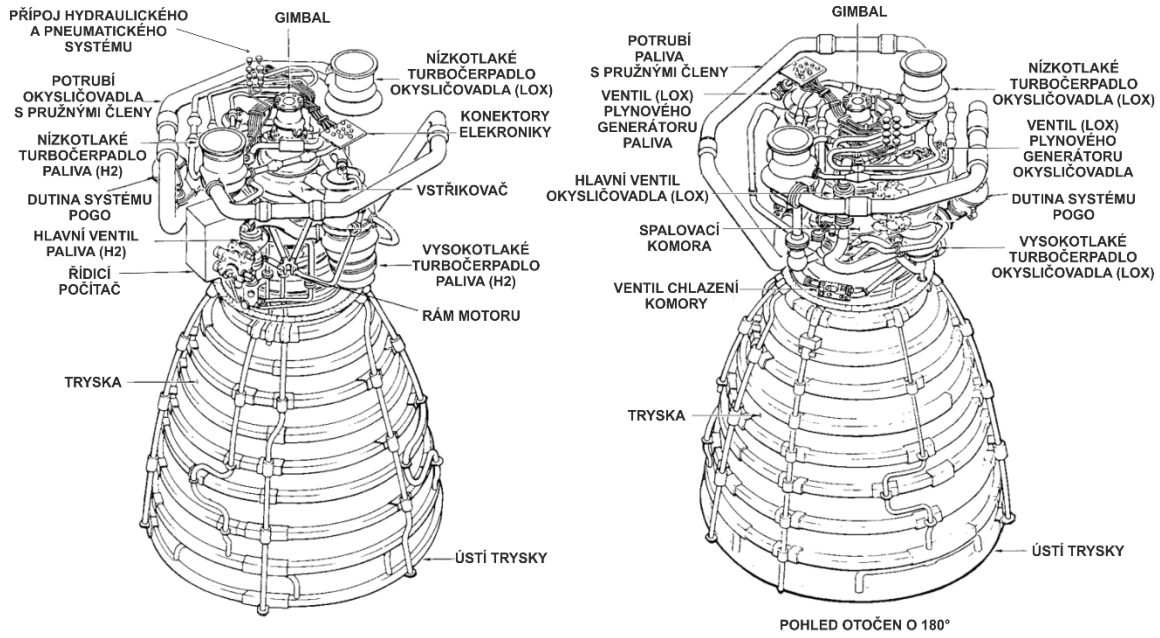
5.5.1 Popis motoru

Jedná se o motor s uzavřeným cyklem poháněný kryogenními pohonnými látkami. Okysličovadlo je kapalný kyslík a palivo kapalný vodík v hmotnostním směšovacím poměru 6,03 (přibližně 85,8 % okysličovadla a 14,2 % paliva) [29], [30].

Jeho schéma je vidět na obrázku 18 [6].

Zážehová sekvence a zážeh samotného motoru je závislý na pochodňovém zapalovači. Ten je u tohoto motoru umístěn uprostřed vstřikovače a je zároveň součástí komory motoru. Nejprve se ke dvěma svíčkám přivádí požadovaná směs bohatá na palivo, aby došlo k zapálení, které zažehne směs paliva a okysličovadla v celé komoře [8], [31].

Postaven a vyvinut byl především jako hlavní motor raketoplánů. V současné době jeho modifikace slouží jako motory pro raketu SLS a do budoucna se počítá i s využitím tohoto motoru pro raketu Ares V a Ares I [8], [31], [30].



Obrázek 18 – Schéma motoru RS-25 [6]

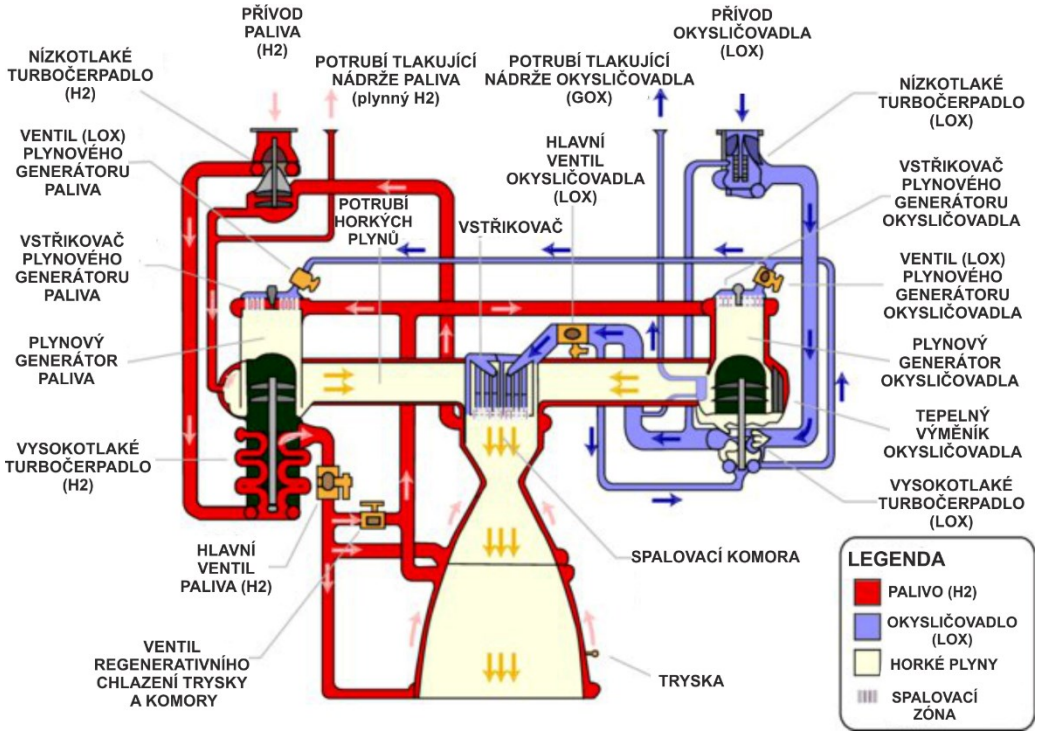
5.5.2 Zážehová sekvence

Zahájení startovací sekvence začíná a dochází k otevření ventilů přívodu paliva a okysličovadla do potrubí motoru. Obě pohonné látky proudí potrubím až k odvzdušňovacím ventilům. Odvzdušňovací ventil paliva je umístěn těsně před hlavním ventilem, zatímco ventil okysličovadla je umístěn před ventilem, který bude přivádět okysličovadlo do plynového generátoru spojeného s turbočerpadlem paliva. Odvzdušňování probíhá hodinu i více, aby bylo zajištěno, že se v soustavě přívodu pohonných látek nevyskytují vzduchové bubliny a také, že jsou dostatečně ochlazena turbočerpadla a celý systém. V čase čtvrté minuty před startem začíná proplachování palivového systému od hlavních ventilů až do vstřikovače a tím i předchlazování celého motoru a komory. To se provádí pomocí dusíku pro soustavu okysličovadla a pomocí helia pro palivovou soustavu. Následuje test vektorování tahu, ten začíná 3 minuty a 25 sekund před startem a končí ustavením motorů do pozice startu. V této pozici jsou motory nejvíce vzdáleny od sebe, aby nemohlo dojít při zážehu a rozbíhání k jejich vzájemné kolizi. Následuje uzavření odvzdušňovacího ventilu nádrží na kapalný kyslík. Pozemní systémy dotlakují nádrž na 1,45 bar pomocí helia. Dále se uzavírá i odvzdušňovací ventil nádrže vodíku a také dojde k dotlakování heliem na tlak 2,9 bar. V čase 31 sekund před startem přebírá řízení startu palubní počítač, ten je také mimo jiné zodpovědný za správný zážeh pomocných urychlovacích stupňů (Solid Rocket Booster) raketoplánu

a odpálení pyrotechnických šroubů, které drží raketoplán na startovací rampě ve správný čas. Počítač ale především zodpovídá za přesné a včasné otevírání a uzavírání všech ventilů v motoru. Bez tohoto přesného řízení by se motor nikdy nezažehl nebo by došlo k jeho destrukci [32], [31].

Zahájení startu je iniciováno a nyní, 3 vteřiny před startem, je celá sekvence automaticky řízena počítačem. Pokud je vše dle počítače v pořádku, otevře okamžitě hlavní ventil paliva. Plné otevření trvá pouze dvě třetiny sekundy. Tekutý vodík začne plnit chladící potrubí motoru a vzhledem k teplotě se začne vypařovat. Motor tak pro svůj rozběh využije vlastnost nízké teploty varu vodíku a v rané části startovací sekvence funguje jako motor s expanzním cyklem, tedy tak, že se expandovaný vodík využije na roztáčení turbín obou turbočerpadel. Tím se eliminuje potřeba jakéhokoli pomocného zdroje energie k zahájení startovací sekvence. Společně s otevřením hlavního ventilu paliva je uvedeny do chodu elektrické zapalovací svíčky v pochodňovém zapalovači. V tomto okamžiku dochází i k otevření hlavního ventilu okysličovadla. Tento ventil se otevírá přesně stanoveným postupem a k jeho úplnému otevření dochází přibližně ve 4. sekundě zážehu. Otevírají se postupně i další ventily, jako je například ventil okysličovadla do plynového generátoru turbočerpadla paliva a ventil okysličovadla plynového generátoru turbočerpadla okysličovadla. To vše se děje ve zmíněném pořadí s rozestupem desetiny sekundy po sobě. V tento okamžik, tedy v čase 1,5 vteřiny od začátku sekvence, provede řídící počítač nejdůležitější kontrolu tlaků, teplot a hlavně otáček turbočerpadla přívodu paliva. Pokud jsou otáčky vyšší než 4600 ot./min., start pokračuje. Se zpožděním 0,12 sekundy od kontroly se otevírá ventil přívodu okysličovadla do pochodňového zapalovače a ten zapaluje oba plynové generátory a také směs ve spalovací komoře. Tlak v komoře vzroste na 25% úroveň nominálního tlaku. Řídící počítač provádí dvě další kritické kontroly, a to v čase 1,7 a 2,4 sekundy od startu. Kontroluje tlak a především jestli je motor správně zapálen. Po 3,8 sekundách systém řízení začne upravovat průtok paliva. V čase 5 sekund od začátku zážehu motor dosáhne stabilizovaného provozu a plného tahu při požadovaném směšovacím provozu [32], [31].

Průtok paliva a okysličovadla během startovací sekvence a chodu motoru je vidět společně s popisky jednotlivých ventilů na obrázku 19 [33].



Obrázek 19 – Schéma startovací sekvence motoru RS-25 [33]

6 Návrh komory zapalovacího systému

Tato kapitola se věnuje volbě druhu a návrhu samotného zapalovacího systému, včetně výpočtu a konstrukce komory tohoto zařízení. Návrh systému bude proveden pro edukativní model raketového motoru na kapalná paliva s možností opakovaného zážehu.

6.1 Popis stacionárního edukačního motoru

Pro návrh zapalovacího systému byl vybrán model raketového motoru, který vychází z parametrů motoru dánské studentské asociace pro raketovou vědu DANSTAR. Motor je v současnosti zapalován pomocí pyrotechnického palníku vkládaného tryskou do motoru. Cílem navrhovaného zápalného systém je usnadnit způsob zážehu pro podobné motory.

Výchozí parametry motoru, pro který je navrhován zápalný systém, jsou uvedeny v tabulce 4. Tyto hodnoty budou výchozím hlediskem ve volbě a určení dalších parametrů.

Tabulka 4 – Základní parametry edukačního motoru

Parametry	Hodnoty
Tlak v komoře	$p_c{}^* = 2{,}5\ MPa$
Pohonné látky	Palivo: kapalný ispopropylalkohol Okysličovadlo: plynný kyslík
Tah motoru	$F = 2 \div 5\ kN$
Cyklus motoru	Přetlakový cyklus

6.2 Výběr druhu zapalovacího systému

Návrh a výběr zapalovacího systému se bude odvíjet od požadavků kladených systémem motoru, složitostí zápalného systému a cenou. Porovnání výsledků jednotlivých systémů je uvedeno v tabulce 5 a provedeno bude na základě získaných informací z předešlých kapitol. Dalším požadavkem práce je znovupoužitelnost celého systému a opakovatelnost zážehu.

- **Pochodňový zapalovač** – Umožnuje opětovné zážehy a tento systém byl v praxi již nespočetněkrát použit a otestován. Návrh a konstrukce je založen na principu návrhu spalovací komory raketového motoru. Výhodu systému je jeho relativně nenáročná konstrukce a možnost využití stejných pohonných látek, které používá motor. Nevýhodou může být přidání složitosti dopravního systému paliva a okysličovadla a způsob zapalování směsi v komoře motoru, kde může docházet k nerovnoměrnému zapálení směsi.
- **Hypergolický systém** – Nemožnost jej využít k opětovnému zážehu a nebezpečí během manipulace s hypergolickými látkami jsou hlavní nevýhody použití tohoto systému. Největší výhodami je spolehlivost systému během zážehu a možnost využití stejného systému pro více kapalinových motorů.
- **Pyrotechnický systém** – S těmi systémy není možné opakování zážehu. Dnes se tento systém pro moderní motory příliš nevyužívá. Konstrukčně jsou jednoduché a často podobné malým raketovým motorům na tuhá paliva. Značnou nevýhodou je jejich nesnadná změna rozměrů a výkonů pro jiný motor a také to, že se již moc nepoužívají a nevyvíjejí.
- **Zapalovací systém pomocí laseru** – Jedná se o jeden z nejmodernějších zapalovacích systémů s možností opakovatelného zážehu. Výhodou je, že zážeh je realizován velkým množstvím energie, která koncentrovaná do jednoho předem určeného přesného bodu. Záporem je jeho složitý a často tak i drahý vývoj. Navíc tento systém ještě neměl mnoho možností se osvědčit pro zážehy konvenčně využívaných raketových motorů.
- **Zapalovací systém pomocí katalytického rozkladu** – Systém poskytuje opakování zážehu. Výhodnou vlastností je širší škála využití, a tak se často tento systém používá i pro hybridní motory. Nevýhodami jsou často složitá a drahá konstrukce a také složitý proces návrhu chemické reakce katalytického rozkladu.

Tabulka 5 – Porovnání výběru zapalovacího systému

	Opakovatelnost zážehu	Výhody	Nevýhody
Pochodňový zapalovač (STI)	ANO	Často využívané a ověřené řešení, lze využít pro více motorů	Nerovnoměrné zapalování směsi v komoře motoru, přidání dopravního systému
Hypergolcký systém	NE	Spolehlivost, lze využít pro více motorů	Používá nebezpečné látky
Pyrotechnický systém	NE	Jednoduchost konstrukce	Nesnadná změna rozměrů a uvolněné energie
Zapalovací systém pomocí laseru	ANO	Dobré a přesné zapálení směsi v komoře	Složitá konstrukce, cena
Zapalovací systém pomocí katalytického rozkladu	ANO	Lze využít pro více druhů motorů	Složitá konstrukce a návrh katalytického rozkladu, cena

Z porovnaných systémů byl s ohledem na všechny výhody i nevýhody a s ohledem možnosti opakovaného zážehu vybrán pochodňový zapalovač (STI).

6.3 Volba používaných pohonných látek

Pro navrhovaný pochodňový zapalovač je nejvíce vhodné využít okysličovadla plynného kyslíku. Motor již toto okysličovadlo využívá a je tedy snazší jeho použití i pro zápalný systém. Plynný kyslík (označován zkratkou GOX) je snadno dostupný

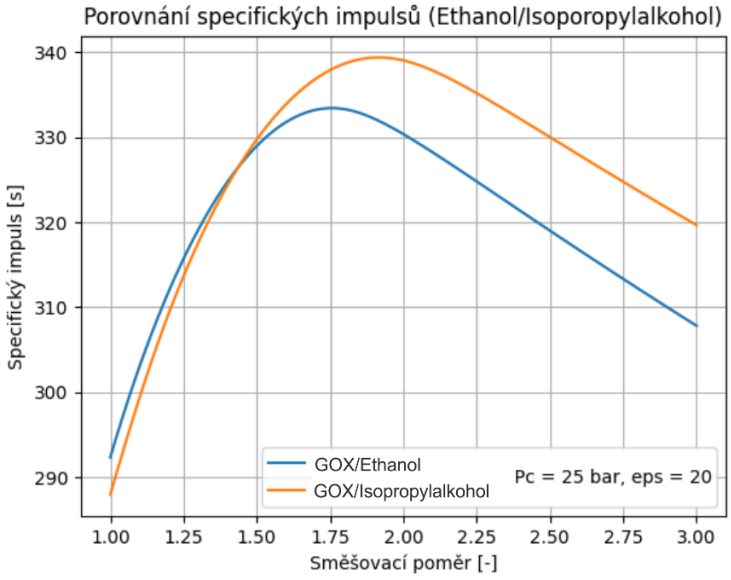
a nejčastěji využívaným okysličovadlem v podobných aplikacích a raketových motorech.

Palivo bude voleno na základě dostupnosti, ceny a celkového specifického impulsu. Mnoho druhů paliv není příliš využíváno z důvodu složitého skladování nebo dostupnosti. Z konvenčně používaných a dostupných paliv pro stejně velké studentské raketové motory se využívají téměř výhradně pouze dvě paliva, a to jsou ethanol a isopropylalkohol. V tabulce 6 jsou shrnuty jejich základní fyzikální a chemické vlastnosti [34], [35] [36].

Tabulka 6 – Porovnání vybíraných paliv [34], [35]

	Standardní spalné teplo	Teplota samovznícení	Cena / dostupnost
Ethanol	$\sim 29\,800\ kJ \cdot kg^{-1}$	$638\ K$	$\sim 110\ kč/l$ Snadno dostupný
Isopropylalkohol	$\sim 33\,360\ kJ \cdot kg^{-1}$	$672\ K$	$\sim 140\ kč/l$ Snadno dostupný

Dále v grafu 1 je zobrazen specifický impuls paliv v závislosti na hmotnostním směšovacím poměru. Pro zřetelnost výsledků je zvolen poměr ploch ústí a hrdla trysky $\epsilon = 20$. Pro získání hodnot specifických impulsů byl využit program NASA Chemical Equilibrium Application (NASA CEA). Kód programu je přiložen v příloze 1.



Graf 1 – Porovnání specifických impulsů ethanolu a isporopylalkoholu

Výhodou použití isopropylalkoholu oproti etahnolu je, že již motor toto palivo využívá a nebylo by třeba navrhovat přídavnou nádrž na etahnol pouze pro pochodňový zapalovač.

Na základě získaných informací o palivech, porovnání specifických impulsů a výhod využití stejného paliva, které používá motor, byl vybrán isopropylalkohol jako palivo pro pochodňový zapalovač. Je dražší, ale má vyšší standardní spalné teplo, což povede k nižšímu hmotnostnímu toku pohonných látek a většímu specifickému impulsu.

6.4 Návrh parametrů hoření

Tato kapitola se zaměřuje na volbu výchozích parametrů komory a následný výpočet parametrů a geometrie, ze kterých vyplývá celková konstrukce a další s tím spojené konstrukční návrhy.

6.4.1 Volba parametrů

Z předchozích kapitol byly stanoveny požadavky a na základě nichž jsou zvoleny následující parametry. Ze získaných parametrů je v kapitole vypočtena chemická rovnice na určení potřebné energie zážehu a určení ideálního směšovacího poměru paliva a okysličovadla.

Pro určení všech potřebných hodnot je zapotřebí znát hmotnostní průtok paliva a okysličovadla. K určení průtoku využijeme výpočet v programu Rocket Propulsion Analysis (RPA), kde zadáme známé parametry motoru, kterými jsou používané palivo (isopropylalkohol a kyslík), hmotnostní směšovací poměr ($O/F = 1{,}6$), tah motoru (volena střední hodnota $F = 3\ kN$) a tlak ve spalovací komoře ($p_c{}^* = 2{,}5\ MPa$). Motor bude provozován v tlaku na hladině moře. Výsledné hmotnostní toky tedy jsou:

$$\dot{m}_{ok\ (motoru)} = 0{,}760\ kg \cdot s^{-1} \qquad \dot{m}_{p\ (motoru)} = 0{,}475\ kg \cdot s^{-1}$$

$$\dot{m}_{celkové\ (motoru)} = 1{,}235\ \ kg \cdot s^{-1}$$

Všechny získané hodnoty edukativního motoru z programu RPA jsou zobrazeny v příloze 2. Do tabulky 7 jsou zaznamenány všechny již známé parametry. Z hodnot tlaku paliva a okysličovadla zažehovaného motoru víme i potřebný tlak v komoře pochodňového zapalovače. Ten bude stejný jako při chodu motoru. Zapalovač při zážehu tak bude mít vyšší tlak, než bude v komoře motoru

před zapálením. Palivo je zvoleno na základě minulé kapitoly a bude počítáno s tím, že nebude docházet k předehřevu ani podchlazení pohonných látek a budou mít tedy pokojovou teplotu.

Tabulka 7 – Parametry edukačního motoru [35] [36]

Parametry	Hodnoty
Tlak v komoře pochodňového zapalovače	$p_c = 2{,}5\ MPa$
Palivo	Isopropylalkohol (IPA) [kapalný] 20° C (293,15 K) Molární hmotnost $M_{IPA} = 0{,}0601\ kg/mol$
Okysličovadlo	Kyslík (GOX) [plynný] 20° C (293,15 K) Molární hmotnost $M_{GOX} = 0{,}032\ kg/mol$
10 % hmotnostního toku paliva (Hmotnostní tok paliva motoru)	$\dot{m}_p = 0{,}0475\ kg \cdot s^{-1}$ $(\dot{m}_{p\ (motoru)} = 0{,}475\ kg \cdot s^{-1})$
10 % hmotnostní toku okysličovadla (Hmotnostní tok okysličovadla motoru)	$\dot{m}_{ok} = 0{,}076\ \ kg \cdot s^{-1}$ $(\dot{m}_{ok\ (motoru)} = 0{,}760\ kg \cdot s^{-1})$

Prvním krokem výpočtu je volba trysky. Pochodňový zapalovač bude navržen se supersonickou tryskou, která má konvergentní a divergentní část. Tryska není pro zapalovač zásadní, ale je navržena s ohledem na to, že bude snazší udržet dostatečný tlak v komoře zapalovače a zároveň z důvodu udržení vyšší teploty plynů z hořáku. Poměr plochy ústí a hrdla trysky je tedy zvolen na $\epsilon = 5$.

Zvolena je kuželovitá tryska, která je vhodná pro malé motory a zároveň bude snadněji vyrobitelná. Poloviční úhel kužele divergentní čísti trysky je $\alpha = 15°$.

6.4.2 Výpočet parametrů

Při výpočtu minimální zážehové energie pomocí metody teploty samovznícení chceme zapálit směs ve spalovací komoře motoru. Zážeh se provádí v okamžiku, kdy do motoru jde pouze zlomek z celkového hmotnostního průtoku paliva a okysličovadla. Nejčastěji se tak počítá, že chceme zapálit pouze 10 % z celého toku. Proto jsou v tabulce 7 vypsány i 10% hmotnostní průtoky látek do komory motoru.

Abychom našli potřebnou energii, uvažujeme změnu entalpie při zvýšení teploty hnacích látek. Rovněž je třeba počítat s fázovou změnou paliva, protože isopropylalkohol vstupuje do spalovací komory v kapalné formě. Proto musí být do výpočtu zahrnuto měrné skupenské teplo vypařování [37].

Výsledná rovnice v obecném tvaru tedy bude následující

$$\dot{Q}_{\Delta T_p} = \dot{m}_p \left(\frac{\Delta h_{(p)}}{M_{(p)}} + l_{v(p)} \right) + \dot{m}_{ok} \left(\frac{\Delta h_{(ok)}}{M_{(ok)}} \right) \tag{6.1}$$

a pro změnu entalpie související se zvýšením teploty obecně platí následující rovnice

$$\Delta h = \int_{T_i}^{T_f} C_p dT \, . \tag{6.2}$$

Je tedy potřeba určit i tepelnou kapacitu při stálém tlaku v závislosti na změně termodynamické teploty. Rovnice pro okysličovadlo a palivo se od sebe liší. První pro okysličovadlo vychází ze Shomateovy rovnice. Druhá rovnice pro palivo je převzata z termodynamických tabulek isopropylakoholu a jedná se o proložení hodnot tepelných kapacit v závislosti na teplotě polynomickou funkci třetího stupně [35] [36]. Podoba rovnice pro plynný kyslík je tedy

$$C_{p(GOX)} = A + B \cdot T_* + C \cdot {T_*}^2 + D \cdot {T_*}^3 + \frac{E}{{T_*}^2} \text{ , kde } T_* = \frac{T}{1000} \tag{6.3}$$

a výsledná podoba rovnice pro izopropylalkohol je

$$C_{p(IPA)} = a \cdot T^3 + b \cdot T^2 + c \cdot T + d \, . \tag{6.4}$$

Z tabulek a pomocí rovnice polynomické funkce (na příloze 3) získáme potřebné hodnoty do těchto rovnic a po dosazení mají rovnice tuto podobu [35] [36]:

$$C_{p(GOX)} = 31{,}322 - 20{,}235 \cdot T_* + 57{,}866 \cdot {T_*}^2 - 36{,}506 \cdot {T_*}^3 - \frac{0{,}007}{{T_*}^2},$$

$$C_{p(IPA)} = 2 \cdot 10^{-8} \cdot T^3 - 0{,}0001 \cdot T^2 + 0{,}2689 \cdot T + 20{,}882.$$

Dosazením do rovnice (6.1) se získá konečná podoba tohoto výpočtu. Integrační meze jsou dány teplotami, spodní mez je teplota vstřikovaného paliva a horní mez je dána teplotou samovznícení paliva. Pro isopropylalkohol je tato teplota $T_f = 672° K$ a pro výpočet bude použita teplota o 2 % vyšší, aby bylo jisté, že ke vznícení směsi spolehlivě dojde. Měrné skupenské teplo vypařování paliva je vyčteno z tabulek a jeho hodnota je $l_{v(IPA)} = 732200\, J \cdot kg^{-1}$ [35] a konečná podoba rovnice je

$$\dot{Q}_{\Delta T_p} = \dot{m}_p \left(\frac{\int_{293K}^{685K} C_{p(IPA)} dT}{M_{IPA}} + l_{v(IPA)} \right) + \dot{m}_{ok} \left(\frac{\int_{293K}^{685K} C_{p(GOX)} dT}{M_{GOX}} \right)$$

a po integraci a dosazení všech známých hodnot získáme výsledek

$$\dot{Q}_{\Delta T_p} = 0{,}0475 \left(\frac{50919{,}1451}{0{,}0601} + 732200 \right) + 0{,}076 \left(\frac{12158{,}1715}{0{,}032} \right),$$

$$\dot{Q}_{\Delta T_p} = 103\,899\, W.$$

Ze získané energie je dále určen hmotnostní tok ideálního směšování. Pro výpočet je nyní důležité znát chemický vzorec probíhající reakce a určit tak molární směšovací poměr látek vstupujících do reakce [38] díky chemické rovnici

$$\mathbf{2}C_3H_8O + \mathbf{9}O_2 \rightarrow 6CO_2 + 8H_2O \qquad (6.5)$$

Molární směšovací poměr paliva a okysličovadlo je tedy $O/F_{(mol)} = \frac{9}{2} = 4{,}5$.

Pro určení hmotnostních toků zapalovačem je třeba vypočítat hodnotu molárního průtoku. Získána je pomocí znalosti zážehové energie a standartního spalného tepla odečteného z tabulek ($\Delta H_c = 2005100\, J \cdot mol^{-1}$) [35] Výpočet molárního toku tedy je z rovnice

$$\dot{n} = \frac{\dot{Q}_{\Delta T_p}}{\Delta H_c} = \frac{103\,899}{2\,005\,100} = 0{,}0518\, mol \cdot s^{-1}. \qquad (6.6)$$

Nyní jsou tak známy hmotnostní toky paliva

$$\dot{m}_{IPA} = \dot{n} \cdot M_{IPA} = 0{,}0518 \cdot 0{,}0601 = 0{,}0031\ kg \cdot s^{-1} \tag{6.7}$$

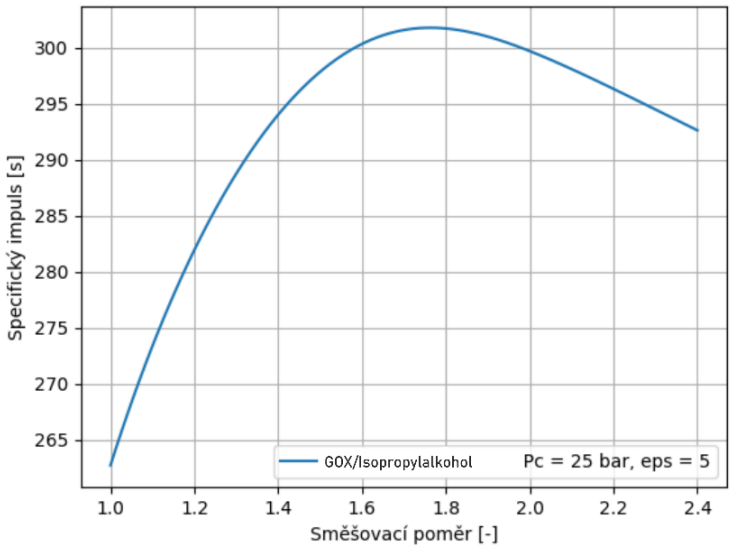
a také i hmotnostní tok okysličovadla

$$\dot{m}_{GOX} = \dot{n} \cdot O/F_{(mol)} \cdot M_{GOX} = 0{,}0518 \cdot 4{,}5 \cdot 0{,}032 = 0{,}0076\ kg \cdot s^{-1}. \tag{6.8}$$

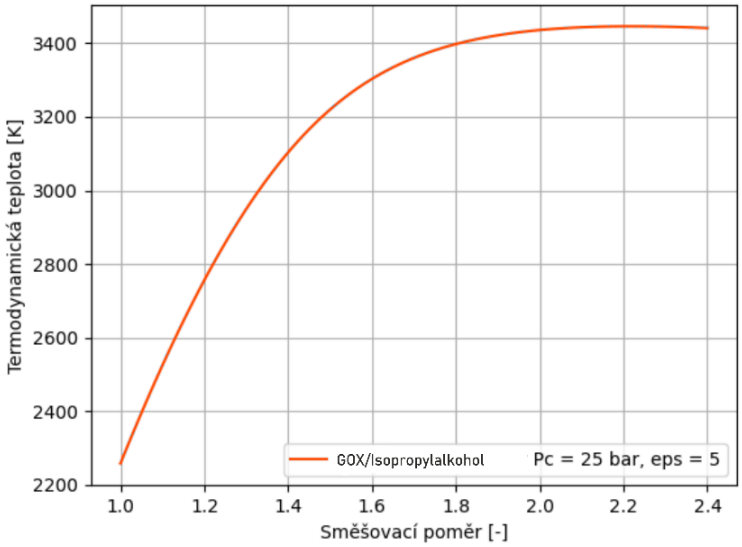
Výsledný ideální chemický hmotnostní směšovací poměr je získán z poměru těchto hmotnostních toků

$$\frac{O}{F} = \frac{\dot{m}_{GOX}}{\dot{m}_{IPA}} = \frac{0{,}0076}{0{,}0031} = 2{,}45. \tag{6.9}$$

V následujícím kroku je třeba určit nejvhodnější hmotnostní směšovací poměr paliva a okysličovadla na základě vhodného specifického impulsu a získat tak i teplotu hoření v komoře. Následující grafy sledují tyto vlastnosti na základě proměnného hmotnostního směšovacího poměru v rozmezí $O/F = 1 \div 2{,}4$. Toto rozmezí je vybráno ze získaných informací z předešlého grafu 1, kde lze vidět, že vyšší směšovací poměry pro námi zadané parametry mají nižší specifický impuls. V grafu 2 je vidět specifický impuls při změně hmotnostního směšovacího poměru. Graf 3 pak ukazuje termodynamickou teplotu spalování při proměnném hmotnostním směšovacím poměru. Oba grafy byli získány pomocí výpočtu v programu NASA CEA přiloženého v příloze 1.



Graf 2 – Specifický impuls isopropylalkoholu



Graf 3 – Termodynamická teplota isoproplylalkoholu

Z grafů vyplývá vhodný hmotnostní směšovací poměr v pásmu hodnot $O/F = 1{,}6 \div 2$. Je lepší volit směšovací poměr s nižší teplotou, a proto je zvolen poměr směšování okysličovadla ku palivu $O/F = 1{,}6$.Termodynamická teplota při tomto směšovacím poměru je $T = \sim 3310\ K$ a specifický impuls je $I_{sp} = \sim 300\ s$.

Po úpravě hmotnostního směšovacího poměru tak již lze určit skutečné potřebné hmotnostní toky paliva a okysličovadla. Je ponechán hmotnostní tok okysličovadla a zvýší se tok paliva, což je také výhodné pro návrh filmového chlazení v komoře. Konečný hmotnostní směšovací poměr je tedy dle následující rovnice roven

$$O/F = \frac{\dot{m}_{GOX}}{\dot{m}_{IPA}} = 1{,}6.$$

Nyní dopočítáme hmotnostní toky okysličovadla i paliva jako

$$\dot{m}_{GOX} = 0{,}0076\ kg \cdot s^{-1},$$

$$\dot{m}_{IPA} = \frac{\dot{m}_{GOX}}{O/F} = \frac{0{,}0076}{1{,}6} = 0{,}0048\ kg \cdot s^{-1}.$$

Následující výpočty jsou opět získány z programu Rocket Propulsion Analysis a veškeré výsledky jsou zobrazeny v příloze 4. Do výpočtu jsou zadány parametry zapalovače, jimiž jsou používané palivo (isopropylalkohol a kyslík), hmotnostní

směšovací poměr (O/F = 1,6) společně s celkovým hmotnostním tokem pohonných látek ($\dot{m}_{celkové} = 0{,}0124\ kg \cdot s^{-1}$), tlak v komoře ($p_c = 2{,}5\ MPa$) a také to, že zapalovač bude provozován v tlaku ekvivalentní tlaku na hladině moře.

Získané termodynamické hodnoty v hrdle trysky z programu jsou poissonova konstanta $\gamma = 1{,}1562$, molární plynová konstanta $R = 363{,}5\ J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$ a teplota $T_t = 3144{,}35\ K$.

Dále pokračujeme výpočtem plochy hrdla trysky, z něhož určíme i potřebný průměr. Plochu lze vypočítat pomocí známých hodnot a ze získaných termodynamických hodnot následujícím vzorcem

$$A_t = \frac{\dot{m}_{celkové}}{p_c \cdot \gamma} \cdot \left(\frac{\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_t}}{\sqrt{\left[\frac{2}{(\gamma+1)}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \right). \tag{6.10}$$

Po dosazení všech hodnot tak získáváme

$$A_t = \frac{0{,}0124}{2{,}5 \cdot 10^6 \cdot 1{,}1562} \cdot \left(\frac{\sqrt{1{,}1562 \cdot 363{,}5 \cdot 3144{,}35}}{\sqrt{\left[\frac{2}{(1{,}1562+1)}\right]^{\frac{1{,}1562+1}{1{,}1562-1}}}} \right) = 8{,}287 \cdot 10^{-6}\ m^2$$

a z této rovnice tak získáme průměr hrdla trysky

$$D_t = \sqrt{\frac{4 \cdot A_t}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 8{,}287 \cdot 10^{-6}}{\pi}} = 3{,}248 \cdot 10^{-3}\ m = 3{,}248\ mm. \tag{6.11}$$

V předešlé kapitole byl zvolen poměr plochy ústí a hrdla trysky $\epsilon = 5$. Nyní je možné určit i plochu a průměr ústí trysky. Výpočet je proveden na základě následujících vzorců

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \rightarrow A_e = A_t \cdot \epsilon = 8{,}287 \cdot 10^{-6} \cdot 5 = 4{,}1435 \cdot 10^{-5}\ m^2, \tag{6.12}$$

$$D_e = \sqrt{\frac{4 \cdot A_e}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 4{,}1435 \cdot 10^{-5}}{\pi}} = 7{,}263 \cdot 10^{-3}\ m = 7{,}263\ mm. \tag{6.13}$$

Pro výpočet následujících vnitřních rozměrů komory je zapotřebí znát charakteristický rozměr označovaný jako L^*. Ten se volí na základě používaného paliva. Typická charakteristická délka pro alkoholy jako pohonné látky je mezi 0,8 až 3 metry. Zvolena je tedy hodnota $L^* = 1\ m$. Dále je tak vypočítán celkový objem komory V_c pomocí upravené rovnice

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \rightarrow V_c = L^* \cdot A_t = 1 \cdot 8{,}287 \cdot 10^{-6} = 8{,}287 \cdot 10^{-6}\ m^3. \tag{6.14}$$

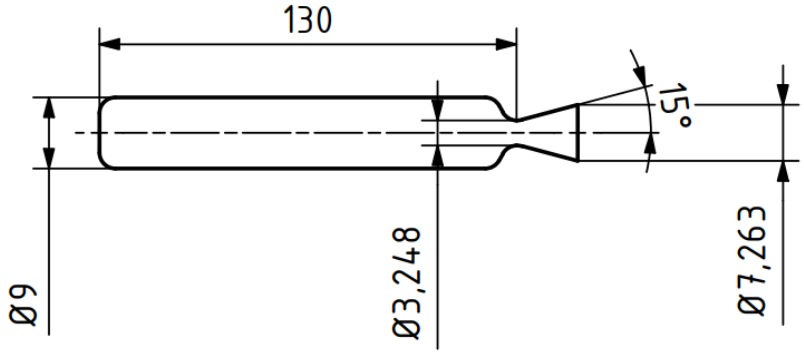
Je zvolen průměr komory $D_c = 9\ mm$ a dopočten průřez komor

$$A_C = \frac{\pi \cdot {D_C}^2}{4}. \tag{6.15}$$

Pomocí průřezu komory a z celkového objemu komory je určena délka

$$V_c = L_C \cdot A_C \rightarrow L_C = \frac{V_c}{\frac{\pi \cdot {D_C}^2}{4}} = \frac{8{,}287 \cdot 10^{-6}}{\frac{\pi \cdot (9 \cdot 10^{-3})^2}{4}} = 0{,}13\ m = 130\ mm. \tag{6.16}$$

Podle vypočtených a známých hodnot je vytvořena vnitřní geometrie komory a geometrie trysky. Hrdlo trysky by mělo mít vnitřní zaoblení, která vychází z rozměrů komory, avšak tato zaoblení budou kvůli malým poloměrům zaoblení, malým rozměrům a vyrobitelnosti trysky zanedbána [6]. Skica základních rozměrů komory je na obrázku 20.



Obrázek 20 – Skica rozměrů komory

6.5 Návrh vstřikování

Vstřikování je navrženo na základě vhodného směšování paliva a okysličovadla v komoře zapalovače a zároveň na základě zvolené metody chlazení. Teplota spalování paliva a okysličovadla dosahuje až 3310° K a je tedy třeba uvažovat o možnostech chlazení pro prodloužení chodu i životnosti zapalovače.

Využívají se dva základní principy chlazení. Prvním principem je chlazení metodou ustáleného stavu. Rychlost přenosu tepla a teplota komory dosahují tepelné rovnováhy. V tomto principu se nejčastěji setkáme s regenerativním chlazením a chlazením vyzařováním. Druhým zmíněným principem je metoda přechodného přenosu tepla, v níž nedochází k tepelné rovnováze a teplota komory roste během chodu motoru. Zde se nejčastěji setkáme s pasivním chlazením a ablativním chlazením komory. Jedním z často používaných chlazení komory je chlazení filmem, které využívá obou principů chlazení [6].

Práce posoudí možnost pěti zmíněných nejpoužívanějších a nejvhodnějších způsobů chlazení pro komoru zapalovacího zařízení. Na základě porovnání vlastností bude vybrán nejvhodnější způsob a návrh chlazení i vstřikování paliva do komory.

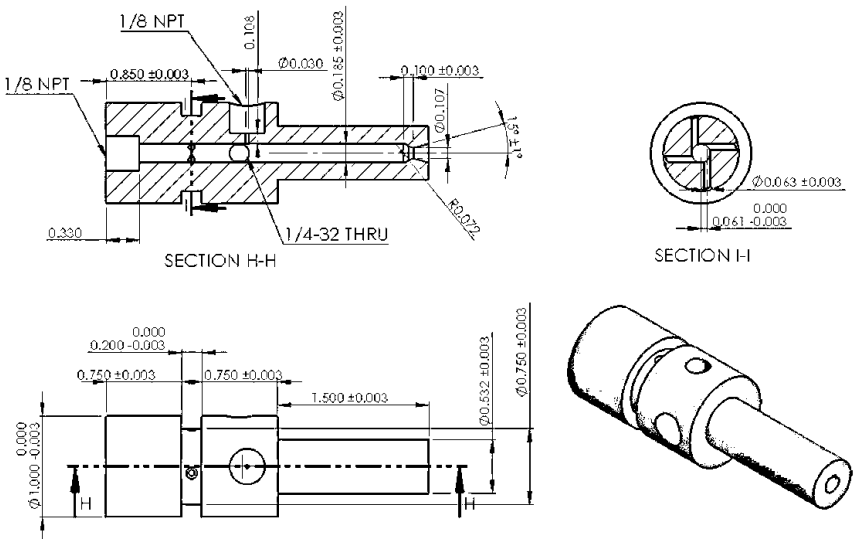
- **Regenerativní chlazení** – Chladící látka (většinou palivo) protéká vnějším pláštěm či potrubím vedeným kolem komory a trysky a odvádí tak teplo z vnitřních stěn. Výhodný je pro motory s vyššími tlaky ve spalovací komoře a pro motory se středním až velkým tahem. Pro naše použití je tak tento druh chlazení nevýhodný a konstrukčně velmi složitý [6].
- **Chlazení vyzařováním** – Komora a tryska po dosažení tepelné rovnováhy vyzáří do okolí přebytečnou tepelnou energii. Výhodné je toto chlazení pro motory s většími poměry plochy hrdla a ústí trysky a s nižšími tlaky ve spalovací komoře [6].
- **Pasivní chlazení** – Stěny komory a ostatní součásti motoru přejímají veškeré teplo. S chodem motoru roste teplota komory a doba možného chodu motoru je tím značně limitována. Využít lze tuto metodu pro motory s nízkým tlakem ve spalovací komoře a pro materiály komory s nízkou rychlostí přenosu tepla [6].

- **Ablativní chlazení** – Jedná se o způsob chlazení, kdy dochází k tavení vnitřních stěn komory. Odtavená část sublimuje, rozkládá a následně vytváří chladící film. Návrh tohoto chlazení je závislý na volbě ablativního materiálu, z něhož je komora a tryska vyrobena [6].
- **Chlazení filmem** – Na vnitřní stěny komory nebo trysky je vstřikováno menší množství kapaliny, nejčastěji paliva. Vytváří se tenká vrstva filmu, která je oproti žáru v komoře relativně chladná. Tato vrstva ochraňuje stěny komory od nadměrného přestupu tepla. Využívá se u většiny kapalinových raketových motorů [6].

Ze zmíněných možností je nejvhodnější navrhnutí konstrukce tak, aby byl zvýšen průtok paliva, snížen hmotnostní směšovací poměr a aby tak docházelo alespoň k částečnému chlazení filmem spojeného s pasivním chlazením do pláště komory pochodňového zapalovače. Tomuto požadavku odpovídá i v práci zvolený hmotnostní směšovací poměr O/F = 1,6. Pro prvotní testy by byl zvolen směšovací poměr ještě nižší, aby směs v komoře zapalovače byla velmi bohatá na palivo a vytvářel se tak dostatečný hladící film na stěnách komory. Doba, po kterou systém poběží, by neměla být natolik dlouhá, aby došlo k dosažení kritických teplot na stěnách komory a následně k jejich poškození a zvolený druh chlazení by tak měl být dostatečný.

Vstřikování tedy bude navrženo tak, že okysličovadlo bude vstřikováno v ose komory, zatímco palivo bude vstřikováno tečně na stěny komory. Tento návrh vychází z již testovaného a ověřeného návrhu pochodňového zapalovače. Obrázek 21 ukazuje tento způsob vstřikování na zapalovači vyvinutého na universitě El Paso v Texasu [39].

V návrhu této práce je zohledněn menší hmotnostní průtok paliva a vstřikování paliva tak bude provedeno pouze jedním vstřikovacím otvorem tečně na stěny komory.



Obrázek 21 – Existující návrh vstřikování [39]

6.6 Volba materiálu

Pro výběr vhodného materiálu jsou vybrány čtyři rozdílné kovové materiály. Volba do užšího výběru je provedena na základě využívání těchto materiálů v podobných zapalovacích systémech, nebo jako materiály často používané pro letecké či kosmické aplikace. Vybírané materiály také podléhají požadavku odolnosti při kontaktu s plynným kyslíkem a isopropylalkoholem. V tabulce 8 jsou uvedeny důležité vlastnosti vybíraných materiálů a jsou posuzovány vlastnosti důležité pro funkci, vhodné chlazení a vyrobitelnost pochodňového zapalovače. Na základě posouzení těchto vlastností je vybrán nejvýhodnější materiál.

Výroba komory bude zajištěna na CNC frézce a CNC soustruhu.

Tabulka 8 – Porovnání vybíraných materiálů [40], [41], [42], [43]

Materiál	Teplotní odolnost	Pevnost v tahu	Tepelná vodivost	Hustota
Žáruvzdorná ocel (AISI 314, ČSN 17 255, DIN 1.4841)	Do $1150° C$ (teplota tání $\sim 1450° C$)	$650\ MPa$	$15\ W \cdot m^{-1}K^{-1}$	$7{,}9\ kg \cdot m^3$
Slitina hliníku (EN AW-6082, ČSN 42 4400)	Do $460° C$ (teplota tání $\sim 555° C$)	$340\ MPa$	$180\ W \cdot m^{-1}K^{-1}$	$2{,}7\ kg \cdot m^3$
Slitina hořčíku (Elektron EW43, UNS M18430)	Do $300° C$ (teplota tání $\sim 540° C$)	$250\ MPa$	$51{,}3\ W \cdot m^{-1}K^{-1}$	$1{,}8\ kg \cdot m^3$
Hliníkový bronz (UNS C63200)	Do $810° C$ (teplota tání $\sim 1046° C$)	$640\ MPa$	$30\ W \cdot m^{-1}K^{-1}$	$7{,}64\ kg \cdot m^3$

Žáruvzdorná ocel má nejlepší teplotní odolnost ze zmíněných materiálů a dobré pevnostní vlastnosti, ale je obtížněji obrobitelná a má nejvyšší hustotu. Nejvýhodněji, s ohledem na využití pasivního chlazení, vychází z šetření slitina hliníku, avšak ta je silně limitována nízkou teplotní odolností. Obdobný problém s teplotní odolností má i slitina hořčíku, která má ovšem nejnižší hustotu. Cena a výroba z hořčíkových slitin bude také značným problémem. Hliníkový bronz vychází z šetření podobně jako ocel, problémem této slitiny je její obtížná dostupnost a tím i cena [40], [41], [42], [43].

Ze zmíněných materiálů je pro komoru pochodňového zapalovače vybrána žáruvzdorná ocel ČSN 17 255. Vybrána je především na základě vysoké teplotní odolnosti a nižší ceny materiálu. Pro první výrobu a testování pochodňového zapalovače je tak nejvýhodnější. V dalších iteracích návrhu a výroby by se mohl

zvolený materiál nahradit výhodnějším materiálem, například s nižší hustotou a s nižší teplotní odolností. Materiálový list této oceli je přiložen v příloze 5.

6.7 Konstrukce komory

Na základě zvolených a vypočtených návrhových parametrů je komora navržena. Dále je na konstrukci komory požadavek na měření tlaku v komoře a připojení elektrické zapalovací svíčky.

6.7.1 Komora

Z důvodu vyrobitelnosti je komora navržena tak, že je rozdělena na dvě části příčně k ose komory. Tento návrh také umožní po zážehu rozložit komoru a provést kontrolu stavu vnitřních stěn a trysky.

Pro vstřikování okysličovadla, paliva a pro měření tlaku jsou využity Triple-Lock JIC fitinky s vrcholovým úhlem 74° a se závitem 7/16 – 20 UNF. Jsou výhodné z pohledu těsnění spoje do komory a vysokých dovolených pracovních tlaků. Tento druh fitinek využívá vrcholového úhlu k těsnění. Těsnění je tak zajištěno dotažením fitinky a dosednutím kuželových ploch na sebe. Palivo bude vstřikováno menším otvorem vyvrtaným do komory. Tento úzký otvor bude sloužit jako škrtící clonka, aby v komoře byl zaručen požadovaný hmotnostní tok i tlak paliva. Clonka umístěná v komoře slouží také jako vstřik paliva na vyváření filmového chlazení. Průměr clonky pro vstřikování paliva je zvolen 1 mm. S touto clonkou bude třeba počítat při návrhu palivového systému. Opakem je okysličovadlo, to je třeba dostatečně rozptýlit a hnát jím palivo po komoře, tudíž není škrceno malým otvorem vyrobeným přímo v komoře jako je to u vstřikování paliva. Škrcení průtoku a tlaku okysličovadla bude realizováno clonkou vyrobenou přímo ve fitince. Stejná fitinka, ale bez clonky, je zvolena pro připojení systému měřící tlaku v komoře.

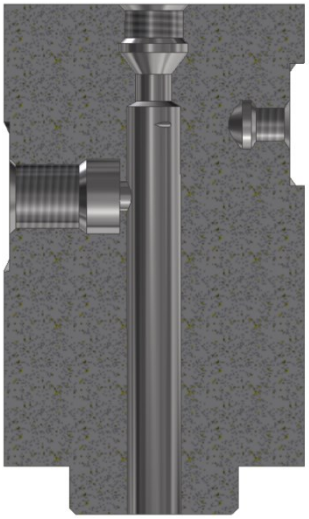
Další volbou pro konstrukci a samotnou funkčnost pochodňového zapalovače je výběr vhodné zapalovací svíčky. Je zvolena svíčka Brisk BR12ZC, která umožnuje přeskok jiskry všemi směry. Vybrána je na základě velikosti a také se tato svíčka využívá pro modelová auta či letadla. Do komory se bude také šroubovat, závit svíčky je M12x1,25.

Návrh tedy počítá s dělenými polovinami komory. Hlavními dosedacími plochami komor jsou čelní a válcové plochy tak, aby došlo primárně k přesnému zatěsnění vnitřních stěn komory. Pro zajištění těsnění se mezi dvě poloviny vloží mimo jiné pryžové O-kroužky. Jejich návrh vyplývá z požadavku udržení tlaku uvnitř

komory a z požadavku vyšších provozních teplot. Vybrány tak jsou O-kroužek 28x2 FPM80 a O-kroužek 40x2 FPM80, oba vyrobené z fluorové pryže, která je schopná odolávat provozním teplotám až do 200° C a je odolná i při styku s používaným palivem a okysličovadlem.

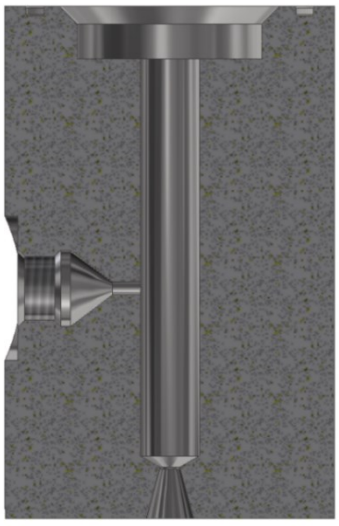
Výsledná konstrukce se zohledněním všech konstrukčních požadavků je zobrazena na obrázku 22 a 23 , kde je vidět horní část komory, kde se nachází otvor v ose komory pro přívod okysličovadla. Tečně na stěnu je veden otvor přívodu paliva a o kousek níže je umístěn také otvor pro zapalovací svíčku. Na obrázku 24 a 25 lze vidět spodní část komory s tryskou a otvorem pro umístění fitinky pro měření tlaku. Výkres horní části komory je na příloze 6, dolní část je přiložena na příloze 7.

Obrázek 22 – Model horní části komory



Obrázek 23 – Řez modelem horní části komory

Obrázek 24 – Model spodní části komory

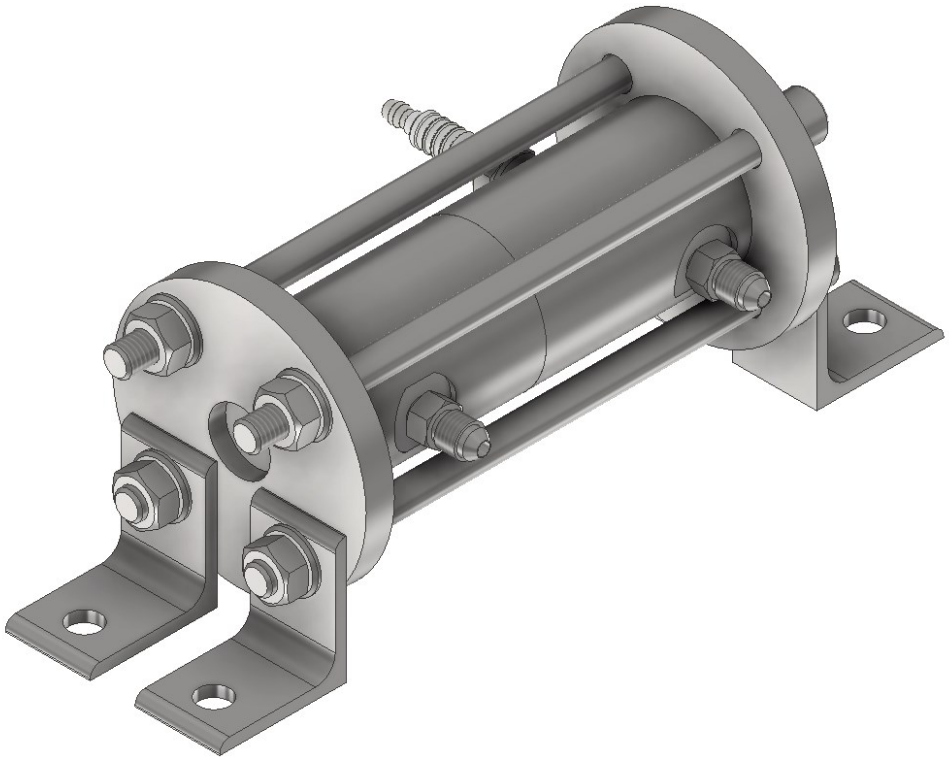


Obrázek 25 – Řez modelem spodní části komory

6.7.2 Sestava

Do obou komor se zašroubují všechny fitinky a svíčka. Ke konečnému sestavení se obě poloviny komory stáhnou čtyřmi šrouby pomocí dvou čelních desek. Před zážehem bude komora přišroubována na testovací stolici. Použity jsou pevnostní šrouby M10x190 a matice M10. Na připevnění ke stolici jsou použity L-profily. Celkový model sestavy komory je vidět na obrázku 26. Na příloze 10 je výkres sestavy komory, příloha 8 zobrazuje výrobní výkres čelních desek a příloha 9 je výrobní výkres nohou z L-profilu.

Implementace zapalovače do motoru by tak byla možná pomocí jedné čelní desky a čtyř šroubů. Šrouby se poté zašroubují přímo ke stěně komory motoru nebo doprostřed vstřikovače.



Obrázek 26 – Sestava komory

7 Návrh zážehové sekvence

Součástí práce je i návrh zážehové sekvence pochodňového zapalovače. Účelem je zaměřit se na jednotlivé kroky samotného zapalovače. Návrh kompletní startovací sekvence celého motoru není obsahem této práce.

Tato kapitola se také zabývá určením doby potřebné k zažehnutí motoru. Zároveň se kapitola věnuje přibližnému určení a odhadu maximální doby chodu zapalovače a nastiňuje faktory, které maximální dobu chodu ovlivňují.

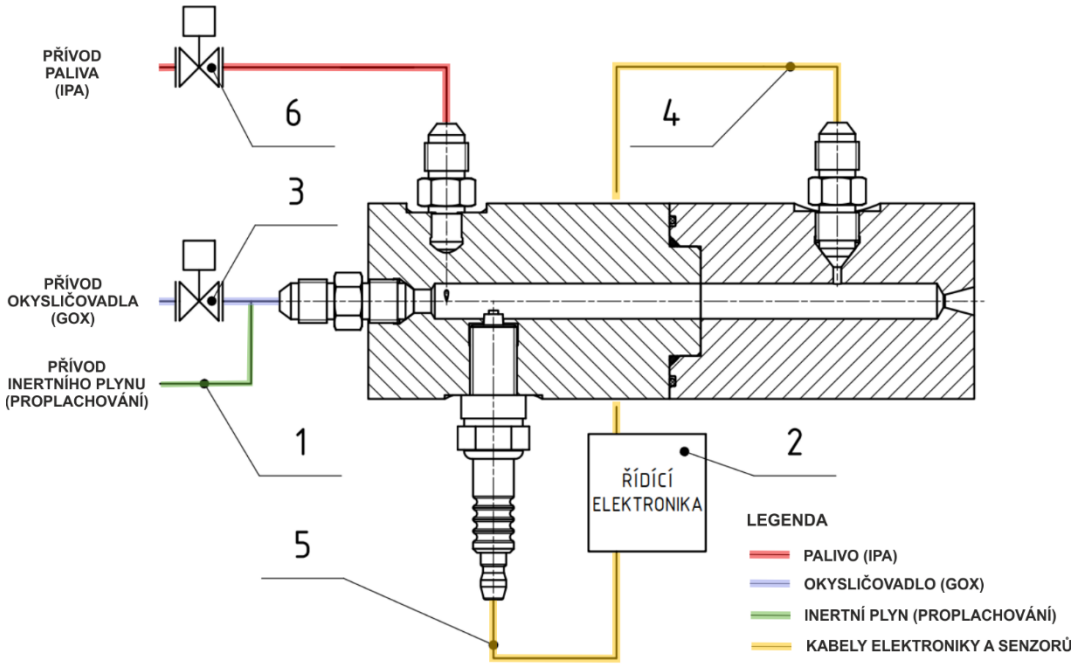
7.1 Popis zážehové sekvence

Sekvence zážehu je popsána v jednotlivých po sobě jdoucích bodech. Je založena na správném fungování pochodňového zapalovače, aby v něm došlo k zapálení směsi a aby následný plamen zapálil palivo a okysličovadlo v komoře raketového motoru. Jednotlivé kroky jsou určeny na základě podobnosti s popisovanými zážehy v této práci, aby došlo k plynulému startu zažehovaného raketového motoru. Schéma startovací sekvence společně označením kroků je na obrázku 27.

1. Před samotným zážehem se zapalovací systém společně s motorem proplachuje inertním plynem. Nejčastěji se k tomuto účelu použije plynný dusík.
2. V dostatečném předstihu před zážehem motoru je vydán signál řídící elektroniky a dochází tak k zahájení funkce pochodňového zapalovače.
3. Otevírá se hlavní ventil přívodu okysličovadla do zapalovače. Zvýší se tlak v zapalovači a dojde k vyfouknutí zbylého dusíku z potrubí okysličovadla i z komory zapalovače.
4. Systém raketového motoru vyhodnotí parametry celého motoru, včetně tlaku v přívodním potrubí a komoře zapalovače. Pokud bude vše v pořádku, umožní pokračování startu. V opačném případě dojde k vypnutí přívodu kyslíku a zastavení zážehové sekvence.
5. Počítač vydává signál k zapálení zapalovače a tím i celého raketového motoru. Dochází k rychlým a po sobě jdoucím výbojům elektrické zapalovací svíčky.
6. Následuje otevření hlavního ventilu přívodu paliva zapalovače. Palivo vstupuje tečně na stěny komory a proudem již vstupujícího kyslíku se mísí

a směs začíná hořet. Tlak v komoře zapalovače vzroste na hodnotu 2,5 MPa.

7. Plamen a horké plyny při teplotě okolo 3000 K vylétají ze zapalovače a zapalují směs v komoře motoru.
8. Po uplynutí doby nutné k zážehu se vypíná zapalování elektrické zapalovací svíčky a uzavírá se hlavní ventil přívodu paliva. Jen s malým zpožděním dochází k uzavření i ventilu přívodu okysličovadla.



Obrázek 27 – Schéma zážehové sekvence pochodňového zapalovače

7.2 Doba potřebná k zážehu

Pochodňový zapalovač je navržen dle existujících řešení, u kterých je doba chodu, a tedy i zážehu v jednotkách sekund. I podle navrhované zážehové sekvence je požadovaná doba chodu zapalovače nanejvýš několik málo sekund.

Zvolená doba, která je třeba k zapálení raketového motoru pomocí pochodňového zapalovače, je určena na 2 sekundy. Po uplynutí této doby by mělo dojít k plynulému zážehu celé směsi ve spalovací komoře motoru a nemělo by dojít k poničení zapalovače. Před použitím zapalovače pro skutečný motor by ale předcházela sada několika desítek až stovek pokusů, které by potvrdily a zpřesnily, že zvolený čas je dostatečný a opakovatelnost zážehu je zaručena.

7.3 Maximální doba chodu

Je proveden odhad času od začátku hoření v zapalovači až do jeho destrukce či jeho nuceného vypnutí z jiného důvodu. Posouzení maximální doby chodu je provedeno na základě popisu kritérií, která mohou nejvýrazněji pochodňový zapalovač ovlivnit. V potaz jsou brány nejvíce namáhané či teplotně ovlivněné konstrukční uzly a jiné problémy, které by chod zapalovače zastavily. Jedním z kritických problémů při dlouhém chodu budou stěny zapalovače, a to konkrétně v místě hrdla trysky. Dalším problémem je možnost prohoření či jiné poničení elektrické zapalovací svíčky či pryžového těsnění mezi horní a spodní částí komory. V případě, že nedojde ani k jednomu ze dvou předešlých problémů, může chod zapalovače ukončit až nedostatek paliva v přívodním potrubí či nádržích zapalovače.

1. Poničení stěn komory a hrdla trysky

V návrhu komory je zohledněn způsob chlazení, aby byla zvýšena možná doba chodu a opakovatelnost zážehu. Chlazení je však navrženo, dle již existujících řešení a nebylo přesně počítáno. Pochodňové zapalovače jsou navrhovány pro krátké, ale opakované zážehy a doba jejich chodu je nanejvýše 10 sekund. Nejvíce teplotně namáhanou částí zapalovače je hrdlo trysky a k prvním poruchám by tak s největší pravděpodobností došlo právě zde. Skutečnou dobu chodu od zahájení zapalování do poničení hrdla trysky nebo stěn, kdy už by nebylo možné provádět zážehy opakovaně nebo by došlo k destrukci zapalovače, by bylo třeba zjistit až testováním na skutečném zapalovači. Odhadovaná doba poničení stěn komory a hrdla trysky je **~ 30 sekund**.

2. Prohoření, poničení zapalovací svíčky

Elektrická zapalovací svíčka je vybrána na základě její velikosti. Vybrána je standartní svíčka používaná pro modelová letadla. Svíčka tak není navržena, aby vysokým teplotám po dlouhou dobu a je tedy vysoká pravděpodobnost, že při dlouhodobém chodu zapalovače dojde k jejímu poničení. V takovém případě nemusí nutně vést k zastavení hoření v komoře a tento problém tak může vést až k destrukci komory a jejího blízkého okolí. I tento kritický uzel je nutné otestovat až při reálném testu. K poničeni zapalovací svíčky by dle odhadů mohlo dojít za **~ 20 sekund**.

3. Prohoření, roztavení těsnění

Teplotně i tlakem bude namáhané těsnění mezi horním a spodním dílem komory. Byly vybrány O-kroužky z chemicky i tepelně odolného materiálu, ale stále maximální přípustná provozní teplota je pro ně pouze 200° C. Při dlouhodobém chodu zapalovače by tak mohlo dojít k jejich roztavení a následnému prohoření. Komora by však měla těsnit především čelními dosedacími plochami a nemělo by tak dojít ke značnému poničení zapalovače. Odhadovaný čas, při kterém dojde k roztavení O-kroužků je **~ 25 sekund**.

4. Dojde palivo

Zapalovací systémy jsou často navrženy s omezenou zásobou nebo s omezeným přísunem paliva, a tak by také mohlo dojít k zastavení zapalování nedostatkem pohonných látek. Maximální čas chodu, kdy dojdou pohonné látky, nelze odhadnout. Závisí tak na celkové konstrukci motoru a přívodního potrubí do pochodňového zapalovače, a proto maximální čas **nelze odhadnout**.

8 Závěr

V rámci rešerše byly popsány základní používané cykly raketových motorů a základní členění dle druhu používaných paliv. Práce dále dokumentuje používané zážehové systémy raketových motorů a jejich vlastnosti. Hlavní součástí rešerše jsou samotné zážehové sekvence a nastínění důležitých kroků pro správné fungování a plynulý rozběh motoru. Pro popis zážehových sekvencí byly vybrány čtyři raketové motory, a to motor LR87-AJ-11, F-1, J-2 a RS-25. U každého zmíněného motoru jsou nejprve uvedeny jeho základní parametry, jaký používá zápalný systém k zapálení směsi paliva a okysličovadla a následně je popsán samotný průběh zapalovací sekvence.

Ze získaných informací a poznatků ohledně startovacích sekvencí byl vybrán vhodný zapalovací systém. Práce obsahuje celkový návrh komory pochodňového zapalovače pro edukační raketový motor na kapalná paliva s možností opakovatelného zážehu.

Návrh zapalovacího systému zahrnuje nejprve volbu parametrů dle vstupních požadavků. Pro edukační motor bylo zapotřebí nejprve získat hmotnostní směšovací poměr a hmotnostní toky paliva a okysličovadla. Tyto hodnoty jsou dále v práci využity pro určení požadované energie, kterou musí zapalovač dodat k zapálení směsi pohonných látek v komoře motoru.

Následně se práce zabývá volbou používaných pohonných látek. S ohledem na zažehovaný model edukačního motoru, dostupnost a základní požadované vlastnosti jsou vybrány stejné pohonné látky, které využívá edukační motor. Jako palivo je použit isopropylalkohol a jako okysličovadlo je použit plynný kyslík.

Práce zahrnuje navržení způsobu vstřikování paliva a okysličovadla do komory. Tento návrh úzce souvisí se způsobem chlazení komory. Zvolené vystřikování vychází z již existujících a používaných řešení. Pro pochodňový zapalovač byla vybrána kombinace pasivního chlazení (tedy odvodu tepla do stěn komory) a chlazení filmem, které bude dosaženo vstřikováním paliva tečně na stěnu komory. Vstřikování okysličovadla je navrženo v ose komory tak, aby se okysličovadlo vhodně mísilo s palivem a také aby proud okysličovadla rozháněl palivo po stěnách a docházelo tak ke zmiňovanému filmovému ochlazování komory.

Dále je zvolen vhodný materiál, z kterého bude komora vyrobena. Hlavním kritériem výběru je vysoká teplotní odolnost materiálu a také chemická odolnost vůči

používanému palivu a okysličovadlu. Zvolena je žáruvzdorná ocel ČSN 17 255 (DIN 1.4841) především pro svou vysokou korozní a teplotní odolnost.

Hlavní částí práce je následný výpočet potřebné geometrie komory společně s výběrem fitinek a elektrické zapalovací svíčky. Komora je navržena s divergentní i konvergentní částí trysky a s poměrem plochy ústí a hrdla trysky $\epsilon = 5$. Tryska je zvolena kuželovitá pro svou snazší vyrobitelnost. Přívod paliva a okysličovadla je realizován pomocí fitinek Triple-Lock JIC šroubovaných přímo do komory. Stejným způsobem je vytvořen otvor pro fitinku určenou k připojení zařízení k měření tlaku v komoře zapalovače. Elektrická zapalovací svíčka je vybrána na základě malých rozměrů a také kvůli tomu, že se používá pro modely letadel. S ohledem na vyrobitelnost bude komora sestavena ze dvou polovin. Těsnění komory je zajištěno především dosednutím čelních ploch na sebe a následným stažením obou polovin pevně k sobě. K úplnému zajištění těsnění jsou mezi poloviny komory vloženy dva pryžové O-kroužky.

V závěru práce je navržena zážehová sekvence samotného pochodňového zapalovače společně s jednotlivými po sobě jdoucími kroky. Tyto kroky jsou zvoleny tak, aby došlo k plynulému zážehu a rozběhu zažehovaného raketového motoru.

Dalším cílem bylo určení potřebné doby pro zažehnutí motoru a odhadu maximální možné doby chodu tohoto zapalovacího systému na základě limitujících faktorů. Hlavním požadavkem je potřebná doba chodu, která je zvolena na dvě sekundy. Po tuto dobu by měl být zapalovač schopen fungovat, aniž by došlo k jeho poničení či jiné závadě, která by znemožnila následné opakování zážehu. Maximální možná doba hoření byla odhadnuta na přibližně 20 sekund.

Na tuto práci by dále navazovala výroba a samotné testování navrženého pochodňového zapalovače. Výsledkem testů by byly možné úpravy startovací sekvence, vylepšení celkových funkčních vlastností zapalovače a konečná implementace zapalovače do skutečného raketového motoru.

9 Seznam použité literatury

[1] YANG, Vigor, Mohammed HABIBALLAH, James HULKA a Michael POPP, ed., Paul ZACHMAN. *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*. 1. vydání. Reston (Virginia): American Institute of Aeronautics and Astronautic, 2004, 725 s. ISBN 978-1563472237.

[2] MAJER, Dušan. Raketové motory – snadno a přehledně. In: *Kosmonautix* [online]. [cit. 2021-12-08]. Dostupné z: https://kosmonautix.cz/2013/03/raketove-motory-snadno-a-prehledne/

[3] Power Cycles. In: *Internet Archive* [online]. [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20120414212704/http:/www.aero.org/publications/crosslink/winter2004/03_sidebar3.html

[4] LAW, Andy a Florian KORDINA. Rocket Engine Cycles. In: *Everyday Astronaut* [online]. [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://everydayastronaut.com/rocket-engine-cycles/

[5] HUZEL, Dieter a David HUANG. *Modern Engineering For Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. ISBN 978-1563470134.

[6] SUTTON, George a Oscar BIBLARZ. *Rocket propulsion elements*. 7th ed. New York: John Wiley & Sons, 2001. ISBN 978-0471326427.

[7] HAIDN, Oscar. Advanced Rocket Engines. *Advances in Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*. Lampoldshausen (Germany), 2007, 6.1-6.40. ISBN 978-92-837-0085.

[8] *Inside the LEO Doghouse: Light My Fire!* [online]. Huntsville: National Aeronautics and Space Administration, 2014 [cit. 2021-11-07]. Dostupné z: https://blogs.nasa.gov/J2X/tag/ignition/

[9] RABBITE, Sean a Alexander MOHS. *Investigation of Ignition Systems for an 800 lbf Thrust Bipropellant Engine*. Huntsville, 2020. Výzkumná práce. University of Alabama in Huntsville.

[10] REPAS, George A. *Hydrogen-Oxygen Torch Ignitor* [online]. Ohio: NASA Lewis Research Center, 1994 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19940022921/downloads/19940022921.pdf

[11] FRENKEN, G., E. VERMEULEN, F. BOUQUET a B. SANDERS. Development Status of the Ignition System for Vinci. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* [online]. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002, - [cit. 2022-05-08]. ISBN 978-1-62410-115-1. Dostupné z: doi:10.2514/6.2002-4330

[12] MCCUTCHEON, Kimble D. *U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution: The Saturn I and Saturn IB* [online]. Huntsville: Aircraft Engine Historical Society, 2021 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE07/RPE07.shtml

[13] JETZER, Mike. Overall view of the hypergol manifold. In: *Heroicrelics.org* [online]. [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: http://heroicrelics.org/cosmosphere/engines-lr-89/dsca0376.jpg.html

[14] 32 birch sticks or rocket engine ignition systems. In: *Sudo Null* [online]. 2019 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://sudonull.com/post/24811-32-birch-sticks-or-rocket-engine-ignition-systems

[15] *Solid Rocket Motor Igniters* [online]. Cleveland: NASA Lewis Research Center, 1971 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19710020870/downloads/19710020870.pdf

[16] GREEN, James M. *A Premixed Hydrogen/Oxygen Catalytic Igniter* [online]. Ohio: NASA Lewis Research Center, 1989 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19890015074/downloads/19890015074.pdf

[17] SOON-YOUNG, Park, Kim YOUNGJUN a Jeong EUN-WHAN. Optimization of the Startup Sequence of a Liquid-propellant Rocket Engine. *7TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)*. Milano, 2017. Dostupné z: doi:10.13009/EUCASS2017-293

[18] MURPHY, George, R. GREENSPUN a R. LEA. CONVAIR AEROSPACE DIVISION OF GENERAL DYNAMICS. *Titan IIIE/Centaur D-IT System Summary*. San Diego (California), 1973, 261 s. REPORT NO. CASD·LVP73-007.

[19] JETZER, Mike. Titan I First Stage Engines (LR-87). In: *Heroicrelics.org* [online]. [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: http://heroicrelics.org/info/titan-i/titan-i-stage-1-engines.html

[20] Saturn V News Reference: F-1 Engine Fact Sheet. In: *Internet Archive* [online]. (U.S.A.), 1967 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20051221114403/http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/F-1_Engine.pdf

[21] *Saturn V Flight Manual*. National Aeronautics and Space Administration, 1969. SA 507. Dostupné také z: https://history.nasa.gov/afj/ap12fj/pdf/a12_sa507-flightmanual.pdf

[22] IRVINE, Tom. *Apollo 13 Pogo Oscillation* [online]. In: . s. 1-19 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: http://www.vibrationdata.com/Newsletters/October2008_NL.pdf

[23] PANHUYZEN, Sander. *F-1 engine ignition sequence* [online]. 2011 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://home.kpn.nl/panhu001/Saturn_V/Saturn_V_info/F-1_engine/F-1_engine_ignition_sequence.html

[24] *U.S. Manned Rocket Propulsion Evolution: Rocketdyne F-1 Engine Operation* [online]. Huntsville: Aircraft Engine Historical Society, 2021 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://www.enginehistory.org/Rockets/RPE08.11/RPE08.13.shtml

[25] Apollo J-2. In: *Purdue University* [online]. West Lafayette [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/liquids/j2.html

[26] Saturn V News Reference: J-2 Engine Fact Sheet. In: *Internet Archive* [online]. (U.S.A.), 1967 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: http://www.apolloexplorer.co.uk/pdf/saturnv/J-2%20Engine.pdf

[27] JETZER, Mike. J-2 Rocket Engine Agumeted Spark Igniter. In: *Heroicrelics.org* [online]. [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: http://heroicrelics.org/info/j-2/augmented-spark-igniter.html

[28] PANHUYZEN, Sander. *J-2 engine ignition sequence* [online]. 2012 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: http://home.kpn.nl/panhu001/Saturn_V/Saturn_V_info/J-2_engine/J-2_engine_ignition_sequence.html

[29] Space Shuttle Main Engine. In: *Purdue University* [online]. West Lafayette [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/liquids/ssme.html

[30] *RS-25 Engine* [online]. Aerojet Rocketdyne, c1942-2022 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://www.rocket.com/space/liquid-engines/rs-25-engine

[31] BIGGS, Robert E. Space Shuttle Main Engine the First Ten Years. *History of Liquid Rocket Engine Development in the United States* [online]. Los Angeles: American Astronautical Society, 1992 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://gandalfddi.z19.web.core.windows.net/Shuttle/SSME_MPS_Info/Space%20Shuttle%20Main%20Engine%20The%20First%20Ten%20Years%20-%20Robert%20E.%20Biggs.pdf

[32] *Shuttle Crew Operations Manual: Space Program Operations Contract*. United Space Alliance, 2008, 1161 s. OI-33. Dostupné také z: https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/390651main_shuttle_crew_operations_manual.pdf

[33] TIZON, Juan, Pablo SIERRA HERAS, Luis SÁNCHEZ DE LEÓN, Emilio NAVARRO, Javier VILÁ a José MORAL. *Developing a New Tool to Implement Computer-Supported Active Learning Strategies in the Engineering Classroom* [online]. Madrid, 2021 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/351020153_Developing_a_New_Tool_to_Implement_Computer-Supported_Active_Learning_Strategies_in_the_Engineering_Classroom. Universidad Politécnica de Madrid.

[34] *Ethanol* [online]. Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology, 2021 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C64175&Mask=4#Thermo-Phase

[35] *Isopropyl Alcohol* [online]. Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology, 2021 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?ID=C67630&Type=TC#Refs

[36] *Oxygen* [online]. Gaithersburg: National Institute of Standards and Technology, 2021 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://webbook.nist.gov/cgi/cbook.cgi?Name=o2&Units=SI

[37] MUNRO, Ben. *Liquid Oxygen Methane Engine Development* [online]. [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://www.benjaminmunro.com/liquid-oxygen-methane-engine-development

[38] *C3H8O + O2 = CO2 + H2O - Balanced Chemical Equation* [online]. c2008-2022 [cit. 2022-05-21]. Dostupné z: https://www.chemicalaid.com/tools/equationbalancer.php?equation=C3H8O+%2B+O2+%3D+CO2+%2B+H2O

[39] SANCHEZ, Luis Eduardo. *Development and Testing of Oxygen/Methane Torch Igniter Technologies for Propulsion Systems* [online]. El Paso, 2016 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://scholarworks.utep.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1745&context=open_etd. Disertační práce. University of Texas at El Paso.

[40] *Stainless Steel 314 1.4841* [online]. 2022 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://www.thyssenkrupp-materials.co.uk/stainless-steel-314-14841.html

[41] *Aluminium 6082* [online]. 2022 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://www.thyssenkrupp-materials.co.uk/aluminium-6082.html

[42] *Magnesium Elektron WE43 Alloy (UNS M18430)* [online]. 2013 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=9279

[43] *Nickel Aluminum Bronze UNS C63200* [online]. 2012 [cit. 2022-05-20]. Dostupné z: https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=6429

Seznam příloh

Příloha 1 – Výsledky výpočtu edukativního motoru v programu RPA

Příloha 2 – Kód programu NASA CEA (Python)

Příloha 3 – Aproximace hodnot tepelné kapacity za konstantního tlaku isopropylalkoholu polynomickou funkcí

Příloha 4 – Výsledky výpočtu pochodňového zapalovače v programu RPA

Příloha 5 – Materiálový list oceli ČSN 17 255 (Thyssenkrupp – Stainless Steel 1.4841)

Příloha 6 – Výkres horní poloviny komory (č. výkresu JN-2022-01-001)

Příloha 7 – Výkres spodní poloviny komory (č. výkresu JN-2022-01-002)

Příloha 8 – Výkres čelní desky (č. výkresu JN-2022-01-003)

Příloha 9 – Výkres nohy L-profil (č. výkresu JN-2022-01-004)

Příloha 10 – Výkres sestavy komory (č. výkresu JN-2022-01)

Seznam použitých obrázků

Obrázek 1 – Přetlakový cyklus [2] 14
Obrázek 2 – Expanzní cyklus [2] 15
Obrázek 3 – Otevřený cyklus [2] 16
Obrázek 4 – Uzavřený cyklus [2] 17
Obrázek 5 – Schéma pochodňového zapalovače [10] 24
Obrázek 6 – Pochodňový zapalovač raketového motoru Vinci [11] 24
Obrázek 7 – Schéma hypergolického zápalného systému (hypergolická patrona) [24] 26
Obrázek 8 – Hypergolická patrona motoru LR89 [13] 26
Obrázek 9 – Schéma pyrotechnického zápalného systému [14] 27
Obrázek 10 – Pyrotechnický zápalný systém PZU rakety Sojuz [15] 28
Obrázek 11 – Raketový motor s laserovým zážehovým zařízením [8] 29
Obrázek 12 – Schéma dvojice motorů LR87-AJ-11 [19] 32
Obrázek 13 – Schéma startovací sekvence motoru LR87-AJ-11 [18] 34
Obrázek 14 – Schéma motoru F-1 [21] 35
Obrázek 15 – Schéma startovací sekvence motoru F-1 [21] 37
Obrázek 16 – Schéma motoru J-2 [21] 38
Obrázek 17 – Schéma startovací sekvence motoru J-2 [21] 40
Obrázek 18 – Schéma motoru RS-25 [6] 41
Obrázek 19 – Schéma startovací sekvence motoru RS-25 [33] 43
Obrázek 20 – Skica rozměrů komory 55
Obrázek 21 – Existující návrh vstřikování [39] 58
Obrázek 22 – Model horní části komory 61
Obrázek 23 – Řez modelem horní části komory 61
Obrázek 24 – Model spodní části komory 61
Obrázek 25 – Řez modelem spodní části komory 61
Obrázek 26 – Sestava komory 62
Obrázek 27 – Schéma zážehové sekvence pochodňového zapalovače 64

Seznam použitých tabulek

Tabulka 1 – Porovnání cyklů raketových motorů [3], [2], [4] 17
Tabulka 2 – Běžně používaná jednosložková paliva [5] 19
Tabulka 3 – Běžně používaná dvousložková paliva [5] 20
Tabulka 4 – Základní parametry edukačního motoru 44
Tabulka 5 – Porovnání výběru zapalovacího systému 46
Tabulka 6 – Porovnání vybíraných paliv [34], [35] 47
Tabulka 7 – Parametry edukačního motoru [35] [36] 49
Tabulka 8 – Porovnání vybíraných materiálů [40], [41], [42], [43] 59

Seznam použitých grafů

Graf 1 – Porovnání specifických impulsů ethanolu a isporopylalkoholu 47
Graf 2 – Specifický impuls isopropylalkoholu 52
Graf 3 – Termodynamická teplota isoproplyalkoholu 53

Seznam použitých programů

1. Rocket Propulsion Analysis v2.3 (RPA)
2. NASA Chemical Equilibrium Application (NASA CEA)
3. Python v programu Visual Studio Code
4. Microsoft Excel 2021
5. Autodesk Inventor 2022
6. CorelDRAW 2018

Přílohy

Příloha 1 - Výsledky výpočtu edukativního motoru v programu RPA

Parametry zadané do programu:

Palivo:	Isopropylalkohol T = 293 K
Okysličovadlo:	GOX T = 293 K
Tah motoru:	F = 3 kN
Tryska:	Vhodná, volena dle programu RPA
Hmotnostní směšovací poměr:	O/F = 1.6
Tlak v komoře	pc = 2.5 MPa
Okolní tlak:	p = 0.1 MPa

Výsledky z programu:

Thrust and mass flow rates

Chamber thrust (vac):	3.39005 kN
Specific impulse (vac):	279.84832 s
Chamber thrust (opt):	2.99007 kN
Specific impulse (opt):	246.82988 s
Total mass flow rate:	1.23527 kg/s
Oxidizer mass flow rate:	0.76017 kg/s
Fuel mass flow rate:	0.47510 kg/s

Geometry of thrust chamber with parabolic nozzle

Dc = 129.81 mm b = 30.00 deg

R2 = 169.50 mm R1 = 24.34 mm

L* = 1657.05 mm

Lc = 163.50 mm Lcyl = 27.25 mm

Dt = 32.45 mm

Rn = 6.20 mm Tn = 19.07 deg

Le = 78.69 mm Te = 8.00 deg

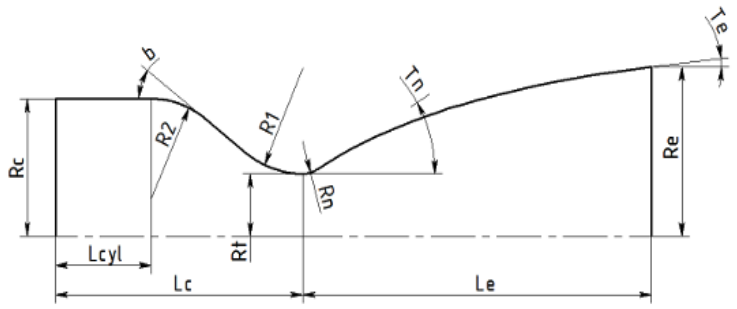
De = 70.01 mm

Ae/At = 4.65

Le/Dt = 2.42

Le/c15 = 110.99 % (relative to length of cone nozzle with Te=15 deg)

Divergence efficiency:	0.99157
Drag efficiency:	0.96223
Thrust coefficient:	1.61934 (vac)



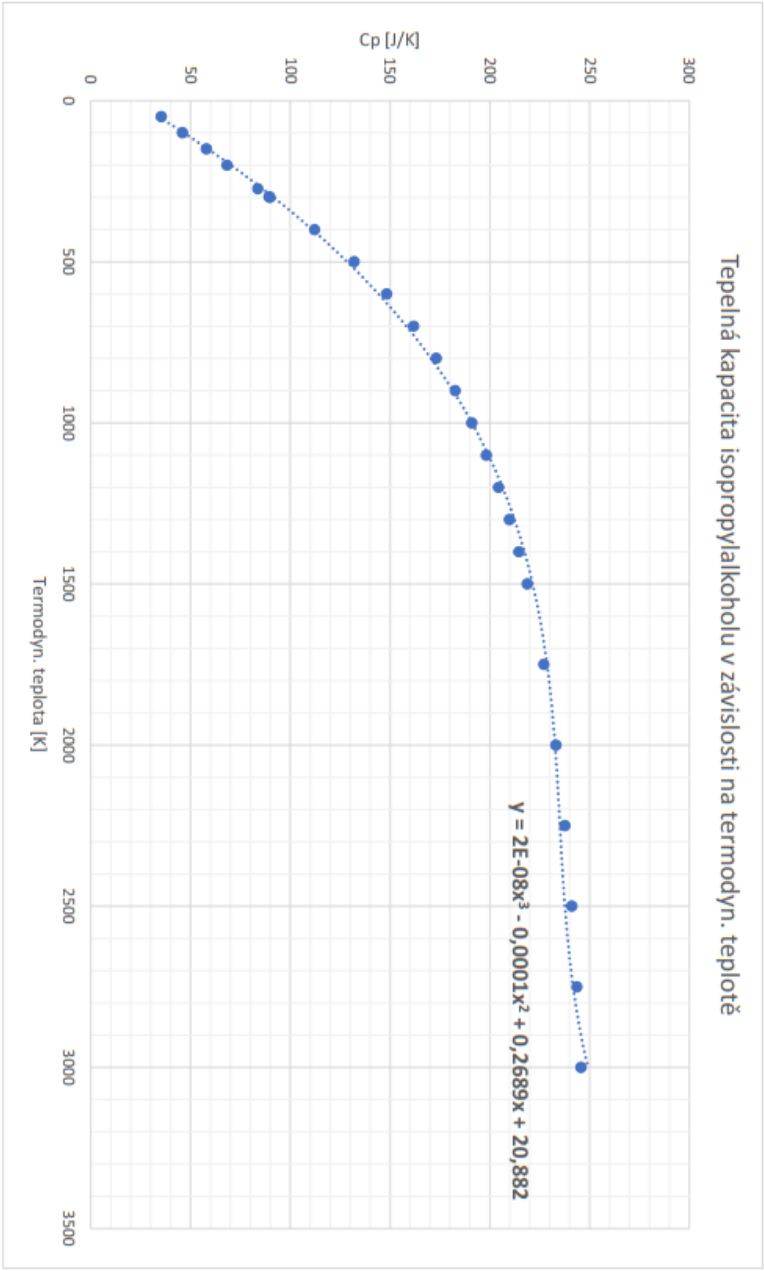
Příloha 2 – Kód programu NASA CEA (Python)

```
from rocketcea.cea_obj_w_units import CEA_Obj
from rocketcea.cea_obj import add_new_fuel
from propellants import IPAGOX, ETHGOX
import matplotlib.pyplot as plt
import numpy as np


chamber_pressures = [25] # Tlak v komoře
mixture_ratios = np.linspace(1, 2.4, 100, endpoint=True) # Rozsah směšovacího
poměru
mixture_ratios2 = np.linspace(1, 3, 100)


def compare_Isp_vs_MR(prop1, prop2, Pc, eps):
        specific_impulses_IPA = np.zeros(0)
        specific_impulses_ETH = np.zeros(0)
        for MR2 in mixture_ratios2:
                specific_impulses_IPA = np.append(specific_impulses_IPA,
prop1.get_Isp(Pc=Pc, MR=MR2, eps=20))
                specific_impulses_ETH = np.append(specific_impulses_ETH,
prop2.get_Isp(Pc=Pc, MR=MR2, eps=20))


        plt.plot(mixture_ratios2, specific_impulses_IPA, label=f'{prop1.desc} at
Pc = {Pc} bar, eps = {eps}')
        plt.plot(mixture_ratios2, specific_impulses_ETH, label=f'{prop2.desc} at
Pc = {Pc} bar, eps = {eps}')
        plt.legend()
        plt.grid()
        plt.xlabel('Směšovací poměr [-]')
        plt.ylabel('Specifický impuls [s]')
        plt.title("Porovnání specifických impulsů (Ethanol/Isoporopylalkohol)")
        plt.show()


def show_Isp_vs_MR(prop1, Pc, eps):
        specific_impulses_IPA = np.zeros(0)
        for MR in mixture_ratios:
                specific_impulses_IPA = np.append(specific_impulses_IPA,
prop1.get_Isp(Pc=Pc, MR=MR, eps=5))


        plt.plot(mixture_ratios, specific_impulses_IPA, label=f'{prop1.desc} at Pc
= {Pc} bar, eps = {eps}')
        plt.legend()
        plt.grid()
        plt.xlabel('Směšovací poměr [-]')
        plt.ylabel('Specifický impuls [s]')
        plt.show()
```

```
def show_Temperature_vs_MR(prop1, Pc, eps):
        temperatures_IPA = np.zeros(0)
        for MR in mixture_ratios:
                temperatures_IPA = np.append(temperatures_IPA,
prop1.get_Temperatures(Pc=Pc, MR=MR, eps=5)[0])
        plt.plot(mixture_ratios, temperatures_IPA, label=f'{prop1.desc} at Pc =
{Pc} bar, eps = {eps}')
        plt.legend()
        plt.grid()
        plt.xlabel('Směšovací poměr [-]')
        plt.ylabel('Termodynamická teplota [K]')
        plt.show()


compare_Isp_vs_MR(ETHGOX, IPAGOX, 25, 20)
show_Isp_vs_MR(IPAGOX, 25, 5)
show_Temperature_vs_MR(IPAGOX, 25, 5)
```

Příloha 3 – Aproximace hodnot tepelné kapacity za konstantního tlaku isopropylalkoholu polynomickou funkcí

Termodyn. teplota [K]	Cp [J/(mol·K)]
50	35,32
100	46,04
150	57,98
200	68,28
273,15	83,72
298,15	89,32
300	89,74
400	112,15
500	131,96
600	148,3
700	161,75
800	173,04
900	182,67
1000	190,97
1100	198,16
1200	204,41
1300	209,85
1400	214,6
1500	218,75
1750	227
2000	233,1
2250	237,6
2500	241
2750	243,7



Příloha 4 - Výsledky výpočtu pochodňového zapalovače v programu RPA

Parametry zadané do programu:

Palivo:	Isopropylalkohol T = 293 K
Okysličovadlo:	GOX T = 293 K
Tvar trysky:	Kuželovitá tryska, poloviční úhel divergentní části trysky je 15°.
Poměr plochy ústí a hrdla trysky:	eps = 5
Hmotnostní směšovací poměr:	O/F = 1.6
Celkový hmotnostní tok:	m = 0.0124 kg/s
Tlak v komoře	pc = 2.5 MPa
Okolní tlak:	p = 0.1 MPa

Výsledky z programu:

Table 1. Thermodynamic properties

#	Parameter	Injector	Nozzle inlet	Nozzle throat	Nozzle exit	Unit
	Pressure	2.5000	2.5000	1.4476	0.0908	MPa
	Temperature	3304.521	3304.5217	3144.354	2343.855	K
	Enthalpy	-2316.86	-2316.860	-2961.174	-5667.38	kJ/kg
	Entropy	11.9412	11.9412	11.9412	11.9412	kJ/(kg·K)
	Internal energy	-3532.99	-3532.99	-4104.24	-6484.44	kJ/kg
	Specific heat (p=const)	6.4756	6.4756	6.0508	2.7333	kJ/(kg·K)
	Specific heat (V=const)	5.5639	5.5639	5.2331	2.3400	kJ/(kg·K)
	Gamma	1.1639	1.1639	1.1562	1.1681	
	Isentropic exponent	1.1287	1.1287	1.1273	1.1653	
	Gas constant	0.3680	0.3680	0.3635	0.3486	kJ/(kg·K)
	Molecular weight (M)	22.5923	22.5923	22.8714	23.8513	
	Molecular weight (MW)	0.0226	0.0226	0.0229	0.0238	
	Density	2.0557	2.0557	1.2664	0.1111	kg/m³
	Sonic velocity	1171.602	1171.6028	1135.177	975.7682	m/s
	Velocity	0.0000	0.0000	1135.177	2588.637	m/s

Mach number	0.0000	0.0000	1.0000	2.6529	
Area ratio	0.0000	0.0000	1.0000	5.0000	
Mass flux	0.0000	0.0000	1437.560	287.6066	kg/(m²·s)
Mass flux (relative)	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	kg/(N·s)
Viscosity	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.3521	0.3521	0.3367	0.2565	W/(m·K)
Specific heat (p=const), frozen	2.2050	2.2050	2.1940	2.1090	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.6680	0.6680	0.6729	0.6951	
Conductivity, effective	1.3150	1.3150	1.1760	0.4010	W/(m·K)
Specific heat (p=const), effective	6.4760	6.4760	6.0510	2.7330	kJ/(kg·K)
Prandtl number, effective	0.5252	0.5252	0.5315	0.5763	

Table 2. Theoretical (ideal) performance

#	Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
	Characteristic velocity	0.0000	1739.0600	0.0000	m/s
	Effective exhaust velocity	2551.970	2588.6400	2904.270	m/s
	Specific impulse (by mass)	2551.970	2588.6400	2904.270	N·s/kg
	Specific impulse (by weight)	260.2300	263.9700	296.1500	s
	Thrust coefficient	1.4674	1.4885	1.6700	

Table 3. Estimated delivered performance

#	Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
	Characteristic velocity	0.0000	1694.3100	0.0000	m/s
	Effective exhaust velocity	2405.700	2442.3800	2758.010	m/s
	Specific impulse (by mass)	2405.700	2442.3800	2758.010	N·s/kg
	Specific impulse (by weight)	245.3100	249.0500	281.2400	s
	Thrust coefficient	1.4199	1.4415	1.6278	

Table 4. Altitude performance

#	Altitude	Pressure	Effective exhaust velocity	Specific impulse	Thrust coefficient	Thrust
#	km	atm	m/s	s		kN
0.0000		1.0000	2551.9660	260.2280	1.4674	0.0320