



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

ENERGETICKÝ ÚSTAV

ENERGY INSTITUTE

VSTŘIKOVACÍ SYSTÉMY RAKETOVÝCH MOTORŮ

INJECTION SYSTEMS OF ROCKET ENGINES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Kryštof Vrbica

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Milan Malý

BRNO 2021

Zadaní bakalářské práce

Ústav: Energetický ústav
Student: Kryštof Vrbica
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: Ing. Milan Malý
Akademický rok: 2020/21

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Vstřikovací systémy raketových motorů

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Výkon a účinnost raketových motorů na kapalná paliva (RP-1, případně metan apod.) do značné míry závisí na úrovni promíchání paliva a okysličovadla, a to jak ve spalovací komoře, tak v předspalovací komoře. Cílem této práce je porovnat stávající i historické vstřikovací systémy, popsat jejich výhody a nevýhody a nastínit možné další směry vývoje v této oblasti.

Cíle bakalářské práce:

- rešerše relevantních publikací
- specifikování zásadních parametrů spreje ve spalovacích komorách
- popis nejpoužívanějších typů vstřikovačů a trysek
- nastíní výhod a nevýhod jednotlivých řešení
- návrh experimentu v laboratoři sprejů pro porovnání nejpoužívanějších trysek
- experimentální porovnání jednotlivých variant ve zjednodušených podmínkách (tento bod je nepovinný)

Seznam doporučené literatury:

- [1] Bayel, L., Orzechowski, Z., Liquid atomization, Taylor & Francis, Washington, D.C., 1993
- [2] Lefebvre, A. H., and McDonell, V. G., Atomization and sprays, CRC press, 2017
- [3] Mishra D. P., Fundamentals of Rocket Propulsion, CRC press, 2017
- [4] NASA Technical Reports

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jiří Pospíšil, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá konstrukcí trysek raketového motoru na kapalné látky. Teoretická část popisuje dělení do skupin a princip funkce raketových trysek. Následující rešeršní část detailně rozebírá nejčastěji využívané trysky včetně jejich možných verzí. Tato část se týká souosých, čepových a impinging trysek. Důraz je kladen na výtokový součinitel, chování spreje a definici optimální geometrie pro kvalitní atomizaci.

Práce je zakončena návrhem zkušebních trysek a jejich experimentálním porovnáním. Testována je souosá tryska a dvě verze impinging trysky s ohledem na chování spreje, jejich výtokové součinitele, Sauterův střední průměr a rychlost kapek. Součástí práce jsou návrhové výkresy potřebné pro výrobu experimentálních trysek.

Klíčová slova

Raketový motor, tryska, vstřikovač, sprej, atomizace

ABSTRACT

This bachelor thesis deals with liquid propelled rocket engine injector design. The theoretical part describes the categorisation and principles of the function of a rocket injector element. The following research part provides an in-depth examination of the most often used injectors including their possible versions. This section concerns coaxial, pintle and impinging injectors. The emphasis is laid on discharge coefficient, spray behaviour and definition of the optimal injector geometry for high-quality atomization.

The thesis is concluded with a design of test injectors and their experimental comparison. Coaxial and two version of impinging injector are tested with regards to spray behaviour, their discharge coefficients, Sauter mean diameter and droplet velocity. Design drafts required for production are included in this thesis.

Key words

Rocket engine, nozzle, injector, spray, atomization

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

VRBICA, Kryštof. *Vstříkovací systémy raketových motorů* [online]. Brno, 2021 [cit. 2021-05-17]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132156>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Energetický ústav. 50 s. Vedoucí práce Milan Malý.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Vstříkovací systémy raketových motorů vypracoval samostatně s využitím literatury a zdrojů uvedených v seznamu v příloze této práce.

Kryštof Vrbica

PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych chtěl poděkovat Ing. Milanovi Malému za cenné rady a připomínky, které mi pomohly při vypracování této bakalářské práce. Také bych chtěl poděkovat své rodině a přítelkyni za podporu a trpělivost.

Obsah

ÚVOD	11
1. Raketový motor na kapalné pohonné látky	12
1.1. Spalovací komora	12
1.2. Kapalné pohonné látky	13
1.2.1. Jednosložkové látky	14
1.2.2. Dvosložkové látky	14
1.3. Rozvody pohonných látek	15
1.4. Nestabilita spalování	15
2. Vstříkovací systémy	17
2.1. Úvod do atomizace	17
2.2. Proces atomizace	17
2.3. Trysky spalovací komory raketového motoru	18
2.3.1. Výběr trysky	18
2.3.2. Nonimpinging trysky	18
2.3.3. Impinging trysky	18
2.3.4. Hybridní trysky	19
2.4. Vstříkování jednosložkových paliv	20
2.5. Rozmístění trysek v komoře	20
3. Historie kapalných vstříkovacích systémů	22
3.1. Raný vývoj	22
3.2. Studená válka	22
3.3. Možný budoucí vývoj	23
4. Zhodnocení nejpoužívanějších trysek	25
4.1. Parametry hodnocení trysek	25
4.2. Porovnání verzí trysek	26
4.3. Impinging trysky	26
4.4. Souosé trysky	28
4.5. Čepové trysky	29
5. Příprava experimentu	32
5.1. Návrh trysek	32
5.2. Metody pozorování spreje	33
5.3. Měřicí trať	35
6. Zhodnocení experimentu	36
6.1. Vysokorychlostní záběry	36
6.2. Výtokový součinitel	38

6.3. Velikost kapek ve spreji	39
6.4. Rychlostní profil spreje	41
7. Závěr.....	43
SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	44
SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK.....	46
SEZNAM OBRÁZKŮ	48
SEZNAM TABULEK.....	49
SEZNAM PŘÍLOH.....	50

ÚVOD

Vstřikovače a vstřikovací systémy jsou jedním z hlavních prvků raketových motorů na kapalná paliva. Výkon těchto strojů úzce souvisí s výběrem a geometrií těchto prvků.

První část práce slouží k přiblížení danému tématu čtenáři. Zabývá se obecnou stavbou a funkcí raketového motoru a rozebírá komponenty spojené s funkcí vstřikovacího systému, např. spalovací komory nebo přívody pohonných látek k tryskám. Také jsou zde popsány nejčastěji využívané pohonné látky a jejich přednosti.

Druhá kapitola je již soustředěna na trysky samotné. Zde je krátce rozebrán princip tvorby spreje. Následně jsou popsána typická provedení trysek a jejich rozdělení v raketovém průmyslu včetně typického umístění těchto prvků ve spalovací komoře.

Třetí kapitola se v první části krátce soustředí na vývoj a historii využití jednotlivých typů trysek, včetně některých prototypů, které byly během let zavrženy. Druhá část rozebírá možné směry vývoje odvozené od využitých technologií v raketových motorech posledních let. Dle poznatků z této kapitoly jsou vybrány tři nejvýznamnější provedení trysek pro detailní rozbor a rešerši.

Ta je soustředěna konkrétně na trysky souosé, čepové a impinging. Pro každou z těchto skupin jsou zde definována různá provedení a dopady jejich výběru v raketovém motoru. Dále rešerše poukazuje na možné změny funkční geometrie trysek a jejich vliv na kvalitu atomizace a chování spreje.

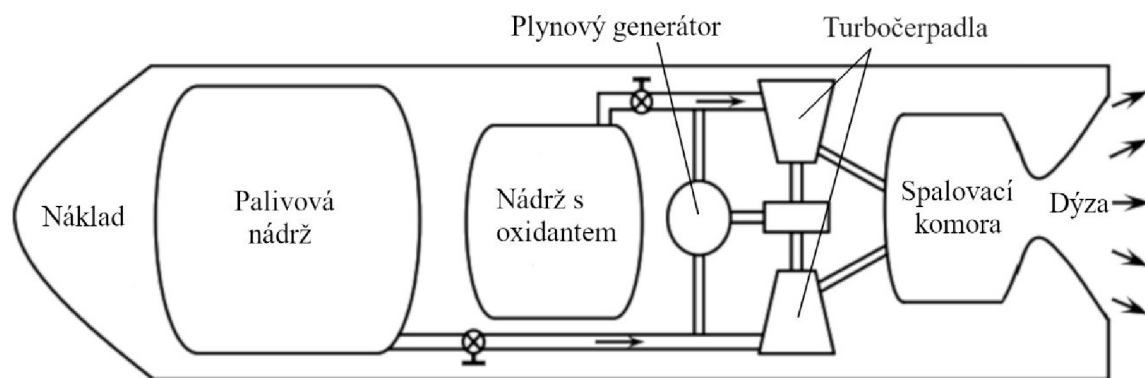
Poslední dvě kapitoly jsou věnovány návrhu, provedení a zhodnocení experimentu za účelem porovnání zvolených trysek z předchozí části.

1. Raketový motor na kapalné pohonné látky

Raketové motory na kapalné pohonné látky (anglicky LPRE – Liquid Propelled Rocket Engine) jsou jedním z typů chemicky poháněných raketových motorů. Jak z názvu vyplývá, hlavní pohonnou látkou je tekuté palivo s okysličovadlem, vedené pomocí přetlakované nádrže nebo pumpy ke spalovací komoře. Zde jsou pohonné látky přeměněny ve sprej pomocí vstřikovačů a ten je následně spalován za vzniku plynů, které při výstupu skrz dýzu vytváří tah.

Výkon raketového motoru na kapalné látky a efektivita vstřikovacího systému jsou ovlivněny mnoha součástmi a jejich zvoleným návrhovým provedením. Dopad má výběr trysek, jejich umístění, návrh spalovací komory, její tvar, velikost, způsob chlazení, výběr jednotlivých složek paliva, cyklus, na kterém raketa pracuje, nebo také geometrie rozvodů oxidantu a paliva předcházející tryskám [1].

Hlavním tématem této práce jsou vstřikovací trysky, které budou detailně rozebrány v následujících kapitolách. Ostatní zmíněné faktory budou krátce rozebrány v této úvodní kapitole.

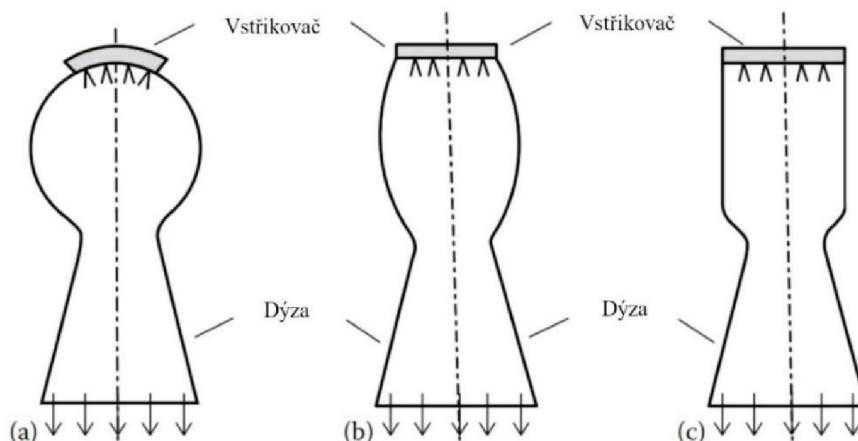


Obr. 1.1 Jednoduché schéma raketového motoru na kapalné pohonné látky s otevřeným cyklem [1].

1.1. Spalovací komora

Při návrhu spalovací komory je třeba zajistit určitý objem, a tím pádem dostatečný čas pro promíchání a spálení pohonných látek před výstupem z dýzy. Zásadním parametrem je charakteristická délka komory, která je typická pro jednotlivé typy pohonných směsí v rozmezí od 0,6 až po 3 metry. Mezi další parametry spadá např. již zmíněný tvar. Využívají se tři hlavní typy komor a to sférické, téměř sférické a válcové.

Sférická komora má velkou pevnost a menší povrch, který by bylo třeba chladit. Je ale náročná na výrobu a dosahuje horšího spalování. Válcová komora nabízí opačné vlastnosti, a proto mohou být oba návrhy zkombinovány ve formě téměř sférické komory, která nabízí lepší spalování a není tak náročná na výrobu oproti standardní sférické komoře [1].



Obr. 1.2 Možné tvary spalovacích komor: (a) sférická, (b) téměř sférická a (c) válcová [1].

Vstřikování pohonných látek neprobíhá pouze ve spalovací komoře. Některé raketové motory využívají otevřeného či uzavřeného cyklu, ve kterých jsou látky vstřikovány i do plynových generátorů (PG), respektive předspalovacích komor (tzv. preburner), které slouží k pohonu čerpadel pohonných látek. Zde jsou často využívány stejné trysky jako v hlavní spalovací komoře. Narozdíl od plynového generátoru, plyny z předspalovací komory jsou dále využívány pro spalování v hlavní komoře, a tedy se přímo podílí na výsledném výkonu rakety [2].

1.2. Kapalné pohonné látky

Pohonné látky pro LPRE je možné definovat podle vícero kritérií. Mezi ně spadá rozdělení dle skladovatelnosti, počtu složek, energetické hustoty, zda jsou schopna samovznícení aj.

Dle skladovatelnosti jsou pohonné látky děleny na dlouhodobě skladovatelné a kryogenické, které vyžadují skladování za velmi nízkých teplot, aby setrvaly v kapalné formě. Tím výrazně komplikují konstrukci raketového stroje, ovšem za zisku vyššího specifického impulsu [1]:

$$I_{sp} = \frac{V_{eq}}{g} = \frac{I}{m_p \cdot g} \quad (1.1)$$

kde V_{eq} je výstupní rychlost plynů z dýzy, g je gravitační zrychlení, I je celkový impuls a m_p je váha spotřebovaných pohonných látek.

Specifický impuls se typicky značí v sekundách a popisuje, s jakou účinností raketový motor spaluje pohonné látky. Vyšší hodnota tedy značí efektivnější spálení stejné váhy pohonných látek. S narůstající výškou se impuls zvyšuje až na maximální hodnoty ve vakuu. V tabulce 1.1 jsou porovnány maximální teoretické hodnoty I_{sp} nejpoužívanějších pohonných látek.

Za samostatnou kategorii tekutých pohonných látek jsou považovány gely, vyvinuté za účelem překonání nedostatků standardních pohonných látek. Gely nabízejí dlouhodobé skladování, výkon obdobný standardním tekutým látkám a vyšší bezpečnost. Vzhledem k tomu, že mají charakter neneutronovské tekutiny, je komplikován přívod do komory a vytvoření spreje [1]. Prozatím gely nebyly v praxi využity [2].

1.2.1. Jednosložkové látky

Jednosložkové pohonné látky jsou látky, které obsahují jak palivo, tak oxidant. Pro zahájení chemické reakce v těchto látkách se využívá katalyzátor. Nejpoužívanějším jednosložkovým palivem je hydrazin (N_2H_4). Ten je výborným skladovatelným palivem, ovšem je toxický a nestabilní v přírodě. Hydrazin, jeho upravená forma označovaná UDMH nebo jejich směs známá jako A-50, mohou být případně také využity jako dvousložkové palivo s oxidantem (N_2O_4) [1].

1.2.2. Dvousložkové látky

U dvousložkových látek jsou palivo a oxidant (často značené jen jako P a O či Ox) skladovány separátně a smíchány až ve spalovací komoře, příp. předspalovací komoře či generátoru. V porovnání s jednosložkovými palivy dosahují vyššího specifického impulsu. Nejpoužívanějšími palivy a oxidanty jsou:

- RP-1 – vysoce rafinovaný petrolej (kerosin), často využívaný v kombinaci s tekutým kyslíkem (LOX). Tato kombinace je nehypergolická (nedochází ke samovznícení) a má nižší specifický impuls. Na druhou stranu je petrolej finančně výhodný a jednoduchý na manipulaci. Motory využívající RP-1/LOX jsou označovány jako semi-kryogenické [1].
- Metan (CH_4) – palivo, jehož využití v dnešní době roste díky výhodným fyzikálním vlastnostem (v porovnání s jinými palivy) jako jsou nízká váha a vysoký výkon. V raketových motorech je metan také kombinován s LOX [1].
- Tekutý vodík (LH_2) – oxidantem bývá nejčastěji LOX, případně tekutý fluor (LF), který je ovšem toxický. Vodík má značné nevýhody, mezi které patří např. velmi nízká teplota zkapalnění (20 K) nebo nízká hustota. Ty vedou ke špatné skladovatelnosti a potřebě objemnějších nádrží. I přes to je vodík často preferován pro svůj vysoký specifický impuls a čisté spalování [1].

Tab. 1.1 Specifický impuls jednotlivých kombinací pohonných látek [2]¹.

Pohonné látky	Specifický impuls [s]
LOX/ LH_2	390
LOX/RP-1	300
N_2O_4 /MMH ²	290
LF/ LH_2	410
LOX/ CH_4	310
N_2H_4	220

¹ Jedná se o hodnoty vyvozené z experimentů s účelem porovnání I_{sp} za stejných podmínek. Raketové motory jsou schopné dosáhnout vyššího impulsu [2].

² Momomethylhydrazin značený MMH je spolu s UDMH jednou z možných úprav hydrazinu [1].

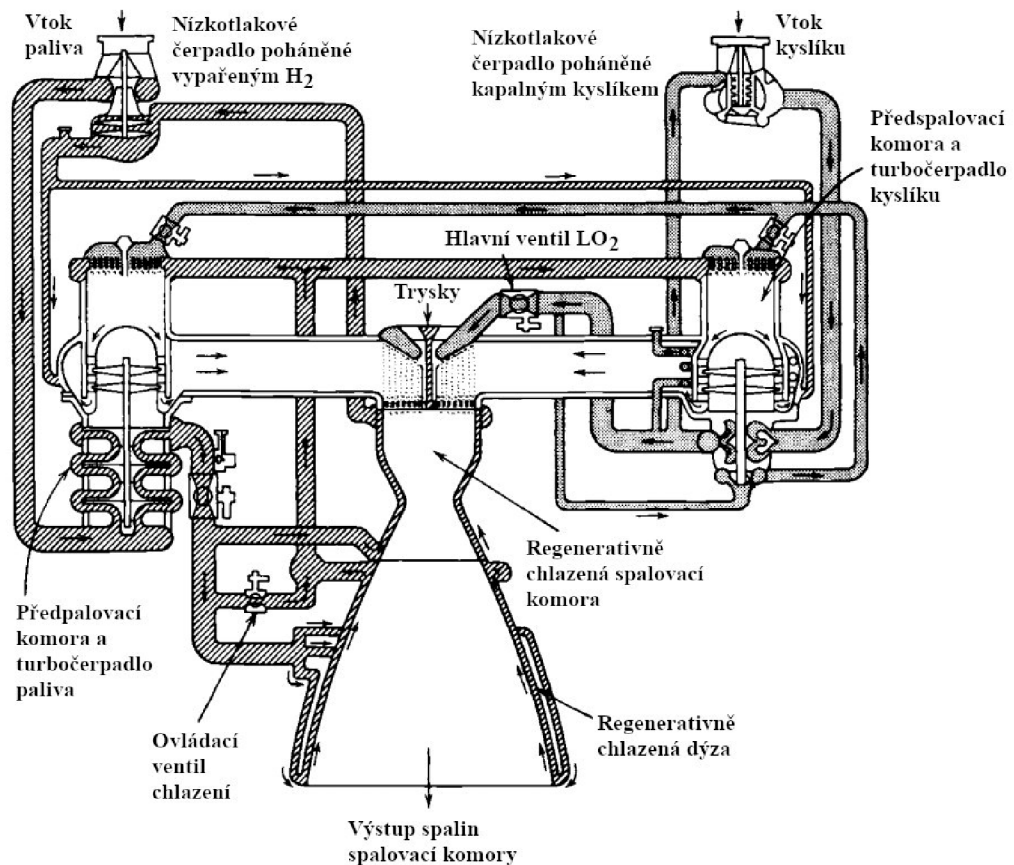
1.3. Rozvody pohonných látek

U rozvodů pohonných látek je velmi žádaný rovnoměrný průtok a minimální ztráty v tlaku napříč potrubím.

Pro návrh rozvodů dosud není vyjádřen jednoznačný teoretický postup, je ale možno řídit se některými zavedenými pravidly. Jedno z nich určuje plochu příčného řezu rozvodového potrubí, která musí být vždy větší než čtyřnásobek celkové plochy trysek [1]. Ovšem, zatímco objemné potrubí umožní rovnoměrný průtok, menší sníží množství kapek, které vstoupí do komory po uzavření ventilů přívodu paliva, což je žádané pro stroje, u kterých je třeba dosáhnout přesné konečné rychlosti [3]. Proto tento poměr může být snížen na dvojnásobek.

Další pravidla hovoří o tlakových ztrátách. Ty by měly dosahovat hodnot nižších než 1 % tlaku, který je v rozvodech vyvinut [1].

Rozvody paliva jsou také často vedeny do pláště stěny spalovací komory či dýzy, kde slouží jako regenerativní chlazení. Kryogenní paliva, např. vodík, jsou tímto způsobem většinou vypařena a do spalovacího procesu vstupují v plynné formě [1].

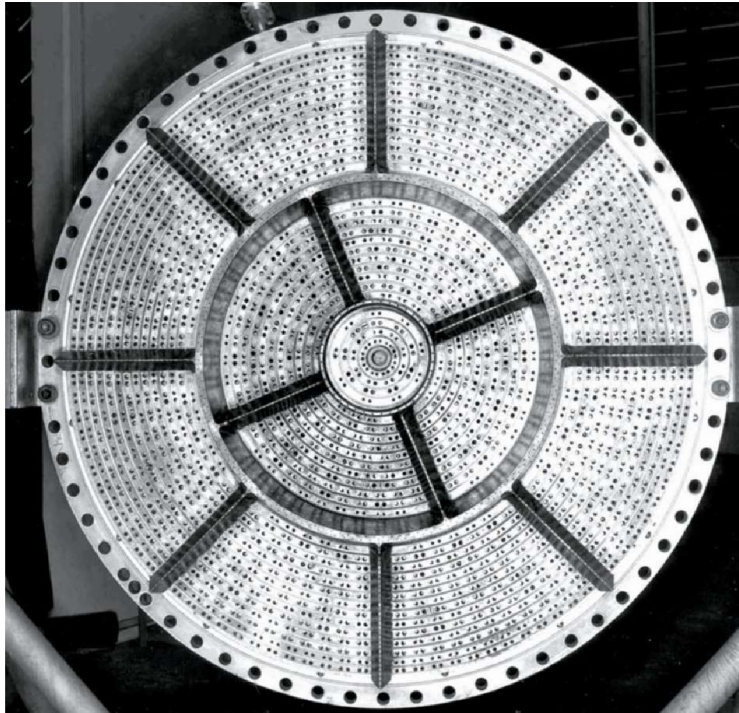


Obr. 1.3 Rozvody regenerativně chlazeného motoru SSME s dvěma předpalovacími komorami [3].

1.4. Nestabilita spalování

U raket na kapalně pohonné látky často dochází k lehkým výchytkám tlaku v komoře. Tyto výchytky mohou ovlivnit přirozenou frekvenci přívodů pohonných látek nebo akustickou frekvenci spalovací komory. Tím pádem mohou vzniknout pravidelné a výrazné výchytky tlaku. Ty označujeme jako nestabilní spalování, které kromě zhoršeného spalování, a tedy sníženého tahu, vytváří vibrace, které mohou mít katastrofální dopad na raketový motor. Z toho důvodu byly vyvinuty metody pro snížení a kontrolu nestabilního spalování.

Jednou z metod je využití chemických aditiv ve spalovaných látkách, která utlumí uvolňování tepla. Dále může být upravena aerodynamika komory změnou polohy, velikosti a úhlu trysek či snížením tlakového spádu napříč tryskou. V tomto případě se převážně jedná o snahu snížit rychlost vypařování a tím zvýšit objem, ve kterém probíhá spalovací proces. Poslední metodou je využití mechanických usměrňovačů, přepážek či akustických tlumičů, které bývají umístěny na čele komory, a tím rozdělují trysky na několik skupin, což napomáhá předcházet nestabilitám [1].



Obr. 1.4 Čelo spalovací komory s like dublety motoru F-1 rozdělené přepážkami [4].

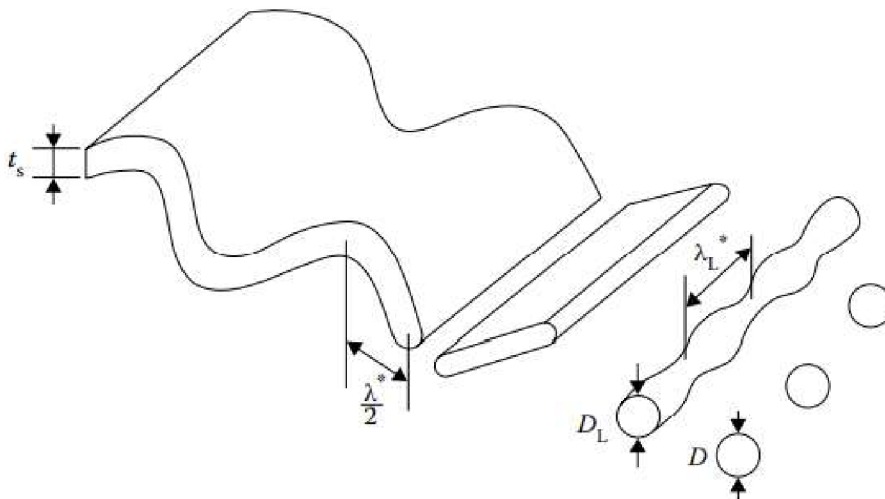
2. Vstřikovací systémy

2.1. Úvod do atomizace

Atomizací je označován proces přeměny kapaliny, v našem případě paliva a oxidantu, na malé kapky v plynné atmosféře. Tuto výslednou formu kapaliny označujeme jako sprej. Rozpadu kapaliny můžeme dosáhnout více způsoby, buďto díky její vlastní kinetické energii, proudem plynu o vysoké rychlosti nebo za působení vnější mechanické energie, např. od rotujícího nebo vibrujícího tělesa [5].

2.2. Proces atomizace

Vlivem povrchového napětí a vnitřních a vnějších sil působících na kapalinu dochází k rozpadu celistvého proudu. V jeho průběhu lze pozorovat nejprve vytvoření ligament, což je označováno jako primární atomizace. Následuje rozpad na jednotlivé kapky, tzv. sekundární atomizace. V případě kapalné stěny dochází před primární atomizací k vytvoření vln, ze kterých se tvoří ligamenta [5].



Obr. 2.1 Rozpad kapalné stěny [5].

Důležitým parametrem pro popis atomizace, zvláště pak u raketových motorů, je Weberovo číslo [1]:

$$We = \frac{\rho V_j^2 d_j}{\sigma} \quad (2.1)$$

kde ρ je hustota, V_j je rychlost kapaliny, d_j je průměr kapek a σ je povrchové napětí kapaliny. Popisuje tedy poměr vnějších sil vytvářejících sprej vůči povrchovému napětí, které má opačný efekt.

Sprej může být definován také Reynoldsovým číslem, které narozdíl od Weberova udává poměr sil vůči dynamické viskozitě μ [1]:

$$Re = \frac{\rho V_j^2 d_j}{\mu} \quad (2.2)$$

2.3. Trysky spalovací komory raketového motoru

Tryska nebo také vstříkovač je zařízení zajišťující atomizaci. Pro různá využití bylo vyvinuto rozsáhlé množství typů trysek, ty se rozdělují do několika skupin: tlakové, rotační, dvoumédiové a jiné speciální [5]. Tato práce se soustředí na trysky tlakové, které jsou využívány v raketových motorech. Ty je možné dále dělit na impinging, nonimpinging a hybridní trysky, které se převážně využívají v motorech na dvousložková paliva [1].

2.3.1. Výběr trysky

Výběr typu vstříkovačů pro raketový motor závisí na mnoha faktorech, ty jsou popsány v [6]:

- pohonné látky: hypergolické, kryogenické, skladovatelné
- stav pohonné látky: tekutý, plynný, gel
- stěny spalovací komory: bez chlazení, ablační, s regenerativním chlazením
- délka spalovací komory
- operační podmínky: poměr směsi, tlak v komoře
- požadavky na škrcení
- životnost motoru: opětovné starty, celková výdrž

2.3.2. Nonimpinging trysky

Mezi nonimpinging trysky zařazujeme tzv. sprchové, souosé a vířivé trysky (viz obr. 2.2 a).

Sprchové (Shower-head) trysky jsou jedním z nejstarších a nejjednodušších typů trysek. Pohonné látky pod tlakem prochází otvorem o malém průměru, k atomizaci následně dochází díky kontaktu se spalovacími plyny.

Souosá (Coaxial) tryska je nejčastěji používaná nonimpinging tryska. Typicky se skládá ze dvou souosých trubek, do kterých vstupují odděleně palivo a oxidant. Ve většině případů do souosé trysky vstupuje jedna ze složek v plynné fázi. Ta je vstříkována rychlostí často desetkrát větší než kapalná složka, která je tímto proudem plynu přeměněna na sprej.

Do vířivé (Swirl) trysky vstupuje pohonná látka tangenciálně vůči ose trysky, případně může být usměrněna šroubovicí uvnitř trysky. Tím je vytvářen dutý kužel tekutiny, který se při výstupu z trysky rozpadá na sprej [1].

2.3.3. Impinging trysky

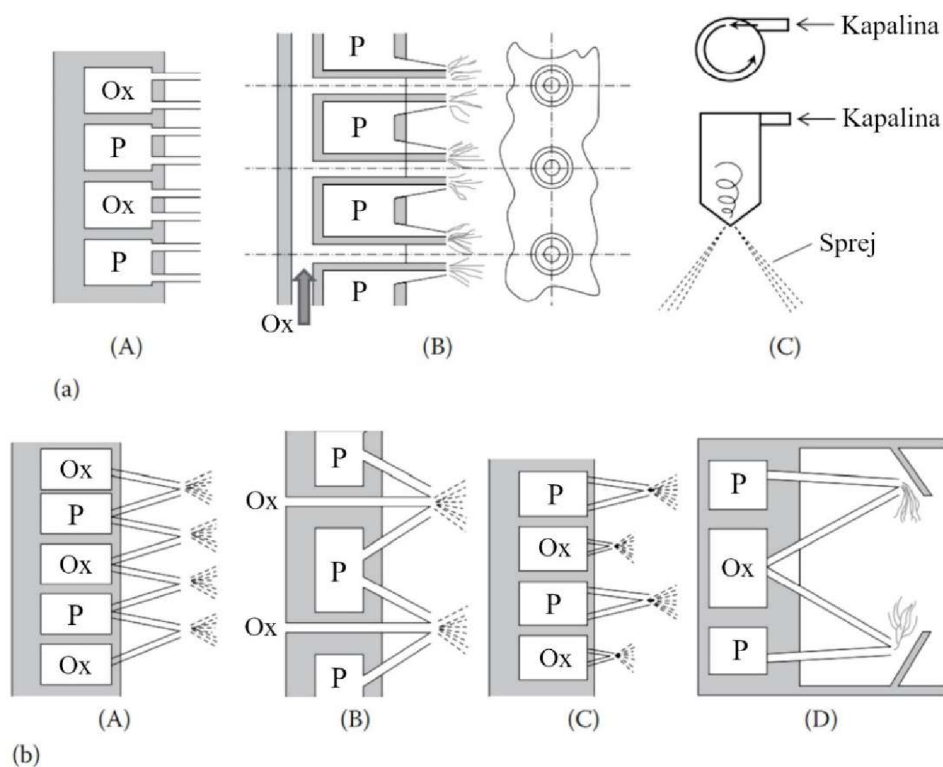
Tyto trysky fungují na principu styku dvou, tří či více proudů za vytvoření kapalně stěny a následného rozpadu na sprej. Podle počtu proudů je označujeme jako dublety, triplety atd. Dále se dělí podle pohonných látek, jejichž proudy se stýkají. Mohou to být dva či více proudů stejné složky, paliva či oxidantu, tzv. like-impinging trysky nebo se může přímo stýkat oxidant s palivem, tzv. unlike-impinging trysky (viz obr. 2.2). Impinging trysky se nejčastěji aplikují v semi-kryogenických motorech a raketách na skladovatelná paliva [6].

2.3.4. Hybridní trysky

V rámci vstříkovačů raketových motorů je nutno zmínit také hybridní typy, které byly během let vyvinuty. Do této kategorie spadají vstříkovače čepové a předmíšící (premixing) a tzv. *Splash Plate* trysky (viz obr 2.2).

Čepové trysky fungují na podobném principu jako souosé s tím rozdílem, že vnitřní trubka je na konci uzavřená a kapalina z ní vychází radiálním směrem buďto okolo čepu umístěného v jejím středu nebo skrze množství malých otvorů umístěných po obvodu. Při výstupu z otvorů se proud stýká s druhou pohonnou látkou, která proudí axiálním směrem.

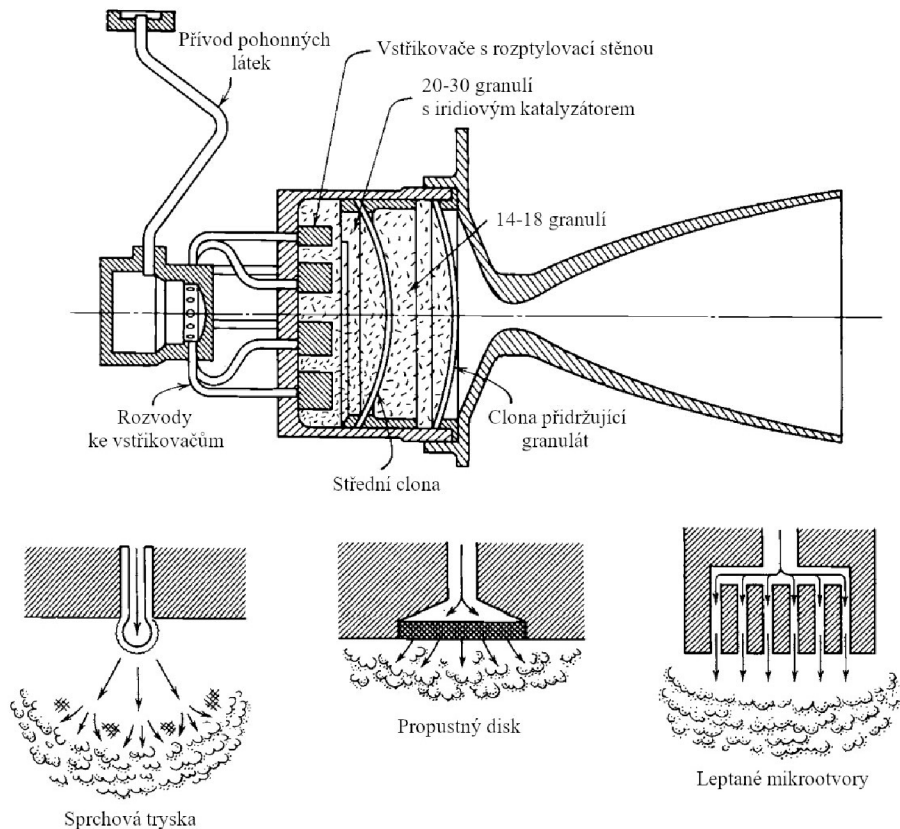
V předmíšících tryskách je oxidant míchán s palivem již v samotné trysce. *Splash Plate* tryska využívá plochu, na kterou dopadají proudy pohonných látek, čímž jsou atomizovány a smíchány. Tyto dva zmíněné systémy, obzvláště pak předmíšící trysky, ovšem nenašly širšího uplatnění kvůli značným nevýhodám, které budou rozebrány ve třetí kapitole [2].



Obr. 2.2 Typy vstříkovačů: (a) nonimpinging: (A) sprchový, (B) souosý, (C) vířivý a (b) impinging: (A) unlike dublet, (B) unlike triplet, (C) like dublet, (D) splash plate [1].

2.4. Vstřikování jednosložkových paliv

Pro jednoduché motory o nízkém tahu je ovšem vhodnější jednosložkové palivo, většinou hydrazin, pro který je třeba jiná forma vstřikování. Aby proběhl rozpad pohonné látky na palivovou a oxidační složku, jsou do komory umístěny propustné keramické granule, na kterých je rozptýleno iridium či kobalt. Tyto látky slouží jako katalyzátor. Vzhledem k tomu, že v jednosložkových motorech je zásadní pouze rychlá atomizace, a ne vzájemné smíchání dvou pohonných látek, mohou být jejich vstřikovače podstatně jednodušší než u dvousložkových motorů (viz obr. 2.3) [3].



Obr. 2.3 Typická spalovací komora na hydrazin s katalyzátorovým lože se zobrazením možných vstřikovačů jednosložkového motoru [3].

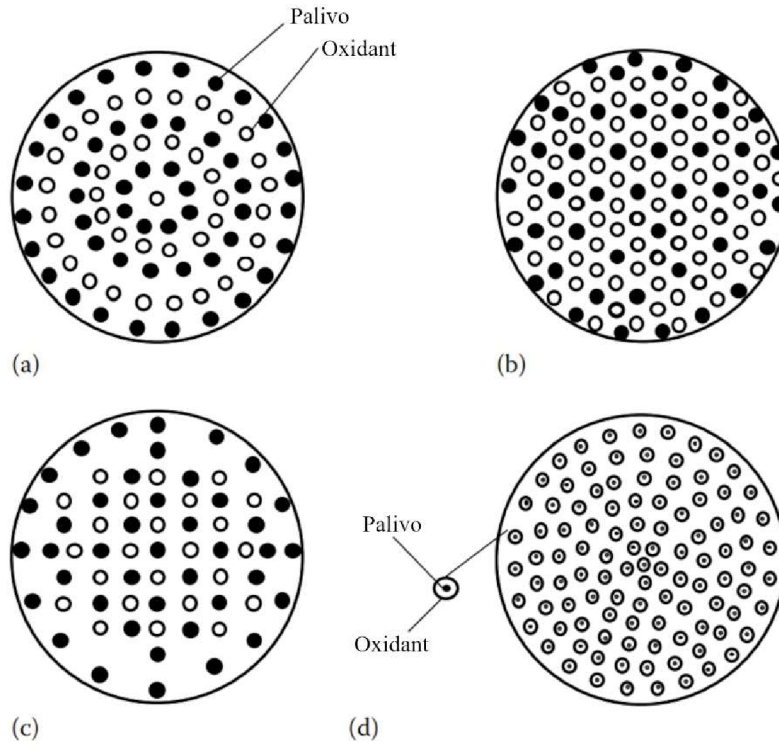
2.5. Rozmístění trysek v komoře

Pro rovnoměrné rozložení spreje, jeho promíchání, ochranu stěn komory a následné spalování je nutné správně rozložit jednotlivé vstřikovací prvky na čele komory [1]. Také je třeba vzít v úvahu dopravu látek do jednotlivých trysek, aby nebylo rozvržení přívodu paliva příliš složité [3].

Řešené požadavky jsou řešeny převážně koncentrací spalování do středu komory. Tím je zajištěno lepší smíchání spreje, jeho ohřívání spaliny, a také je teplo odvedeno dále od stěn. Ty jsou kromě tepla citlivé na spalování bohaté na kyslík, které by mohlo způsobit jejich propálení. Tento problém může být řešen několika způsoby. V případě like-impinging trysek jsou po obvodu čela umístěny prvky vstřikující palivo. Pokud se jedná o unlike-triplet, místo častěji používané (O-P-O) sestavy je využita opačná se dvěma proudy paliva. Možné je taktéž

využití úplně jiného typu trysek na obvodu, např. sprchových trysek [6] nebo vířivých [2], které také chrání stěnu proudem paliva.

Některá rozmístění vyvinutá pro rakety o vysokém tahu jsou na obrázku 2.4. Obecně se udává, že střídavé rozložení nejlépe splňuje všechny zmíněné podmínky, ale je nejnáročnější na výrobu. Soustředné (nejjednodušší na výrobu) a voštinové rozložení umožňují lepší atomizaci, ale za vzniku nebezpečí spalování poblíž stěn. U sousých trysek je okrajová řada trysek často bez vtoků oxidantu kvůli ochraně stěny [1].



Obr. 2.4 Možné způsoby uspořádání trysek: (a) soustředný, (b) voštinový, (c) střídavý, (d) pro souosé trysky [1].

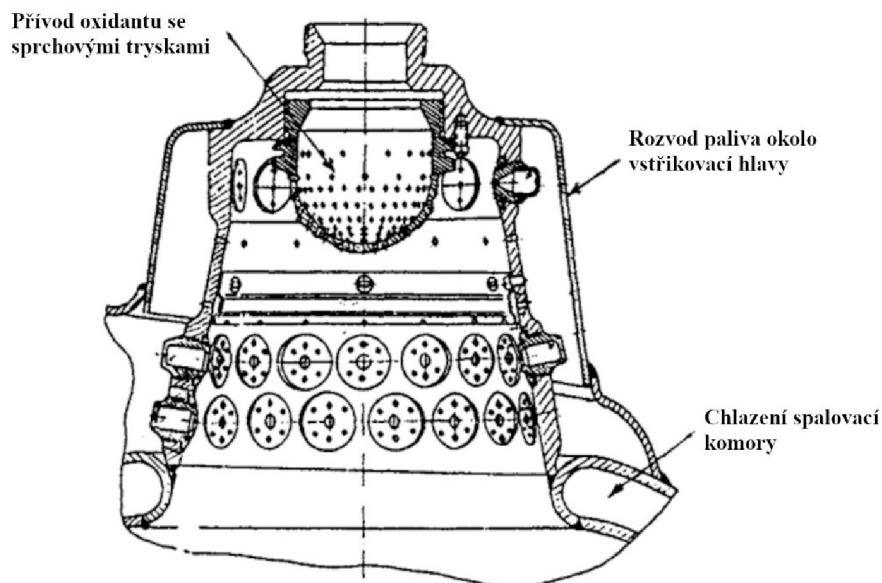
3. Historie kapalných vstřikovacích systémů

3.1. Raný vývoj

První raketové motory, které se začaly objevovat od roku 1926, se vyznačovaly velmi jednoduchými sprchovými tryskami.

Jak je zmíněno v [2], v prvotních letech vývoje byly převážně odhalovány veškeré vlivy na kvalitu spreje v komoře. Jednalo se o různé aspekty jako přesnost výroby, natočení a čistota trysek, otřepy nebo konzistentní geometrie děr. V této době byly často navrhovány rakety s tryskami umístěnými po stranách spalovací komory. Ty byly postupně nahrazeny účinnějším rozvržením, kde jsou trysky umístěné na čele komory.

První výrazné využití raket na tekuté palivo nastalo ke konci druhé světové války v rámci nacistické rakety V-2. V ní, stejně jako ve většině soudobých raket na tekutá paliva, se využívaly non-impinging trysky. Oxidant byl vstřikován jednoduchými sprchovými tryskami, zatímco palivo, konkrétně v dnešní době již zastaralý ethanol, proudilo skrz vířivé trysky a také řady děr. Takový systém dosahoval velmi špatné úrovně atomizace a promíchání složek paliva. Bylo tudíž potřeba objemné komory pro dostatečné smíchání. I přes to měla tato raketa poměrně nízkou účinnost. Jak sprchové trysky, tak vstřikování řadami děr nejsou dnes v raketových motorech již využívány, ovšem tento projekt položil základy následujícího raketového vývoje [2].



Obr. 3.1 Jedna z osmnácti vstřikovacích hlav rakety V-2 [2].

3.2. Studená válka

Po druhé světové válce a rozdělení železnou oponou je možné pozorovat vytvoření jistých preferencí ve vývoji raketových vstřikovacích systémů jednotlivých stran. Zatímco Sovětský svaz spolu s Čínou soustředily svoje motory okolo trysek souosých, Spojené státy americké vyvíjely převážně impinging trysky (viz tab. 3.1 a tab. 3.2). V některých sovětských raketách byly využity i vířivé trysky, většinou ale spíše jako sekundární prvek pro chlazení a ochranu stěn komory [2].

Během studené války bylo vyvinuto mnoho nových trysek a jejich možných uspořádání, které ale nebyly využity v praxi. Spadají mezi ně např. již zmíněné hybridní *Splash plate* a předmíšicí trysky, obě testované v USA. Předmíšicí trysky měly teoreticky zásadně urychlit

proces smíchání složek paliva a tím snížit velikost spalovací komory, ale předem smíchané složky byly velmi náchylné k explozi. Splash plate v raketovém motoru způsobovaly nestabilní spalování [2]. Navíc mohly způsobit prohoření dopadové desky, pokud se proudy stýkaly už nad ní [6]. Naopak čepové trysky byly úspěšně využity např. pro lunární přistávací modul [7] a později v moderních motorech Merlin společnosti SpaceX [8].

Tab. 3.1 Významné americké raketové motory období studené války [2][6][7].

Raketa	Motor	Pohonné látky	Typ trysek	Tah [kN]	Tlak v komoře [MPa]
Saturn V	F-1	LOX/RP-1	Dublet (like)	6 770	7,8
Space Shuttle	SSME	LOX/LH ₂	Souosé	2 264	22,4
Saturn II	J-2	LOX/LH ₂	Souosé	1 023	5,4
Titan II	LR-87-5	N ₂ O ₄ /A-50	Dublet (like)	956	5,4
Saturn I	H-1	LOX/RP-1	Dublet a triplet (like)	909	4,9
Titan I	LR-87	LOX/RP-1	Dublet (like)	800	4,4
Atlas	MA-5	LOX/RP-1	Dublet a triplet (like)	734	4,0
Jupiter	S-3D	LOX/RP-1	Dublet (like)	667	3,7
Apollo	LMDE	N ₂ O ₄ /A-50	Čepová	45	0,7

Tab. 3.2 Významné sovětské motory [2][9][10].

Raketa	Motor	Pohonné látky	Typ trysek	Tah [kN]	Tlak v komoře [MPa]
Eněrgija	RD-170	LOX/kerosin	Souosé	7 904	24,5
Eněrgija	RD-0120	LOX/LH ₂	Souosé	1 962	21,8
RS-14	RD-216	HNO ₃ /UDMH ³	Vířivé	1 677	7,4
Soyuz	RD-107	LOX/kerosin	Souosé	1 000	5,9
Zenit	RD-120	LOX/kerosin	Souosé	833	16,3
Soyuz	RD-0110	LOX/LH ₂	Souosé	298	6,8

3.3. Možný budoucí vývoj

Vývoj raketových motorů a jejich vstřikovacích systémů v budoucích letech je obtížně zhodnotitelné téma. Vzhledem k jeho charakteru, tedy že se často jedná o obchodní nebo státní tajemství, je vývoj nových prvků, jejich konkrétní provedení a využití často zveřejněno až po jejich úspěšné implementaci. Je ovšem možné odhadnout směr vývoje dle trendů poslední let a nových technologií, které umožňují změny a zlepšení ve výrobě vstřikovačů.

V první řadě můžeme v rámci moderních motorů, kde je požadován vysoký specifický impuls (tedy převážně první stupně raket), pozorovat zvýšené využití souosých trysek, a to i u amerických strojů. Tyto trysky jsou vhodnější pro využití v motorech na vodík. Ten dosahuje vyššího specifického impulsu než jiná paliva, a je tedy v takových motorech žádaný. Využívají se i u motorů na kerosin, kde se pro zvýšení impulsu využívá uzavřeného cyklu, a tudíž jedna

³ HNO₃ neboli kyselina dusičná je vysoce korozivní a toxická látka využitelná jako jednosložkové palivo, častěji jako oxidant [2].

ze složek je dopravována v plynné formě, pro kterou je využití souosých trysek optimální. Impinging trysky jsou v současné době aplikovány převážně v malých motorech používaných pro ovládání vesmírných modulů na oběžné dráze [11].

Dalším možným směrem vývoje je širší využití kapalného metanu s kyslíkem. Metan dosahuje nižšího specifického impulsu než vodík, ale jeho teplota zkapalnění (okolo 111 K) a hustota jsou výrazně vyšší, a na rozdíl od některých paliv nejsou spaliny metanu prostředí škodlivé. Jedním z hlavních důvodů vývoje motorů na metan je také předpoklad možnosti doplňování paliva mimo Zemi při meziplanetárních letech vzhledem k jeho výskytu na ostatních planetách sluneční soustavy [12]. Zde se dá opět předpokládat využití souosých, případně čepových trysek.

V posledních letech se výrazně rozvíjí aditivní technologie. Využitím 3D tisku lze dosáhnout nižší váhy vstřikovače a komplexních řešení přívodu pohonných látek, a tedy i zvýšeného výkonu za současného snížení výrobních nákladů [13].

Tyto technologie jsou široce aplikovány v jednom z nejnovějších raketových motorů Raptor společnosti SpaceX. Díly vyrobené pomocí 3D tisku tvoří 40 % jeho váhy a k pohonu je využit právě metan. Navíc využívá ojedinělého, tzv. full-flow uzavřeného cyklu, kdy je veškeré palivo s oxidantem spalováno ve dvou předspalovacích komorách (jedna spaluje veškeré palivo s malou příměsí oxidantu, druhá naopak veškerý oxidant s malým množstvím paliva) a do souosých trysek v komoře tedy vstupují obě složky v plynné fázi. Díky této konstrukci dosahuje Raptor i přes poměrně malé rozměry tahu až 3 MN a specifického impulsu 360 s na úrovni moře [14].

4. Zhodnocení nepoužívanějších trysek

Za neúčinnější a nepoužívanější tryšky v raketovém průmyslu můžeme tedy považovat souosé a impinging tryšky. Čepové vstřikovače byly uplatněny v menším počtu motorů, ovšem jako takové prokazují velmi výhodné vlastnosti. Následující kapitola se bude soustředit na jejich vzájemné srovnání a zhodnocení různých provedení těchto trysek.

4.1. Parametry hodnocení trysek

Kvalitu a výkonnost trysek raketových motorů můžeme definovat podle mnoha různých kritérií. Obecně pro tryšky jako takové je nejčastěji určovaným parametrem Sauterův střední průměr (SMD). Ten označuje průměr kapky, která má stejný poměr objemu vůči její ploše, jako je poměr celkového objemu všech kapek ve spreji vůči jejich celkovému povrchu. V případě raketových motorů je tato veličina přímo spojována s kvalitou spalování [5]. Čím nižší tento průměr je, tím efektivnějšího spalování by měl motor dosahovat, neboť menší kapky se rychleji vypaří a spálí.

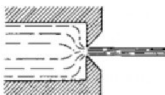
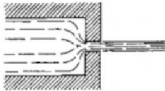
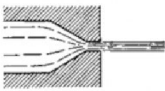
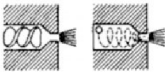
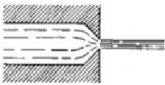
Dále mohou být tryšky definovány jejich stabilitou a účinností spalování, rozložením hmotnosti kapaliny ve spalovací komoře nebo faktorem kvality, který udává poměr mezi teoretickou a experimentální rychlostí motoru, případně jeho účinností [1].

Tryšky jsou také popisovány jejich výtokovým koeficientem popisujícím poměr mezi skutečným a teoretickým průtokem tryškou. Popisuje tedy ztráty napříč tryškou [5]:

$$C_d = \frac{\dot{m}}{A\sqrt{2\rho\Delta P}} \quad (3.1)$$

kde \dot{m} je hmotnostní tok, A je plocha příčného řezu a ΔP je pokles tlaku napříč tryškou.

Tab. 4.1 Vliv geometrie tryšky na výtokový součinitel [3].

Typ otvoru	Nákres	Průměr (mm)	Výtokový Součinitel
S ostrým okrajem		Přes 2.5 Pod 2.5	0.61 0.65 přibližně
Krátká trubka se zakulaceným vtokem $l/d > 3.0$		1.00 1.57 1.00 (s $l/d \sim 1.0$)	0.88 0.90 0.70
Krátká trubka s kuželovým vtokem		0.50 1.00 1.57 2.54 3.18	0.7 0.82 0.76 0.84-0.80 0.84-0.78
Krátká trubka s vířivým efektem		1.0-6.4	0.2-0.55
Kužel s ostrou hranou		1.00 1.57	0.70-0.69 0.72

4.2. Porovnání verzí trysek

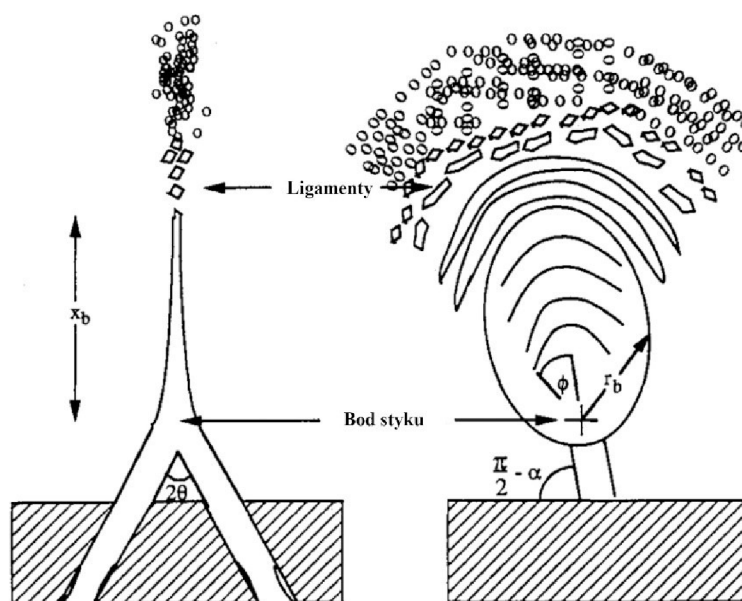
Žádná z vybraných tří trysek nemá jednoznačně danou podobu. Ta se může měnit dle návrhu motoru, jeho velikosti, použitého paliva atd. Navíc se zásadně liší v oblastech využití a v principu, jakým v nich probíhá atomizace.

Je proto náročné porovnat jejich vlastnosti s ohledem na veličiny zmíněné na začátku kapitoly a z toho důvodu se také neprovádí mnoho experimentů, které by se zabývaly jejich přímým srovnáním. Hodnocení na základě srovnání číselných výsledků na sobě nezávislých experimentů je taktéž nevhodné vzhledem k velkému počtu proměnných vstupních veličin (hmotnostní průtok tekutin, jejich fáze, velikost trysky, pokles tlaku nebo vzdálenost od vstřikovače, ve kterém jsou výsledné hodnoty spreje měřeny). Navíc by takové srovnání bylo ovlivněno charakterem trysek. Tzn. mohou vykazovat značně rozdílné chování při různých velikostech [2].

Tato rešeršní část je proto soustředěna na kvalitativní zhodnocení zmíněných tří typů trysek, na vliv jejich geometrie a na porovnání jejich možných provedení. Následně bude rešerše doplněna přímým srovnáním ve formě experimentu.

4.3. Impinging trysky

Impinging trysky jsou zdaleka nejjednodušší z vybraných trysek, vzhledem k faktu, že se jedná o prosté samostatné otvory v čele spalovací komory. Díky tomu také dosahují vyššího výtokového koeficientu, jehož hodnoty se pohybují mezi 0,7–0,9 dle průměru trysky [3].



Obr. 4.1 Schéma typického spreje impinging trysky [15].

Nejčastěji volenými verzemi impinging trysek jsou dublety a triplety, a to jak v provedení se stykem oxidantu s palivem, tak se stykem stejné složky.

Unlike-impinging dublety jsou nejčastěji používány pro skladovatelná paliva. Je to velmi jednoduchý prvek, u kterého může lehce docházet k nekvalitní atomizaci z důvodu případné rozdílnosti proudů kapalin. Rozdíly v hybnosti, průměru (často potřebný kvůli dosažení správného hmotnostního poměru oxidantu a paliva) či odchylce proudu od osy mohou značně snížit kvalitu spreje [1]. Tyto problémy řeší využití symetrických unlike-tripletů,

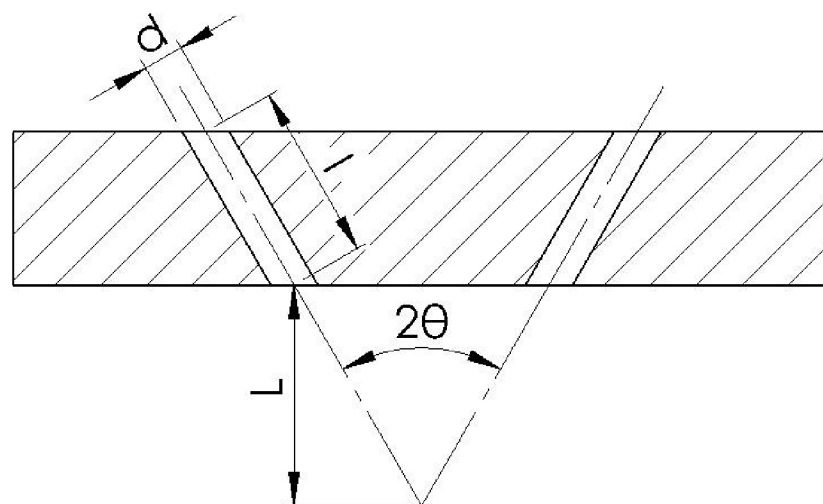
většinou s dvěma vnějšími proudy oxidantu (O-P-O), ovšem ne okolo stěn spalovací komory (viz 2.5.) [6]. V praxi se využívaly i sestavy až o čtyřech tryskách. Ty ovšem, stejně jako tripletety, zvyšují pravděpodobnost vzniku nestabilit při spalování [1].

U like-impinging trysek je velmi podstatné vzájemné umístění dubletů a tripletů na čele komory, vzhledem k tomu, že míchání složek probíhá až ve formě spreje. Díky tomu ale dosahují vyšší stability spalování, protože k chemické reakci dochází v dostatečné vzdálenosti od bodu styku, zatímco u unlike-impinging trysek může docházet vlivem reakce k oddělení proudů a tím ke zhoršení atomizace. Like-tripletety mohou vyřešit stejné problémy s odchylkami proudů a rozdílech ve velikosti, ale vytváří větší kapky a je potřebná výroba menších otvorů pro umístění na stejnou plochu čela komory [1].

Like-impinging trysky se hodí pro semi-kryogenické motory, kde je potřeba směsný poměr i více než 2,5 [3] (hmotnost oxidantu vůči palivu), a tudíž u unlike-impinging trysek by se vyskytly problémy s rozdílnou hybností stýkajících se proudů. V případě like-impinging vstřikovače stačí zvolit správný počet oxidantových a palivových dubletů či tripletů pro dosažení tohoto poměru. Naopak hydrazin vyžaduje hodnoty směsného poměru okolo 1 [3], a tedy při jeho využití v unlike-impinging tryskách tento problém nenastane.

U impinging trysek často definujeme kromě průměru tři veličiny, které ovlivňují jeho funkci. Je to úhel styku 2θ , poměr délky průchozího otvoru vůči jeho průměru značený jako l/d a poměr vzdálenosti bodu styku od čela komory vůči průměru L/d (viz obr. 4.2). V praxi se nejčastěji využívá úhlu $2\theta = 60^\circ$. Větší hodnoty mohou vést k proudění pohonných látek směrem zpět k čele komory, což může negativně ovlivnit kvalitu spalování. Ovšem u provedení s větším počtem proudů, např. u quadletu, se větší úhly naopak doporučují [6]. Vzdálenost bodu styku od čela by neměla přesahovat desetinásobek průměru [15], přičemž u unlike-impinging trysek vzhledem k často rozdílnému průměru proudu oxidantu a paliva by se tento poměr měl pohybovat mezi 5 a 7 [6].

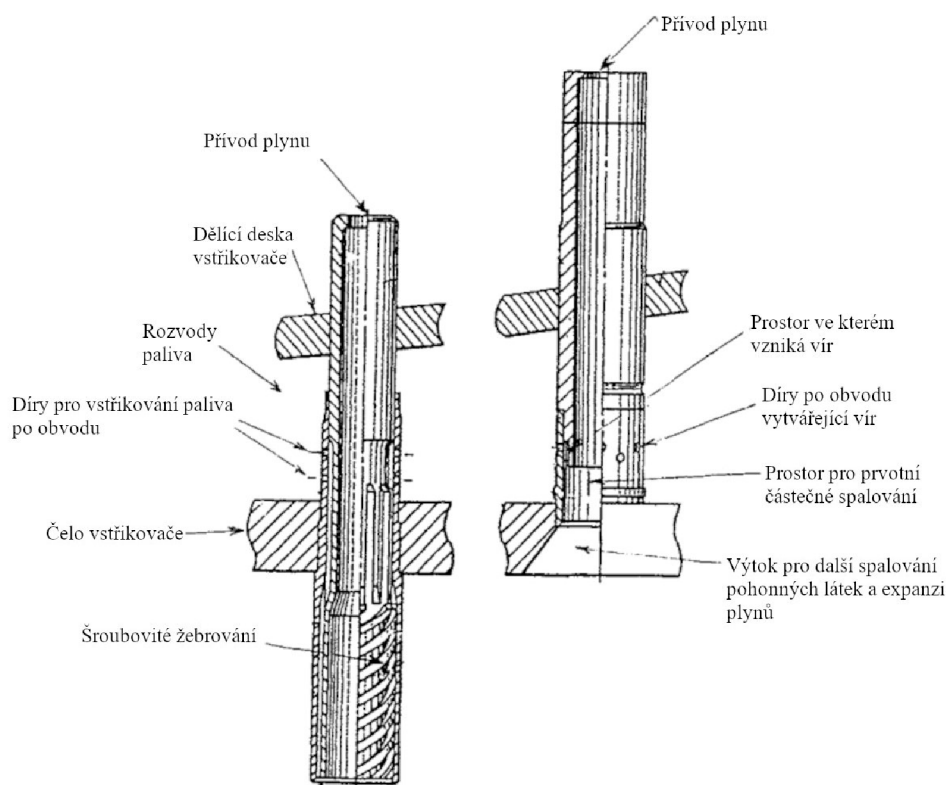
Velikost kapek je ovlivněna několika faktory. Se zvyšující se rychlostí vstřikované kapaliny a zvětšením úhlu, pod kterým se proudy stýkají, je možno dosáhnout kvalitnější atomizace. S rychlostí ovšem narůstá délka rozpadu kapalně stěny a větší úhel může způsobit nástřik čela komory. Velikostní poměr otvoru l/d nemá výrazný dopad na chování spreje, je ale třeba dodržet minimální hodnotu 3, aby bylo dosaženo vysokého výtokového koeficientu, a aby byl vytvářen jednolitý proud kapaliny [16].



Obr. 4.2 Velikostní poměry impinging trysky

4.4. Souosé trysky

Souosé trysky jsou na rozdíl od impinging trysek využívány převážně pro vstřikování kombinace kapaliny a plynu (v ojedinělých případech i dvou plynů). Plyná složka je tvořena palivem vypařeným během regenerativního chlazení nebo spaliny z předspalovací komory, které jsou bohaté na oxidant nebo palivo dle návrhu raketového motoru. Rozlišujeme souosé trysky vířivé, které stejně jako již nevyužívané jednoduché tlakové vířivé trysky vytváří odstředivý dutý kužel kapaliny nebo souosé smykové trysky, u kterých se nevyužívá tangenciálních vtoků a k atomizaci dochází primárně prouděním plynu. [2]



Obr. 4.3 Schéma dvou vířivých souosých trysek využívaných v motoru RD-170 [2].

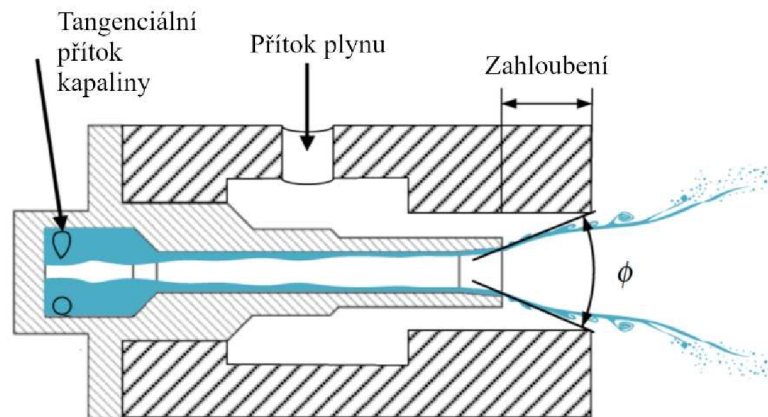
Smykové souosé trysky se oproti vířivým vyznačují svou jednoduchostí a menšími rozměry, což vede k možnosti umístit jejich větší počet na stejnou plochu čela komory. Prokazují ale značnou citlivost na změny tlaku a vlastní kmitání (self-oscillation), které mohou způsobit únavu materiálu a špatnou atomizaci.

Vířivé souosé trysky dosahují lepší atomizace. V případě, kdy plyn prochází středem, vytváří průměrně až čtyřikrát menší kapky než smykové trysky, čímž také umožňují využití vyššího hmotnostního průtoku při udržení kvality spreje. Kvůli tangenciálním vtokům nebo závitům uvnitř vstřikovače sloužícím k vytvoření vířivého proudu jsou ale výrazně složitější na výrobu. Ve většině případů je rotována pouze kapalina, ale jsou případy, kdy je usměrněn i plyn [17].

Jak u vířivých, tak u smykových trysek může být využit plyn či kapalina pro vnitřní průtok, přičemž je třeba zvážit geometrii trysky v závislosti na těchto fázích.

Důležitým parametrem souosých trysek je hloubka zapuštění vnitřní trubice oproti vnější. Má zásadní vliv na atomizaci a nestabilitu spalování, která je u souosých trysek často způsobena vlastním kmitáním vytvářeného spreje [18]. Experimentálně bylo dokázáno, že když

se úhel zahloubení (viz obr. 4.4) rovná úhlu, pod kterým vychází vnitřní složka z trysky, je dosaženo nejmenšího Sauterova středního průměru, a tedy nejlepší atomizace [19].



Obr. 4.4 Zobrazení úhlu zahloubení na souosé vířivé trysce s vnitřním průtokem kapaliny [18].

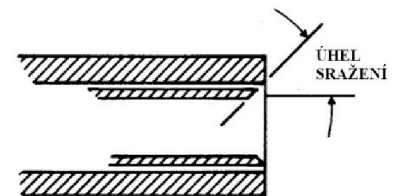
Místo úhlu zahloubení může být použito také číslo zahloubení RN (recess number) [20]:

$$RN = \frac{L_1}{L_2} \quad (4.1)$$

kde L_1 je délka zahloubení a L_2 je vzdálenost mezi koncem vnitřní trubky a bodem, kde se vnitřní proud stýká s vnější stěnou. Pro optimální atomizaci a vyšší výtokový koeficient je vhodné $RN = 1$ [20].

V porovnání s impinging tryskami se souosé trysky vyznačují nižším výtokovým součinitelem kapaliny. Konkrétně u vířivého typu vlivem plyného kužele, který se vytváří ve středu rotujícího kapalného proudu [21], může hodnota C_d klesat až na hodnoty 0,3–0,4 [20]. Tento výrazný pokles potvrzuje i tabulka 4.1. Smykové souosé trysky díky absenci víru dosahují hodnot výtokového součinitele vyšších než 0,6 [22].

Posledním geometrickým prvkem souosých trysek je úhel sražení vnitřní trubky, který napomáhá usměrnit vnitřní proud radiálním směrem, a tím podporuje atomizaci a smíchání s druhou složkou. Při vyšších hodnotách však může usměrněný proud blokovat výstup druhé složky, a tím pádem snížit její výtokový součinitel [23]. V praxi byly využity převážně úhly o 5° [6].



Obr. 4.5 Ilustrace úhlu sražení souosé trysky [6].

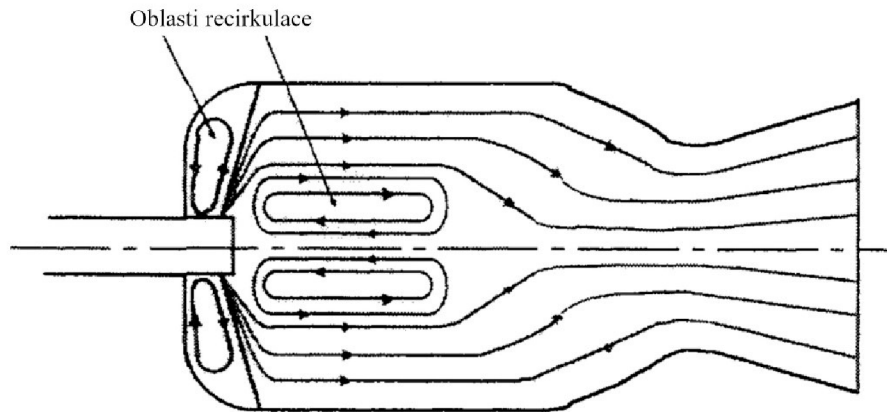
4.5. Čepové trysky

Čepové trysky se výrazně liší od ostatních vstřikovačů už pouhým faktem, že na rozdíl od využití velkého množství jednotlivých vstřikovacích elementů je využita pouze jedna dvoumédiová tryska, pro kterou je potřeba přímo navrhnout spalovací komoru [24].

Tím je zapříčiněno i jiné chování proudění spalin. Zatímco v jiných komorách, kde jsou trysky plošně rozloženy na čele a spaliny vychází přímo ven z dýzy, u komor s čepovou tryskou jsou pohonné látky vstřikovány směrem ke stěnám. Tím dochází v jejím středu k recirkulaci

spalin. Ta zlepšuje promíchání a rozpad kapek. Tekutina vstříkovaná směrem ke stěně komory navíc slouží jako přidavné chlazení. Na druhou stranu je proto nutné navrhovat delší spalovací komory [24].

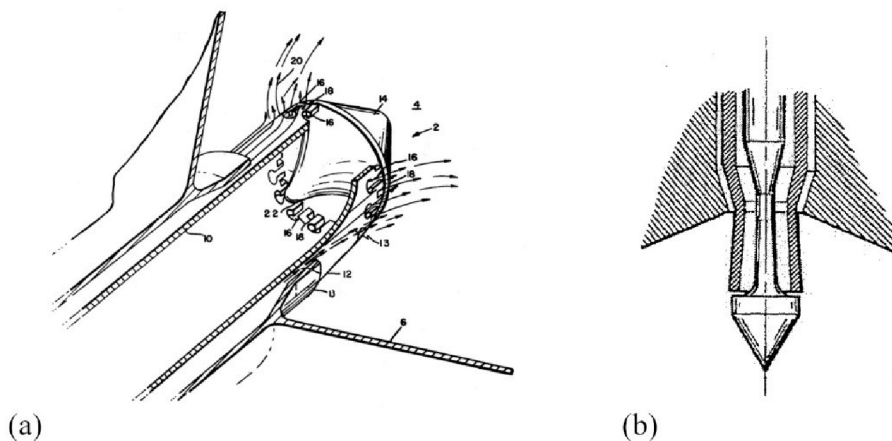
Vlivem tohoto fenoménu dochází k vysoké tepelné zátěži konce vstřikovače, která by mohla způsobit jeho poškození. Jako řešení je možné přidat na konec čepu další trysky, které ochrání čep jeho chlazením nebo posunutím hoření směrem dál do komory [25].



Obr. 4.6 Zobrazení proudění ve spalovací komoře s čepovou tryskou [24].

Čepové trysky nabízejí výrazné možnosti v oblasti škrcení díky možnosti implementace pohyblivých částí, čímž se liší od souosých a impinging trysek, kde se škrcení většinou provádí změnou otevření rozvodových ventilů [3]. V případě provedení s centrálním čepem může být škrcení prováděno změnou vysunutí čepu a tím zvětšení radiálního průtokového otvoru. U verze s průtokovými otvory po obvodu je to pohyblivý „rukáv“, tedy posunutelná vnější trubka. Tyto dva typy a způsoby variace průtoku mohou být i kombinovány [24].

Obecně se mezi těmito dvěma typy provedení trysky volí podle velikosti motoru. Vzhledem k tomu, že verze s otvory po obvodu vyžaduje jejich přesnou výrobu pro kvalitní atomizaci, je takový přístup nevhodný u motorů s menším tahem, kde by velikost děr mohla způsobovat problémy při výrobě. V takovém případě se raději volí přístup s plným radiálním průtokem [26].



Obr. 4.7 Možná provedení čepové trysky: (a) s radiálními otvory [27], (b) s centrálním čepem [24].

Na rozdíl od ostatních typů, u čepových trysek nebyla nikdy pozorována nestabilita ve spalování. Taktéž dosahují vysoké účinnosti spalování, obvykle 96–99 %, a to se všemi nejpoužívanějšími typy pohonných látek, jak kryogenických, tak skladovatelných. Díky své jednoduchosti je také vhodnou volbou pro vývoj nízkonákladových motorů, kde pro dosažení zásadních změn ve vlastnostech stačí výměna minimálního množství dílů.

I přes to, že v raketových motorech s čepovou tryskou se nachází jen jeden samostatný vstřikovací prvek, umožňují tyto trysky využití v široké škále motorů o různých velikostech tahu sahajících od desítek newtonů až po miliony v závislosti na velikosti daného vstřikovače [24].

Čepové trysky mohou být popisovány několika primárními veličinami. Spadá mezi ně např. poměr celkové hybnosti TMR (total momentum ratio):

$$TMR = \frac{\dot{m}_r v_r}{\dot{m}_a v_a} \quad (4.2)$$

kde \dot{m}_r a \dot{m}_a jsou radiální, respektive axiální hmotnostní průtok a v_r a v_a jejich rychlosti. Nejlepšího výkonu by měla čepová tryska dosahovat s hodnotou $TMR = 1$ [28].

Pro verzi s radiálními otvory je nutné použít upravený vzorec, tzv. poměr lokální hybnosti LMR (local momentum ratio). Ten počítá s faktem, že se již nejedná o styk dvou kapalných stěn, nýbrž kapalně stěny s proudem [29]:

$$LMR = \frac{\dot{m}_r v_r}{\frac{d_{pr}}{w} \dot{m}_a v_a} \quad (4.3)$$

kde d_{pr} je průměr díry a w je tloušťka kapalně stěny. LMR ovlivňuje krom jiných veličin i výtokový součinitel z děr. Při hodnotách LMR nižších než 1 je C_d výrazně snížen, neboť axiální proud blokuje výstup z díry [29].

Výtokový součinitel trysek s posuvným čepem typicky dosahuje hodnot okolo 0,6–0,75 podle jeho vysunutí [30], u radiálních děr se tento součinitel pohybuje na podobných hodnotách [26]. Může však vlivem nízkého lokálního hybnostního poměru klesnout k hodnotám až pod 0,4 [29].

Pro čepové trysky je také stanoven blokovací faktor. Ten popisuje podíl axiálně proudící stěny, která je přímo rozbita radiálním prouděním [28]:

$$BF = \frac{N d_{pr}}{\pi d_p} \quad (4.4)$$

kde N je počet děr po obvodu a d_p je vnější průměr vnitřní části vstřikovače. Pro trysku s posuvným čepem je BF rovno jedné, pro radiální díry je snaha také dosáhnout vysokého faktoru, proto jsou některé trysky vyráběny se dvěma řadami různě velkých děr (viz obr. 4.7 a).

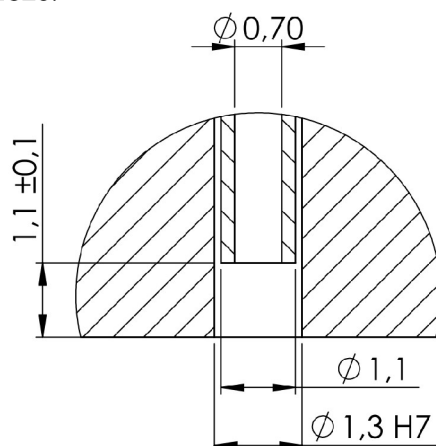
Rozhodující pro funkci čepové trysky je také vzdálenost, kterou překoná axiální proud před stykem s proudem radiálním. Ta se typicky rovná hodnotě vnějšího průměru vnitřní trubky. Větší vzdálenost může způsobit rychlostní ztráty proudu vlivem tření a menší vzdálenost zase ostřík čela spalovací komory [28].

5. Příprava experimentu

Pro porovnání vlastností nejpoužívanějších trysek v raketových motorech byl navržen experiment pro laboratoř sprejů Vysokého učení technického v Brně. Tento experiment je ve formě *cold flow* testu, tedy pozorování vytvořeného spreje bez spalování s využitím vody, případně vzduchu. V případě vody budou pozorovány průtoky do 100 kg/h a tlaky do 1 MPa. Hlavními pozorovanými veličinami jsou Sauterův střední průměr, rychlost kapek a výtokový koeficient.

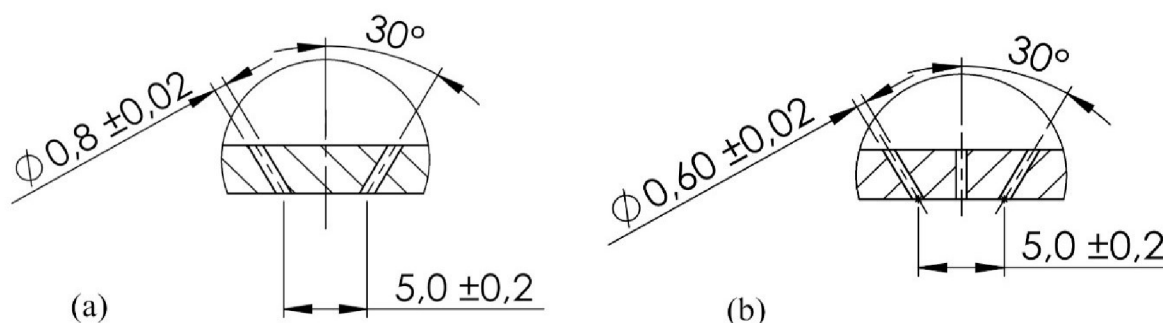
5.1. Návrh trysek

Pro experiment byly navrženy jednoduché trysky o malých rozměrech. Cílem je dosáhnout výtokové rychlosti, která bude odpovídat rychlosti vstříkovaných pohonných látek v raketovém motoru. Jedná se o 30–45 m/s pro tekuté složky, 100–120 m/s pro plynné [6]. Geometrie experimentálních trysek byla stanovena dle informací z předchozí kapitoly pro vytvoření optimálního spreje. Za účelem porovnání sprejů jednotlivých trysek byly zvoleny velikosti otvorů tak, aby se jejich plocha průřezu příliš nelišila. V následujících schématech jsou zobrazeny samotné výstupní otvory navržené k výrobě. Výkresy celého návrhového sestavení trysek jsou k nalezení v příloze.



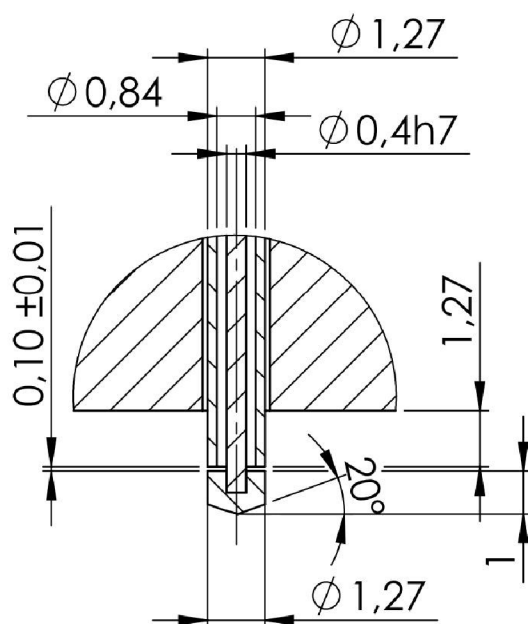
Obr. 5.1 Schéma smykové souosé trysky.

Vzhledem k potřebě dlouhé vnitřní trubky o velmi malých rozměrech bylo u souosé trysky využito normované injekční jehly 19 G (viz obr. 5.1). Jehla je do sestavy upevněna pomocí dvousložkového lepidla. Následně byl tento princip využit i u výroby impinging trysek kde vlepené části jehel dosahovaly přesnějšího střetu paprsků vody oproti vrtaným dířům. Výsledné průměry děr se proto lehce liší od návrhových, které lze vidět na obrázku 5.2.



Obr. 5.2 Schémata impinging trysek: (a) dubletu, (b) tripletu.

Pro tento pokus byla navržena i čepová tryska s teoretickým využitím injekční jehly normy 20 G zobrazené na obr. 5.3. Při těchto rozměrech by však výroba byla značně náročná a časově i finančně nákladná. Z toho důvodu tato tryska nebyla zahrnuta do experimentu.



Obr. 5.3 Schéma čepové trysky.

5.2. Metody pozorování spreje

Sprej bude pozorován pomocí dvou metod, fázové Dopplerovské anemometrie a vysokorychlostní kamery. Tyto metody byly nedávno detailně rozebrány v diplomové práci Milana Malého [31]. Jejich principy jsou proto rozebrány pouze okrajově.

Vysokorychlostní kamera (Photron FASTCAM SA-Z) se využívá pro detailní vyobrazení chování spreje a procesu atomizace metodou stínografu. Při této metodě je záběr spreje podsvícen pulzujícím výkonným světlem pro dobrou viditelnost kapek.

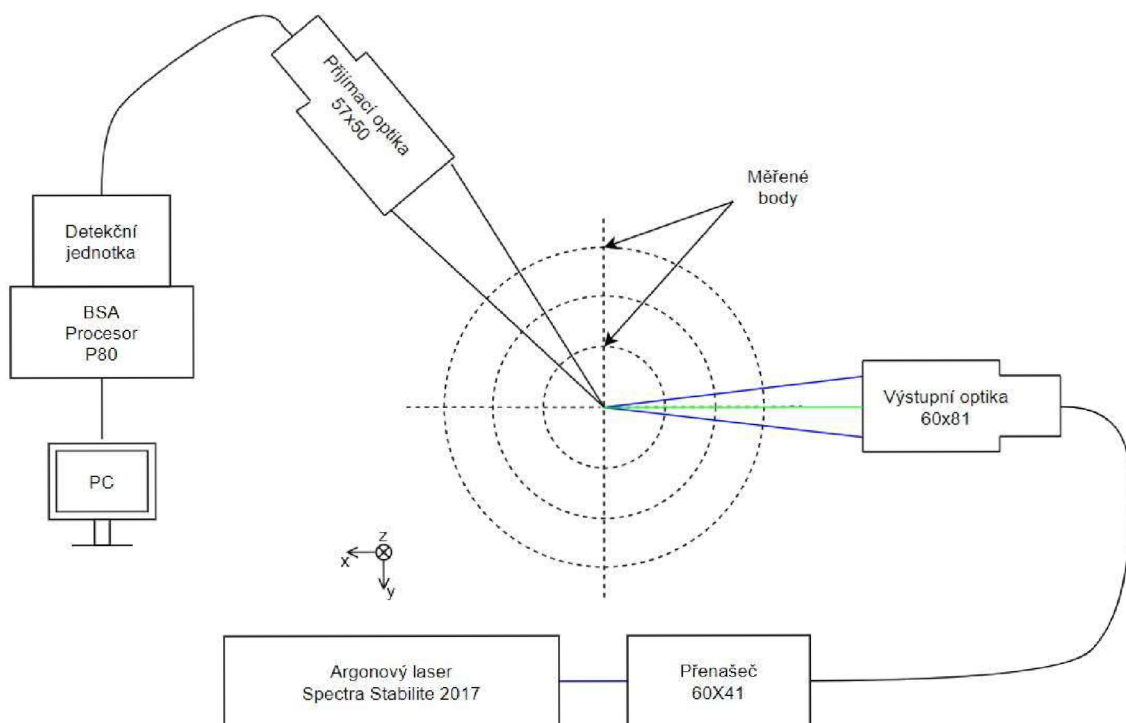
Tab. 5.1 Parametry nastavení vysokorychlostní kamery

Parametr	Jednotka	Hodnota
ISO	[-]	65 000
Snímková frekvence	[fps]	60 000
Čas expozice	[μ s]	1
Rozlišení	[px]	512 x 512

Pomocí fázové Dopplerovské anemometrie (PDA) jsou získávána data o distribuci, velikosti a rychlosti kapek ve spreji. Do měřeného bodu směřují dva laserové paprsky o dané vlnové délce. Při průchodu kapky tímto bodem dochází k lomu světla a změně fáze frekvence laserů vlivem Dopplerova jevu. Tato změna je následně zachycena fotodetektory. Data z různých detektorů (v tomto případě jsou přijímače tři) jsou následně zpracována počítačem, který vyhodnotí velikost a rychlost kapek [32]. Při nastavení dle tabulky 5.2 je maximální velikost měřitelné kapky 249 μ m.

Tab. 5.2 Nastavení měření pomocí PDA

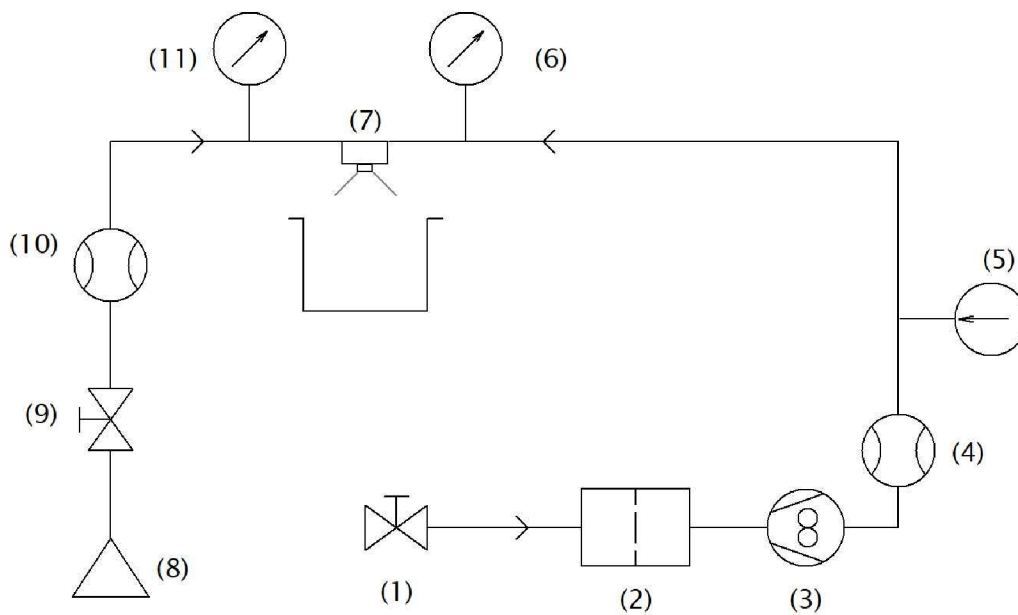
Nastavení hardware	Hodnota	Nastavení procesoru	Hodnota
Výkon laseru	0,3 W	Rychlost	Osová
Vlnová délka	514,5 nm	Střed rychlosti	19,3 m/s
Vzdálenost ohniska vstupu	500 mm	Rozsah rychlosti	38,6 m/s
Vzdálenost ohniska přijímače	810 mm	Citlivost	700 V
Úhel přijímací optiky	60 °	SNR	0 dB
Maska	B	Zesílení signálu	8 dB
Filtr	0,10 mm	Level validation ratio	8



Obr. 5.4 Rozložení měření fázovou Dopplerovskou anemometrií.

5.3. Měřicí trať

Do trysky (7) jsou testované tekutiny dopravované pomocí sestavené tratě. Voda ze zdroje (1) prochází skrz filtr (2) a následně čerpadlo s periferním oběžným kolem řízené frekvenčním měničem (3). Pomocí něj je ovládán hmotnostní průtok, který je následně měřen pomocí Coriolisova průtokoměru (4). Měřena je také teplota (5) a tlak vody (6). V případě měření souosé trysky je trať připojena i na zdroj vzduchu o vysokém tlaku (8). Hmotnostní průtok vzduchu je ovládán pomocí ventilu (9) a opět měřen průtokoměrem (10) a tlakoměrem (11).



Obr. 5.5 Schéma měřicí trati.

6. Zhodnocení experimentu

V rámci experimentu byly pozorovány a měřeny charakteristiky spreje navrženého dubletu a tripletu při proměnném tlaku vody. Úhly, pod kterými byly impinging trysky sklopené, byly orientovány v ose X. Výsledné kapalně stěny se proto šíří dle osy Y.

Souosá tryska byla testována s vodou o stálém tlaku, která byla vstříkována vnitřním otvorem. Vzduch, který procházel vnějším otvorem, měl tlak proměnný. Jejich hmotnostní poměr je zde udáván jako *GLR* (gas-liquid ratio). Tento poměr udává v procentech množství hmotnostního toku vzduchu vůči hmotnostnímu toku vody.

Testy byly prováděny při teplotě 18 °C.

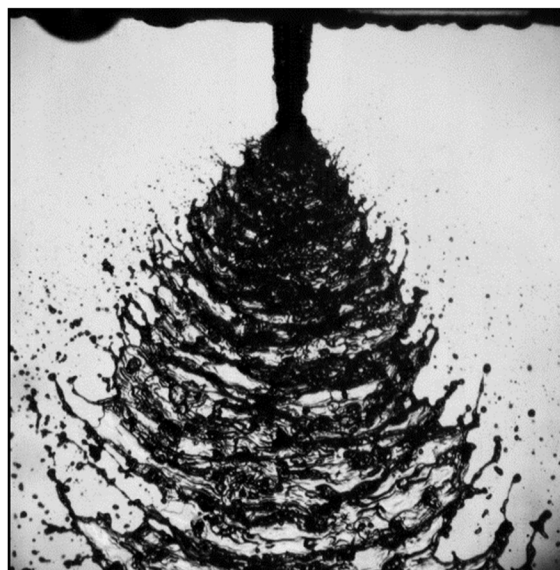
Tab. 6.1 Výsledné průměry experimentálních trysek.

Tryska [-]	Hlavní otvor [mm]	Vnější otvor [mm]
Dublet	2 x 0,6	-
Triplet	3 x 0,7	-
Souosá	0,84	1,27–1,4

6.1. Vysokorychlostní záběry



a) Triplet, 7,5 bar



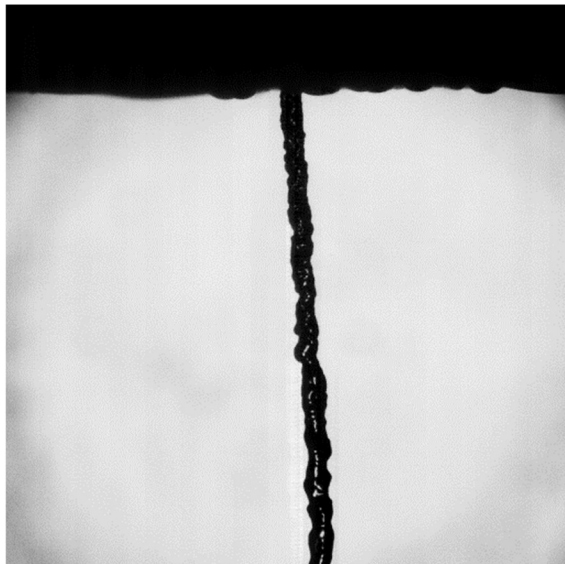
b) Triplet 2,5 bar



c) Dublet, 7,5 bar



d) Dublet, 2,5 bar



e) Souosá, 1,4 bar, GLR 0,0 %



f) Souosá, 1,4 bar, GLR 5,0 %



g) Souosá, 1,4 bar, GLR 7,5 %



h) Souosá, 1,4 bar, GLR 10,0 %

Obr. 6.1 Zobrazení spreje na stínografu.

Tyto záběry byly pořízeny na výstupu z trysek, rozměry jednotlivých obrázků odpovídají 20 x 20 mm.

U impinging trysek je na stínografu dobře viditelná charakteristická stěna a její následný rozpad na ligamenta a jednotlivé kapky. Je také viditelný rychlejší rozpad stěny u vyšších tlaků vlivem vyššího Weberova čísla. Úhel, pod kterým je kapalná stěna vytvořena, je ovšem nezávislý na tlaku.

Dubleťová tryska při experimentech vykazovala značnou nestabilitu a pulzování na styku proudů. To může být způsobeno špatnou orientací otvorů či deformací jehly a jejich vtoků při výrobě trysky. U tripletu je možno pozorovat lehkou nesouměrnost dle osy, pravděpodobně opět lehkým vyosením děr. Při testech byl však triplet ztelně stabilnější.

Rozpad kapalného proudu souosé trysky je řízen primárně vnějším proudem vzduchu. Při nulovém *GLR* dochází k minimální atomizaci. S narůstajícím *GLR*, a tím pádem s narůstajícím tlakem proudícího vzduchu, dochází k postupnému narušování proudu kapaliny a odtrhnutí jednotlivých kapek z jeho obvodu. Atomizace ovšem není optimální ani při *GLR* 10 %. Na záběrech dále po proudu bylo patrné, že objemnější kapky ze středu proudu dlouho přetrvávají. To může být způsobeno nízkým *GLR*, např. v případě motoru na LOX/LH₂ by tento poměr měl být roven 17 [3].

6.2. Výtokový součinitel

Tab. 6.2 Výtokový součinitel impinging trysek při změně tlaku vody.

Tryska [-]	Tlak vody [bar]	Hm. průtok vody [kg/h]	C_d [-]
Triplet	2,5	61,2	0,67
Triplet	7,5	102,1	0,64
Dubleť	3,2	38,4	0,75
Dubleť	9,9	62,0	0,68

Tab. 6.3 Výtokový součinitel souosé trysky při změně tlaku vody a vzduchu.

Tlak vody [bar]	Hm. průtok vody [kg/h]	GLR [%]	C_d [-]
1,412	18,6	0,0	0,56
1,337	18,4	5,0	0,56
1,313	18,4	7,5	0,57
1,297	18,3	10,0	0,57
3,353	29,2	0,0	0,57
3,305	29,4	5,0	0,57

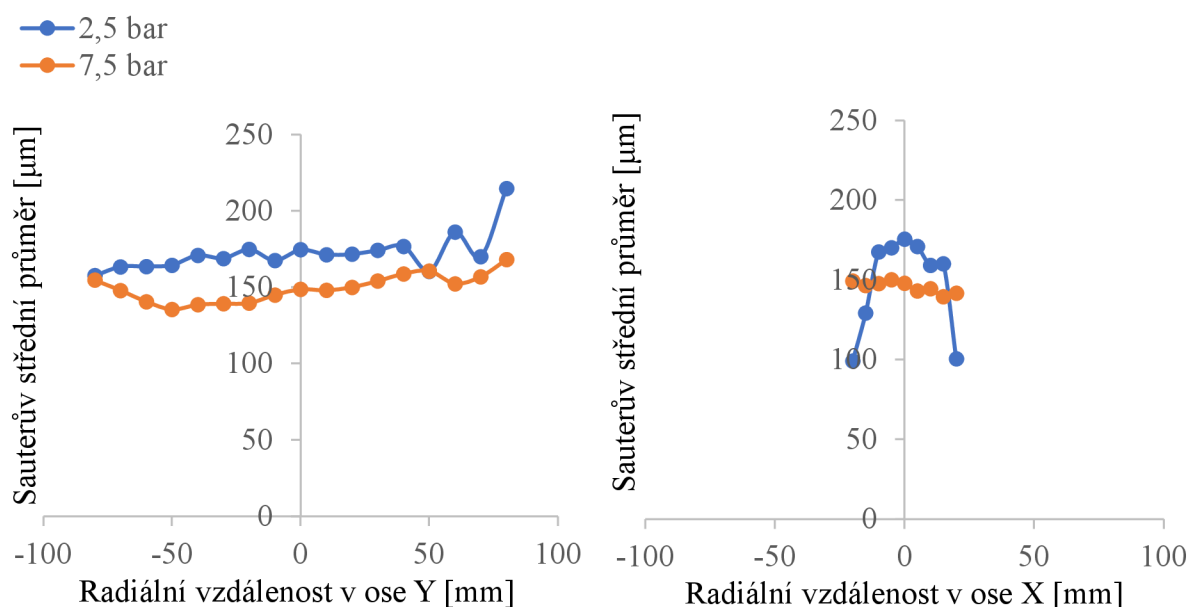
Výtokový součinitel jednotlivých trysek byl stanoven z průtoků naměřených během testování, přičemž jeho hodnoty odpovídají těm stanoveným ve čtvrté kapitole.

U obou impinging trysek je možné pozorovat pokles C_d se zvyšujícím se tlakem. Hodnoty klesají lehce pod 0,7 což může být způsobeno velmi malým průměrem otvorů.

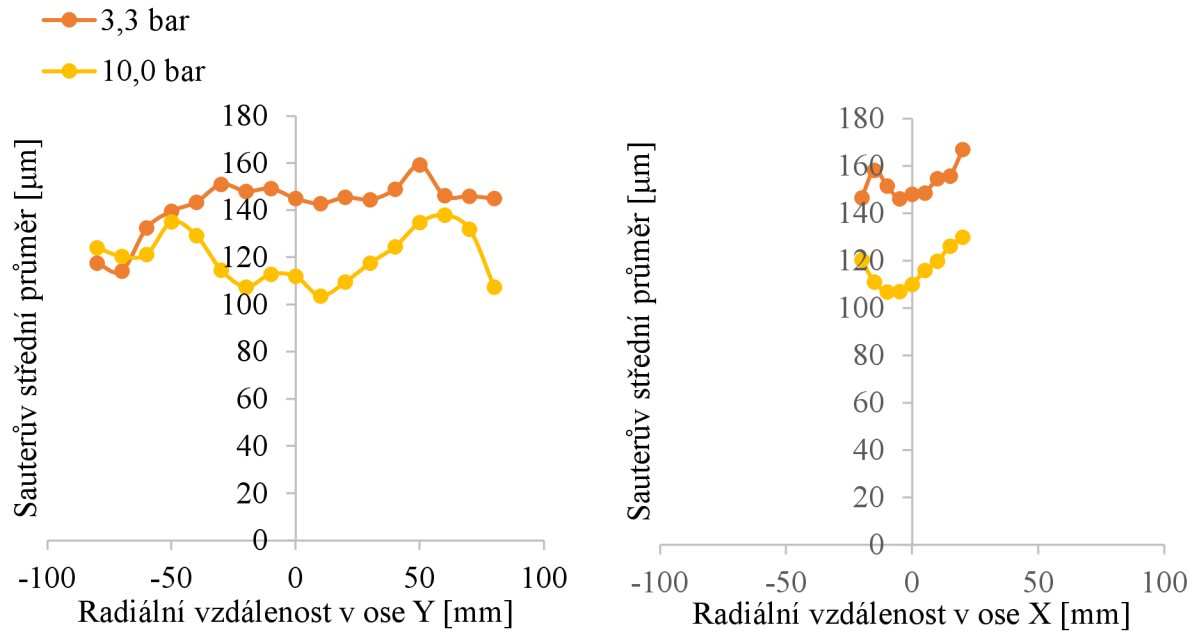
Výtokový součinitel souosé trysky je rovněž nižší, než byl předpoklad. Tento pokles je pravděpodobně způsoben využitím dlouhé a úzké jehly jako trysky. Souosá tryska však na rozdíl od impinging trysek vykazuje minimální změny C_d při změnách tlaku. Z hodnot také vyplývá, že výtok vody je v malé míře podporován proudem vzduchu vzhledem k nepatrnému zvýšení výtokového součinitele při nárůstu GLR .

6.3. Velikost kapek ve spreji

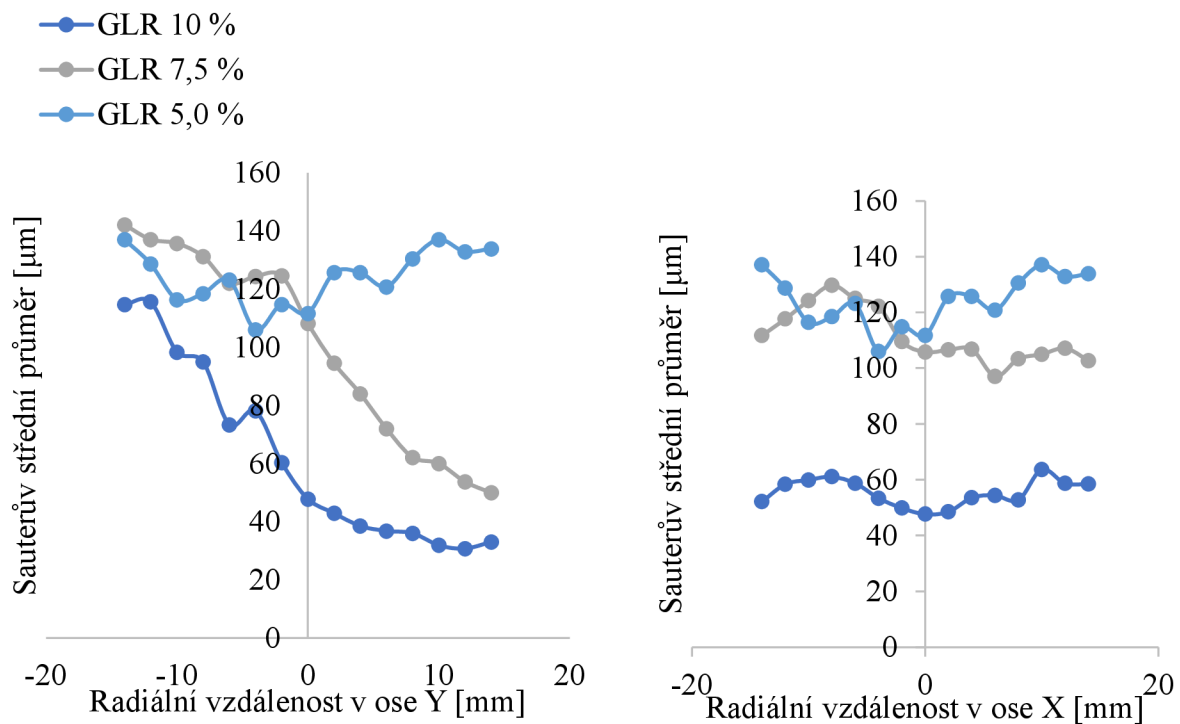
Pomocí fázové Dopplerovské anemometrie bylo zjištěno složení spreje v ohledu na Sauterův střední průměr pro jednotlivé trysky v závislosti na tlaku či GLR . Všechna měření byla prováděna ve vzdálenosti 100 mm.



a) Impinging triplet



b) Impinging dublet



c) Souosá tryska

Obr. 6.2 Závislost Sauterova středního průměru na tlaku a GLR.

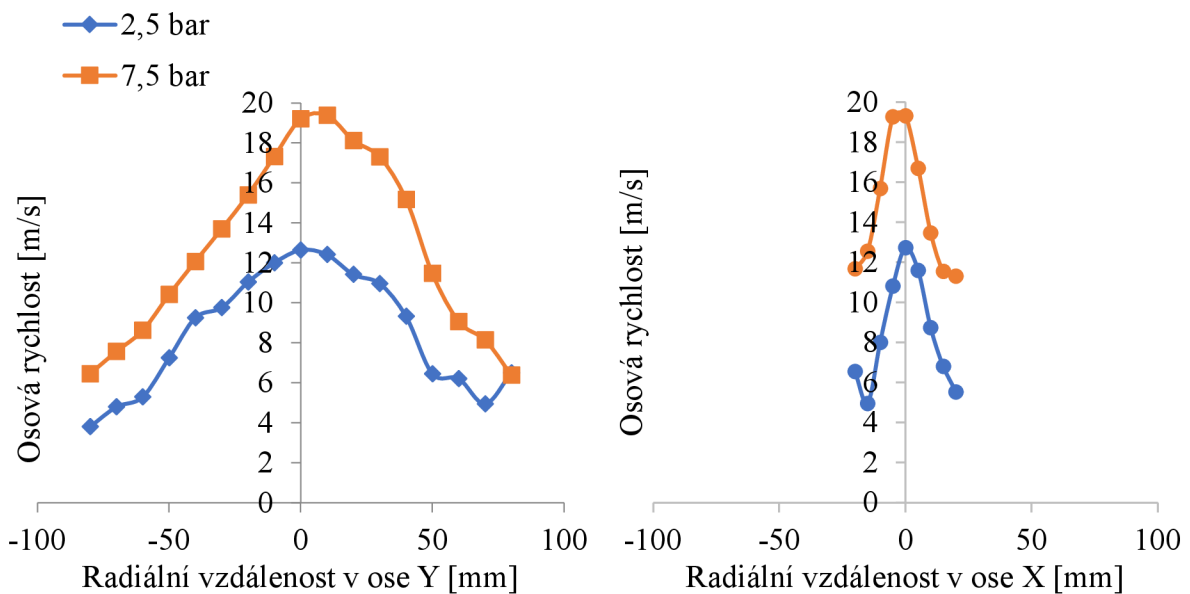
U impinging trysek bylo potvrzeno chování popsané ve 4. kapitole. Triplet vytváří větší kapky, avšak za vzniku spreje s rovnoměrně rozloženými kapkami. Nesouměrnost na nižším tlaku v ose X může být způsobena nižším množstvím energie podporující rozbití proudů.

Souosá tryska byla měřena pro stálý tlak vody 1,5 baru při měnném *GLR*. Dle poznatků z vysokorychlostních záběrů bylo měření prováděno až od *GLR* 5,0 %, kdy se začíná vytvářet sprej. U této trysky lze pozorovat značné vybočení spreje od středu osy Y. Pravděpodobně je

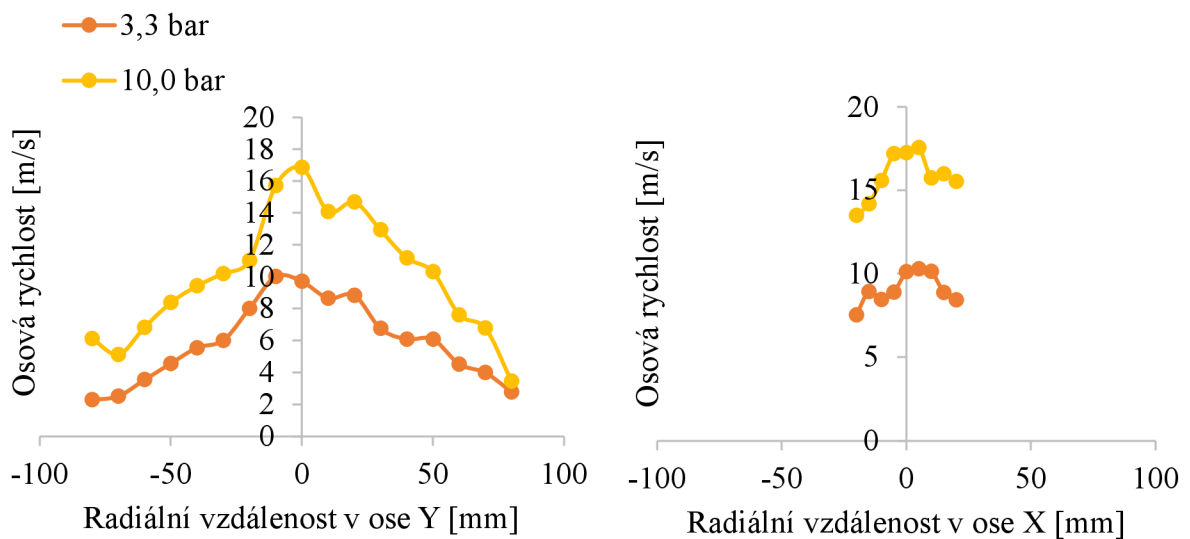
způsobené nedokonalým sestavením trysky vzhledem k obtížnému uložení jehly tak, aby byla okolní mezera rovnoměrná.

Přesto vytváří souosá tryska značně jemnější sprej než impinging trysky. Pro *GLR* 10 % má sprej souosé trysky až dvakrát menší *SMD*, byť se v jeho případě jedná o značně nižší tlaky. Je ovšem nutné započítat i množství kapaliny, jež je třeba atomizovat. Zatímco impinging trysky pracovaly s průtoky vody až 100 kg/h (byť dělených do vícero otvorů), souosou tryskou protékalo při těchto měřeních maximálně 20 kg/h. Tento nižší průtok byl třeba pro dosažení vyššího *GLR* při daných kapacitách laboratoře. Rozdíl v těchto vstupních hodnotách je tedy třeba brát v úvahu.

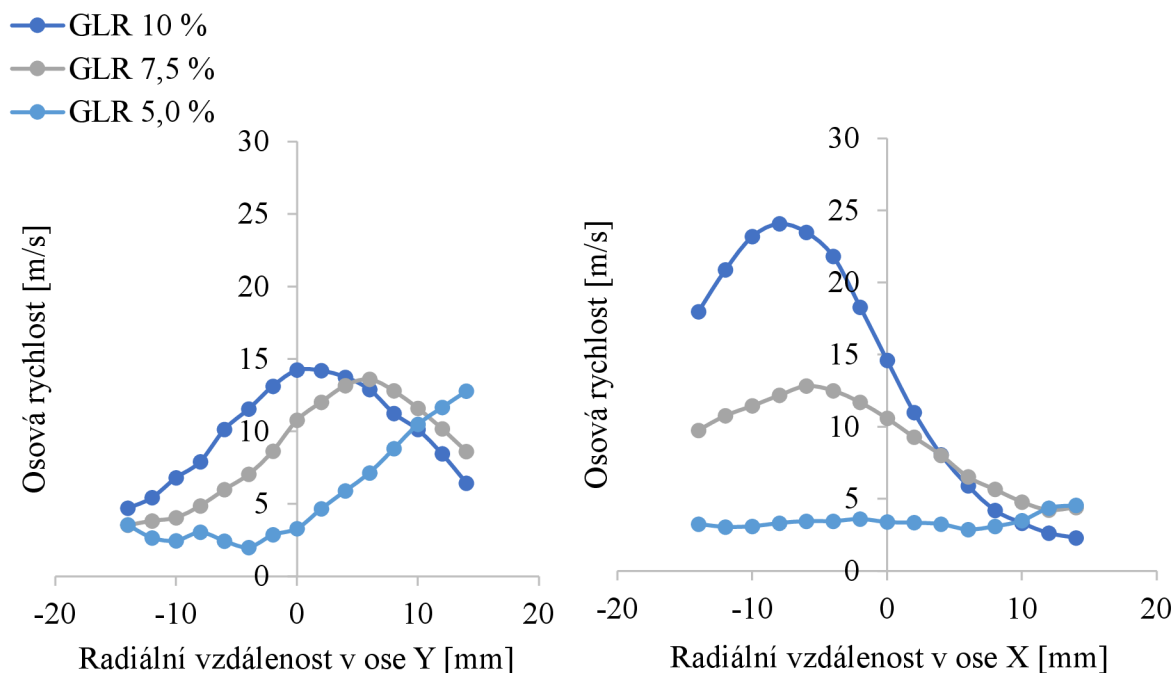
6.4. Rychlostní profil spreje



a) Impinging triplet



b) Impinging dublet



c) Souosá tryska

Obr. 6.3 Závislost osové rychlosti kapek na tlaku a GLR.

Data rychlostí kapek ve spreji byla opět získána během měření pomocí PDA ve vzdálenosti 100 mm od trysek. Všechny tři trysky vykazují typické chování rychlostního profilu. Vyšší rychlosti lze pozorovat ve středu spreje, kde kapalina není tak výrazně ovlivněna okolím, tím pádem si sprej déle udržuje svoji hybnost.

U impinging tripletu jsou rychlosti vyšší než v případě dubletu i přes nižší tlak. To je způsobeno středovým proudem kapaliny, který působí čistě v axiálním směru, a tím pádem dodává spreji v tomto směru vyšší hybnost.

Rychlost kapek souosé trysky je opět řízena převážně proudem vzduchu. Při vyšších *GLR* jejich rychlost značně vzrůstá. Vybočení rychlostního profilu je způsobeno nepřesným sestavením trysky rozebrané v předchozí části.

7. Závěr

V rámci této práce byly rozebrány možné způsoby provedení trysek a vstřikovacích systémů raketových motorů na kapalné pohonné látky dle dostupných zdrojů. Hlavní cíle práce byly splněny v těchto kapitolách:

- rešerše relevantních publikací (kapitoly 2 a 4)
- specifikování zásadních parametrů spreje ve spalovacích komorách (kapitola 2)
- popis nepoužívanějších typů vstřikovačů a trysek (kapitola 2)
- porovnání s historickými systémy a nástin možných směrů vývoje (kapitola 3)
- nástin výhod a nevýhod jednotlivých řešení (kapitola 4)
- návrh experimentu v laboratoři sprejů pro porovnání nepoužívanějších trysek (kapitola 5)
- experimentální porovnání jednotlivých variant ve zjednodušených podmínkách (kapitola 6)

Vzhledem k problémům spojeným s porovnáním experimentálních studií (popsané v kapitole 4) byla samotná rešerše provedena převážně po kvalitativní stránce. Zkoumány byly primárně vlivy změny geometrie nepoužívanějších trysek v raketových motorech a dopady volby jejich jednotlivých verzí.

Rešeršní část byla doplněna návrhem a provedením experimentu za účelem srovnání vybraných trysek a potvrzení či doplnění některých charakteristik popsanych v rešeršní části práce. S využitím stínografu z vysokorychlostní kamery a fázové Dopplerovské anemometrie byly stanoveny některé vlastnosti spreje navržených trysek.

- Výtokový součinitel trysek C_d odpovídá předpokladům až na malé odchylky způsobené nedokonalou výrobou.
- Úhel kapalné stěny impinging trysek je nezávislý na tlaku kapaliny.
- Atomizace smykové sousé trysky s vnitřním průtokem kapaliny je řízena převážně obvodovým proudem plynu.
- Středový otvor impinging tripletu má zásadní vliv na stabilitu a rovnoměrnou atomizaci spreje.
- S vyšším Weberovým číslem dosahují trysky jemnějšího spreje (nižšího SMD).
- Souosá tryska vytváří sprej s SMD až dvakrát nižším než impinging trysky. Kompletní atomizace však nastává ve značně větší vzdálenosti od čela trysky.

Je nutno vzít v úvahu, že chování trysek a kvalita atomizace jsou značně empirické problematiky. Poznatky z experimentu tedy jednoznačně nedefinují tyto typy vstřikovačů. V reálných podmínkách v raketovém motoru je navíc třeba započítat další faktory jako vibrace, vyšší množství trysek či přítomnost horkých plynů ze spalování.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] MISHRA, D. P. *Fundamentals of rocket propulsion*. Boca Raton: CRC Press, Taylor & Francis Group [2017]. ISBN 9781498785358.
- [2] SUTTON, George P. *History of liquid propellant rocket engines*. Reston, Va.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, c2006. ISBN 1563476495.
- [3] SUTTON, George P. a Oscar BIBLARZ. *Rocket Propulsion Elements*. New York: John Wiley, 2000. ISBN 0-471-32642-9.
- [4] YOUNG, Anthony. *The Saturn V F-1 engine: powering Apollo into history*. Springer, 2019. ISBN 978-0-387-09629-2.
- [5] LEFEBVRE, Arthur H. a Vincent G. MCDONELL. *Atomization and sprays*. Second edition. Boca Raton: CRC Press, Taylor & Francis Group [2017]. ISBN 9781498736251.
- [6] GILL, G. S.; NURICK, W. H. *Liquid rocket engine injectors*, Washington, D.C., 1976.
- [7] ELVERUM, JR, G., et al. The descent engine for the lunar module. *3rd Propulsion Joint Specialist Conference*. 1967. p. 521.
- [8] SPACEX. *Falcon user's guide* [online]. April 2020. Dostupné z: <https://spacex.com>
- [9] RACHUK, V., et al. Design, development, and history of the oxygen/hydrogen engine RD-0120. *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1995. p. 2540.
- [10] FU, Qing-fei; YANG, Li-jun; QU, Yuan-yuan. Measurement of annular liquid film thickness in an open-end swirl injector. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15.2: 117-124.
- [11] ZANDBERGEN, B. T. C. *Modern liquid propellant rocket engines*. 2000.
- [12] BARRY, Patrick. Methane Blast. *science.nasa.gov* [online]. 4.5. 2007 [cit. 8.4.2021]. Dostupné z: https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2007/04may_methaneblast
- [13] SOLLER, S., et al. Design and testing of liquid propellant injectors for additive manufacturing. *7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences, (EUCASS)*, Milano, Itálie. 2017.
- [14] BELLUSCIO, A. G. ITS Propulsion – The evolution of the SpaceX Raptor Engine. *NASASpaceFlight.com* [online]. 3. 11. 2016 [cit. 9.4.2021]. Dostupné z: <https://www.nasaspaceflight.com/2016/10/its-propulsion-evolution-raptor-engine/>
- [15] RYAN, H. M., et al. Atomization characteristics of impinging liquid jets. *Journal of propulsion and power*, 1995, 11.1: 135-145.
- [16] ANDERSON, W., et al. Fundamental studies of impinging liquid jets. *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 1992. p. 458.
- [17] LONG, Matthew; BAZAROV, Vladimir; ANDERSON, William. Main chamber injectors for advanced hydrocarbon booster engines. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 2003. p. 4599.
- [18] KANG, Zhongtao, et al. Effects of recess on the self-pulsation characteristics of liquid-centered swirl coaxial injectors. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32.5: 1124-1132.
- [19] YANG, Li-jun, et al. Spray characteristics of recessed gas-liquid coaxial swirl injector. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24.6: 1332-1339.
- [20] AHN, Kyubok; HAN, Yeoung-Min; CHOI, Hwan-Seok. Effects of recess length on discharge coefficients of swirl coaxial injectors. *Combustion science and technology*, 2012, 184.3: 323-336.

- [21] IM, Ji-Hyuk, et al. Comparative study of spray characteristics of gas-centered and liquid-centered swirl coaxial injectors. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26.6: 1196-1204.
- [22] NUNOME, Yoshio, et al. An Experimental Study of Super-Pulsating Flow on a Shear Coaxial Injector with a Recessed Inner Post. *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. 2007. p. 5560.
- [23] AHN, Jonghyeon; LEE, Keunseok; AHN, Kyubok. Effect of Geometrical Parameters on Discharge Coefficients of a Shear Coaxial Injector. *Journal of ILASS-Korea*, 2020, 25.3: 95-102.
- [24] DRESSLER, Gordon; BAUER, J. TRW pintle engine heritage and performance characteristics. *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit*. 2000. p. 3871.
- [25] SPACE EXPLORATION TECHNOLOGIES CORP. *Pintle injector tip with active cooling*. Vynálezce: Thomas J. Mueller. Spojené Státy. United States Patent US7503511B2. 17. 3. 2009.
- [26] REZENDE, R. N.; PIMENTA, A.; PEREZ, VdC. Experiments with pintle injector design and development. *Propulsion and Energy Forum, AIAA*. 2015.
- [27] NORTHROP GRUMMAN SPACE AND MISSION SYSTEMS CORP. *Combustion apparatus having a coaxial-pintle reactant injector*. Vynálezce: Gerard W. Elverum, Jr. Spojené Státy. United States Patent US4206594A. 10. 6. 1980.
- [28] HEISTER S.D. Pintle Injectors. *Handbook of Atomization and Sprays*. Springer, Boston, MA, 2011, 647-655.
- [29] CHENG, Peng; LI, Qinglian; CHEN, Huiyuan. Flow characteristics of a pintle injector element. *Acta Astronautica*, 2019, 154: 61-66.
- [30] PETRESCU V.; SCHRIJER F.; ZANDBERGEN B. *Atomized spray properties in pintle injection*. 2017.
- [31] MALÝ, M. *Experimentální studie vlastností spreje a funkčnosti malých tlakových vířivých trysek*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 84 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jan Jedelský, Ph.D.
- [32] *Dantec Dynamics* [online]. [cit. 1.5.2021]. Dostupné z: <https://www.dantecdynamics.com>

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

Symbols

2ϑ	Úhel styku impinging proudů	[°]
A	Plocha příčného průřezu	[m ²]
C_d	Výtokový součinitel	[-]
d	Průměr impinging trysky	[m]
d_j	Průměr kapky	[m]
d_p	Vnější průměr vnitřní části čepové trysky	[m]
d_{pr}	Průměr obvodových děr čepové trysky	[m]
g	Gravitační zrychlení	[m/s ²]
I	Celkový impuls	[kg·m/s]
I_{sp}	Specifický impuls	[s]
l	Délka impinging trysky	[m]
L	Vzdálenost styku proudů od čela impinging trysky	[m]
L_1	Délka zahloubení sousední trysky	[m]
L_2	Vzdálenost mezi koncem vnitřní trubky a stykem se stěnou s. trysky	[m]
\dot{m}	Hmotnostní tok	[kg/s]
\dot{m}_a	Axiální hmotnostní průtok čepové trysky	[kg/s]
m_p	Váha spotřebovaných pohonných látek	[kg]
\dot{m}_r	Radiální hmotnostní průtok čepové trysky	[kg/s]
N	Počet radiálních děr čepové trysky	[-]
Re	Reynoldsovo číslo	[-]
T	Teplota	[K]
T_t	Tah	[N]
v_a	Rychlost axiálního proudu čepové trysky	[m/s]
V_{eq}	Rychlost plynů vystupujících z dýzy	[m/s]
V_j	Rychlost proudu	[m/s]
v_r	Rychlost radiálního proudu čepové trysky	[m/s]
w	Tloušťka axiální kapalně stěny čepové trysky	[m]
We	Weberovo číslo	[-]
ΔP	Pokles tlaku	[Pa]
μ	Dynamická viskozita	[N·s/m ²]
ρ	Hustota	[kg/m ³]
σ	Povrchové napětí	[N/m]

Zkratky

<i>BF</i>	Blokovací faktor	[-]
<i>PDA</i>	Fázová Dopplerovská anemometrie	
<i>GLR</i>	Poměr hmotnostního toku plynu a kapaliny	[%]
<i>LMR</i>	Poměr lokální hybnosti	[-]
<i>LPRE</i>	Raketa na kapalně pohonné látky	
<i>O</i>	Oxidant	
<i>P</i>	Palivo	
<i>RN</i>	Číslo zahloubení	[-]
<i>SMD</i>	Sauterův střední průměr	[m]
<i>SNR</i>	Poměr signálu k šumu	[dB]
<i>TMR</i>	Poměr celkové hybnosti	[-]

SEZNAM OBRÁZKŮ

- Obr. 1.1 Jednoduché schéma raketového motoru na kapalné pohonné látky s otevřeným cyklem [1]
- Obr. 1.2 Možné tvary spalovacích komor: (a) sférická, (b) téměř sférická a (c) válcová [1]
- Obr. 1.3 Rozvody regenerativně chlazeného motoru SSME s dvěma předspalovacími komorami [3]
- Obr. 1.4 Čelo spalovací komory s like dublety motoru F-1 rozdělené přepážkami [26]
- Obr. 2.1 Rozpad kapalné stěny [4]
- Obr. 2.2 Typy vstřikovačů: (a) nonimpinging: (A) sprchový, (B) souosý, (C) vířivý a (b) impinging: (A) unlike dublet, (B) unlike triplet, (C) like dublet, (D) splash plate [1]
- Obr. 2.3 Typická spalovací komora na hydrazin s katalyzátorovým lože se zobrazením možných vstřikovačů jednosložkového motoru [3]
- Obr. 2.4 Možné způsoby uspořádání trysek: (a) soustředný, (b) voštinový, (c) střídavý, (d) pro souosé trysky [1]
- Obr. 3.1 Jedna z osmnácti vstřikovacích hlav rakety V-2 [2]
- Obr. 4.1 Schéma typického spreje impinging trysky [8]
- Obr. 4.2 Velikostní poměry impinging trysky
- Obr. 4.3 Schéma dvou vířivých souosých trysek využívaných v motoru RD-170 [2]
- Obr. 4.4 Zobrazení úhlu zahloubení na souosé vířivé trysce s vnitřním průtokem kapaliny [11]
- Obr. 4.5 Ilustrace úhlu sražení souosé trysky [5]
- Obr. 4.6 Zobrazení proudění ve spalovací komoře s čepovou tryskou [14]
- Obr. 4.7 Možná provedení čepové trysky: (a) s radiálními otvory [17], (b) s centrálním čepem [14]
- Obr. 5.1 Schéma smykové souosé trysky
- Obr. 5.2 Schémata impinging trysek: (a) dubletu, (b) tripletu
- Obr. 5.3 Schéma čepové trysky
- Obr. 5.4 Rozložení měření fázovou Dopplerovskou anemometrií
- Obr. 5.5 Schéma měřicí trati
- Obr. 6.1 Zobrazení spreje na stínografu
- Obr. 6.2 Závislost Sauterova středního průměru na tlaku a GLR
- Obr. 6.3 Závislost osové rychlosti kapek na tlaku a GLR

SEZNAM TABULEK

- Tab. 1.1 Specifický impuls jednotlivých kombinací pohonných látek [2]
- Tab. 3.1 Významné americké raketové motory období studené války [2][5][6]
- Tab. 3.2 Významné sovětské motory [2][21][22]
- Tab. 4.1 Vliv geometrie trysky na výtokový součinitel [3]
- Tab. 5.1 Parametry nastavení vysokorychlostní kamery
- Tab. 5.2 Nastavení měření pomocí PDA
- Tab. 6.1 Výsledné průměry experimentálních trysek
- Tab. 6.2 Výtokový součinitel impinging trysek při změně tlaku vody
- Tab. 6.3 Výtokový součinitel souosé trysky při změně tlaku vody a vzduchu

SEZNAM PŘÍLOH

- 1 Výkres návrhové sestavy čepové trysky
- 2 Výkres návrhové sestavy impinging dubletu
- 3 Výkres návrhové sestavy impinging tripletu
- 4 Výkres návrhové sestavy sousé trysky