



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**HYBRIDNÍ RAKETOVÉ MOTORY PRO PŘESNÉ
PROVEDENÍ VESMÍRNÝCH MANÉVRŮ**

THROTTLEABLE HYBRID ROCKET ENGINES FOR PRECISE AEROSPACE MANOEUVRES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Tomáš Kříž

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jakub Mašek

BRNO 2019

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Tomáš Kříž
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojírenství
Vedoucí práce:	Ing. Jakub Mašek

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:

Hybridní raketové motory pro přesné provedení vesmírných manévrů

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Hybridní raketové motory znamenají revoluci v preciznosti provedení vesmírných misí. Přesné manévry, visení nebo brzděné vertikální přistání na planetách umožňující vědecká měření v nepřístupných oblastech vesmíru, to vše umožňuje tento typ raketového motoru díky rychlé řízení změně tahu (až 1:5). Aplikace tradičních konceptů motorů na tuhá nebo kapalná paliva je velmi rozšířená, avšak nároky na výrobu těchto motorů a především rizika spojená s produkcí a skladováním raketových paliv jsou velmi vysoká. Navíc emise tradičních raketových motorů jsou karcinogenní a škodlivé pro životní prostředí. Naopak hybridní raketové motory tato omezení nemají a možnost přesného řízení tahu otevírá nové možnosti provedení vesmírných misí. A jejich význam bude do budoucna narůstat.

Cíle bakalářské práce:

Úkolem práce je popsat typy hybridních raketových motorů, především podle typu raketových paliv, a jejich vzájemné porovnání, včetně vymezení vůči tradičním konceptům raketové propulze. Dále pak popsat vývoj v oblasti hybridních raketových motorů, jejich konstrukčního řešení, raketových paliv s ohledem na vhodnost použití pro přesné provedení vesmírných manévrů, včetně rizik a škodlivosti jejich využití. Vypracovat přehled největších hráčů globálního trhu v odvětví hybridní propulze a odhadnout trendy budoucího vývoje.

Seznam doporučené literatury:

SUTTON, G. P., BIBLARZ, O.: Rocket Propulsion Elements, A Wiley-Interscience Publication, 7th Edition, 2001. ISBN 0-471-32642-9.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku
2018/19

V Brně, dne 2. 11. 2018

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

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

ABSTRAKT

Cílem této bakalářské práce je popsat dosavadní znalosti v hybridní propulzi. V práci je uveden vývoj hybridního raketového motoru, včetně jeho přesného popisu. Dále je v práci uvedena konstrukce důležitých částí raketového motoru, včetně hlavních požadavků na tyto součásti. Rozdělení paliv a okysličovadel je podstatnou částí práce, včetně popisu vybraných paliv a okysličovadel a jejich ekologické zátěže. Nechybí ani srovnání těchto motorů s běžně používanými motory, včetně vymezení základních parametrů raketových motorů. V poslední řadě je uveden přehled společností od větších až po amatérské, které se hybridní propulzi věnují. Závěr je pak věnován odhadu vývoje v hybridním raketovém průmyslu.

ABSTRACT

Aim of this bachelor thesis is to describe current knowledge of hybrid rocket propulsion. Thesis describes the development of hybrid rocket engine, including its precise description of the engine. Afterwards there is chapter of important engine components, including the main requirements for these components. The distribution of fuels and oxidants is an essential part of the thesis, including a description of selected fuels and oxidants and their environmental burden. There is also comparison between these engines and commonly use ones, including its definitions. Last but not least, there is overview of companies that are dedicated to hybrid propulsion. Conclusion is devoted to the estimation of future development of hybrid propulsion.

KLÍČOVÁ SLOVA

Hybridní raketové motory (HRM), vesmírné manévry, paliva pro hybridní motory, okysličovadla pro hybridní motory, parametry raketových motorů, srovnání HRM s tradičními, vývoj HRM.

KEY WORDS

Hybrid rocket engines (HRE), space manoeuvres, propellants for hybrid engines, oxidizers for hybrid engines, parameters of hybrid engines, development of HRE.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

KŘÍŽ, Tomáš. *Hybridní raketové motory pro přesné provedení vesmírných manévřů*. Brno, 2019. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/113075>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jakub Mašek.

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji vedoucímu práce, panu Ing. Jakobovi Maškovi za vstřícný přístup, cenné rady a důležité připomínky během psaní bakalářské práce. Dále bych také chtěl poděkovat rodině, která mě během studia hodně podporovala. A nakonec kamarádům a spolužákům, kteří mi zpříjemnili studium.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Já, Tomáš Kříž, prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem. Zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Jakuba Maška a s použitím uvedené literatury.

V Brně dne 26. 3. 2019

.....
Kříž Tomáš

Obsah

1	Úvod.....	11
2	Vývoj hybridního raketového motoru.....	13
2.1	Dávná historie.....	13
2.2	Novodobá historie.....	15
3	Hybridní raketový motor.....	19
3.1	Definice	19
3.2	Konstrukce.....	19
3.2.1	Palivové zrno.....	20
3.2.2	Tryska.....	22
3.2.3	Plášť spalovací komory	23
3.3	Rozdělení	23
3.3.1	Rozdělení paliva	23
3.3.2	Rozdělení okysličovadla	26
3.3.3	Škodlivost a rizika paliv a okysličovadel	31
3.4	Výhody a nevýhody	32
4	Základní parametry raketových motorů.....	35
4.1	Tah.....	35
4.2	Výtoková rychlost spalin	36
4.3	Specifický impuls	38
5	Srovnání hybridních raketových motorů s tradičními raketovými motory.....	41
5.1	Definice tradičních raketových motorů	41
5.1.1	Definice raketových motorů na kapalná paliva.....	41
5.1.2	Definice raketových motorů na tuhá paliva	42
5.2	Srovnání hybridních raketových motorů s motory na kapalné palivo.....	43
5.3	Srovnání hybridních raketových motorů s motory na tuhé palivo	44
6	Společnosti v hybridní raketové propulzi	47
7	Závěr	49
8	Zdroje	51

1 Úvod

Tématem této bakalářské práce je přiblížení souhrnu poznatků v hybridním raketovém průmyslu čtenáři. Začátek vývoje prvního hybridního motoru se datuje do 30. let 20. století a od té doby až do současnosti se vývoj nezastavil. V současnosti se společnosti zaměřují na suborbitální turistické lety a na výzkumné operace.

V práci je uvedena definice hybridního raketového motoru, včetně nejdůležitějších částí pohonu.

V hybridních motorech je možnost použití mnoha paliv a oksličovadel, proto je v práci uvedeno rozdělení těchto pohonných hmot. Několik příkladů paliv je popsáno blíže, neboť se jedná o paliva v současnosti nejčastěji používána. U pohonných hmot je důležité zohledňovat jejich dopad na životní prostředí a jejich bezpečnost při manipulaci, protože některé z nich produkují jedovaté zplodiny a některé mohou dokonce explodovat.

V práci je dále uvedeno porovnání hybridních motorů s tradičními motory. Tradiční motory jsou motory na tuhá nebo na kapalná paliva. Pro detailnější přiblížení těchto motorů je uveden popis těchto motorů včetně jejich hlavních předností a nedostatků.

Během vývoje ve 20. století se v hybridním odvětví vystřídala řada společností, které se touto problematikou zabývají. Pro přehled současných zástupců byla vyčleněna samostatná kapitola, která poskytuje přehled od větších zástupců celosvětového měřítká až po amatérské organizace.

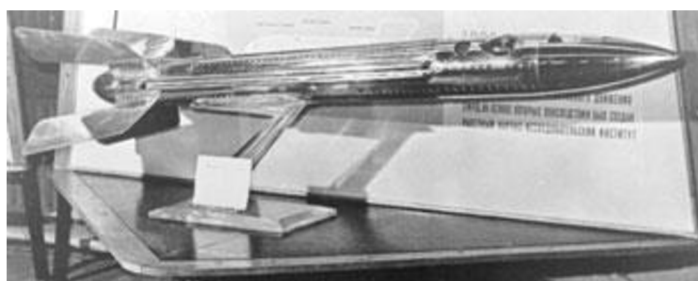
V závěru je v práci uvedena problematika týkající se budoucího vývoje, kam by se dle mého názoru mohl průmysl s hybridními raketovými motory ubírat v následujících letech.

2 Vývoj hybridního raketového motoru

2.1 Dávná historie

Vývoj prvních raketových motorů, které byly na tuhé i na kapalně pohonné hmoty, jsou datovány do 30. let 20. století. [1]

První hybridní raketový motor (HRM) byl použit v raketě GIRD-09 zkonstruované v roce 1933 Michaiilem K. Tichonravovem a Sergejem P. Koroljovem v ruském programu GIRD. Raketa měřila v průměru 0,178 m (17,8 cm) a její délka činila 2,4 m. Na svoji dobu vyprodukovala tah 500 N po dobu 15 s a při testování vystoupala do výšky 1500 m. Pro tuto raketu byla použita kombinace gelového benzínu s kapalným kyslíkem jako pohonné hmoty. [2], [3]



Obr. 2.1 Raketa GIRD-09 [3]

Po krátké době od prvních pokusů, byl v roce 1937 v Německu ve společnosti I. G. Farben testován hybridní raketový motor s tahem 10 kN používající uhlí jako palivo a plynný oxid dusný (N_2O) jako okysličovadlo. Testy tohoto motoru měly neuspokojivé výsledky stejně jako motory s kombinací kyslíku s grafitem. Problémem byla vysoká teplota sublimace uhlíku, což způsobovalo nízkou rychlost hoření paliva. [1], [2]

Významný krok vpřed udělala společnost Pacific Rocket Society, která ve 40. letech minulého století požívala ve svých motorech kyslík jako okysličovadlo a různé druhy paliv jako například dřevo, vosk, kaučuk. Pokusy vytvoření trysky ze dřeva s ochrannou vrstvou roztoku chloridů zinečnatého a amonného byly neúspěšné, protože po necelých 15 s z trysky nezbylo prakticky nic. Následovala snaha ochránit dřevěnou trysku obalem síranu vápenatého, nicméně pokus skončil stejně neúspěšně jako předchozí. Řada neúspěšných pokusů nakonec přinesla úspěch, když se podařilo zkonstruovat raketu na pryžové tuhé palivo a jako okysličovadlo byl použit kyslík. Tryska na rozdíl od předchůdců byla vytvořena z hliníkové slitiny, která lépe snášela vysoké teploty. Raketě se podařilo dosáhnout výšky 9 144 m. [1], [2]

V 50. letech bylo prováděno analytické a experimentální testování ve společnosti General Electric. Testováním se podařilo vytvořit pohon, při kterém byl používán 90% peroxid vodíku (H_2O_2) s polyetylenem. Ukázalo se, že použití tohoto paliva vedlo k nárůstu tahu o 70 %. Rovněž bylo prokázáno, že praskliny v tuhém palivu neovlivňují činnost motoru. Velikost tahu bylo možno regulovat pomocí jediného ventilu. [2], [4]

Od roku 1960 do osmdesátých let byly prováděny intenzivní studie sondážních strojů na hybridní pohon, nicméně nebyly zveřejňovány prakticky žádné informace o výsledcích

těchto studií. V roce 1981 byla založena společnost STARSTRUCK, která vytvořila sondážní raketu pod názvem The Dolphin. Tato raketa měřila 17 m na výšku a tah rakety činil 155,7 kN. Jako pohonné složky byly použity polybutadien ukončený hydroxylovou skupinou (HTPB) jako palivo a kapalný kyslík (LOX) jako okysličovadlo. Nicméně vzhledem k neprůchodnosti ventilu se motor po 3 s chodu sám zničil. V té době se jednalo o největší motor na hybridní pohonné hmoty. [1], [4]



Obr. 2.2 The Dolphin společnosti STARSTRUCK [5]

Společnost STARSTRUCK byla v roce 1985 přejmenována na AMROC. Zabývala se projektováním motorů různých velikostí, poháněných stejnými pohonnými látkami, jako motor použitý v raketě The Dolphin. Testován byl také motor s velikostí tahu 1,1 MN, nicméně vzhledem k nedostatku financí a problémům s nízkofrekvenční nestabilitou při hoření motoru byl projekt ukončen. [1], [4]

Po tragédii v roce 1986, kdy raketoplán Challenger explodoval po 73 s od startu a při níž zemřelo 7 astronautů, začala agentura NASA intenzivně sponzorovat vývoj hybridních raketových motorů pro jejich vyšší bezpečnost. Po pozdějším přezkoumání nehody bylo zjištěno selhání pryžového těsnění na jedné z pomocných raket. [1], [6]

V devadesátých letech vědci začali pracovat na zlepšení rychlosti spalování paliva v hybridních raketových motorech s použitím kryogenních paliv, jako etylen a pevný metan. Kryogenní paliva jsou v běžných podmínkách nepoužitelná, neboť jejich hoření probíhá za vysokých teplot a tlaků. Snahou bylo docílit zvýšení výkonu hybridních motorů. Na zkušebním hořáku bylo demonstrováno, že za stejných podmínek je rychlost spalování paliva 3 až 10 krát rychlejší u pentanu a etylenu než u polymethylmetakrylátu (známý pod názvem plexisklo). V roce 2000 byly provedeny testy, které u motorů větších velikostí s různými palivy, odhalily, že hustota tuhých paliv (přibližně $925 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$) je větší než u kapalných paliv. Nižší teplota zrn paliva při hoření způsobila snížení regresivní rychlosti (rychlost hoření paliva), čehož může být také docíleno přidáním hliníku do paliva. [1], [4]

Dlouho nebylo jasné, proč tento jev nastává. V roce 2004 byly otestovány nekryogenní parafinové paliva s různými druhy okysličovadel. Zkušební modely dosahovaly tahu 26,7 kN

a spotřeba paliva byla 2,5 až 3,5 krát rychlejší, než se původně předpokládalo. Výsledkem výzkumu bylo zjištěno, že parafinové vosky mají velmi dobré vlastnosti díky vysoké regresivní rychlosti při vysokých teplotách tání. [1], [4]

2.2 Novodobá historie

V novodobé historii je snaha využívat hybridní motory pro jejich nízké náklady, vyšší bezpečnost a výbornou manévrovatelnost při vesmírných operacích. Používají se v projektech zaměřených na vesmírný turismus a pro vědecké účely.

V roce 1996 byl realizován komerčně sponzorovaný projekt, který byl zaměřen na přepravu tří osob do nadmořské výšky 100 km. Projekt byl realizován s lodí Space Ship One, na který přispěla nevládní organizace Ansari X sumou 10 miliónu amerických dolarů. Space Ship One používá HTPB jako tuhé palivo a jako okysličovadlo oxid dusný. Loď uskutečnila 16 letů, z toho tři dosáhly výšky 100 km. [1], [4]



Obr. 2.3 Space Ship One společnosti Scaled Composites [7]

V roce 2004 zakladatel společnosti Virgin Galactic Richard Branson uzavřel kontrakt se společností Scaled Composites s cílem podnikat vyhlídkové lety do vesmíru. V roce 2009 byl vytvořen první model nástupce Space Ship One pojmenovaný Space Ship Two. Bylo provedeno několik testovacích letů do výšky kolem 110 km. Kvůli tragédii v roce 2014 nad Mohavskou pouští, při které došlo k předčasnému uvolnění pojistek křídel, byl projekt dočasně pozastaven. [1], [4]



Obr. 2.4 Space Ship Two společností Scaled Composites a Virgin Galactic [8]

V současné době je zájem provádět výzkumné operace na Marsu, které by pomohly rozšířit znalosti o této planetě. Dosavadní výzkum je do značné míry omezen, protože veškeré experimenty byly prováděny na dálku a žádné vzorky se doposud nepodařilo dopravit na Zemi. [9], [10]

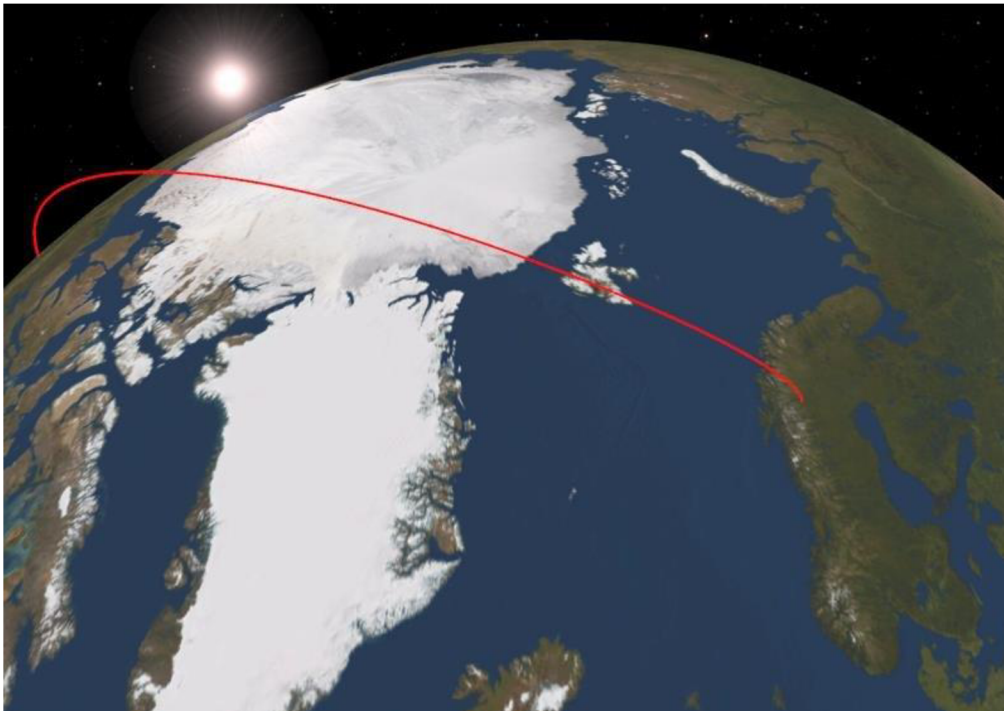
Průlet nad povrchem Marsu je značně komplikovaný a to včetně samotného přistání, kvůli nízké hustotě atmosféry (vůči Zemi). Proto je nutné snížit hmotnost vesmírných strojů, které přistanou na povrchu Marsu na minimum. Vzhledem k tomu, že část hmotnosti vesmírné lodi je tvořena okysličovadlem, se nabízí možnost vyrábět okysličovadlo přímo na povrchu Marsu a tím snížit hmotnost lodi o hmotnost okysličovadla potřebného pro její návrat na Zemi a také okysličovadla potřebného pro pohyb výzkumných prostředků. [9], [10]

Výroba okysličovadla na Marsu není zcela nereálná, protože atmosféra Marsu je tvořena z 95 % oxidem uhličitým. Oxid uhličitý lze použít přímo jako okysličovadlo nebo z něj lze získat samotný kyslík. Palivo jako je HTPB nebo parafín nelze z oxidu uhličitého vyrobit, proto je nutné zajistit jeho dopravu ze Země. Parafín, který lépe odolává teplotám na Marsu (-60°C a -111°C) je vhodnější pro déle trvající mise. Možnosti použití parafínů v kombinaci s LOX, jsou předmětem testování ve společnosti Space Propulsion Group. [9], [10]

V roce 2018 byla založena společnost HyImpulse, jejímž cílem je vytvoření sondážní rakety a mini-launcheru pro přesné umístění satelitů na konkrétní oběžné dráhy kolem Země. Maximální náklad, který bude mini-launcher schopen dopravit na oběžnou dráhu, je odhadován na 500 kg. V téže roce byl zkonstruován testovací hybridní motor nahrazující finální motor HyPLOX-75 (tah 75 kN), který disponuje tahem 10 kN. Používá kapalný kyslík jako okysličovadlo a palivo na bázi parafínů. Pro ovládání polohy mini-launcheru se bude využívat několik menších hybridních pohonů, používajících stejné pohonné hmoty. [11]



Obr. 2.5 Testování hybridního motoru s tahem 10 kN společnosti HyImpulse [11]



Obr. 2.6 Dráha vzletu na oběžnou dráhu mini-launcheru společnosti HyImpulse [11]

3 Hybridní raketový motor

3.1 Definice

Hybridní pohonný systém se liší od běžných pohonů tím, že palivo a okysličovadlo jsou používány v různých skupenstvích. Skupenství daných látek je závislé na uspořádání systému. Klasické uspořádání, které je nejčastěji používané a nejvíce testované v kosmickém průmyslu, používá palivo v tuhém skupenství a okysličovadlo ve skupenství kapalném. Nicméně je snaha o testování i jiných možností. Inverzní nebo také nazývané reverzní uspořádání je konstruováno pro palivo v kapalném skupenství a okysličovadlo v tuhém skupenství. Poslední možnost je kombinace předchozích variant, nazývaná smíšené uspořádání, kde je malé množství okysličovadla přidáno do tuhého paliva a následně je dávkováno další okysličovadlo. [12]

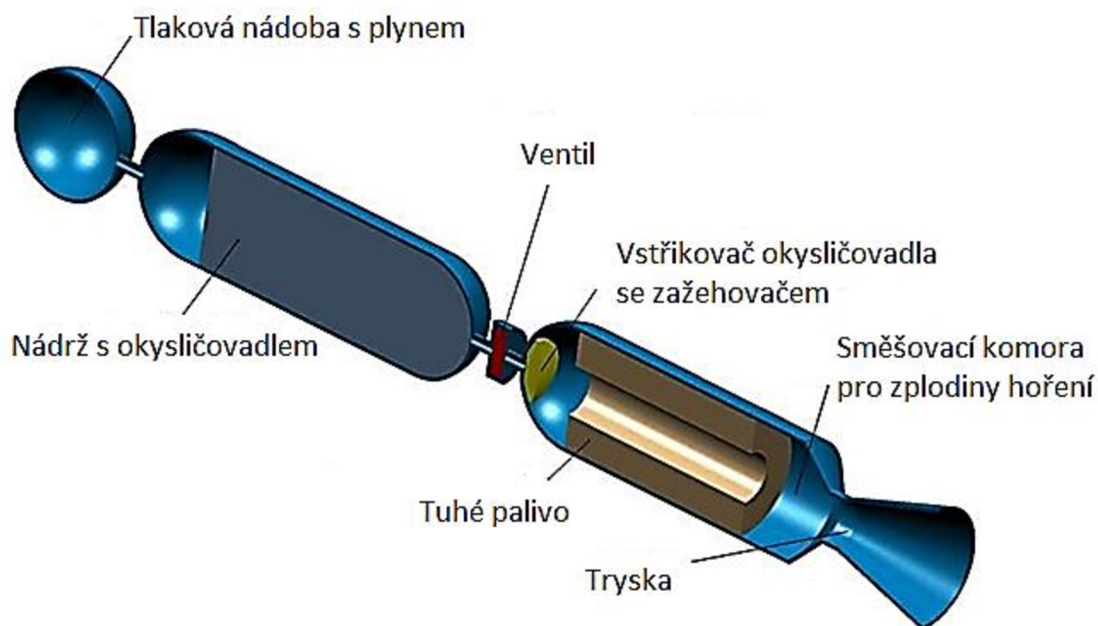
V další části práce je uvažováno pouze uspořádání klasické, které je nejrozšířenější. Pro klasické uspořádání byla vytvořena řada reálných motorů, které byly v praxi použity. Zbývající uspořádání jsou ve fázi výzkumu a jsou v současné době testovány. [12]

3.2 Konstrukce

Konstrukční řešení u hybridních raketových motorů je složitější než u raketových motorů (RM) na tuhé pohonné hmoty (TPH), nicméně ještě konstrukčně složitější variantou jsou RM na kapalně pohonné hmoty (KPH).

Hybridní raketové motory (HRM) používají palivo a okysličovadlo v jiném skupenství, čímž vzniká potřeba čerpadel pouze v okruhu s kapalným okysličovadlem. Okysličovadlo je dopravováno pomocí čerpadel do spalovací komory, pod takovým tlakem, aby tlakový spád mířil z nádrže do spalovací komory. [13]

Schéma HRM je zobrazeno na obr. 3.1, kde vlevo je zobrazena nádoba s plynem, který je ventilem propouštěn do nádrže s okysličovadlem, aby v ní bylo dosaženo požadovaného tlaku. Dále je okysličovadlo dávkováno do spalovací komory vstříkovačem, přičemž může být použito více než jednoho vstříkovače. Vstříkovač je opatřen zážehovým zařízením, aby bylo možno okysličovadlo zapálit ve spalovací komoře. Ve spalovací komoře je umístěno tuhé palivo, ke kterému je dávkováno okysličovadlo. Na povrchu portu paliva (otvor v palivu) je po zážehu vytvořen difúzní plamen. Spalování probíhá přenosem tepla z plamene na tuhé palivo, které způsobuje kontinuitu odpařování paliva, dokud se přívod okysličovadla nezastaví. Zplodiny hoření jsou následně expanzní tryskou vypouštěny z motoru a tím se vytváří tah. [1]



Obr. 3.1 Zjednodušené schéma hybridního raketového motoru [14]

Hlavní části raketového pohonu jsou plášť spalovací komory, vstřikovače, palivové zrno a tryska. Na tyto části jsou kladeny vysoké nároky, proto budou v dalších odstavcích detailněji popsány.

3.2.1 Palivové zrno

Ve spalovací komoře je uloženo tuhé palivo různých průřezů, od tvarů hvězd až po kola vozů, aby se zlepšila spotřeba paliva a velikost povrchu paliva a tím bylo dosaženo vyšší rychlosti hoření. V HRM se rychlost hoření paliva pohybuje kolem $0,1 \text{ cm}\cdot\text{s}^{-1}$ a v běžně používaných motorech se hodnoty pohybují kolem $1 \text{ cm}\cdot\text{s}^{-1}$. [15], [16]

Je-li vybrána geometrie portu, která vytváří v palivu nespojitě oblasti je nutné použití samostatných vstřikovačů. V současné době se tvary portů stávají čím dál složitější a tím i nákladnější na výrobu. Čím je složitější tvar portu, tím spíše se během hoření mohou vytvářet částičky paliva, což může vést k ucpávání trysek, jehož důsledkem mohou být až tragické scénáře. Na obr.3.2 je zobrazena řada možných konfigurací portů tuhého paliva. Směrem zleva doprava se zvyšují zbytky nespáleného paliva, rovněž se zvyšuje pravděpodobnost mechanického poškození a dále se zvyšuje i složitost výroby a tím rostou i konečné výrobní náklady. [15], [17], [18]

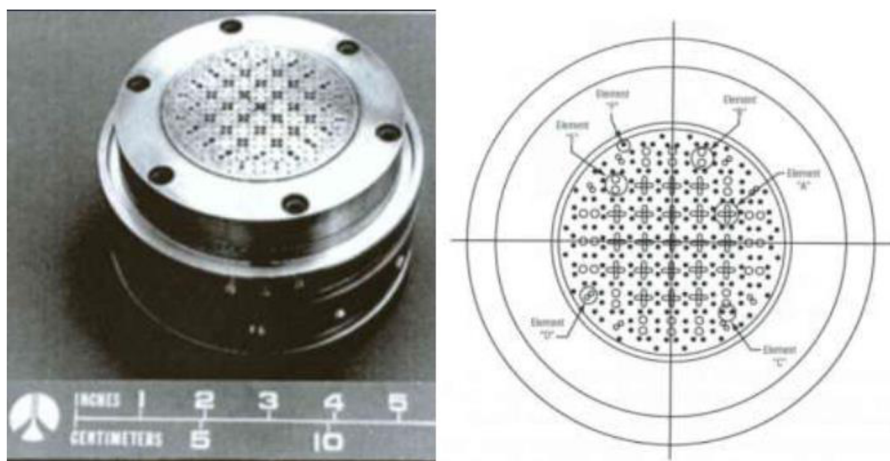


Obr. 3.2 Různé konfigurace portů (otvorů) v palivu [15]

Vstřikovače

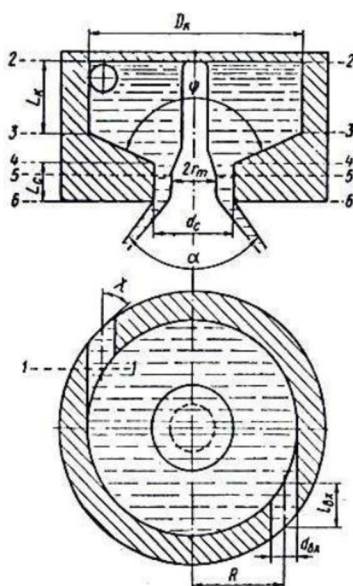
Vstřikovače okysličovadla musí zajistit, aby docházelo k rovnoměrnému vyhoření paliva jak v axiálním tak radiálním směru, maximální rozprášení okysličovadla při nízkém tlakovém spádu a stabilitu hoření při celé funkci hybridního raketového motoru (HRM). Vstřikovače musí být zkonstruované tak, aby byly schopné odolávat vysokým teplotám a překonávat tlak ve spalovací komoře pro správné dávkování okysličovadla. Teploty ve spalovací komoře se pohybují kolem 3 000 °C a tlaky v rozmezí 1 MPa až 6,5 MPa. [2], [19]

Přímé vstřikovače jsou první možností pro použití v HRM, které jsou relativně jednoduché, mají nízké energetické ztráty s dobrou stabilitou hoření. Jejich nevýhodou je nižší rychlost hoření paliva. [2], [19]



Obr. 3.3 Přímý vstřikovač pro použití v hybridním raketovém motoru [14]

Odstředivé vstřikovače jsou další možností vstřikovačů pro HRM. Ve srovnání s přímým vstřikovačem je okysličovadlo delší dobu v kontaktu s palivem, čímž dochází k větší rychlosti hoření. Pro tyto vstřikovače je typické, že palivo je nerovnoměrně vyhořelé, zejména v axiálním směru. [2], [19]

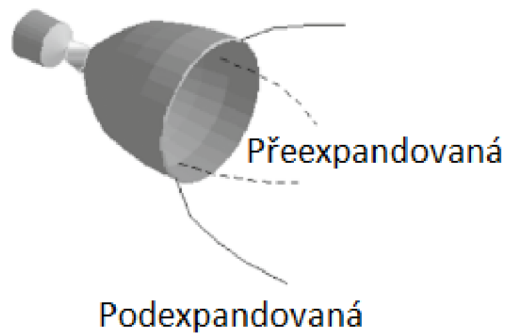


Obr. 3.4 Odstředivý vstřikovač pro použití v hybridním raketovém motoru [14]

3.2.2 Tryska

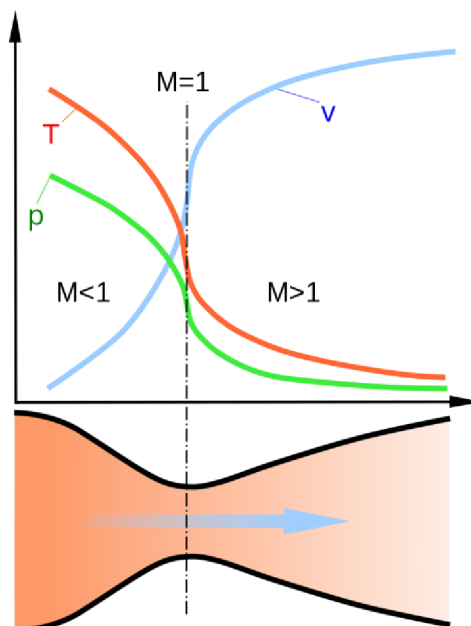
Tryska patří mezi hlavní součásti raketového motoru. Tryska musí především odolávat vysokým teplotám spalin ($3\ 000^{\circ}\text{C}$), které proudí ze spalovací komory. V trysce probíhá expanze a urychlování spalin ze spalovací komory. Obvykle se jedná o Lavalovu trysku, která byla sestrojena již v 19. století. Ve spalovací komoře je generovaný vysoký tlak a pomocí trysky se mění statický horký vysokotlaký plyn na rychle se pohybující plyn směrem ven z trysky. [1], [20]

Ideální velikost trysky raketového motoru je taková, aby se výstupní tlak z trysky rovnal okolnímu (atmosférickému) tlaku, který se s nadmořskou výškou snižuje. Nicméně rovnost tlaků na výstupu lze docílit pouze v jedné nadmořské výšce. Optimálně musí být rozdíl tlaků mezi tryskou a okolím co nejmenší. Pokud je tlak plynu nad okolní hodnotou tlaku, pak je tryska podexpandovaná, jeli tomu naopak je přeexpandovaná. [1], [20]



Obr. 3.5 Druhy proudění v trysce [21]

U Lavalovy trysky se jedná o konvergentně – divergentní dýzu viz obr. 3.6.



Obr. 3.6 Průběh výtokové rychlosti (v), teploty (T) a tlaku (p) v trysce [20]

3.2.3 Plášť spalovací komory

Plášť spalovací komory je zatížen zejména teplotou vznikající při hoření paliva, která dosahuje hodnot kolem 3 000 °C. Takto vysoké teplotě nejsou běžné materiály schopné odolat, a to včetně ocelí. Tyto vysoké teploty mohou snadno poškodit plášť spalovací komory. Poškození pláště spalovací komory lze do značné míry omezit nebo dokonce zcela eliminovat. [1]

Opatření proti poškození pláště spalovací komory [1]:

- Použití izolačního materiálu s nízkou tepelnou vodivostí na vnitřních stěnách spalovací komory. Jako izolační materiál lze použít vložku nebo ochranný nátěr.
- Plášť spalovací komory musí být z dostatečně masivního materiálu, který dobře odvádí teplo, například hliník.
- Co nejkratší doba hoření, aby plášť komory byl vystaven vysokým teplotám co nejkratší dobu.
- Chlazení pláště pomocí trubic, vedených po obvodu spalovací komory, kterými prochází palivo před jeho dávkováním do spalovací komory. Systém chlazení může být veden jak kolem spalovací komory, tak i kolem trysky. Tímto způsobem je dosažena větší účinnost motoru.

3.3 Rozdělení

3.3.1 Rozdělení paliva

V HRM lze používat různé druhy paliv, nicméně v praxi se používá několik vybraných. V tab. 3.1 jsou uvedeny paliva, která lze v klasickém uspořádání pro HRM použít.

Tab. 3.1 Druhy raketových paliv pro použití v hybridních raketových motorech [15]

Druh paliva	Příklady
Termoplasty a polymery	polyetylen (PE), polypropylen (PP), polyvinylchlorid (PVC), polystyren (PS), polymethylmetakrylát (PMMA)
Polyoxysloučeniny a dusíkové polymery	polyoxymethylen (POM), polyuretan (PU), celuloid
Termosety	epoxidy, polyestery
Syntetické kaučuky	polybutylen (PB), polybutadien ukončený hydroxylovou skupinou (HTPB), polyizobutylén, polysulfidy
Alkany	parafín, vosky
Celulóza	papír, dřevěné hmoty
Práškové aditiva - kovy	Al, Mg, Li, Be, hydrid lithný (LiH), LiAlH, hydrid hlinitý (AlH ₃)

Nejrozšířenějším druhem paliva je skupina syntetických kaučuků, konkrétně polybutadien ukončený hydroxylovou skupinou (HTPB) a to hlavně pro jeho bezpečnost a nízkou cenu.

Vlastnosti vybraných paliv pro hybridní raketové motory

Důležitou vlastností paliv je schopnost hořet při dávkování okysličovadla. Paliva samotná jsou největším problémem v designu hybridních raketových motorů (HRM). U tuhých paliv nastávají problémy při zapálení a také s optimálním poměrem paliva k okysličovadlu. Tlak a poměr paliva k okysličovadlu ve spalovací komoře by měl být, v optimálním případě, během celého procesu spalování konstantní. Toho ovšem nelze dosáhnout, protože dochází postupnému spalování tuhého paliva, a tím ke zvětšování jeho povrchu. [17], [18]

➤ **Polybutadien ukončený hydroxylovou skupinou (HTPB)**

HTPB palivo bylo zvoleno, pro svou univerzálnost použití a také proto, že u hybridních pohonů je v současnosti nejčastěji používané. Nese s sebou, nicméně, i řadu úskalí.

HTPB je palivo, které se dlouho používalo v raketových motorech na tuhá paliva, nejprve jako palivo a následně jako pojivo. HTPB je hořlavý polymer s dlouhým polymerním řetězcem. Palivo HTPB je téměř výhradně používáno jak v amatérských raketách, tak i v komerčně vyráběných strojích. Výborně funguje v raketách menších velikostí. Komplikace však nastávají při zvětšování velikosti motoru. U větších motorů dochází k problémům se zapalováním a bylo proto potřeba přejít od základního (kruhového) tvaru portu (vnitřní otvor v palivu) ke speciálně tvarovaným, aby se zvětšila velikost povrchu paliva a tím zvýšila rychlost hoření. Další problém nastává se samotným palivem HTPB, které při použití v hybridním raketovém motoru má tendenci hořet „chudé“ (bohaté na kyslík), což má za následek zvýšení pracovních teplot, které způsobují rychlejší opotřebení trysky a dalších součástí motoru. [17], [18]

Výroba paliva je složitá a odlévání paliva do forem se zcela konzistentním tvarem a hustotou je téměř nereálné. Výsledky jsou obecně nedokonalé, což má za následek nerovnoměrné spalování jednotlivých portů (jeden port spaluje rychleji než ostatní). Tvar příčného průřezu rovněž není konzistentní a běžně také dochází ke zvlnění povrchu paliva podél průřezu. Běžně také dochází, vlivem těchto nedokonalostí, k vytváření míst s vyšší teplotou. [17], [18]

K problémům může docházet při zapalování. Běžné hoření paliva probíhá na povrchu směsi paliva s okysličovadlem, nicméně za jistých okolností může docházet k hoření pod povrchem směsi, což může vést k uvolnění částic nespáleného tuhého paliva a vznik nadměrného množství sazí. Přidáním okysličovadla do paliva na bázi chlóru vznikají karcinogenní a jedovaté sloučeniny zejména při nedokonalém spalování. [17], [18]

Pokud palivo obsahuje příliš velké množství okysličovadla, může být problém palivo uhasit. Velké množství okysličovadla v palivu se chová podobně jako u raketových motorů na tuhá paliva a musí s ním být zacházeno jako s toxickými a výbušnými látkami. [17], [18]

Samotné palivo HTPB se již v dnešní době samostatně nepoužívá v hybridních motorech pro přesné manévrování, neboť jeho rychlost hoření není dostatečná. V současnosti se HTPB používá společně v kombinaci s přídatnými látkami, aby byly odstraněny problémy

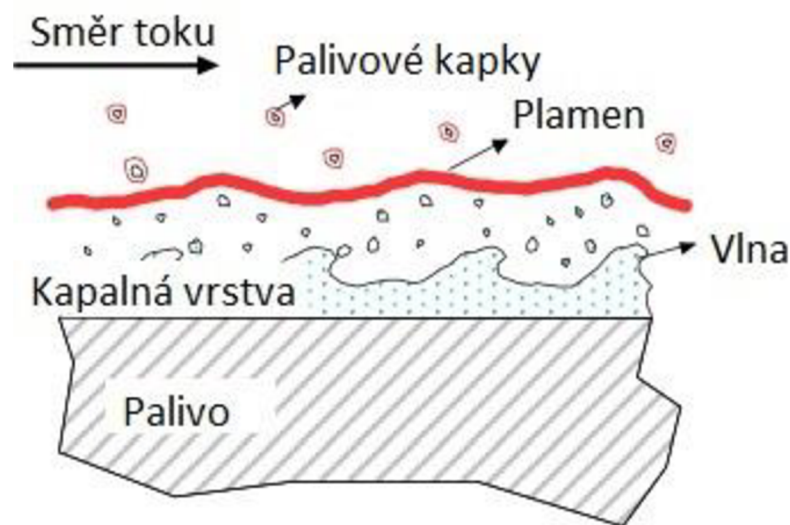
se zapalováním a rychlostí spalování, totéž platí i pro okysličovadla. Do okysličovadel je přidáván například chloristan amonný (NH_4ClO_4) a do paliv je přidáván oxid železa nebo práškový hliník, aby bylo dosaženo vyššího výkonu motoru. [17], [18]

➤ Parafín

Pro bližší popis byl zvolen parafín, který se vyznačuje nízkými výrobními náklady a vyšší regresivní rychlostí, na rozdíl od paliva HTPB a proto je v současnosti upřednostňováno v hybridních motorech pro přesné manévrování.

Parafín je směs alkanů, která je bez chuti a zápachu. Výroba probíhá destilací ropy nebo krystalizačním odparafinováním hnědého dehtu. [22]

V roce 1997 bylo zjištěno, že parafínové vosky vytváří tenkou vrstvu kapaliny na povrchu tuhého paliva, když hoří. Nestabilita této vrstvy je způsobena proudem plynného okysličovadla v portu a vede ke vzniku kapek paliva, které jsou unášeny okysličovadlem, a tím se zvyšuje celková rychlost přenosu hmoty paliva. Tento mechanismus pracuje jako kontinuální vstřikovací systém, během kterého dochází k odpařování paliva hlavně kolem kapek proudících mezi vrstvou taveniny a čelem plamene. Unášení kapek není omezeno přenosem tepla ze spalovací zóny do paliva, proto může být dosaženo vyšších regresivních rychlostí, než u klasických polymerních paliv, které spoléhají pouze na odpařování. [23]



Obr. 3.7 Proces spalování parafínového vosku [23]

Při použití parafínu bylo dosaženo 3-5 krát vyšších regresivních rychlostí, než u HTPB paliva, a to i v případě použití jediného portu. Regresivní rychlost lze přesně a nepřetržitě ovládat bez podstatného nárůstu výrobních nákladů paliva. Při testech byly zkoušeny motory s tahem až 53 kN. Při zkouškách byl použit jako okysličovadlo plynný kyslík, LOX a kapalný oxid dusný. [23]

Inertní parafín disponuje dlouhou životností při skladování. Jeho pořizovací náklady jsou, oproti běžně používaným tuhým palivům, nízké. [23]

Parafinové palivo se ukázalo jako netoxické, nekarcinogenní a šetrné k životnímu prostředí. Na rozdíl od běžně používaných tuhých paliv obsahujících chloristan amonný, která produkují kyseliny jako je například chlorovodík (vysoce žravý aerosol). [23]

Vzhledem k nedostatkům HTPB paliva některé společnosti již toto palivo opustily a daly přednost parafinovému palivu. Společnost Space Propulsion Group využívá parafíny, které jsou odpařovány do jádra motoru. Tento způsob odstraňuje potřebu výroby odlitků speciálních průřezů a potřebu složitých vícebodých sestav vstřikovačů. Používáním parafinů bylo dosaženo výrazného zvýšení celkové spolehlivosti, výkonu a rychlejšího zapalování. [17], [18]

Společnost Autodiverse ve Velké Británii používá k dosažení podobných výsledků, jako u parafinů, celulózný knot namočený v petroleji. [17], [18]

3.3.2 Rozdělení oksyličovadla

Kromě velkého množství paliv použitelných v HRM, záleží i na výběru oksyličovadla, kterých opět existuje celá řada viz tab. 3.2. Oksyličovadla byla seřazena podle nebezpečí při používání, v horní části tabulky (oxid dusný) je řazen mezi bezpečnější oksyličovadla, naopak fluor je řazen mezi nebezpečná oksyličovadla. [15]

Různé kombinace paliva a oksyličovadla dává motoru různé vlastnosti, které přináší výhody i nevýhody. Faktory, které je potřeba zohledňovat, jsou například bezpečnost, možnost skladování při delším trvání mise, energetická výkonnost, velikost tahu, dopad na životní prostředí a rovněž i finanční náklady.

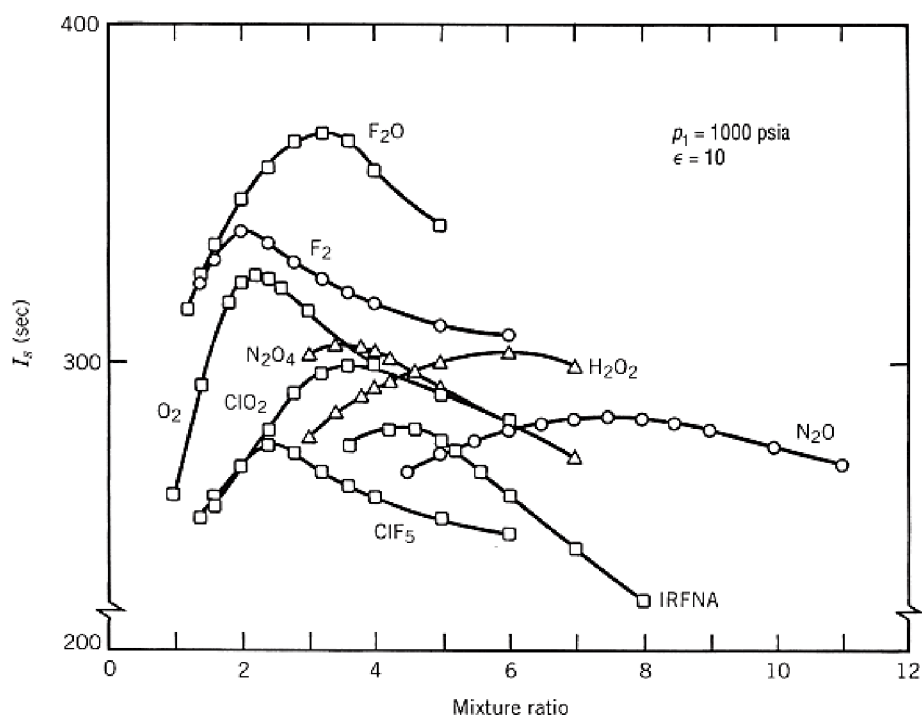
Paliva jsou schopna dodávat rovněž různé množství energie. Mezi vysokoenergetická paliva patří hydridy lehkých kovů, jako je beryllium, lithium, hliník, smíchaná s vhodným polymerickým pojidlem. Směsi vysokoenergetických oksyličovadel a vysokoenergetických paliv byly otestovány, dosud však v praxi nebyly použity. [12]

Naopak méně energetické oksyličovadla, jako je oxid dusný, kapalný kyslík a peroxid vodíku, již v praxi využity byly. V nadcházející kapitole budou detailněji popsána.

Tab. 3.2 Druhy okysličovadel pro použití v hybridních raketových motorech [15]

Název okysličovadla	Chemický vzorec
Oxid dusný	N_2O
Kapalný kyslík	LOX / LO_2
Hydroxylamonium dusičnan	HAN
Peroxid vodíku	H_2O_2
Kyselina dusičná	HNO_3
Oxid dusičitý	N_2O_4
Směs kapalného fluoru a kapalného kyslíku	FLOX
Trifluorid chlóru	ClF_3
Pentafluorid chlóru	ClF_5
Fluor	F_2

Na obr. 3.8 je vykreslena závislost specifického impulsu, který je detailněji popsán v kapitole 4, pro palivo HTPB na poměru mezi palivem a okysličovadlem pro různé typy okysličovadel při konstantním tlaku 7 MPa a při expanzním poměru 10:1. Expanzní poměr je termín označující rozdíl objemů látky mezi kapalným a plynným skupenstvím při stejné teplotě a tlaku. Na obrázku 3.8 nejsou vykresleny všechny průběhy pro všechna okysličovadla, které jsou uvedeny v předchozí tabulce. Kapalný kyslík (LOX) je v grafu uveden jako O_2 . Specifický impuls kombinace O_2 s HTPB je srovnatelný kombinací kapalného kyslíku (LOX) s leteckým petrolejem. [12]



Obr. 3.8 Závislost specifického impulsu tuhého paliva HTPB na poměru mezi palivem a okysličovadlem pro různé typy okysličovadel [12]

Vlastnosti vybraných okysličovadel pro hybridní raketové motory

➤ Oxid dusný (N_2O)

Oxid dusný se pro své výborné vlastnosti řadí mezi nejpoužívanější okysličovadla v hybridních raketových motorech. Je používán v kosmickém raketoplánu Space Ship Two americké společnosti Virgin Galactic. [17], [18]

Oxid dusný v HRM je velmi oblíbený, neboť je schopen se při normálních atmosférických teplotách sám natlakovat. Díky samonatlování není tudíž potřeba dodatečných čerpadel pro natlakování. S touto vlastností se ovšem pojí i některé problémy, například s tlakem varu. Tlak varu je tlak, při kterém se okysličovadlo uvede do varu a vzniká plyn, který je stlačitelný. Tlak varu kolísá s okolní teplotou prostředí a často v části prostoru nádrže na okysličovadlo, kde je přítomen plyn, musí být udržována taková teplota, aby byl zvýšen tlak na požadované hodnoty pro dosažení optimálního průtoku okysličovadla do motoru. Oxid dusný je náchylný k deflagraci a detonaci z různých zdrojů vznícení. Přičemž deflagrace je termín označující podzvukové spalování. Deflagrace se šíří pomocí tepelné vodivosti materiálů (hořící materiál ohřívá další vrstvu materiálu a následně ji zapaluje). U většiny hoření v běžném životě se jedná o deflagraci. Detonace je naopak nadzvukové spalování, které se šíří rázovou vlnou. [17], [18], [24]

Kapaliny, které vřou, produkují plynové bubliny v celém jejím objemu. Během tohoto procesu se okysličovadlo stává stlačitelné, což způsobuje nestabilitu tlaku, tlak kolísá. Tento jev se nazývá pulzace tlaku. Postupným dávkováním dalšího okysličovadla se množství plynových bublin zvětšuje, což způsobuje vstřikování méně stabilní, těžko předvídatelné a těžko ovladatelné. [17], [18]

Pro eliminaci předchozího děje, musí být prostor v nádrži na okysličovadlo zaplněný inertním plynem, který zvyšuje tlak. Nicméně během letu dochází k vyprazdňování nádrže a inertní plyn tak může unikat tryskou, což snižuje spalovací účinnost a dokonce může způsobit, že motor přestane zcela pracovat. Aby se předešlo úniku inertního plynu je na dno nádoby s okysličovadlem vyvedena ponorná trubice. [17], [18]

Vhodnými inertními plyny pro tuto účely jsou argon a hélium. Pro udržování tlaku v nádrži s okysličovadlem během jejího vyprazdňování, je tlakový plyn přidáván ze separátní nádrže. Hladkého chodu a stabilního výkonu motoru lze dosáhnout použitím regulátoru s vysokým průtokem, který dává inerti plyn. [17], [18]

Složitější způsob pro udržování konstantního tlaku v nádrži s okysličovadlem je použití pístu nebo měchýře, který odděluje okysličovadlo od tlakového plynu. Tento způsob značně snižuje rizika výbuchu při dosažení odpovídajícího výkonu. [17], [18]

➤ Peroxid vodíku (H_2O_2)

Peroxid vodíku je v raketovém průmyslu používán hlavně díky svým silným oxidačním účinkům. Uplatnění našel již během druhé světové války v raketě V-2 jako pomocné palivo. [25]

Peroxid vodíku je vysoce korozivní a reaktivní sloučenina, se kterou je nutné zacházet s nejvyšší opatrností. Snadno se rozkládá na vodu a kyslík. Peroxid vodíku se není schopen sám natlakovat, jako to bylo v případě oxidu dusného a je zapotřebí ho do vstřikovače raketového motoru čerpat nebo tlačit. [17], [18]

Při průchodu ohřátým katalyzátorem se peroxid vodíku rychle rozkládá a produkuje horkou vysokotlakou páru. Rovněž se během průchodu uvolňují atomy kyslíku, které lze použít při procesu spalování. [17], [18]

Ve Velké Británii je společností Grafton LSR Ltd. vyvíjen motor používající peroxid vodíku a modifikované HTPB palivové zrno pro vozidlo Bloodhound. Do palivového zrna je, v tomto případě, přidáván chloristan amonný jako okysličovadlo. To, ovšem, může způsobovat problémy s hašením motoru. [17], [18]

Zajímavostí Bloodhoundu je, že se jedná o největší testovaný hybridní motor v Evropě, který disponuje silou o velikosti 77 000 koňských sil. Tento projekt je zaměřen na překonávání pozemních rychlostních rekordů. Dosavadní rekord činí 1228 km/h, který nebyl dosažen vozem Bloodhound, nicméně předpokládá se, že tento rekord bude překonán v nejbližších letech. [26]



Obr. 3.9 Bloodhound SSC s hybridním motorem používající peroxid vodíku s modifikovaným palivem HTPB [27]

➤ **Kapalný kyslík (LOX)**

Kapalný kyslík je momentálně velkým příslibem pro použití v kosmickém průmyslu pro své schopnosti měnit tah raketového motoru, který by našel uplatnění v misích, kde jsou nezbytností přesné manévry. Byl v roce 1926 použit v první raketě na kapalné pohonné hmoty. [28]

Kapalný kyslík byl použit při prvních experimentech, provedených společnostmi NASA a AMROC. Motory s kapalným kyslíkem (LOX) byly schopny měnit velikost tahu dle potřeby a rovněž se vyznačují vysokou spolehlivostí při uvedení do provozu. Byla snaha nahradit přídavné motory na tuhá paliva hybridními motory s kapalným kyslíkem. Kapalný

kyslík se ukázal jako výborné okysličovadlo, které pomohlo vyřešit mnoho problémů spojených s okysličovadly pro hybridní raketové motory. [17], [18]

Parafín s kapalným kyslíkem funguje dobře a produkuje vysoké specifické impulsy. Za použití roztoku oxidu dusného s kapalným kyslíkem jako okysličovadlem se kryogenní teplota zvýšila přibližně na $-45\text{ }^{\circ}\text{C}$. Kryogenní teplota je nejnižší možná teplota, při které je ještě daná látka schopná pracovat. Bohužel kapalným kyslíkem není schopný se samonatlakovat, tudíž je potřeba použití čerpadel. O problému se sice jedná, nicméně není technologicky nepřekonatelný. [17], [18], [29]

3.3.3 Škodlivost a rizika paliv a okysličovadel

V této části je posouzen dopad paliv a okysličovadel na životní prostředí. V následující tabulce jsou uvedeny názvy jednotlivých pohonných hmot, z hlediska vlivu na zdraví člověka a životní prostředí. Pokud je políčko zelené jsou vlastnosti dané pohonné hmoty spíše kladné. Naopak, je-li políčko červené, jsou vlastnosti dané pohonné hmoty spíše záporné. Oranžové políčko označuje neutrálnost v dané kategorii nebo rovněž také, že se nepodařilo zjistit dostatek informací.

Tab. 3.3 Srovnání pohonných hmot z hlediska lidského zdraví a nebezpečí pro životní prostředí [30], [31], [32], [33], [34], [35], [36], [37], [38], [39]

Název	Nebezpečnost z hlediska lidského zdraví	Nebezpečnost z hlediska životního prostředí
HTPB	stabilní při doporučených podmínkách skladování	látka není nebezpečná pro životní prostředí
Polyetylén	popáleniny, zanícení dýchacích orgánů, při hoření vznik CO (toxický)	pomalý rozklad vlivem ultrafialového záření, nemá škodlivé účinky
Parafin	dráždivost očí, dráždí dýchacích cest	látka není nebezpečná pro životní prostředí
Celulóza	dráždí dýchací cesty, stabilní při doporučených podmínkách skladování	-
Pentan	riziko vznícení	toxický pro vodní organismy
Metan	dušivý, extrémně hořlavý	netoxický
LOX	omrzliny, nevolnost, dýchací obtíže	látka není nebezpečná pro životní prostředí
N ₂ O	při vyšších teplotách může explodovat	látka není nebezpečná pro životní prostředí
H ₂ O ₂	těžké poleptání kůže, poškození očí, podráždění dýchacích cest	škodlivý pro vodní organismy
N ₂ O ₄	zahříváním může explodovat, podráždění dýchacích cest, poleptání kůže	poškozuje životní prostředí
FLOX	dráždivost kůže, způsobuje závratě nebo ospalost, může být smrtelný	toxický pro vodní organismy
HNO ₃	toxická, způsobuje popálení kůže, poškození očí	škodlivý pro vodní organismy
ClF ₃	jedovatý	poškozuje životní prostředí
ClF ₅	jedovatý	poškozuje životní prostředí
F ₂	jedovatý, dráždí kůži a sliznici	poškozuje životní prostředí

Z tabulky je zřejmé, že nejčastěji používané palivo HTPB je, v porovnání s ostatními palivy, stabilní při doporučených podmínkách skladování. Tato látka není nebezpečná pro životní prostředí, což umožňuje použití paliva při testech na Zemi.

Parafin se řadí mezi paliva, která mají lepší vlastnosti než palivo HTPB, protože disponuje lepší regresivní rychlostí a není nebezpečný pro životní prostředí. Parafin může ohrozit zdraví člověka při nesprávném zacházení (dráždivost očí a dýchacích cest).

Kapalný kyslík (LOX), který je často používaný jako okysličovadlo, neklade zvláštní požadavky na skladování, tudíž je vhodný pro použití při déle trvajících misích. Tato látka neprokázala negativní vliv na životní prostředí, čímž tvoří společně s HTPB nebo s parafinem ideální kombinaci pohonných hmot pro raketové motory. Pro změnu do kapalného skupenství je třeba LOX zchladit. Při manipulaci s kapalným kyslíkem je nutné používat ochranný oděv a rukavice proti vzniku možných omrzlin.

Oxid dusný i dusičitý jsou látky, které při vyšších teplotách mohou explodovat, proto je nutné, při manipulaci s těmito látkami, dbát zvýšené opatrnosti.

Vysoce energetická okysličovadla, jako je pentafluorid chlóru nebo samotný fluór, která poskytují vysokou výkonnost, jsou zpravidla jedovaté a silně reaktivní látky, které se v současnosti moc nepoužívají, vzhledem k jejich negativnímu dopadu na životní prostředí.

Protože neexistují látky, které poskytují vysoký výkon a zároveň jsou zdravotně nezávadné a ekologické, je v tomto ohledu vždy nutné dělat řadu kompromisů a volit typ paliva a okysličovadla v závislosti dle daného použití.

3.4 Výhody a nevýhody

Výhody

➤ **Řízení tahu, tlaku a restartovatelnost**

Hlavní předností hybridních raketových motorů je jejich změna velikosti tahu (1:10) i tlaku a jejich restartovatelnost, což znamená, že se mohou vypnout a opět uvést do chodu. Nicméně tato schopnost není možná u jednodušších motorů, které přestanou pracovat po spotřebování veškerého paliva. U dokonalejších systémů je možnost regulovat tlak pomocí otvorů, kterými je odváděn plyn z trysky. Musí zde být použita konkrétní geometrie paliva za účelem dosažení různé velikosti tahu během letu. Schopnost restartovat motor je možná s přítomností hasicího systému ve spalovací komoře nebo pomocí mnoha následně zapalitelných segmentů paliva. [1]

➤ **Bezpečnost provozu**

Bezpečnost u hybridních motorů je vyšší, neboť tuhé palivo a kapalné okysličovadlo jsou skladovány odděleně, proto je riziko výbuchu minimální. [1], [2]

➤ **Nenáchylnost na nedokonalosti paliva**

Hybridní motor není náchylný na nedokonalosti v palivu ve formě trhlin, protože nezpůsobují nárůst tlaku ve spalovací komoře, který by mohl mít katastrofální následky.

Trhliny v palivu u hybridního motoru zvyšují pouze plochu hoření a nemají vliv na celkový tah motoru. [1], [2]

➤ **Spolehlivost**

Spolehlivost u hybridního motoru je vyšší, za což vděčí systémům přívodů, dávkování, automatiky a regulace pouze v okruhu s oksličovadlem. Pro tuhé palivo není potřebná žádná elektronika. [1], [2]

➤ **Ekologie**

Dopad na životní prostředí je nutné vždy zohledňovat. Hybridní raketové motory pracující s kapalným kyslíkem a HTPB palivem nebo parafinem, a tudíž životní prostředí nezatěžují. [1], [2]

➤ **Nízké náklady**

Náklady na výrobu a na testování jsou nízké, zejména proto, že nehrozí téměř žádné riziko výbuchu. [2]

Nevýhody

➤ **Rychlost hoření**

Rychlost hoření je u hybridních raketových motorů zásadní nedostatek. Hodnota u HRM se pohybuje okolo $0,1 \text{ cm}\cdot\text{s}^{-1}$, což je o řád pomalejší, než u tradičních motorů. Vyšší rychlost hoření je dosažena zvětšením plochy hoření. [1], [2]

➤ **Zbytky paliva**

Vlivem různých průřezů paliva, je během procesu hoření různá teplota v každém místě paliva a dochází k jeho nerovnoměrné spotřebě. Vlivem těchto jevů vznikají zbytky nespáleného paliva, které pouze zvyšují hmotnost rakety. [1]

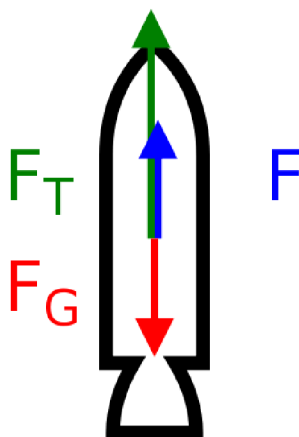
➤ **Promíchání pohonných látek**

U hybridních motorů se míchání a spalování hnacího plynu vyskytuje v makroskopické zóně hoření, a to má za následek mírné snížení celkové účinnosti spalování, oproti tradičním chemickým motorům. [1], [2]

4 Základní parametry raketových motorů

4.1 Tah

Veličina tah se řadí mezi hlavní parametry raketového motoru. Tah je síla, kterou vytváří raketový motor. U hybridních motorů, může dosahovat až 1 MN, v závislosti na velikosti motoru. Její směr směřuje proti zemské přitažlivosti neboli gravitační síle. Poměr mezi gravitační silou a silou tahu motoru se uvádí jako poměr tahu vůči hmotnosti rakety (TRW). Tento poměr vychází z Newtonova druhého zákona. Pokud tedy je tah motoru větší než gravitační síla, raketa je schopná vzlétnout. Na obr. 4.1 jsou zobrazeny síly působící na raketu, F_G gravitační síla, F_T síla vygenerovaná motorem a F výsledná síla. [40]



Obr. 4.1 Síly působící na raketu

Tah motoru závisí na okolním tlaku prostředí, proto jsou hodnoty tahu rozdílné, jak při hladině moře, tak ve vakuu. Hodnoty tahu ve vakuu jsou vždy vyšší, neboť částice spalin opouštějící trysku nemusí překonávat tlak okolí. [40]

Pro příklad bude umístěn na startovací rampu motor SET-1 od společnosti AMROC. Tento hybridní motor disponuje tahem F_T o velikosti 334 kN při hladině moře a jeho hmotnost m činí 12,16 t (tun). Výpočet zrychlení motoru je proveden pomocí druhého Newtonova zákona. Do rovnice jsou dosazeny kN a tuny, neboť v obou případech se jedná o tisíce, které se vykrátí, proto není nutné převádět jednotky na základní. [40]

$$F_T = m \cdot a \rightarrow a = \frac{F_T}{m} = \frac{334}{12,16} = 27,47 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (4.1)$$

Pro získání poměru mezi hmotností rakety a tahem (TRW) stačí hodnotu zrychlení podělit gravitačním zrychlením o velikosti $9,8 \text{ m/s}^2$.

$$TRW = \frac{a}{g} = \frac{27,47}{9,8} = 2,80 \quad (4.2)$$

Tato hodnota je zásadní pro výpočet změny rychlosti rakety během letu, protože tah rakety po celou dobu letu zůstává stejný, nicméně hmotnost rakety se snižuje díky úbytku paliva. U hybridních motorů je možno tah měnit. Pro vzorový výpočet byl uvažován tah konstantní. Změna rychlosti rakety během letu se vypočte pomocí následujícího vztahu. [40]

$$\Delta v = v_e \cdot \ln \frac{m_0}{m_1} \quad (4.3)$$

V rovnici vystupuje m_0 , což je hmotnost rakety před zážehem, hmotnost m_1 , která udává hmotnost rakety po spotřebování veškerého paliva. V rovnici vystupuje výtoková rychlost spalín z trysky v_e , která udává rychlost úniku spalín z trysky. [40]

4.2 Výtoková rychlost spalín

Výtoková rychlost je veličina, která udává, jakou rychlostí spaliny hoření opouští trysku rakety. V předchozí kapitole byl uveden vztah, z kterého vyplývá, že výtoková rychlost je přímo úměrná změně rychlosti rakety během letu. Rychlost spalování se během letu může měnit a s tím i výtoková rychlost, nicméně pro zjednodušení výpočtu bude uvažována výtoková rychlost konstantní během celého letu. Pro výpočet je nutné znát množství paliva v raketě a dobu chodu motoru do okamžiku, než spotřebuje veškeré palivo. Z těchto hodnot je vypočteno množství spotřebovaného paliva (SP) za sekundu. Pro příklad bude uvažován motor SET-1, který pojme palivo o hmotnosti m_p 9,687 t s dobou provozu t , která činí 70 s. [40]

$$SP = \frac{m_p}{t} = \frac{9,687}{70} = 0,1384 \text{ t} \cdot \text{s}^{-1} \quad (4.4)$$

Motor tedy spálí 0,1384 tun paliva za sekundu. Pomocí tohoto údaje je možné vypočítat výtokovou rychlost spalín. [40]

$$v_e = \frac{F_T}{SP} = \frac{334}{0,1384} = 2413 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \quad (4.5)$$

Výtoková rychlost spalín motoru SET-1 činí 2413 m.s⁻¹. Pomocí této hodnoty lze spočítat změnu rychlosti během letu. Nicméně výpočty hodnot pro motor SET-1 jsou pouze teoretické. Ve výpočtu nejsou zahrnuty reálné vlivy, jako je například odpor atmosféry. [40]

Tab. 4.1 Srovnání pohonných hmot pro hybridní raketový motor [1]

Tuhé palivo (P)	Okysličovadlo (O)	Hmotnostní poměr (O/P)	Výtoková rychlost [m/s]
HTPB	LOX	1,9	1820
HTPB	N ₂ O	7,1	1604
HTPB	N ₂ O ₄	3,5	1663
HTPB	FLOX	3,3	2042
Li/LiH/HTPB	FLOX	2,8	2118
Polyethylen	LOX	2,5	1791
Polyethylen	N ₂ O	8,0	1600
Parafin	LOX	2,5	1804
Parafin	N ₂ O	8,0	1606
Parafin	N ₂ O ₄	4,0	1667
HTPB/Al (40 %)	LOX	1,1	1757
HTPB/Al (40 %)	N ₂ O	3,5	1637
HTPB/Al (40 %)	N ₂ O ₄	1,7	1679
HTPB/Al (60 %)	FLOX	2,5	2006
Celulóza	O ₂	1,0	1572
Uhlík	Vzduch	11,3	1224
Uhlík	LOX	1,9	1599
Uhlík	N ₂ O	6,3	1522
Pentan	LOX	2,7	1789
Metan (CH ₄)	LOX	3,0	1871

V tabulce je kombinace tuhého paliva s okysličovadlem a pro danou kombinaci je uveden směsný poměr mezi okysličovadlem a palivem a jaké výtokové rychlosti lze dosáhnout.

Z tabulky je patrné, že výtokové rychlosti u hybridních raketových motorů se pohybují v rozmezí 1 200 až 2 500 m.s⁻¹.

Palivo HTPB nebo modifikované hliníkem produkuje vysoké hodnoty výtokové rychlosti, nicméně u modifikovaného paliva HTPB je dosaženo nižšího směsného poměru k okysličovadlu.

Parafinové palivo produkuje rovněž vysoké výtokové rychlosti, obzvlášť v kombinaci s kapalným kyslíkem. Během spalování těchto látek nedochází k tvorbě škodlivých látek, což je značnou výhodou.

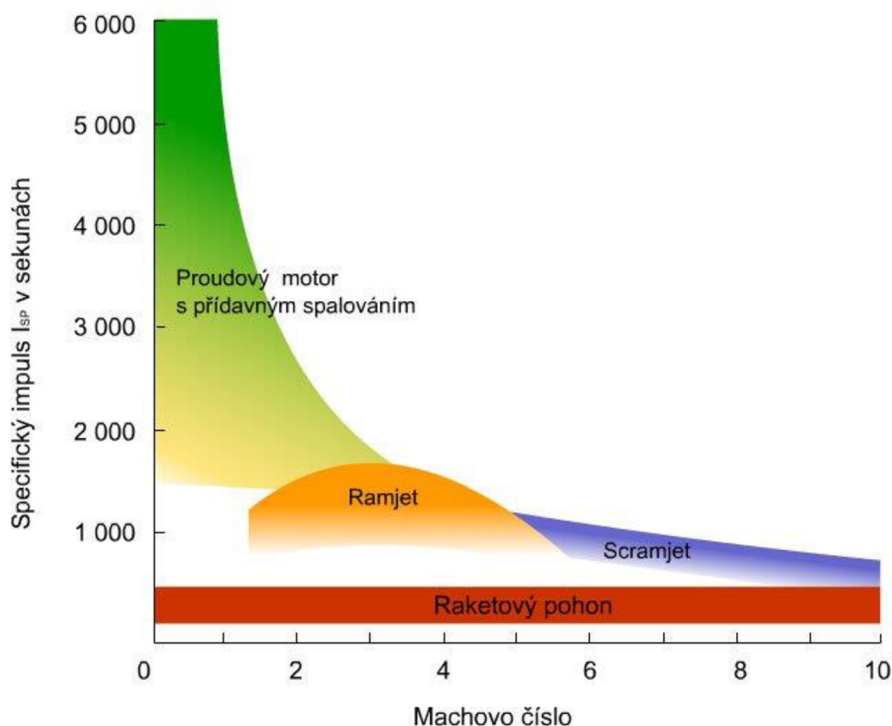
O poznání nižší hodnoty výtokové rychlosti produkuje uhlík, který se používal v prvních raketových motorech na hybridní pohon.

Metan i pentan v kombinaci s kapalným kyslíkem (LOX) dosahují podobných výsledků jako v případě HTPB s LOX, nicméně jejich ekologická náročnost a rizika s nimi spojená snižují jejich využití v praxi.

4.3 Specifický impuls

Specifický impuls je dalším důležitým parametrem, proto této veličině bude věnována následující kapitola.

Specifický impuls je důležitý parametr, který se převážně používá u raketových a proudových motorů. Specifický impuls udává palivovou účinnost motoru, která se uvádí v různých jednotkách, v sekundách nebo rovněž také v $\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{kg}^{-1}$. Z jednotky $\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{kg}^{-1}$ je patrné, že specifický impuls je poměr tahu motoru k množství paliva, které motor spotřebuje. [41]



Obr. 4.2 Specifický impuls v závislosti na Machovu čísle pro různé typy pohonů [41]

Pro lepší přiblížení bude uvažován teoretický motor, se specifickým impulsem o velikosti $500 \text{ N}\cdot\text{s}\cdot\text{kg}^{-1}$. Touto hodnotou je řečeno, že motor při použití 1 kg paliva je schopen vytvořit tah o velikosti 500 N. Nicméně lze také konstatovat, že 1 kg paliva u stejného motoru, je po dobu 500 sekund schopen vytvářet tah o velikosti 1 N. V praxi je tento problém složitější a každý motor je schopen pracovat v daném rozmezí hodnot tahu. [41]

Specifický impuls kromě palivové účinnosti motoru, má ještě jiný význam. Ten souvisí s tahem, který v praxi znamená sílu, která je vytvářena prouděním spalin ze spalovací komory. Zde je hodnota specifického impulsu v $N \cdot s \cdot kg^{-1}$ rovna výtokové rychlosti spalin v metrech za sekundu. V případě teoretického motoru se specifickým impulsem $500 N \cdot s \cdot kg^{-1}$ spálí motor palivo a spaliny budou mít výtokovou rychlost o velikosti 500 m/s. V praxi se skutečná výtoková rychlost spalin může lišit od teoretické, nicméně tento rozdíl není podstatný. [41]

Na začátku kapitoly bylo řečeno, že specifický impuls se vyskytuje s různými jednotkami. Dosud byla řeč pouze o $N \cdot s \cdot kg^{-1}$, nicméně specifický impuls se objevuje také v sekundách. Je to proto, že anglosaské země chápou specifický impuls jako poměr tahu k normálnímu gravitačnímu zrychlení a k sekundové spotřebě paliva. Pokud je specifický impuls uveden v sekundách, znamená to, po jakou dobu v sekundách dokáže jeden kilogram pracovní látky (paliva) vytvářet tah jednoho kilogramu. Totéž platí, pokud je zaměněn kilogram za libru. [41]

Verze v sekundách se používá téměř po celém světě, jak v zemích s imperiálními jednotkami, tak rovněž v zemích, kde je používán metrický systém. Výhodou zápisu specifického impulsu v sekundách je, že je po celém světě jednotný. Verze v $N \cdot s \cdot kg^{-1}$ se používá pouze v evropských zemích, protože je přímo spojena se soustavou SI, což je v anglosaském světě spíše na obtíž. Hodnota specifického impulsu v sekundách přímo odpovídá výtokové rychlosti a není tudíž nutné tuto hodnotu násobit hodnotou gravitačního zrychlení ($9,8 m \cdot s^{-2}$). [41]

V tab. 4.2 jsou uvedeny hodnoty specifického impulsu v $N \cdot s \cdot kg^{-1}$ pro raketové motory (RM) na tuhé pohonné hmoty (TPH), na kapalné pohonné hmoty (KPH) a rovněž také hybridní raketové motory (HRM).

Tab. 4.2 Velikosti specifického impulsu pro různé typy raketových motorů [15]

Typ raketového motoru	Velikost specifického impulsu i_{sp} ($N \cdot s \cdot kg^{-1}$)
RM TPH	2500 při hladině moře
RM KPH	4000 při hladině moře
HRM	3000 při hladině moře

Specifický impuls je počítán podle vztahu (4.6). [42]

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \quad (4.6)$$

I_{sp} – specifický impuls (s)

v_e – průměrná výtoková rychlost plynů podél osy motoru ($m \cdot s^{-1}$)

g_0 – gravitační zrychlení ($9.80665 m \cdot s^{-2}$)

Podle následujícího vztahu (4.7) je pak dopočítán tah motoru. [42]

$$F_{tah} = v_e \cdot \dot{m} = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \dot{m} \quad (4.7)$$

I_{sp} – specifický impuls (s)

v_e – průměrná výtoková rychlost plynů podél osy motoru ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)

g_0 – gravitační zrychlení ($9.80665 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$)

\dot{m} – hmotnostní průtok hnacího plynu, což je rychlost poklesu hmotnosti rakety ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)

F_{tah} – tah motoru (N)

5 Srovnání hybridních raketových motorů s tradičními raketovými motory

Nadcházející kapitola je věnována definici tradičních raketových motorů a též budou zmíněny motory, které dosud nebyly v praxi použity. Nakonec bude provedeno srovnání hybridních raketových motorů s tradičními motory.

5.1 Definice tradičních raketových motorů

První velkou skupinou raketových motorů jsou motory chemické, mezi které patří nejen motory na kapalná a tuhá paliva, ale i hybridní raketové motory. Tyto motory pracují na principu třetího Newtonova zákona. [12],[43]

Druhou skupinou jsou motory fyzikální, které pracují na jiném principu než motory chemické. Tyto motory nepracují na principu zplyňování pohonných hmot pomocí hoření. Například u elektrotermálních motorů probíhá ohřívání pracovní látky na vysoké teploty. Při procesu ohřívání látka zvětšuje svůj objem, následně je upouštěna tryskou ven. Princip urychlování spalin v trysce zůstává, až na několik výjimek, totožný, jako u motorů chemických. Mezi tyto motory patří nukleární, elektrotermální, iontové motory a jiné. Fyzikální motory jsou pouze předmětem výzkumu a prozatím si nenašly v praxi uplatnění. [12],[43]

5.1.1 Definice raketových motorů na kapalná paliva

➤ Popis

Raketové motory (RM) na kapalné pohonné hmoty (KPH) patří do kategorie chemických motorů, což v praxi znamená, že ve spalovací komoře dochází k mísení dvou látek (okysličovadla a paliva), které jsou do spalovací komory dopravovány čerpadly a následně je tato směs zažehnutá. Spaliny se dostávají do trysky, kde dochází k prudkému nárůstu jejich objemu, čímž vzniká tah. [43]

Proces vstřikování pohonných hmot a okysličovadla do spalovací komory probíhá ve vysokých rychlostech. Běžný motor raketoplánu spotřebuje 470 kg pohonných látek za sekundu. Standardně jsou raketoplány vybaveny třemi motory, celková spotřeba tak činí 1410 kg pohonných hmot za sekundu. [43]

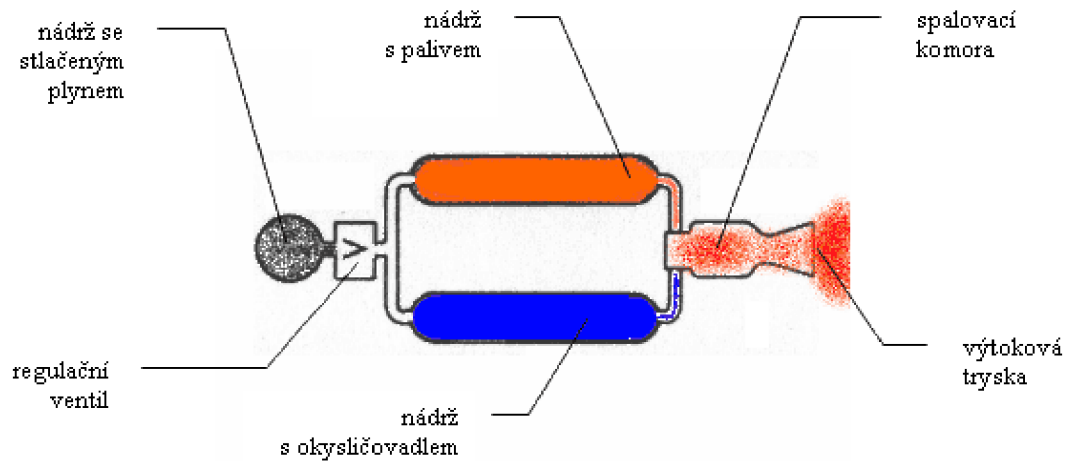
➤ Výhody a nevýhody

Mezi velké výhody RM na KPH je vysoký tah, který je možné regulovat pomocí čerpadel. Další předností je velký specifický impuls ($2\,500 - 4\,000 \text{ N}\cdot\text{s}\cdot\text{kg}^{-1}$), který v současnosti nemá konkurenci. Další výhodou je možnost vypnutí a zapnutí motoru, což také podporuje jejich rozšíření v praxi. [43]

Ačkoliv mají mnoho výhod, existuje i řada nevýhod a to konkrétně, jejich velmi složitá konstrukce, ve které je přítomno velké množství elektroniky. Dále jejich velké nádrže

na pohonné hmoty nemusí být vždy žádoucí, zvláště u menších satelitů, kde není dostatek prostoru, není možné tento pohonný systém implementovat. [43]

Všeobecně platí, že RM na KPH jsou nejpoužívanější motory v současnosti, které poskytují velký tah a možnost opakovaného startu. [43]



Obr. 5.1 Schéma raketového motoru na kapalná paliva [44]

5.1.2 Definice raketových motorů na tuhá paliva

➤ Popis

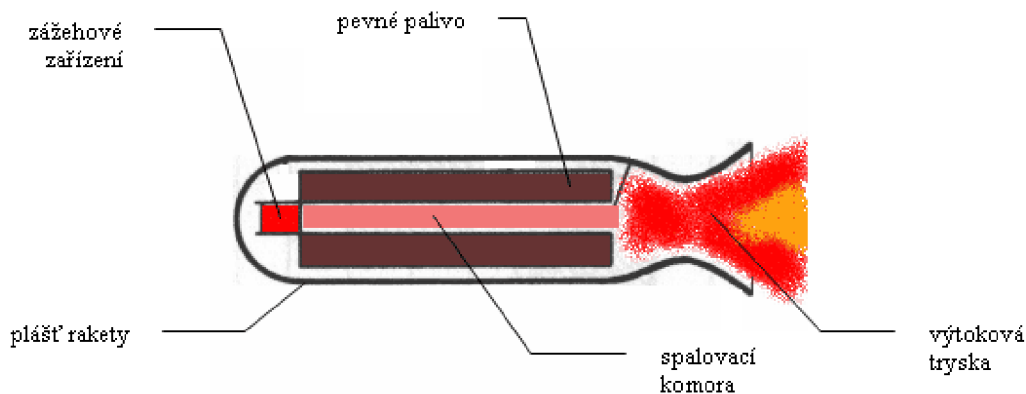
Stejně jako RM na KPH je RM na tuhá paliva řazen do kategorie chemických motorů. U motorů na tuhá paliva je ve spalovací komoře uložena pohonná hmota, která se po zažehnutí motoru postupně spaluje. Spaliny jsou okolním tlakem odváděny do trysky a poté ven z motoru, kde vytváří tah. [43]

➤ Výhody a nevýhody

Výhodou těchto motorů je jejich jednoduchá konstrukce s menším množstvím elektroniky a vyšší rychlost hoření paliva než u HRM.

Nicméně u těchto motorů nelze regulovat velikost tahu, protože zde nejsou přítomna žádná čerpadla, kterými by se regulace tahu prováděla. Tyto motory disponují velkou vlastní hmotností a nelze je restartovat. V porovnání s kapalnými RM mají nižší specifický impuls ($1\ 500 - 2\ 500\ \text{N}\cdot\text{s}\ \text{kg}^{-1}$). [43]

Použití těchto motorů je široce rozšířené jak u pilotních tak i bezpilotních kosmických prostředků. Převážně se ale používají jako pomocné urychlovací motory. [43]



Obr. 5.2 Schéma raketového motoru na tuhá paliva [44]

5.2 Srovnání hybridních raketových motorů s motory na kapalné palivo

Srovnání hybridních raketových motorů (HRM) s raketovými motory na kapalné pohonné hmoty lze provést v mnoha aspektech. V následujících odstavcích jsou shrnuty klady a nedostatky HRM motoru vůči kapalným motorům.

➤ **Bezpečnost**

Bezpečnost při chodu HRM je, oproti raketovým motorům na kapalná paliva, příznivější, protože u motorů na kapalná paliva je nutný přesný poměr paliva a okysličovadla, nicméně u HRM tento poměr není striktně daný. Nejkritičtější momentem u raketových motorů je zážeh, což je u HRM méně kritické než u motorů na kapalná paliva. [2], [19], [45], [46]

Při výrobě, skladování a manipulaci je u hybridního systému bezpečnost výrazně vyšší, než u kapalných, ale i tuhých pohonných systémů. Je to způsobené tím, že okysličovadlo a palivo jsou skladovány odděleně v různých skupenstvích. Vzhledem k rozdílným skupenstvím je vyloučena možnost explozivní reakce. [45], [46], [47]

➤ **Spolehlivost**

Spolehlivost u HRM je vyšší, za což vděčí jednoduššímu konstrukčnímu uspořádání oproti RM na KPH, což znamená, že není potřeba systémů přívodů, dávkování, automatiky a regulace v okruhu s palivem, které je v tuhém skupenství. [2], [19]

➤ **Univerzálnost**

HRM jsou velmi univerzální, protože u nich lze použít většinu paliv a okysličovadel, která jsou používána i u motorů na kapalná paliva. [2], [19]

➤ **Regulace tahu**

Tah motoru lze ovládat škrcením přívodů kapalné složky, tato možnost je i u RM na KPH, nicméně není možná v takovém rozsahu jako u hybridních motorů, u kterých jsou běžné hodnoty 1:10. [2], [19], [16]

➤ **Restartovatelnost**

HRM může být restartovatelný, což v praxi znamená, že je ho možné kdykoliv vypnout. V případě předčasného ukončení letu není nutné nechat raketu explodovat, jako u RM na tuhá paliva, postačí uzavřít přívod oksličovadla. [2], [19]

➤ **Specifický impuls**

Hybridní motory se vyznačují horšími hodnotami specifického impulsu, a to více než o 20 %, oproti motorům na kapalná paliva, které v současné době patří mezi nejvýkonnější raketové motory. [45], [46], [47]

➤ **Náklady**

Provozní náklady HRM a náklady na jejich výzkum a vývoj jsou, ve srovnání s běžně používanými motory, nižší. [2], [19]

➤ **Ekologie**

Při přerušení letu HRM dochází k menšímu zatížení životního prostředí, než v případě raketových motorů na kapalné pohonné hmoty. Zplodiny, jako jsou jedovaté nitrosloučeniny, u hybridního raketového motoru nevznikají ani v případě kombinace kapalného kyslíku (LOX) s polybutadienem ukončeným hydroxylovou skupinou (HTPB), tak u kombinace kyslíku s kerosinem. Kerosin, nazývaný také letecký petrolej, je směs uhlovodíků, který je získáván destilací ropy. [2], [19], [48]

5.3 Srovnání hybridních raketových motorů s motory na tuhé palivo

➤ **Bezpečnost**

U HRM není tlak ve spalovací komoře ovlivňován tím, zda tuhé palivo obsahuje nedokonalosti ve formě trhlin, které bývají problémem u běžně používaných pohonů na tuhá paliva, kde větší trhliny mohou způsobit havárii, protože tlak ve spalovací komoře, pro danou klidovou teplotu náplně, vzroste a to dokonce exponenciálně. [2], [19]

V porovnání s pohony na tuhá paliva je výroba, skladování a manipulace u HRM absolutně bezpečná, zejména díky oddělenému uložení pohonných hmot. Raketové motory na tuhá paliva jsou náchylné na nedokonalosti v palivu, které mohou mít i katastrofální následky. [2], [19]

➤ **Spolehlivost**

Spolehlivost u HRM je vyšší, jak již bylo zmíněno ve srovnání s RM na KPH. [2]

➤ **Univerzálnost**

U HRM lze použít většinu paliv a okysličovadel jako u motorů na tuhá, stejně jako u RM na KPH. U HRM lze také použít paliva, která nelze využít jako pojiva u motorů na tuhá paliva, například: dřevo, papír atd. V motorech na tuhá paliva lze použít HTPB, nicméně nikoli jako palivo, nýbrž jako pojivo mezi hliníkovým palivem a oxidační maticí chloristanu amonného. V hybridních motorech se HTPB stává plnohodnotným palivem. [2], [12], [19]

➤ **Regulace tahu**

Raketové motory na tuhá paliva nemají možnost měnit velikost tahu, proto se ve většině případů používají jako pomocné motory. [2]

➤ **Restartovatelnost**

Možnost restartovatelnosti u RM na TPH není možná, motor přestane pracovat až po spotřebování veškerého paliva. [2]

➤ **Chod motoru**

Působení hydrodynamických účinků vstříkovaného okysličovadla, nemá vliv na funkci a na parametry HRM. U HRM je ve spalovací komoře nízký tlak, čímž může být použita méně robustní, odlehčená konstrukce. Okolní teplota nemá vliv na práci HRM, protože počáteční teplota tuhého paliva neovlivňuje rychlost hoření. [2], [19]

Značnou nevýhodou HRM je nízká rychlost hoření tuhého paliva. Ve srovnání s RM na TPH je řádově nižší. Aby se nízká rychlost hoření zvýšila, musí být použita větší plocha hoření, kterou lze dosáhnout používáním speciálně tvarovaných portů paliva, což způsobuje zvýšení výrobních nákladů. [2], [19]

➤ **Hmotnost**

Hmotnost HRM bez paliva je vyšší přibližně o 25 % než u motorů na tuhá paliva. [19]

➤ **Náklady**

Provozní náklady HRM a náklady na jejich výzkum a vývoj jsou, ve srovnání s běžně používanými motory, nižší jak již bylo uvedeno u motorů na kapalné palivo. [2], [19]

➤ **Ekologie**

Při chodu RM na TPH se tvoří zplodiny hydroxidu chlóru (HCl), oxidy hliníku a nitrosloučeniny, které zatěžují životní prostředí. U HRM se tyto látky netvoří, proto jsou přijatelnější pro testování na Zemi. [2], [19]

V 60-tých letech byla snaha o využití odpadů, například starých pneumatik, jako tuhé palivo HRM (guma na bázi HTPB), nicméně od této metody bylo upuštěno, kvůli vyšším nákladům, než se původně předpokládalo. V novodobé historii společnost NASA pracovala na využití odpadů u RM na TPH. Z důvodu nebezpečnosti byl tento program ukončen. [2], [19]

6 Společnosti v hybridní raketové propulzi

Od samotného počátku výzkumu raketových motorů se v raketovém průmyslu vystřídala řada společností. Hlavním důvodem je finanční náročnost během testování u jednotlivých projektů. V této kapitole bude uvedeno několik společností, které se zabývají výrobou hybridních raketových motorů.

Sierra Nevada Corporation

Společnost Sierra Nevada Corporation (SNC) je americký soukromý poskytovatel elektronických systémů a poskytovatel komerčních orbitálních dopravních služeb. SNC byla založena v roce 1963 a její hlavní sídlo se nachází ve městě Sparks, ve státě Nevada. SNC velmi úzce spolupracuje s NASA. [49]

Společnost SNC se sloučila se společností SpaceDev, dříve známou pod názvem AMROC, která pracovala na výzkumu hybridního motoru na HTPB palivo s oxidem dusným (N_2O) jako okysličovadlem. Na základě předchozích poznatků firem AMROC a SpaceDev je vyvíjen suborbitální letoun s názvem Dream Chaser, který by měl v budoucnosti zásobovat ISS (Mezinárodní vesmírnou stanicí). [50]

V letounu Dream Chaser by měly být použity dva hybridní motory na HTPB palivo s oxidem dusným (N_2O) jako okysličovadlem. Tyto motory by měly umožňovat ovládání velikosti tahu a měly by být také restartovatelné. Hlavní předností letounu bude možnost přistání na jakémkoliv letišti. Dream Chaser byl v roce 2016 zařazen do programu nepilotovaného zásobování ISS a první let by se měl uskutečnit v roce 2020. [50]



Obr 6.1. Dream Chaser [51]

Stejný motor pod názvem Rocket Motor Two byl rovněž vyvíjen pro stroj Space Ship Two pro společnost Virgin Galactic, nicméně tento motor byl později nahrazen vylepšenou verzí motoru, vyvinutou ve Virgin Galactic. Motor používal propan jako palivo a okysličovadlo zůstalo stejné, tedy oxid dusný. [50]

Virgin Galactic

Společnost Virgin Galactic byla založena v roce 2004. Zabývá se vývojem komerčních vesmírných letounů a rovněž se zaměřuje na provoz suborbitálních letů, pro který je vyvíjen koncept letounu Space Ship Two. Tento letoun je vyroben z lehkých karbonových kompozitních materiálů a je poháněn hybridním motorem. [52]

Tyto suborbitální lety dosahují maximální výšky 110 km a během letu je dosaženo rychlosti 4000 km/h. Během letu je po dobu 6 minut dosaženo stavu beztlíže a pasažéři se mohou odepnout ze svých sedadel, je to ovšem jen zlomek z celého letu, který by měl trvat asi 2,5 hodiny. Cena suborbitálního letu se pohybuje kolem 250 000 amerických dolarů. [53], [54]

Suborbitální lety pro turisty jsou v současnosti často skloňovaným tématem a Virgin Galactic není jedinou společností, která chce tyto lety provozovat. Suborbitální lety chce také provozovat společnost Blue Origin s letounem New Shepard, poháněným motorem s označením BE-3, který používá dvousložkový raketový motor na kapalný vodík v kombinaci s kapalným kyslíkem. Jedná se motor na kapalně pohonné hmoty. [55]

Space Propulsion Group

Společnost Space Propulsion Group je letecký výrobce, který je zaměřen na vývoj zkapalněných hybridních paliv. Úspěšně vyvinula motory o průměru 31,75 cm (12,5 palce) s tahem 57,8 kN a v současnosti jsou vyvíjeny motory o průměru 60,96 cm (24 palců) s tahem 111,2 kN. [56]

Velká část jejich výzkumu spočívá v objasnění chování v oblasti taveniny kapalného povrchu na povrchu pevného paliva. Látky, u kterých toto chování nastává, jsou například parafinový vosk nebo polyetylový vosk. Během experimentů bylo vyvinuto nové okysličovadlo pod názvem Nytrox, který je složen ze dvou složek, a to z oxidu dusného a kyslíku. [56]

HyImpulse Technologies

HyImpulse je společnost se sídlem v Hardthausenu v Německu založená v roce 2018, která se specializuje na chemické hybridní raketové motory. Cílem vývoje je snížení nákladů na orbitální starty s použitím parafinového paliva. V současnosti je součástí vývoje mini-launcher (raketa menší velikosti), který bude umísťovat satelity kolem Země do přesných oběžných drah. [57]

Technology for Propulsion and Innovation

Společnost, která se specializuje na výrobu hybridních pohonných hmot. Jejich motory disponují tahem od 100 N až 10 kN a změnou tahu až 1:5. V motorech jsou používána různá tuhá paliva a okysličovadla v závislosti na požadavcích zákazníka. Nejčastěji je v motorech používán peroxid vodíku jako okysličovadlo, který nezatěžuje životní prostředí a není jedovatý. Tuhé palivo není známo, nicméně lze předpokládat použití parafinového paliva. [58]

7 Závěr

Cílem práce je bližší přiblížení čtenáři dosavadních znalostí v hybridní raketové propulzi, která by časem mohla přinést zásadní změny v dobývání vesmíru.

V první části práce je zmíněn vývoj v hybridní propulzi, která se začala zkoumat od 30. let 20. století. Během výzkumu byla objevena velmi důležitá schopnost hybridních motorů a to regulace tahu, která vzbudila ve vesmírném průmyslu značný zájem.

V další části je popsán hybridní raketový motor, včetně jeho hlavních předností. Dále je popsáno schéma motoru s hlavními částmi motoru, které jsou nedílnou součástí pohonu. Na tyto součásti jsou kladeny velmi přísné požadavky na hladký chod a na správné fungování motoru.

V hybridním pohonu lze použít celou řadu paliv a okysličovadel, proto je v práci provedeno jejich rozdělení a bližší popis některých z nich, včetně jejich dopadu na zdraví člověka a životní prostředí.

Aby bylo možné srovnávat hybridní pohon s tradičními motory, bylo třeba definovat nejdůležitější parametry, které jsou s raketovými pohony spojeny. Poté jsou detailněji popsány tradiční motory na kapalné a na tuhé pohonné hmoty. Následně je provedeno samotné srovnání s tradičními motory. A v poslední řadě jsou zmíněny společnosti, které se v současnosti hybridními pohony zabývají.

V současné době je vyvíjena řada letounů pro suborbitální lety. Jedná se o vyhlídkové lety do vesmíru. Nicméně hybridní motory jsou používány rovněž i jako motory pro korekci orbitální drah satelitů nebo sond.

V budoucnu předpokládám, že hybridní raketové motory budou požívány u malých sond, které budou například odebírat vzorky na různých planetách. V současnosti je možné odebírat vzorky pouze v místě přistání. Vzhledem k tomu, že hybridní motory mají možnost regulace tahu, možnost vypnutí a znovu zažehnutí, otevírá se zde i možnost přemístění na vzdálenější místa zkoumané planety od místa přistání. To umožní odebrání vzorků z různých míst planety. Tento způsob odebírání vzorků by mohl pomoci efektivněji planety prozkoumat a zjistit, zda se na dané planetě nachází například život nebo voda v kapalném skupenství. Toto zatím není možné, neboť při každém vypnutí motoru se mění parametry motoru. Pokud by se podařilo tyto nedostatky odstranit, mohlo by to přinést zásadní změny ve zkoumání vesmíru.

8 Zdroje

- [1] Podzimek, J. *Měření tahu malého hybridního raketového motoru*. Praha 2018. Bakalářská práce, vedoucí: Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D. ČVUT, Fakulta strojní.
- [2] Martin J. Chiaverini, Kenneth K. Kuo. *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2007. ISBN: 978-1-56347-703-4
- [3] Hybrids [online]. [cit. 2019-05-06]. Dostupné z: <https://hawkfeather.com/rockets/hybrids1.html>
- [4] Ribeiro, M. V. F., Greco, P. C. Jr. *Hybrid Rocket Motors Propellants: A Historical Approach*. Paulo, Brazil, 2011.
- [5] *Dolphin*, Encyclopedia Astronautica [online]. [cit. 2019-04-20]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/d/dolphin.html>
- [6] Fuqua, Don, a spol. *Report of the Challenger Accident* [online] Washington: NASA, 1986 [cit. 2019-04-21]. Dostupné z: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/GPO-CRPT-99hrpt1016/pdf/GPO-CRPT-99hrpt1016.pdf>
- [7] *SpaceShipOne* [online]. [cit. 2019-04-15]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/SpaceShipOne>
- [8] *SpaceShipTwo* [online]. [cit. 2019-04-15]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/SpaceShipTwo>
- [9] Boiron, J. B., Cantwell, J. B. Hybrid Rocket Propulsion and In-Situ Propellant Production for Future Mars Missions. [online]. 2013 San Jose. Dostupné z: https://web.stanford.edu/~cantwell/Recent_publications/Boiron_AIAA_2013-3899.pdf
- [10] Digre, D. Hybrid Rocket Propulsion: A literature review. [online]. 2014 [cit. 2019-05-10]. Dostupné z: <https://www.slideshare.net/DanielDigre/hybrid-rocket-propulsion>
- [11] Schmierer, Ch. Low Cost Small-satellite Access to Space using Hybrid Rocket Propulsion. [online]. 2018 [cit. 2019-05-08] Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/328164118_Low_Cost_Small-satellite_Access_to_Space_using_Hybrid_Rocket_Propulsion
- [12] Sutton, G. P., Biblarz, O. *Rocket Propulsion Elements*. A Wiley-Interscience Publication, 7th Edition, 2001. ISBN 0-471-32642-9.
- [13] Cejpek, J. *Návrh raketového motoru*. Brno 2009. Bakalářská práce, vedoucí: doc. Ing. Karel Třetina, CSc. VUT, Fakulta strojního inženýrství.

- [14] Boros, C. *Hybridní raketové motory – prezentace* [online]. 2010 [cit. 2019-04-20]. Dostupné z: https://www.astrovm.cz/userfiles/file/dokumenty_ke_stazeni/seminare/krt2010/prezentace/HRM_Boros_Valmez_2010_small.pdf
- [15] *Kosmos news party 2019* [online]. 2010 [cit. 2019-04-23]. Dostupné z: <http://knp.kosmo.cz/knp2010/boros-knp2010.pdf>
- [16] *Hybrid rocket* [online]. [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: https://web.stanford.edu/~cantwell/AA283_Course_Material/AA283_Course_Notes/AA283_Aircraft_and_Rocket_Propulsion_Ch_11_BJ_Cantwell.pdf
- [17] Cáp, T. *Hybridní raketový pohon*. Praha 2017. Diplomová práce, vedoucí: Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D. ČVUT, Fakulta dopravní.
- [18] *Hybrid Rocket Motor Design*. Space Safety Magazine [online]. 2014 [cit. 2019-04-23]. Dostupné z: <http://www.spacesafetymagazine.com/aerospace-engineering/rocketry/hybrid-rocket-overview-part-2/>
- [19] Boros, C. *Příspěvek k řešení hybridního raketového motoru*. Brno 2009. Doktorská disertační práce. Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií.
- [20] *Rocket engine nozzle*. [online]. San Francisco (CA) 2001 [cit. 2019-04-21]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_engine_nozzle
- [21] Czysz, A. P., Bruno, C., Chudoba, B. *Future Spacecraft Propulsion Systems and Integration: Enabling Technologies for Space Exploration*. Springer, 3th Edition, 2017. ISBN 978-3-662-54744-1.
- [22] Život s autem. Pedagogická fakulta Masarykovy univerzity [online]. [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <https://is.muni.cz/do/ped/kat/fyzika/autem/pages/zpracovani-ropy.html>
- [23] *Advanced Hybrid Rocket fuels*. Space Propulsion Group [online]. [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <http://www.spg-corp.com/advanced-hybrid-rocket-fuels.html>
- [24] *Deflagration* [online]. 2009 [cit. 2019-04-12]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Deflagration?oldid=329401035>
- [25] V-2, Encyclopedia Astronautica [online]. [cit. 2019-04-15]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/v-2.html>
- [26] *Bloodhound SSC*, autoroad.cz. [online]. 2018 [cit. 2019-04-13]. Dostupné z: <https://autoroad.cz/zajimavosti/94108-bloodhound-ssc-mel-pokorit-1600-km-h-jeho-rekord-ted-ale-ohrozuje-tradicni-nepritel>
- [27] *Bloodhound SSC*, Top speed. [online]. 2015 [cit. 2019-04-25]. Dostupné z: <https://www.topspeed.com/cars/others/2014-bloodhound-ssc-ar163977.html>

- [28] *First liquid-fueled rocket*, history.com [online]. 2010 [cit. 2019-04-11]. Dostupné z: <https://www.history.com/this-day-in-history/first-liquid-fueled-rocket>
- [29] *Cryogenics*, Britannica.com [online]. [cit. 2019-04-12]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/science/cryogenics>
- [30] *Polyethylen*. Bezpečnostní list. [online]. 2015 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: https://slovnaft.sk/images/slovnaft/pdf/obchodni_partneri/vyrobky/PLASTY/vyrobky/karta_bezpecnostnych_udajov/MSDS_TIPOLEN_CZ_v3_0.pdf
- [31] *Parafin*. Bezpečnostní list. [online]. 2010 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <https://podpalovac.zhoric.cz/files/osvedceni/bezpecnostni-list.pdf>
- [32] *Celulóza*. Bezpečnostní list. [online]. 2015 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: https://www.conatex.cz/media/manuals/BACS/BACS_9991224.pdf
- [33] *Metan*. Bezpečnostní list. [online]. 2007 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <http://www.catp.cz/BL/BL8321.pdf>
- [34] *Kapalný kyslík*. Bezpečnostní list. [online]. 2015 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <https://www.siad.cz/documents/261220/0/kyslik+kapalny.pdf/469de497-0465-2770-6d80-c2305c284aa5>
- [35] *Oxid dusný*. Bezpečnostní list. [online]. 2015 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: https://ntc.zcu.cz/export/sites/ntc/download/BOZP_a_PO/6.-N2O-2.5.pdf
- [36] *Peroxid vodíku*. Bezpečnostní list. [online]. 2016 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: https://www.carlroth.com/downloads/sdb/cs/0/SDB_0034_CZ_CS.pdf
- [37] *Oxid dusičitý*. Bezpečnostní list. [online]. 2015 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: <https://www.siad.cz/documents/261220/0/oxid+dusicity.pdf/f5219ecf-0ef6-52df-a3d7-916164bce363>
- [38] *Petrolej*. Bezpečnostní list. [online]. 2014 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: http://www.severochema.cz/files/bezpecnostni-listy/Petrolej_II.pdf
- [39] *Kyselina dusičná*. Bezpečnostní list. [online]. 2010 [cit. 2019-05-08]. Dostupné z: https://www.pentachemicals.eu/soubory/bezpecnostni-listy/bezpecnostni-list_1492.pdf
- [40] *Raketové počítání snadno a rychle*. Novinky ze světa kosmonautiky [online]. [cit. 2019-04-19]. Dostupné z: <https://www.kosmonautix.cz/2015/06/raketove-pocitani-snadno-a-rychle/>
- [41] *Specifický impuls není nepochopitelný*. Novinky ze světa kosmonautiky [online]. 2016 [cit. 2019-04-13]. Dostupné z: <https://www.kosmonautix.cz/2016/11/specificky-impuls-neni-nepochopitelny-strasak/>

- [42] Ward, Thomas A. *Aerospace Propulsion Systems*, John Wiley & Sons. 2010. ISBN 978-0-470-82497-9
- [43] Kovařík, T. *Raketové motory a jejich typy*. Blog o kosmonautice a astronomii [online]. 2009 [cit. 2019-04-24].
Dostupné z: <http://space-kosmo.blog.cz/0903/raketove-motory-a-jejich-typy>
- [44] *Zajímavé obrázky* [online]. [cit. 2019-04-22].
Dostupné z:
http://www.rg.prostejov.cz/dokumenty/web_uc/janecek/obrazky.htm
- [45] Kusák, J. *Kosmické rakety dneška*. Hvězdárna Valašské Meziříčí, 1998. ISBN 80-902445-3-X
- [46] Růžička, B., Popelínský, L. *Rakety a kosmodromy*. Praha: Naše vojsko, 1986. ISBN 28-028-86
- [47] Kusák, J. Soubor sylabů *Základy raketové techniky*. Vybrané kapitoly. Hvězdárna Valašské Meziříčí, 1976.
- [48] Rosová, A. *Terminologická pojmenování triviálních názvů vybraných chemických sloučenin v historickém kontextu*. Brno, 2016. Diplomová práce, vedoucí: Mgr. Jiří Šibor, Ph.D. Masarykova univerzita, Pedagogická fakulta.
- [49] *Sierra Nevada Corporation*. [online]. [cit. 2019-04-25].
Dostupné z: <https://www.sncorp.com/who-we-are/about-snc/>
- [50] *50 years to orbit: Dream Chaser's crazy Cold War backstory*. Arstechnica [online]. 2012 [cit. 2019-04-26]. Dostupné z:
<https://arstechnica.com/science/2012/09/the-long-complicated-voyage-of-the-dream-chaser-may-yet-end-in-space/3/>
- [51] Novák, A. J. *Raketoplán Dream Chaser*. Hospodářské noviny. [online]. 2018 [cit. 2019-04-25]. Dostupné z: <https://zahranicni.ihned.cz/c1-66009550-raketoplan-dream-chaser-rozsiri-flotilu-soukromych-kosmickych-lodi-bude-zasobovat-iss>
- [52] *SpaceShipOne rockets to success*. BBC.co.uk [online]. 2005 [cit. 2019-04-25].
Dostupné z: <http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/3712998.stm>
- [53] Wall, M. *Ticket Price for Private Spaceflights on Virgin Galactic's SpaceShipTwo Going Up*. Space.com. [online]. 2013 [cit. 2019-04-29].
Dostupné z: <https://www.space.com/20886-virgin-galactic-spaceshiptwo-ticket-prices.html>
- [54] *Virgin Galactic* [online]. [cit. 2019-04-29]. Dostupné z:
https://en.wikipedia.org/wiki/Virgin_Galactic
- [55] Foust, J. *Blue Origin's suborbital plans are finally ready for flight* [online]. [cit. 2019-04-29]. Dostupné z: <http://www.thespacereview.com/article/2729/1>

- [56] *Space Propulsion Group* [online]. [cit. 2019-04-29]
Dostupné z: en.wikipedia.org/wiki/Space_Propulsion_Group
- [57] *HyImpulse Technologies*. [online]. [cit. 2019-05-10]. Dostupné z:
<https://spaceindividuals.com/company-details?id=5c113474dfd6b8779cdc1416>
- [58] *Technology for Propulsion and Innovation*. [online]. [cit. 2019-05-14].
Dostupné z: <http://www.t4innovation.com/chemical-thrusters/hybrid-propellant/>

Seznam použitých zkratk

RM raketový motor

HRM hybridní raketový motor

TPH tuhé pohonné hmoty

KPH kapalné pohonné hmoty

HTPB polybutadien ukončený hydroxylovou skupinou

LOX kapalný kyslík

TRW poměr tahu vůči hmotnosti

SP spotřeba paliva

AMROC Americká raketová společnost (American Rocket Company)

NASA Národní správa letectví a kosmonautiky (National Aeronautics and Space Administration)

GIRD Ruská skupina pro výzkum reaktivního pohybu (Gruppa Isutcheniya Reaktivniya Dvisheniya)