



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝVOJ RAKETOVÝCH MOTORŮ

DEVELOPMENT OF ROCKET ENGINES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

PETER MARCINKO

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. ROSTISLAV KOŠTIAL

BRNO 2014

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2013/2014

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Peter Marcinko

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

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:

Vývoj raketových motorů

v anglickém jazyce:

Development of rocket engines

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Zdůvodnění zavedení a rozvoje raketových motorů. Přehled dosud vyvinutých, vyvíjených a využívaných významných raketových nosičů, pro kosmické účely, jejich stručný technický popis a technicko-taktická data. Perspektivy dalšího rozvoje a nově vyvíjené projekty nosných raket pro kosmické účely.

Cíle bakalářské práce:

Zpracovat historicko-technický vývoj raketových motorů používaných pro kosmické účely.

Seznam odborné literatury:

[1]Časopis Letectví a kosmonautika

[2]Internetové zdroje

[3]Rakety a Kosmodromy

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Rostislav Košťál

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2013/2014.

V Brně, dne

L.S.

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

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

Abstrakt

Táto práca popisuje vývoj raketových motorov od prvých rakiet až po súčasnosť. Práca je rozdelená na tri základné časti. Prvá časť popisuje základné fyzikálne princípy, ktorými sa musí raketa počas letu riadiť. Druhá časť popisuje základné rozdelenie raketových motorov a typy používaných pohonných látok. V ďalšej časti sa práca zameriava na ruský, americký kozmický program. Popisuje základné typy kozmických rakiet s uvedením používaných motorov a pripravované projekty oboch krajín. Na záver sú v práci popísané kozmické rakety vesmírnej agentúry ESA, Japonska, Číny a Indie.

Abstract

This thesis describes the development of rocket engines since the beginning to present time. The thesis is divided into three parts. The first describes the main physical principles, which have to be respected during the flight. The second part talks about the basic division of rocket engines and the used fuel types. In its next part, the thesis focuses itself on Russian and American space program. It describes the basic types of space rockets, naming the commonly used engines and upcoming projects of both countries. In conclusion, it characterises cosmic rockets belonging to ESA, Japan, China and India.

Kľúčové slová

Raketový motor, raketa, technické parametre, vývoj raketových motorov, raketový program

Keywords

Rocket engine, rocket, technical parameters, developement of rocket engines, rocket programme

Prehlasujem, že som bakalársku prácu *Vývoj raketových motorov* vypracoval samostatne pod vedením Ing. Rostislava Koštiala s použitím materiálov uvedených v zozname literatúry.

Peter Marcinko

Ďakujem školiteľovi Ing. Rostislavovi Koštialovi za vedenie mojej bakalárskej práce.

Obsah

Abstrakt	3
Abstract.....	3
Kľúčové slová.....	3
Keywords.....	3
1 Úvod	9
Zoznam použitých skratiek.....	10
2 Princíp pohybu rakety.....	11
2.1 Fyzikálny princíp letu rakety	11
2.2 Ciolkovského raketová rovnica	13
3 Typy raketových motorov	15
3.1 Raketové motory na kvapalné pohonné látky.....	15
3.1.1 Pretlakový cyklus	15
3.1.2 Otvorený cyklus.....	16
3.1.3 Uzavretý cyklus	17
3.1.4 Expanzný cyklus.....	18
3.2 Raketové motory na tuhé pohonné látky	18
3.3 Hybridné raketové motory	19
3.4 Pohonné látky	20
3.4.1 Kvapalné pohonné látky	20
3.4.2 Tuhé pohonné látky	20
3.4.3 Hybridné pohonné látky	20
4 História	22
4.1 Prvé rakety	22
4.2 Počiatky raketovej vedy.....	24
4.3 Druhá svetová vojna – Raketa V2	25
5 Sovietsky (ruský) raketový program	26

Vývoj raketových motorov
Development of rocket engines

5.1	Raketová rada Vostok	27
5.1.1	Sputnik.....	27
5.1.2	Luna	27
5.1.3	Vostok.....	28
5.1.4	Sojuz	28
5.1.5	Molniya	29
5.1.6	Motory RD-107 a 108	30
5.1.7	Motory vyšších stupňov	31
5.1.8	Stupeň Fregat	32
5.2	Proton.....	32
5.2.1	Proton M.....	33
5.2.2	Motory prvého stupňa.....	34
5.2.3	Motory druhého stupňa.....	34
5.2.4	Pohon vyšších stupňov	35
5.2.5	Briz M.....	35
5.3	N1.....	36
5.4	Energija	37
5.4.1	Raketový motor RD-170 a RD-171	38
5.4.2	Raketový motor RD-0120	39
5.5	Zenit.....	40
5.5.1	Motor RD-120	40
5.6	Angara.....	40
5.6.1	Motor RD-191	42
5.6.2	Stupeň Bajkal.....	42
6	Kozmické rakety USA.....	43
6.1	Vanguard.....	43
6.2	Juno 1, Juno 2	43

Vývoj raketových motorov
Development of rocket engines

6.3	Thor.....	44
6.3.1	Thor-Able	44
6.3.2	Thor-Agena.....	45
6.4	Delta.....	45
6.4.1	Delta IV	45
6.4.2	RS-68.....	46
6.4.3	RL10	47
6.5	Titan.....	48
6.6	Motory rakiet Titan	49
6.7	Atlas	50
6.7.1	Atlas Agena	51
6.7.2	Atlas Centaur	51
6.7.3	Atlas V.....	51
6.7.4	Raketový motor RD-180	53
6.8	Raketa Saturn V	53
6.8.1	Motor F1	54
6.8.2	Motor J2.....	55
6.9	Raketoplán Space Shuttle	55
6.9.1	Štartovacie bloky raketoplánu	56
6.9.2	Externá palivová nádrž	56
6.9.3	Orbiter.....	56
6.9.4	SSME.....	56
6.10	Space Launch System.....	57
7	Európske kozmické rakety.....	58
7.1	Ariane 1, 2 a 3.....	58
7.2	Ariane 4.....	59
7.3	Ariane 5.....	60

Vývoj raketových motorov
Development of rocket engines

8	Japonské kozmické rakety	61
8.1	Lambda	61
8.2	N.....	61
8.3	H.....	61
8.4	Epsilon	63
9	Čínske kozmické rakety.....	63
9.1	CZ-1	63
9.2	CZ-2	64
9.3	CZ-3	64
9.4	CZ-4	65
10	Indické kozmické rakety.....	66
10.1	PSLV	66
10.2	GSLV	66
11	Záver.....	68
12	Literatúra	70

1 Úvod

V bakalárskej práci sa venujeme vývoju a použitiu raketových motorov od ich počiatkov až po súčasné nasadenie. Práca objasňuje základné princípy fungovania raketových motorov. Hneď v úvode je vysvetlený princíp fungovania raketových motorov. Uvedené sú základné pracovné cykly raketových motorov spolu s ich výhodami a nevýhodami. Ďalej sú spracované používané pohonné látky a rozdelené do základných skupín spolu s ich charakteristikou.

Súčasťou bakalárskej práce je popis základných typov kozmických rakiet vo vesmírnych programoch Ruska, Spojených štátov Amerických. U uvedených typov rakiet sú popísané používané motory spolu s ich technickými parametrami ako napr. výkon a špecifický impulz. Taktiež sú spomenuté pripravované projekty oboch krajín. Okrajovo sú spomenuté vesmírne programy Európskej vesmírnej agentúry ESA, Japonska, Číny a Indie.

Zoznam použitých skratiek

CCB - Common Core Booster

ESA - European Space Agency

GSO - geosynchronous orbit

GTO - geostationary transfer orbit (geostacionárna obežná dráha)

ISS - International Space Station (Medzinárodná vesmírna stanica)

KPL - kvapalné pohonné látky

LEO - low Earth orbit (nízka obežná dráha)

LH₂ - liquid hydrogen (kvapalný vodík)

LOX - liquid oxygen (kvapalný kyslík)

NASA - National Aeronautics and Space Administration

SLS - Space Launch System

SRB - Solid rocket booster

SSO - sun-synchronous orbit (heliosynchrónna obežná dráha)

SSPO - sun-synchronous polar orbit (heliosynchrónna polárna obežná dráha)

SSME - Space Shuttle main engine

TPL - tuhé pohonné látky

UDMH - Unsymmetrical dimethylhydrazine

URM - Universal rocket module

USRM - Upgraded solid rocket motor

VEB - Vehicle Equipment Bay

2 Princíp pohybu rakety

Aby bolo možné dopraviť teleso do kozmu, je potrebné prekonať určitú vzdialenosť a dosiahnuť určitú rýchlosť [1]. Pri popisovaní pohybu sa riadime základnými zákonmi newtonovskej mechaniky.

2.1 Fyzikálny princíp letu rakety

Pre výpočet potrebnej rýchlosti vychádzame z predpokladu, že sa prítiažlivá gravitačná sila, ktorou pôsobí jedno teleso na druhé sa musí rovnať odstredivej sile pohybu prvého telesa. Túto rýchlosť nazývame 1. kozmická rýchlosť. Je to rýchlosť, ktorú musí dané teleso zanedbateľnej hmotnosti a rozmerov voči druhému dosiahnuť, aby sa začalo okolo neho pohybovať po kruhovej trajektórii. Vzťah pre výpočet tejto rýchlosti popisujú nasledujúce rovnice [2].

(Rov. 1.1): $F_g = m \cdot M_z \cdot G / r^2$ - rovnica pre výpočet gravitačnej sily

(Rov. 1.2): $F_o = m \cdot v^2 / r$ - rovnica pre výpočet odstredivej sily

$$(Rov. 1.3): F_g = F_o \xrightarrow{\text{po úprave}} v = \sqrt{\frac{G \cdot M_z}{r}} = v_{min}$$

F_g - gravitačná sila, F_o - odstredivá sila, m - hmotnosť telesa

M_z - hmotnosť Zeme, G - gravitačná konštanta

r - vzdialenosť telesa od povrchu Zeme

v - rýchlosť telesa, v_{min} - minimálna rýchlosť telesa

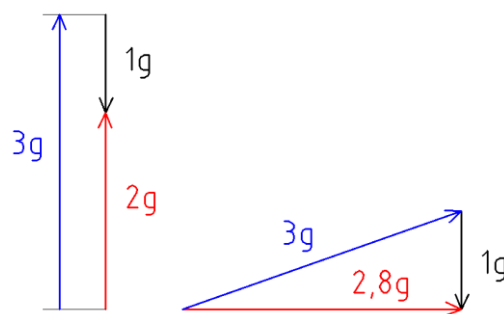
Z týchto rovníc vyplýva, že rýchlosť je nezávislá na hmotnosti telesa, ktoré chceme na danú rýchlosť urýchliť, ale závisí na gravitačnom parametri sústavy a polomere centrálného telesa, okolo ktorého obieha. Tieto parametre sú konštantné a preto každá sústava má vlastnú charakteristickú rýchlosť.

Ak chceme zabezpečiť samovoľný obeh telesa okolo Zeme, je potrebné aby teleso dosiahlo rýchlosť minimálne 7,9 km/s [2]. Takúto rýchlosť je možné dosiahnuť až v určitej

výške od povrchu, pretože to v nízkych vrstvách atmosféry znemožňuje vysoký odpor vzduchu. Preto je potrebné vyniesť teleso do výšky najmenej 200 km [3] od povrchu Zeme, kde končí vrchná vrstva atmosféry. Obežnú dráhu v tejto výške nazývame nízkou obežnou dráhou Zeme, označovanú aj LEO (Low Earth orbit) [4]. Po dosiahnutí potrebnej výšky a rýchlosti sa teleso pohybuje po kruhovej dráhe vďaka zotrvačnosti udelenej telesu pri pohybe. Ak udelíme telesu rýchlosť vyššiu, ako je minimálna potrebná obežná rýchlosť, bude sa teleso pohybovať po dráhe v tvare elipsy.

Na vynesenie telesa na obežnú dráhu je potrebné použiť prepravný prostriedok, ktorý bude splňovať všetky tieto podmienky. Požiadavky spĺňa použitie raketového nosiča s reaktívnym pohonom, ktorý počas letu spaľuje nesenú zásobu pohonných látok. Motor poznáme pod názvom raketový motor na chemické pohonné látky, spaľujúci zmes paliva a okysličovadla. Raketa musí vyniesť náklad do výšky požadovanej orbity a dosiahnuť potrebnú rýchlosť. Raketový motor musí počas letu vyvinúť ťah, potrebný na prekonanie gravitačnej sily. Ďalej je potrebné prekonať všetky straty vznikajúce počas letu, ktoré môžeme do určitej miery ovplyvniť upravením dráhy letu. Využiť môžeme napríklad rotáciu Zeme tak, že raketa bude štartovať východným smerom, čím využijeme rýchlosť zemskej rotácie [1].

Najväčšie sú gravitačné straty závislé na čase, počas ktorého prebieha urýchľovanie rakety v gravitačnom poli Zeme. Tieto straty môžeme minimalizovať ak budeme urýchľovať raketu počas veľmi krátkej doby alebo ak odchýlime smer pohybu od vertikálneho smeru [1]. Príklad môžeme uviesť na obr.1



Obr. 1 Príklad gravitačných strát [5]

Obrázok ilustruje, ako sa zmení zrýchlenie po úprave trajektórie rakety. Ak sa raketa pohybuje vertikálnym smerom zo zrýchlením 3-krát väčším ako gravitačné zrýchlenie, je

výsledné zrýchlenie menšie ako pri odklone od vertikálnej trajektórie. Tým je možné využiť väčší ťah na urýchlenie rakety.

Tak ako gravitačné straty je dôležité minimalizovať aj straty aerodynamické, ktoré sú podstatne menšie ako straty gravitačné. Pri prelete atmosférou platí, že čím má teleso vyššiu rýchlosť, tým musí prekonať vyšší odpor. Preto husté vrstvy atmosféry je potrebné preletieť relatívne malou rýchlosťou a nie voliť čo najkratšiu dráhu [1]. Ďalším spôsobom zníženia strát je úprava tvaru rakety tak, aby bol pri pohybe čo najmenší odpor vzduchu.

Nakoniec musíme vziať do úvahy straty na rýchlosti, vzniknuté pri manévrovaní rakety. Tieto straty vznikajú pri zmene trajektórie letu a majú pozitívny charakter, pretože dôsledkom manévrovania podstatne znížime predchádzajúce straty.

2.2 Ciolkovského raketová rovnica

Na konci 19. storočia ruský matematik Konstantin Eduardovič Ciolkovsky zostavil rovnice popisujúce vzťah medzi konštrukčnými parametrami rakety a rýchlosťou, ktorú dokáže daná raketa vyvinúť [6]. Tieto rovnice môžeme odvodiť zo zákona zachovania hybnosti (rov. 1.4).

$$(Rov. 1.4): p_i = p_f$$

$$p_i - \text{počiatočná hybnosť}, p_f - \text{konečná hybnosť}$$

Na začiatku uvažujeme raketu o hmotnosti m a počiatočnej rýchlosti v . V Čase dt má raketa rýchlosť $v + dv$, hmotnosť $m + dm$. Výstupné plyny majú v tomto čase rýchlosť w a hmotnosť $-dm$ (rov. 1.5).

$$(Rov. 1.5): m \cdot v = -dm \cdot w + (m - dm) \cdot (v + dv)$$

Rov. 1.2 zjednodušíme zavedením relatívnej rýchlosti výfukových plynov vzhľadom k rakete v_{rel} (rov. 1.6). Po upravení tejto rovnice dostaneme vzťah popisujúci závislosť zmeny rýchlosti rakety dv na čase dt vzhľadom k zmene hmotnosti rakety dm v dôsledku spaľovania pohonných látok (rov. 1.7).

$$(Rov. 1.6): -v_{rel} \cdot dm = m \cdot dv \quad /dt$$

$$(Rov. 1.7): -\frac{dm}{dt} \cdot v_{rel} = m \cdot \frac{dv}{dt}$$

Časová zmena úbytku hmotnosti vyjadruje spotrebu pohonných látok R a časová zmenu rýchlosti rakety zrýchlenie rakety. Tým dostávame 1. raketovú rovnicu (rov. 1.8) [7].

$$(Rov. 1.8): R \cdot v_{rel} = m \cdot a$$

Integráciou rov. 1.6 (rov. 1.9) a následným upravením dostaneme závislosť zmeny rýchlosti na zmene hmotnosti rakety (rov 1.10). Tento vzťah nazývame 2. raketová rovnica.

Pomer počiatkovej a konečnej hmotnosti rakety označujeme ako hmotnostný pomer rakety (C_1 až C_n) a rýchlosť výfukových plynov ako špecifický impulz I_{SP} (rov. 1.11).

$$(Rov. 1.9): \int_{v_i}^{v_f} dv = -v_{rel} * \int_{m_i}^{m_f} \frac{1}{m} dm$$

$$(Rov. 1.10): v_f - v_i = v_{rel} \cdot \ln \frac{m_i}{m_f} [7]$$

$$(Rov. 1.11): v_f = I_{SP} * \ln C$$

$$(Rov. 1.12): v_f = I_{SP} * (\ln C_1 + \ln C_2 + \ln C_3 + \dots + \ln C_n) [1]$$

Pre získanie potrebnej rýchlosti musíme dosiahnuť veľkého hmotnostného pomeru. Pri rakete s jedným stupňom by väčšinu hmotnosti tvorili pohonné látky a na nosnú konštrukciu a užitočnú záťaž by ostalo len nepatrné percento z celkovej hmotnosti, čo je prakticky nerealizovateľné. Ak raketu rozdelíme do viacerých stupňov môžeme tak celkový hmotnostný pomer rozdeliť na hmotnostné pomery jednotlivých stupňov (rov. 1.12). Z upravenej raketovej rovnice vyplýva, že celkové hmotnostné číslo je násobkom hmotnostných čísel jednotlivých stupňov. Zvýšenie charakteristickej rýchlosti je teda možné dvoma spôsobmi. Môžeme zvýšiť špecifický impulz použitím energeticky bohatších pohonných látok, alebo zvýšiť hmotnostný pomer rakety. Ak potrebujeme dosiahnuť hmotnostného pomeru napr. 24, tak pri použití trojstupňovej rakety stačí dosiahnuť hmotnostných pomerov 2, 3 a 4 u jednotlivých stupňov. Stavba takejto rakety je pri dnešných možnostiach realizovateľná.

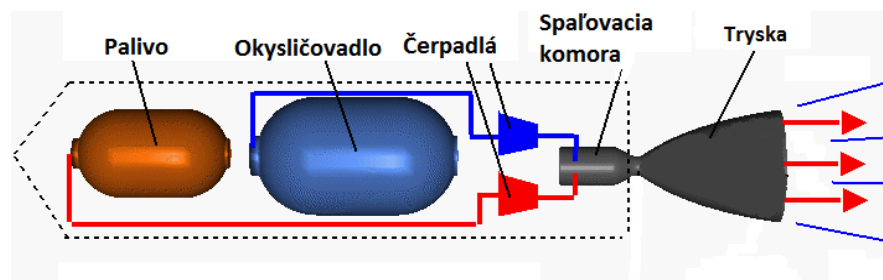
3 Typy raketových motorov

Raketové motory rozdeľujeme podľa typu používaných pohonných látok do troch základných skupín:

- *Raketové motory na kvapalné pohonné látky*
- *Raketové motory na tuhé pohonné látky*
- *Hybridné raketové motory*

3.1 Raketové motory na kvapalné pohonné látky

Tento typ pohonu rakiet pracuje na princípe spaľovania zmesi paliva a okysličovadla v spaľovacej komore, kam sa privádza z oddelených nádrží, ktoré sú umiestnené v tele rakety (obr.2).



Obr. 2 Schéma usporiadania rakety na KPL [8]

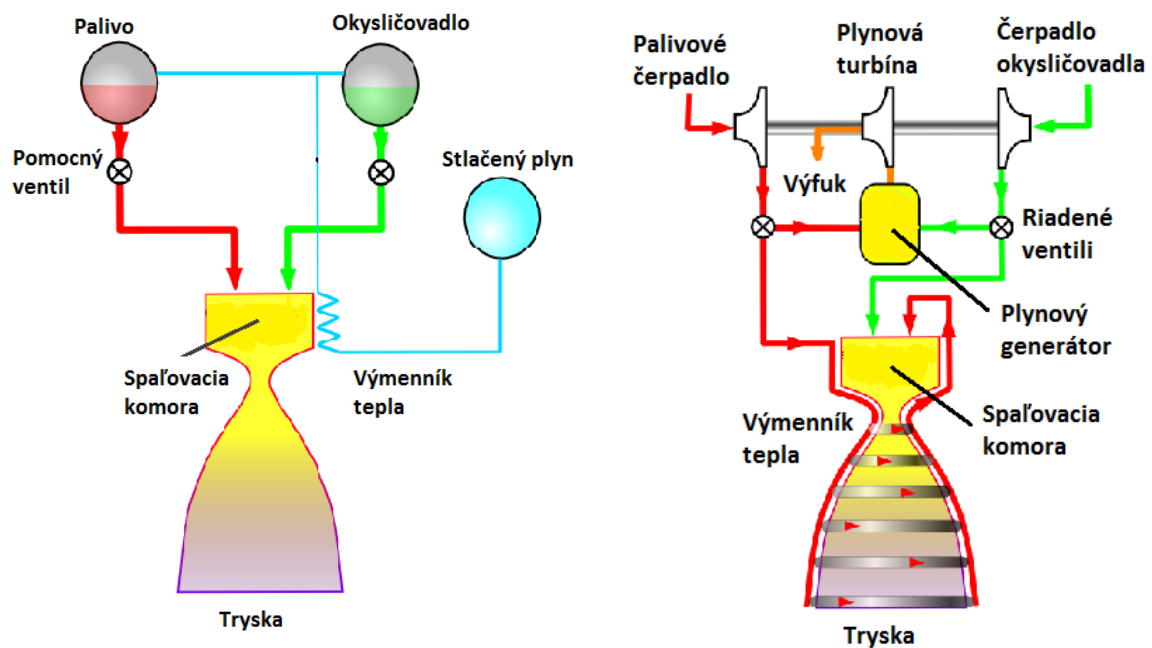
Transport pohonných látok z nádrží do spaľovacej komory môže byť zabezpečený viacerými spôsobmi. Podľa pracovného cyklu rozdeľujeme motory na [9]:

- Pretlakový cyklus
- Otvorený cyklus
- Uzavretý cyklus
- Expanzný cyklus

3.1.1 Pretlakový cyklus

Tento cyklus je charakteristický uskladnením paliva a okysličovadla pod vysokým tlakom [9], ktorý slúži na dopravu látok do spaľovacej komory. Množstvo pohonnej zmesi sa následne reguluje prostredníctvom ventilov. Tento spôsob nie je veľmi využívaný, pretože kladie vysoké pevnostné požiadavky na steny nádrží, čím sa značne zvyšuje celková hmotnosť konštrukcie. Vylepšenie tohto systému spočíva v pridaní nádrže so stlačeným

plynom (obr. 3), ktorý vytláča pohonné látky z nádrží do spaľovacej komory [10]. Tento typ pohonu sa v praxi nevyužíva ako hlavný typ pohonu, pretože nedosahuje potrebného výkonu. Jeho limitujúcim faktorom je výsledný tlak v spaľovacej komore. Ďalšou nevýhodou je nutnosť ohrevu stlačeného plynu, pretože v dôsledku adiabatickej expanzie pri dlhom chode motora dochádza k ochladzovaniu pracovného plynu, čo môže spôsobiť zamrznutie pohonných látok a následné zlyhanie motora. Tento nedostatok sa dá vyriešiť použitím tepelného výmenníka, ktorý zabezpečí potrebný ohrev plynu. Medzi výhody patrí napríklad jednoduchá konštrukcia a vysoká spoľahlivosť. Systém sa využíva napríklad u vyšších stupňoch rakiet alebo u pomocných a manévrovacích motorov.



Obr. 3 Pretlakový cyklus (vľavo) [10], Otvorený cyklus (vpravo) [11]

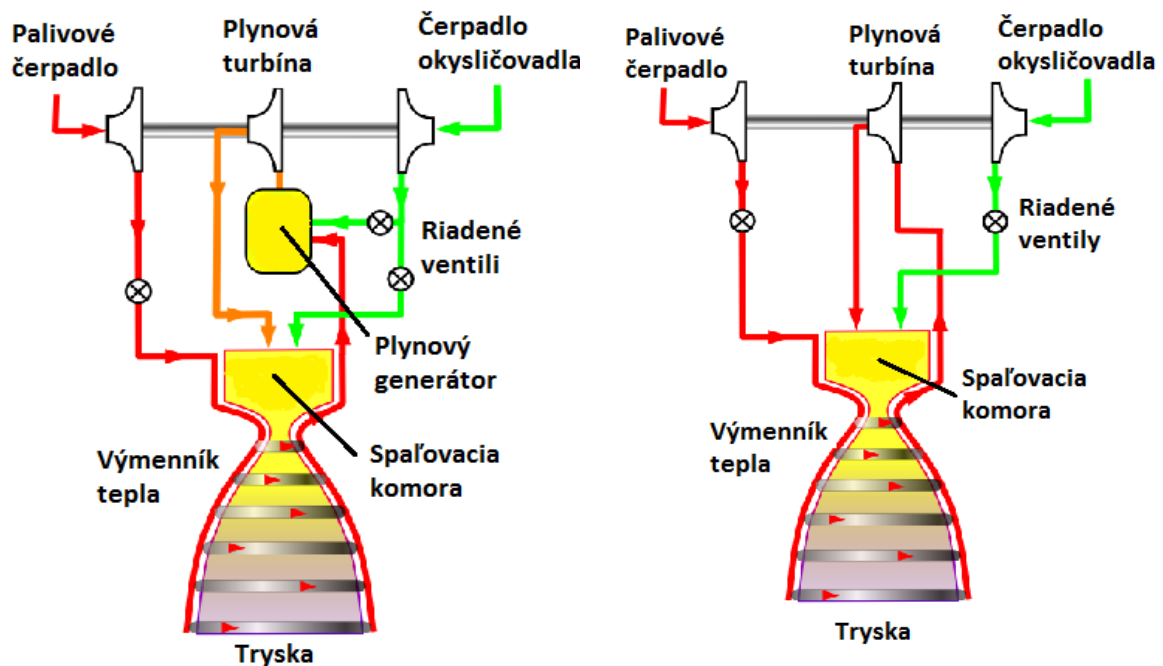
3.1.2 Otvorený cyklus

Ďalším spôsobom ako dopraviť pohonné látky do spaľovacej komory je pomocou turbočerpadiel. Tento systém využíva na pohon turbočerpadiel plynový generátor. V plynovom generátore sa spaľuje časť paliva s okysličovadlom za vzniku generátorového plynu, ktorý zabezpečuje pohon plynovej turbíny pripojenej na čerpadlá. Spaliny sú následne vyvedené výfukovým systémom z generátora do okolitého prostredia. Medzi hlavné výhody turbočerpadiel patrí to, že umožňujú dosiahnuť vyššieho tlaku v spaľovacej komore ako pri použití stlačeného plynu a použitie tenkostenných palivových nádrží s malým pretlakom, čím značne znížime celkovú hmotnosť konštrukcie. Použitie kryogénnych pohonných látok

umožňuje regeneratívne chladenie trysky motora pomocou tepelného výmenníka. Ten môže byť zložený z trubičiek uložených v stenách trysky, ktorými preteká palivo. To umožňuje dlhší chod motora. Nevýhoda systému spočíva v dôsledku odvádzania vyhoreného paliva z plynového generátora do vonkajšieho prostredia. Napriek tomu je tento systém používaný na pohon prvých stupňov rakiet pre svoju vysokú spoľahlivosť.

3.1.3 Uzavretý cyklus

Tento typ vznikol upravením otvoreného cyklu. Do plynového generátora je privádzaná zmes paliva a okysličovadla podobne ako u predchádzajúceho cyklu, ale nedochádza k úplnému spaľovaniu zmesi (obr. 4). Vytvorený plyn slúži na pohon plynovej turbíny a ďalej postupuje do spaľovacej komory, kde sa zmiešava s ďalšími pohonnými látkami a dochádza k ďalšiemu spaľovaniu. Hlavná výhoda tohto systému je, že vďaka využitiu energie generátorového plynu dosahuje tento systém vyššieho tlaku a teploty v spaľovacej komore, čo má za následok zvýšenie ťahu motora. Motory s týmto cyklom musia byť schopné pracovať s vysokým tlakom v spaľovacej komore pri vysokej teplote. V motoroch sa využívajú energeticky bohaté pohonné látky, čo ďalej zvyšuje ich efektivitu. Motory sa používajú na pohon prvých stupňov rakiet s možnosťou viacnásobného použitia [9], [11].



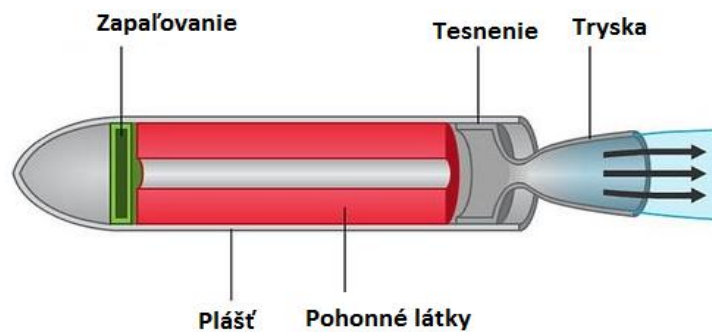
Obr. 4 Uzavretý cyklus (vľavo) [11], Expanzný cyklus (vpravo) [12]

3.1.4 Expanzný cyklus

Tento systém poznáme tiež ako cyklus s odparením jednej zložky (obr. 4). Turbína je poháňaná tlakovým plynom, ktorý vznikol odparením jednej z pohonných látok (zvyčajne paliva) v chladiacom okruhu v stenách trysky, ktorý funguje ako tepelný výmenník. Systém je vhodný predovšetkým pre motory s kryogénnymi palivami, ale dá sa použiť aj pre látky kvapalné pri pokojovej teplote. Systém sa používa u vyšších raketových stupňov [12].

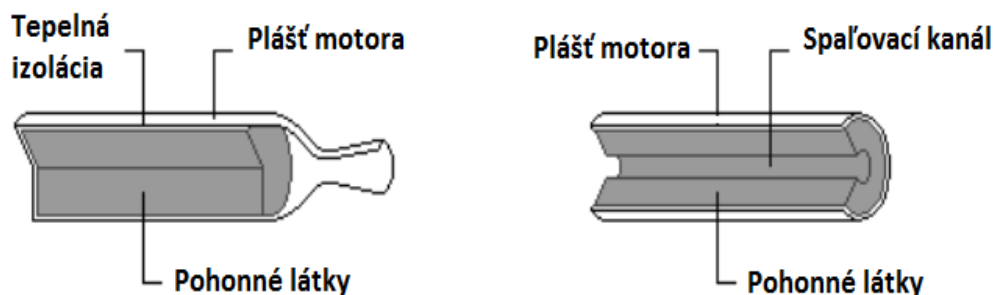
3.2 Raketové motory na tuhé pohonné látky

Tento typ raketového motoru spaľuje tuhú zmes paliva a okysličovadla v spaľovacej komore v ktorej je uložená (obr. 5).



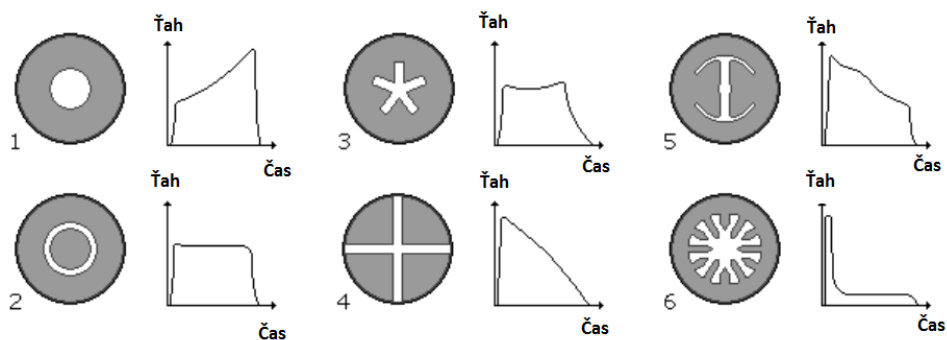
Obr. 5 Schéma motora na tuhé pohonné látky [13]

Steny spaľovacej komory musia vydržať vysoký tlak a zároveň odolať vysokým teplotám vznikajúcich pri horení paliva, preto sú pokryté nehorľavou izolačnou vrstvou (obr.9), ktorá zamedzuje ich poškodeniu. Druhý spôsob ako tomu predísť, je spaľovanie paliva zo stredy po okraj. V palivovej zmesi je vytvorený kanál, v ktorom prebieha samotné horenie.



Obr. 6 Prierez spaľovacou komorou motora na TPL [9]

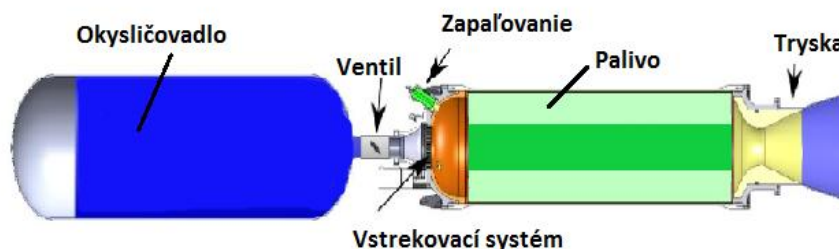
Regulovať výkon motora je možné do určitej miery vhodným tvarovaním spaľovacieho kanála (obr. 10). Najviac namáhanou časťou motora je tryska. Oproti motorom na kvapalné pohonné látky nie je možné použiť regeneratívneho chladenia, preto treba zabezpečiť potrebnú izoláciu vnútornej steny trysky. Ďalšou nevýhodou je nemožnosť reštartu motora. Hlavnou výhodou je naopak jednoduchá konštrukcia, vysoká spoľahlivosť a nízka cena v porovnaní s motormi na KPL. Tieto motory sa využívajú hlavne ako pomocné motory na urýchľovanie rakiet [9].



Obr. 7 Typy tvarovania pohonných látok [9]

3.3 Hybridné raketové motory

Do tejto skupiny patria motory, ktoré v spaľovacej komore spaľujú kombináciu tvorenú TPL a KPL. Najviac využívaná je kombinácia kvapalného okysličovadla umiestneného v oddelenej nádrži a tuhého paliva uloženého v spaľovacej komore. Okysličovadlo sa vyparuje pri pokojovej teplote a plyn postupuje cez ventil do spaľovacej komory, kde sa spaľuje spolu s palivom. Z toho dôvodu nie je potrebný systém turbočerpadiel na dopravu pohonných látok. Nevýhodou je, že v spaľovacej komore dosahuje tento systém nižší tlak, čo má za následok nižší ťah ako motory na KPL. Medzi výhody patrí zvýšená spoľahlivosť jednoduchá regulácia ťahu motora, možnosť reštartu a vysoký výkon. Tieto motory boli zatiaľ použité u experimentálnych rakiet a raketových nosičov určených na suborbitálne komerčné lety [9].



Obr. 11 Schéma hybridného raketového motora [14]

3.4 Pohonné látky

Použitie kvalitných pohonných látok môže značne zvýšiť výkon raketového motora. Ak spaľujeme energeticky výkonnejšie pohonné látky, dosiahneme vyššieho výkonu motora. Pohonné látky majú rôzne vlastnosti a preto sú na nich kladené rôzne požiadavky. Rozdeľujeme ich do dvoch základných skupín na kvapalné pohonné látky a tuhé pohonné látky.

3.4.1 Kvapalné pohonné látky

Medzi hlavné výhody KPL patrí jednoduchá regulácia ťahu motora pomocou ovládania prívodu paliva do spaľovacej komory a možnosť reštartu motora. Používajú sa na regeneratívne chladenie trysky, pretože sa skladujú pri nízkej teplote. Rozdeľujeme ich na jednozložkové a dvojzložkové, z fyzikálneho hľadiska ich rozdeľujeme na kryogénne (skvapalnené) a na kvapalné pri pokojovej teplote. Nevýhoda kryogénnych spočíva v tom, že ich nemožno dlhodobo skladovať. Z chemického hľadiska ich rozdeľujeme na samozápalné (hypergolické) a nesamozápalné kde je potrebné použitie zapalovača. Hlavné požiadavky kladené na KPL sú vysoký špecifický impulz, vysoký bod varu a nízka molárna hmotnosť. Prednostne sa používajú látky, ktoré nie sú toxické alebo korozívne. Z ekonomického hľadiska požadujeme látky jednoduché na výrobu. Zoznam používaných KPL je uvedený v tab. 1, kde sú uvedené vlastnosti pohonných látok a ich použitie v raketových motoroch [9].

3.4.2 Tuhé pohonné látky

Druhým najpoužívanejším typom pohonných látok sú tuhé pohonné látky (TPL). Tieto látky môžeme na rozdiel od KPL dlhodobo skladovať, sú lacnejšie na výrobu. TPL majú nižší špecifický impulz a možnosť regulácie ťahu je do značnej miery obmedzená, preto sa používajú u pomocných raketových stupňov. Zoznam používaných TPL je uvedený v tab. 2 spolu s vlastnosťami týchto látok [9].

3.4.3 Hybridné pohonné látky

Vhodnou kombináciou kvapalnej a pevnej zložky môžeme dosiahnuť lepších vlastností ako u palív jedného typu. Kvapalnú zložku tvorí okysličovadlo napr. N_2O (Space Ship One) a pevné palivo napr. kaučuk [15]. Tieto látky nie sú toxické a pri ich spaľovaní tiež nevznikajú toxické. Hybridné palivové zmesi špecifický impulz (až $4500 \text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$) a sú jednoduché na výrobu [16].

Vývoj raketových motorov
Development of rocket engines

Druh	Okysličovač	Palivo	Memá hmotnosť	Zmiešavací pomer	Pracovný tlak	Špecifický impulz (*vo vákuu)	Použitie v motoroch (raketách)	
			kg.m ⁻³	O/P	Mpa	Ns.kg ⁻¹		
Kryogénne	Kvapalný kyslík (O ₂)	Etylalkohol	0,965	1,3-1,5	>1,5	2100-2255	RD-101; Rocketdyne A-6 Redstone	
		Kerozín	-	-	-	2450-2470	Rolls Royce RZ.2 (Europa 1); Rocketdyne S-3D (Jupiter); General Electric X-405 (Vanguard); MB-3-III (Delta)	
			0,993	2	5,89	3080-3090 *	RD-17; RD-108 (Vostok)	
		Letecký petrolej RP-1	1	2,27	6,38	2598-2942 *	F-1 (Saturn 5)	
						2450-3235 *	Rocketdyne MA-5, LR-105-NA 7 (Atlas)	
		Asymetrický dimetylhydrazín	0,954	1,4	7,85	3452 *	RD-119 (Kosmos B)	
Kvapalný vodík	0,339	5-5,5	2,01-20,6	4161-4470 *	RL-10A-3-3 (Centaur); HM-7 (Ariane); Rocketdyne J-2 (Saturn 5); SSME (raketoplán Space Shuttle)			
Skladovateľné	Oxid dusičný (N ₂ O ₄)	Aerozín (zmes 50% dimetylhydrazín + 50% asymetrický dimetylhydrazín)	~1,24	~2,68	-	2865-2895 *	Astris (Europa 1); XLR-87AJ-11 (Titan 3C)	
						2914-2962	Aerojet LR-87AJ-5; LR-10-118	
						3070 *	XLR-91AJ-11 (Titan 3C)	
		Asymetrický dimetylhydrazín	~1,11	~1,8	5,2	2345	Viking 5 (Ariane)	
						2540	Valois (Diamant BP 4)	
						2715-2878 *	Coralie (Europa 1); Viking 4 (Ariane)	
	Monometylhydrazín	1,16	1,65	0,845	3070 *	OMS (manévrovací systém Space Shuttle)		
	Kyselina dusičná	Kerozín	1,35	4,5	4,415	-	2590	RD-214 (Kosmos B-1. st.)
							2453-2842 *	Bell 8096 (Agena D)
							2618	AJ-10-37 (Vanguard)
Peroxid vodíka (H ₂ O ₂)	Petrolej	1,28	5,75	-	-	2167-2638 *	Rolls Royce/Bristol Siddeley Gamma 8 (Black Arrow)-obmedzené použitie	

Tab. 1 Prehľad používaných KPL [1]

Zloženie	Percentuálne zastúpenie (%)	Teplota horenia (°K – pri konšt. tlaku)	Špecifický impulz (N·s/kg)	Merná hmotnosť (kg/l)
Nitrocelulóza	52,2	3170	2300	1,6
Nitroglycerín	43,0			
Dietylftalát	3,0			
Difenylamin	0,6			
Dusičnan draselný	1,1			
Nigrozín	0,1			
KClO ₄	76	2060	1820	1,77
Asfalt	16,8	2670	2000	1,75
Nafta	7,2			
NH ₄ ClO ₄	80			
Kaučuk	20	1820	2250	1,55
NH ₄ NO ₃	80			
Kaučuk	18			
Katalyzátor	2			

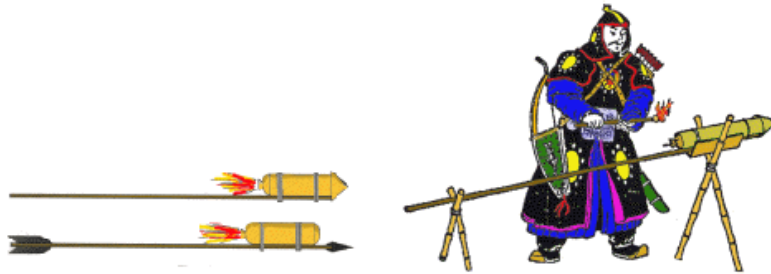
Tab. 2 Prehľad používaných TPL [9]

4 História

4.1 Prvé rakety

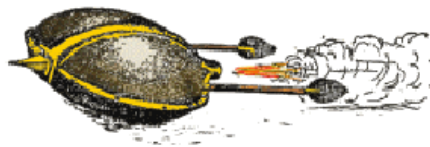
Presný pôvod rakiet je neznámy. V prvom storočí nášho letopočtu sa v Číne začali používať prvé primitívne rakety poháňané plynom vzniknutým pri spaľovaní zmesi strelného prachu, podobné tým dnešným, používaným na ohňostroje. Rozšírenie používania rakiet viedlo k ich použitiu na vojenské účely. Strelný prach podobný tomu dnešnému bol objavený okolo roku 850 nášho letopočtu [17]. Prvé zaznamenané vojenské použitie rakiet bolo roku 1232 [18], keď čínska armáda pri obliehaní Pekingu odrazila mongolský útok paľbou tzv. „šípov lietajúceho ohňa“ (obr. 12). Tieto šípy boli jednoduchou formou rakety na tuhé palivo. Skladali sa z trubice naplnenej strelným prachom uzavretej na jednom konci. Druhý koniec bol otvorený a trubica bola pripevnená k dlhej tyči, ktorá slúžila na usmernenie dráhy letu. Zapálením prachu došlo k vystreleniu rakety pomocou plynov unikajúcich z otvoreného konca. Nie je známe, aké efektívne tieto rakety boli, ale psychologický účinok bol nesmierny.

Po tejto bitke sa vďaka Mongolom, používajúcim ich vlastné rakety, rozšírilo používanie rakiet v Európe.



Obr. 12 Ilustrácia prvých používaných rakiet [18]

Od 13. do 15. storočia sa objavovali správy mnohých raketových pokusov. Anglický mních Roger Bacon pracoval napríklad na zlepšení vlastností strelného prachu, za účelom zvýšenia doletu rakiet. Benátsky fyzik a inžinier Joanes de Fontana vytvoril návrh raketou poháňaného torpéda (obr. 13), pohybujúceho sa po hladine vody, určeného na ničenie nepriateľských lodí [18].



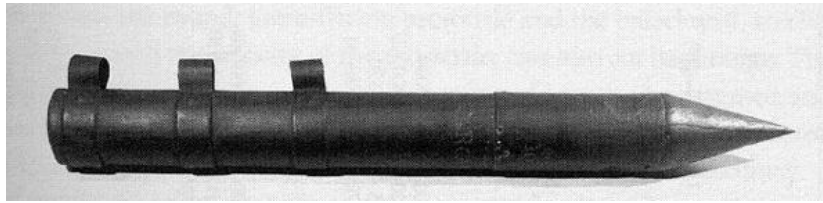
Obr. 13 Návrh raketového torpéda [18]

V 16. storočí nemecký pyrotechnik zaoberajúci sa tvorbou ohňostrojov Johann Schmidlap [18] vytvoril prvú viacstupňovú raketu. Prvý stupeň vyniesol raketu do určitej výšky a po vyhorení paliva začal pracovať druhý stupeň. Tým dosiahol, že raketa bola schopná dosiahnuť väčšiu výšku predtým ako explodovala.

V druhej polovici 17. storočia položil základy moderného raketového inžinierstva anglický fyzik a vedec Isaac Newton, keď vo svojej práci *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* v roku 1687 [18] formuloval tri pohybové zákony ktoré popisujú pohyb telies.

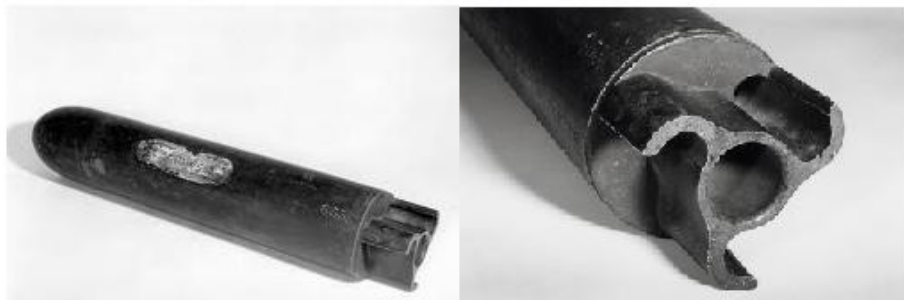
Na konci 18. storočia a začiatkom 19. storočia sa rakety znovu nasadili vo vojne. Úspech indickej armády nad britskou v rokoch 1792 až 1799 si získal záujem britského plukovníka Williama Congreveho. Pre britskú armádu vytvoril vlastnú radu vojenských

rakiet, ktoré zaznamenali veľký úspech a stali sa najrozšírenejšími raketami tej doby (obr. 13) [19]. Napriek veľkej ničivej sile mali rakety stále jeden problém, ktorým bola ich presnosť.



Obr. 14 Raketa Williama Congreveho [19]

V roku 1844 William Hale patentoval raketu využívajúcu vlastný stabilizačný systém (obr. 14). Výfukové plyny udelili rotáciu rakete okolo vlastnej osi pomocou lopatiek umiestnených na konci rakety, čím sa raketa stabilizovala. Ďalšou výhodou bolo, že odpadla potreba dovedy používanej vodiacej tyče používanej na štart rakiet.



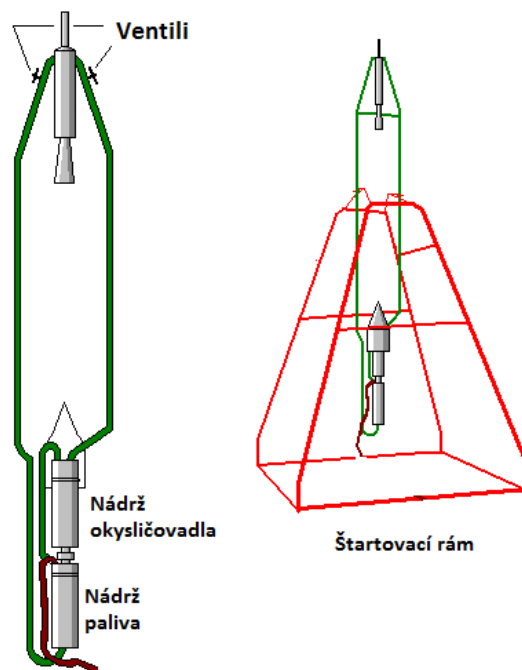
Obr. 15 Raketa Williama Halea z roku 1844 [20]

4.2 Počiatky raketovej vedy

Až do 20. storočia sa nikto nezaoberal využitím rakiet na kozmické účely. V roku 1903 zverejnil svoju štúdiu ruský matematik Konstantin Eduarovič Ciolkovskij s názvom *Výskum vesmíru reaktívnymi prístrojmi* [18]. V nej zdôvodnil použitie viacstupňových rakiet pre lety do vesmíru a na pohon rakiet navrhol použitie kvapalných látok. V práci tiež zostavil rovnice popisujúce princíp fungovania raketového motora.

V roku 1914 americký fyzik Robert Goddard patentoval 3 koncepty fungovania rakiet [19]. Prvý hovoril o použití malej spaľovacej komory, druhý o usporiadaní rakety do jednotlivých stupňov a tretí o použití lavalovej dýzy na urýchlenie výstupných plynov. Ako prvý predpovedal, funkčnosť rakety vo vákuu. Taktiež je známi mnohými experimentmi ktoré

uskutočnil. V roku 1915 začal testovať rôzne typy rakiet na tuhé palivo a zaznamenával namerané hodnoty výstupných plynov. Ako prvý začal experimentovať s raketami na kvapalné palivo a 16 marca 1926 uskutočnil prvý let rakety poháňanej motorom na KPL [18] (obr. 14). Vybudovanie takejto rakety si vyžiadalo použitie nových prvkov napr. spaľovaciu komoru, čerpadlový systém a nádrže na pohonné látky. Ako palivo použil benzín a ako okysličovadlo tekutý kyslík. Doba letu bola približne 2,5s a raketa dosiahla výšku zhruba 12 metrov. Goddard v experimentoch pokračoval a na konto si pripísal viac ako 200 patentov z raketovej techniky.



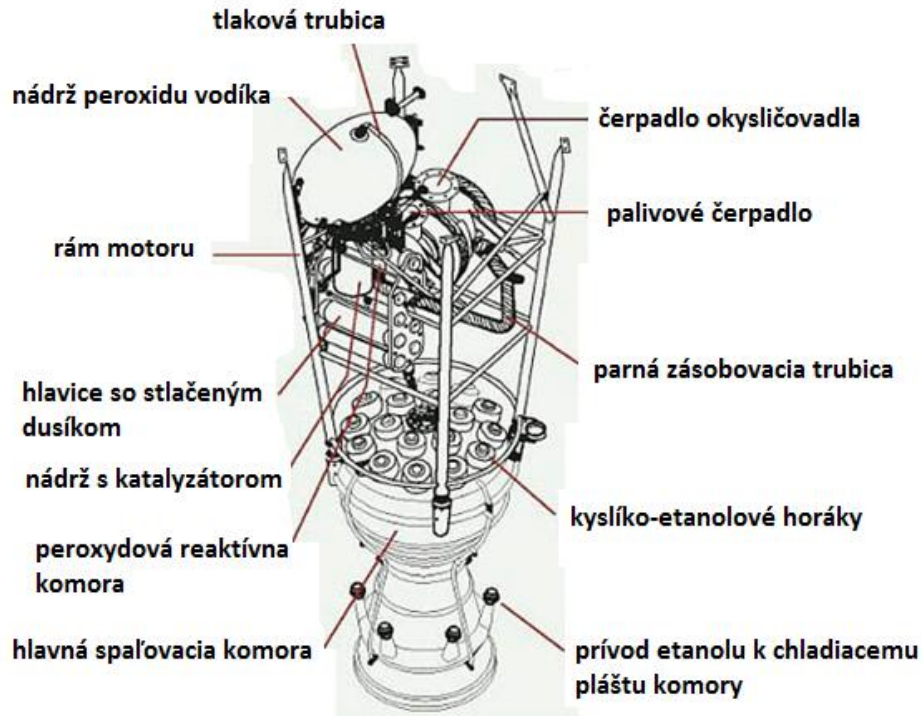
Obr. 16 Schéma prvej rakety na KPL [21]

4.3 Druhá svetová vojna – Raketa V2

Raketa V-2 bola prvou balistickou raketou nasadenou vo vojne. Bola vyvinutá v roku 1944 nemeckým raketovým konštruktérom Wernher von Braunom. Bolo vyrobených takmer 6000 rakiet, z ktorých bolo 3172 odpálených na ciele v Anglicku a Belgicku a Francúzsku [18].

Pohon rakety zabezpečoval raketový motor na kvapalné pohonné látky. Ako okysličovadlo sa používal kvapalný kyslík, a ako palivo zmes etanolu. Prepravu pohonných látok z nádrží zabezpečovalo turbočerpadlo poháňané plynovou turbínou spaľujúcou zmes

peroxidu vodíka. Maximálny ťah motora bol 245 kN a motor pracoval 60-70 s. Po vypnutí motora raketa letela do výšky 97km a potom po balistickej dráhe padala k zemi.



Obr. 17 Schéma motoru rakety V2 [22]

5 Sovietsky (ruský) raketový program

Behom celého sovietskeho (neskôr ruského) kozmického programu sa stretávame s raketami pár základných typov, s ktorými sa podarilo vyriešiť väčšinu problémov plynúcich s letmi do vesmíru. Väčšina rakiet bola odvodená od balistických rakiet stredného alebo medzikontinentálneho doletu pridaním vyšších stupňov, ktoré umožnili lety do vesmíru. Malý počet svedčí o centralizácii sovietskeho kozmického výskumu. Medzi hlavné výhody patrí úspora nákladov spojená so stavbou rakiet, zvýšenie sériovosti výroby a dosiahnutie maximálnej spoľahlivosti, čo dovoľuje sústrediť pozornosť na dôležitejšie problémy ako vývoj nových typov rakiet. Na druhej strane je potrebné skonštruovať odpovedajúcu užitočnú záťaž čo nie je vždy realizovateľné. Môže napríklad nastať prípad, keď k vyneseniu záťaže je potrebné zvoliť nosič s vyššou nosnosťou, ktorý nebude úplne využitý a tým vzrastú náklady [1].

Jednou z najvýznamnejších osobností sovietskeho vesmírneho programu bol Sergei Pavlovič Korol'ov, ktorý bol v roku 1946 menovaný za hlavného inžiniera rakiet s ďalekým doletom. Pod jeho vedením bola zostrojená prvá medzikontinentálna balistická raketa R-7. V rokoch 1950 až 1960, v období pretekov o dobývanie vesmíru, sa stal hlavným konštruktérom sovietskeho raketového programu. Ďalšou významnou osobnosťou bol Valentin Gluško, hlavný konštruktér raketových motorov pre ruské kozmické rakety [23].

K štartom ruských kozmických rakiet sa využívali hlavne kozmodromy Bajkonur a Pleseck [1].

5.1 Raketová rada Vostok

Raketová rada Vostok je najpoužívanejšia raketová rada na svete. Bola odvodená od sovietskej medzikontinentálnej rakety R-7 pridaním vyšších stupňov. Táto rada je charakteristická paralelným usporiadaním stupňov. Prvý stupeň tvorili 4 kužeľové bloky, v ktorých sú nainštalované motory RD-107 a obklopujú druhý hlavný stupeň. V druhom stupni bol nainštalovaný motor RD-108. Oba stupne pracovali súčasne a po skončení činnosti prvého stupňa sa stupeň oddelil a naďalej pracoval iba druhý stupeň. Prvý stupeň sa niekedy označuje ako urýchľovací stupeň alebo nultý stupeň a druhý stupeň ako prvý, pretože americké rakety majú stupne radené za sebou a prídavné pomocné rakety sú označované ako nultý stupeň [1], [24].

5.1.1 Sputnik

Tento základný typ, vznikol upravením rakety R-7 tak, aby bol schopný niesť náklad do kozmu. Išlo o dvojstupňovú raketu schopnú vyniesť náklad o hmotnosti až 1500 kg na nízku obežnú dráhu [24]. V roku 1957 bola pomocou tejto rakety vynesená prvá umelá družica Sputnik 1. Išlo o vysielateľ o hmotnosti 84 kg vynesenej na obežnú dráhu Zeme [25].

5.1.2 Luna

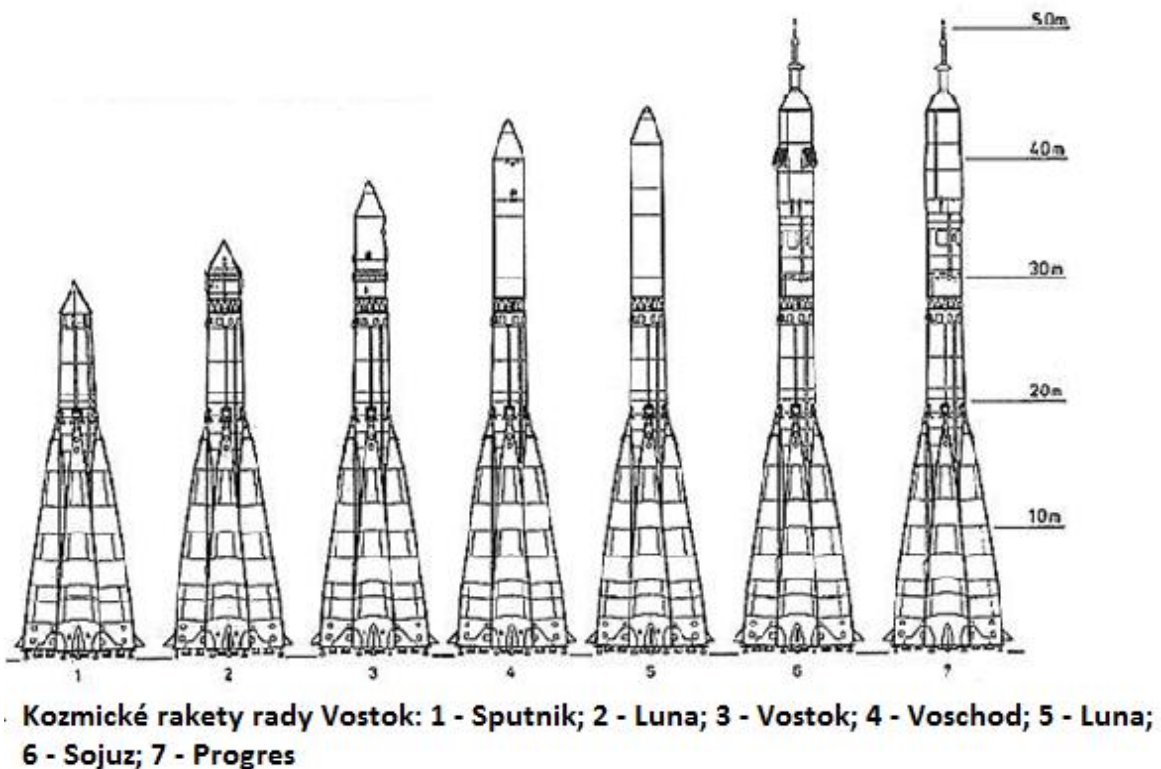
Pridaním tretieho stupňa s motorom RD-0105 vznikla verzia použitá na vypustenie vesmírnych sond Luna. Raketa v roku 1959 vyniesla prvú mesačnú sondu Luna o hmotnosti 361 kg. [26].

5.1.3 Vostok

Odvedenou verziou bola od roku 1959 rada Vostok. Vznikla pridaním tretieho stupňa, ktorý bol pripojený prihradovou konštrukciou. V stupni bol nainštalovaný motor RD-0109 na KPL. Pridaním tohto stupňa užitočné zaťaženie vzrástlo na 5000 kg na LEO. Dĺžka rakety bola 38 m a slúžila na vynášanie kozmických lodí Vostok po ktorých nesie názov [1].

5.1.4 Sojuz

Verzia vznikla po zdokonalení druhého stupňa rakety Vostok. Celý stupeň bol predĺžený a vybavený vylepšeným a spoľahlivejším motorom RD-0110 [27]. Raketa dokázala vyniesť náklad o hmotnosti 6450 kg na LEO. Bola využívaná na pilotované kozmické lety lodí Sojuz, Sojuz T, Sojuz TM a pre vypúšťanie nákladných lodí Progress a Progress M [1]. Pre zvýšenie bezpečnosti posádky pri prípadnej poruche bola vybavená systémom havarijnej záchranu. Celková dĺžka dosahovala 49,3 m. Prvý štart rakety sa uskutočnil v roku 1966 a modernizované verzie sú dodnes v aktívnej službe [1], [27].



Obr. 18 Prehľad kozmických rakiet rady Vostok

Sojuz-U

Modernizovaná verzia rakety Sojuz s vylepšenými motormi prvého a druhého stupňa. Dĺžka rakety bola 50,67 m a hmotnosť nákladu sa pohybovala okolo 7200 kg. Prvý let sa uskutočnil v roku 1973 a do súčasnosti je najmasovejšie využívanou nosnou raketou [24].

Sojuz-FG

Verzia používaná od roku 2001, ktorej základom sa stala predchádzajúca verzia Sojuz-U. Boli použité výkonnejšie motory RD-107A pre prvý stupeň a RD-108A pre druhý stupeň, čo prispelo k celkovému zvýšeniu nosnosti (7420 kg na LEO) a spoľahlivosti. Modernizáciou prešiel taktiež systém riadenia letu [28].

Raketa sa využívala hlavne pre vynášanie kozmickej lode Sojuz s ľudskou posádkou ku kozmickej stanici ISS [29].

Verzia Sojuz-FG/Fregat bola doplnená o štvrtý stupeň Fregat, ktorý prispel k ďalšiemu navýšeniu nosnej kapacity rakety [29].

Sojuz-2

Oproti verzii FG bol analógový navigačný systém nahradený digitálnym, čo viedlo k zlepšeniu manévrovania rakety a presnejšieho navedenia na požadované súradnice. Nosnosť tejto verzie je 7800 kg a je vybavená väčším krytom nákladu a môže byť vybavená štvrtým stupňom Fregat. Sojuz-2 operuje súčasne s raketami Sojuz-U a Sojuz-FG a je určená pre zahraničný trh [30].

5.1.5 Molnija

Verzia slúžila pre vynášanie medziplanetárnych družíc Molnija. Variant bol doplnený o štvrtý stupeň o ťahu 59 kN [24].

5.1.6 Motory RD-107 a 108

Vývoj týchto motorov začal v roku 1954 pod vedením hlavného sovietskeho konštruktéra Valentina Gluška a do súčasnosti prešli radov vylepšení. Motory majú štyri spaľovacie komory namiesto jednej a jedno turbočerpadlo. Ako palivo bol použitý kerozín, ktorý tiež slúžil na chladenie trysky motora. Ako okysličovadlo bol použitý kvapalný kyslík. Prehľad technických parametrov je uvedený v tabuľke 3.

Typ motora		RD-107	RD-108	RD-107A	RD-108A
Ťah motora (kN)	u hladiny mora	814	745	839	792
	vo vákuu	1000	941	1020	922
Špecifický impulz (Ns/kg)	u hladiny mora	2511	2433	2583	2525
	vo vákuu	3071	3090	3141	3145
Prázdna hmotnosť (kg)		1190	1278	1090	1075
Použitie		Vostok	Vostok	Sojuz-FG	Sojuz-FG

Tab. 3 Prehľad technických parametrov [31]



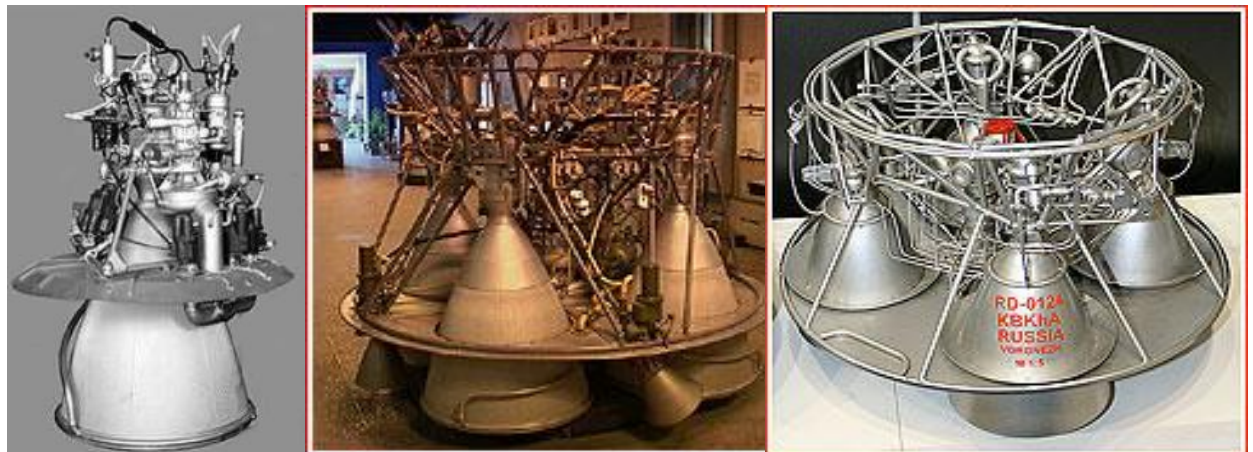
Obr. 19 Raketové motory RD-107 (vľavo) a RD-108 (vpravo) [31]

5.1.7 Motory vyšších stupňov

Na pohon vyšších stupňov rakiet triedy Vostok sa využívali jednokomorové motory RD-0105 a štvorkomorové RD-0108, RD-0109, RD-0110 a RD-0124. Všetky typy spaľovali zmes kvapalný kyslíka a kerozínu.

Typ motora	RD-0105	RD-0108	RD-0109	RD-0110	RD-0124
Ťah motora (kN)	49,4	297,9	54,5	297,9	294,3
Špecifický impulz (Ns/kg)	3100	3198	3169	3198	3522
Prázdna hmotnosť (kg)	125	410	121	408	480
Použitie	Luna	Vostok, Molnija	Vostok	Sojuz, Molnija	Sojuz-FG, Sojuz 2

Tab. 4 Prehľad technických parametrov vybraných motorov [32] [33] [34] [35]



Obr. 20 Raketové motory: zľava RD-0109, RD-0110, RD-0124 [34], [35]

5.1.8 Stupeň Fregat

Raketový stupeň Fregat bol vyvinutý za účelom zvýšenia nosnosti raketových nosičov Sojuz so schopnosťou navedenia nákladu na rôzne orbity. Je vybavený autonómnym navigačným systémom a pohonom. Horná časť stupňa sa skladá so šiestich guľových nádrží usporiadaných do kruhu, s ktorých štyri slúžia pre pohonné látky a dva pre avioniku. Hlavný motor s ťahom 19,6 kN spaľuje zmes $N_2O_4/UDMH$ a je schopný viacnásobného reštartu [30], [36].



Obr. 21 Stupeň Fregat [36]

5.2 Proton

Ruská raketa Proton je určená na vynášanie ťažkých nákladov odvodená od medzikontinentálnej balistickej rakety UR 500 [1]. Raketa bola vyrobená spoločnosťou raketového a kozmického priemyslu, v súčasnosti pod názvom GKNPC Chruničeva. Hlavnú úlohu zohrala pri výstavbe ruskej vesmírnej stanice Mir, kedy bola použitá na vynesenie hlavných častí stanice a na vynesenie modulov medzinárodnej vesmírnej stanice ISS. Dodnes sú jej modernizované verzie v aktívnej službe [37].

Základný typ tvorila dvojstupňová verzia s nosnosťou 12200 kg [1]. Prvý štart sa uskutočnil v roku 1965. Modernejšiu trojstupňovú verziu, používanú od roku 1967, poznáme pod označením Proton-K. Dĺžka rakety bola 50 m a nosnosť sa pohybovala v rozmedzí od 20,7 t do 20,9 t na nízku obežnú dráhu. Jednoduchá konštrukcia pomohla k zvýšeniu spoľahlivosti rakety [37].

Prvý stupeň tvorí šesť blokov umiestnených okolo centrálného druhého stupňa. Hovoríme o tzv. striedavom radení stupňov. Každý blok obsahuje palivovú nádrž a má

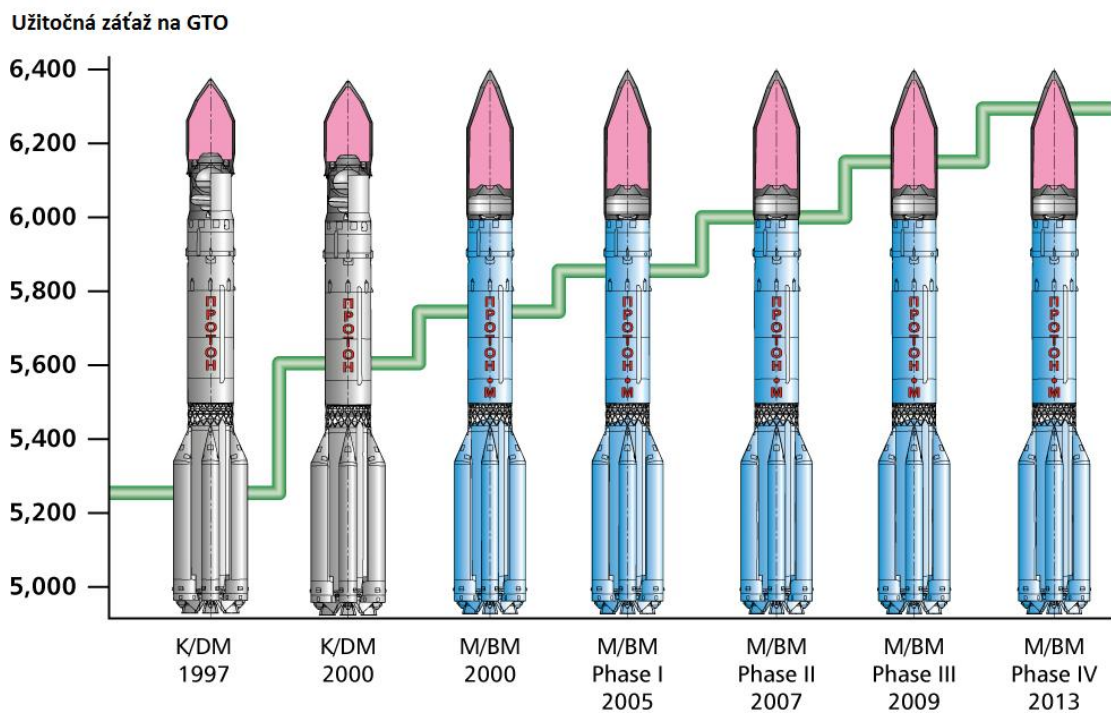
nainštalovaný motor RD-253 na KPL [1]. Centrálny stupeň tvorí nádrž okysličovadla. Druhý stupeň začína pracovať až po skončení funkcie prvého stupňa. Tvoria ho celkom štyri motory na KPL, tri pod označením RD-0210 a jeden RD-0211. Tretí stupeň rakety využíva motor RD-0212 a štyri manévrovacie motory RD-214 na KPL [37].

Pre potrebu zvýšenia nosnosti a vynášania nákladu na GTO a GSO bol vyvinutý štvrtý stupeň Briz-M [37].

5.2.1 Proton M

Modernizáciou verzie Proton-K vznikla verzia Proton-M za účelom zvýšenia nosnej kapacity na geostacionárnu dráhu a zväčšenie nákladového priestoru na dvojnásobok pôvodného objemu. Celková dĺžka rakety je dlhá 58,2 m a priemer je 7,4m. Nosnosť rakety je 22 t na LEO, 6 t na GTO a 3,5 t na GSO (s použitím stupňa Briz-M). Verzia využíva nových motorov prvého stupňa RD-275 a vyšších stupňov Briz-M. Pri stavbe boli použité nové ľahké materiály, čo prispelo k zníženiu hmotnosti rakety. Ďalším vylepšením je zavedenie nového digitálneho riadiaceho systému rakety [39].

Od roku 2001 je v aktívnej službe a uplatnenie našla aj v komerčnej sfére [38].



Obr. 22 Rakety rady Proton [40]

5.2.2 Motory prvého stupňa

Prvý stupeň poháňali motory RD-253 vyvinuté spoločnosťou NPO Energomaš. Vývoj začal v roku 1961. Tieto motory patrili medzi najvýkonnejšie motory na skladovateľné pohonné látky. Motor pracujúci uzavretým cyklom spaľuje zmes UDMH (palivo) a N_2O_4 (okysličovadlo). Spaľovaním pohonných látok za vysokého tlaku (až 17,7 Mpa) sa podarilo dosiahnuť špecifického impulzu až 3100 Ns/kg (vo vákuu). Použitie hypergolických pohonných látok umožnilo absenciu zapalovania a aj vďaka tomu je motor RD-253 jedným z najspoľahlivejších ruských motorov [1].

Úpravy motora začali v roku 1967, čím vznikla nová verzia RD-275. Zvýšenie tlaku v spaľovacej komore navýšilo ťah motora o 7,7 %. V roku 2001 začal vývoj novej verzie RD-275M použitej u modernizovanej rakety Proton-M. Vývoj bol dokončený v roku 2005 a prvý let sa uskutočnil v roku 2007 [39], [41].

Typ motora		RD-235	RD-275	RD-275M
Ťah motora (kN)	u hladiny mora	1471	1589	1671
	vo vákuu	1628	1746	1832
Špecifický impulz (Ns/kg)	u hladiny mora	2824	2844	2825
	vo vákuu	3100	3100	3098
Prázdna hmotnosť (kg)		1080	1070	1070
Použitie		Proton-K/M	Proton-M	Proton-M

Tab. 5 Technické parametre vybraných typov motorov [41]

5.2.3 Motory druhého stupňa

Druhý stupeň bol poháňaný tromi motormi RD-0210 a jedným RD-0211 na kvapalné pohonné látky. Na pohon čerpadiel bol použitý generátorový plyn, ktorý sa následne odvedol do spaľovacej komory. Motor RD-0211 slúžil na vytvorenie pretlaku v palivových nádržiach [42].



Obr. 23 Usporiadanie motorov prvého stupňa [43] (vľavo), motor RD-0210 (vpravo) [44]

5.2.4 Pohon vyšších stupňov

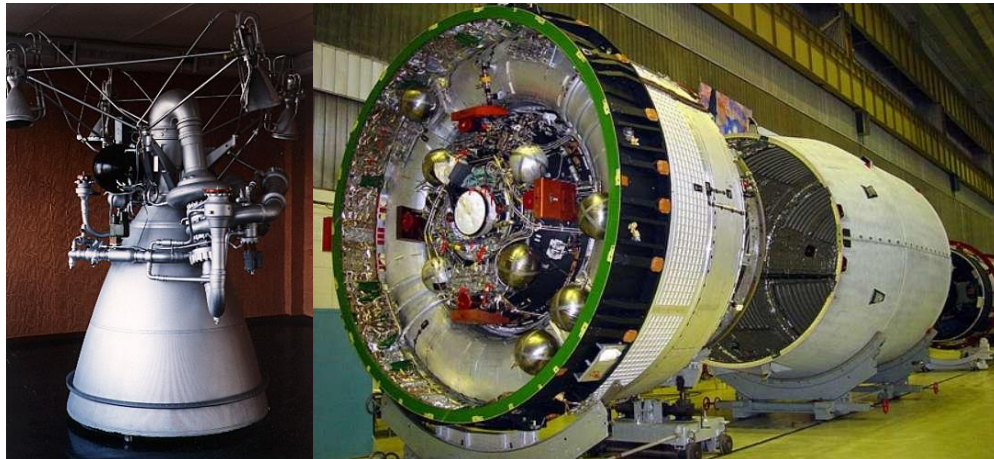
Pohon tretieho stupňa zabezpečovala pohonná jednotka s označením RD-0212 pozostávajúca z hlavného motora RD-0213 a štyroch manévrovacích motorov RD-0214 [42].

Typ motora	RD-0210/0211	RD-0212	Briz M
Ťah motora (kN)	582,1	613	19,6
Špecifický impulz (Ns/kg)	3208	3188	3198
Prázdna hmotnosť (kg)	566	-	2370
Použitie	Proton-K/M	Proton-K/M	Proton-K/M

Tab. 6 Prehľad vybraných typov motorov [45], [46], [47]

5.2.5 Briz M

Raketový stupeň Briz-M bol vyvinutý ako prídavný stupeň pre vynášanie nákladu na stredné a vzdialené orbity. Stupeň je vybavený navigačným systémom, ktorý zvyšuje presnosť vnesenia nákladu. Stupeň je poháňaný motorom o ťahu 19,6 kN, ktorý spaľuje zmes UDMH (palivo) a N_2O_4 (okysličovadlo) s možnosťou niekoľkonásobného reštartu motora. Technické parametre stupňa sú uvedené v tabuľke 6 [38].



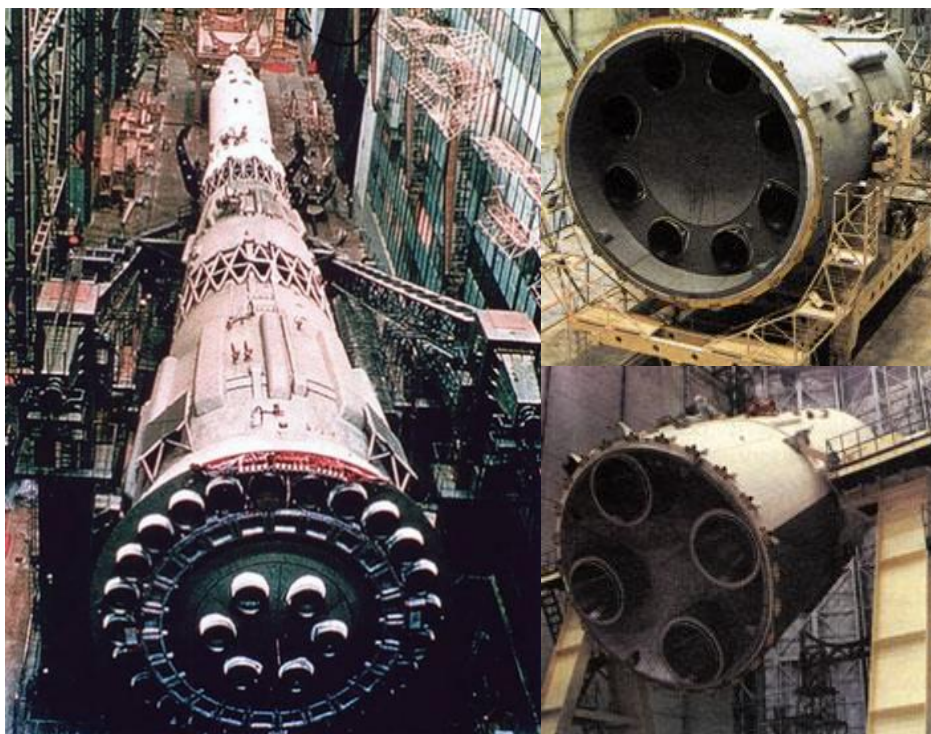
Obr. 24 Motory vyšších stupňov – zľava: RD-0212, stupeň Briz M [46], [48]

5.3 N1

V 60-tych rokoch 20. storočia začal vývoj na sovietskej rakete, určenej pre vynášanie ťažkých nákladov na obežnú dráhu a pre pilotované lety na Mesiac. Hlavným vedúcim projektu sa stal S.P. Korolov a po jeho smrti ho nahradil V.P. Mišin. Pôvodný koncept rakety počítal s použitím kombinácie pohonných látok tekutý kyslík a kerozín. Z dôvodu zvýšenia nosnej kapacity na 90 – 100 t sa prešlo na kombináciu tekutý kyslík a vodík, ktorá pri rovnakej hmotnosti rakety umožní vyniesť požadované zaťaženie. Raketa obsahovala lunárny stupeň pod označením L3, ktorý mal dopraviť dvojčlennú posádku na Mesiac a umožniť bezpečný návrat na Zem. Tak vznikla verzia s označením N1-L3 [49].

Raketa N1 bola zložená z troch sériovo radených stupňov pod označením blok A, B a V. Každý stupeň obsahoval vlastné motory a nádrže s pohonnými látkami (kvapalný kyslík a kerozín). Prvý stupeň (blok A) bol poháňaný tridsiatimi motormi NK-15 (obr. 22). Druhý stupeň (blok B) poháňalo osem motorov NK-15V a tretí stupeň (blok V) štyri motory NK-19. Lunárny stupeň L3 sa skladal z blokov G, D, E/LK a I/LOK. Blok G obsahoval motor NK-21 a mal slúžiť na urýchlenie z LEO. Celková dĺžka rakety bola 105 m a v priemere mala 17 m [49].

Prvý štart rakety sa uskutočnil v roku 1969 a vývoj bol zastavený po štvrtom neúspešnom pokuse v roku 1972 [50].



Obr. 25 Motory prvého stupňa rakety (vľavo) [51], motory druhého a tretieho stupňa (vpravo) [49]

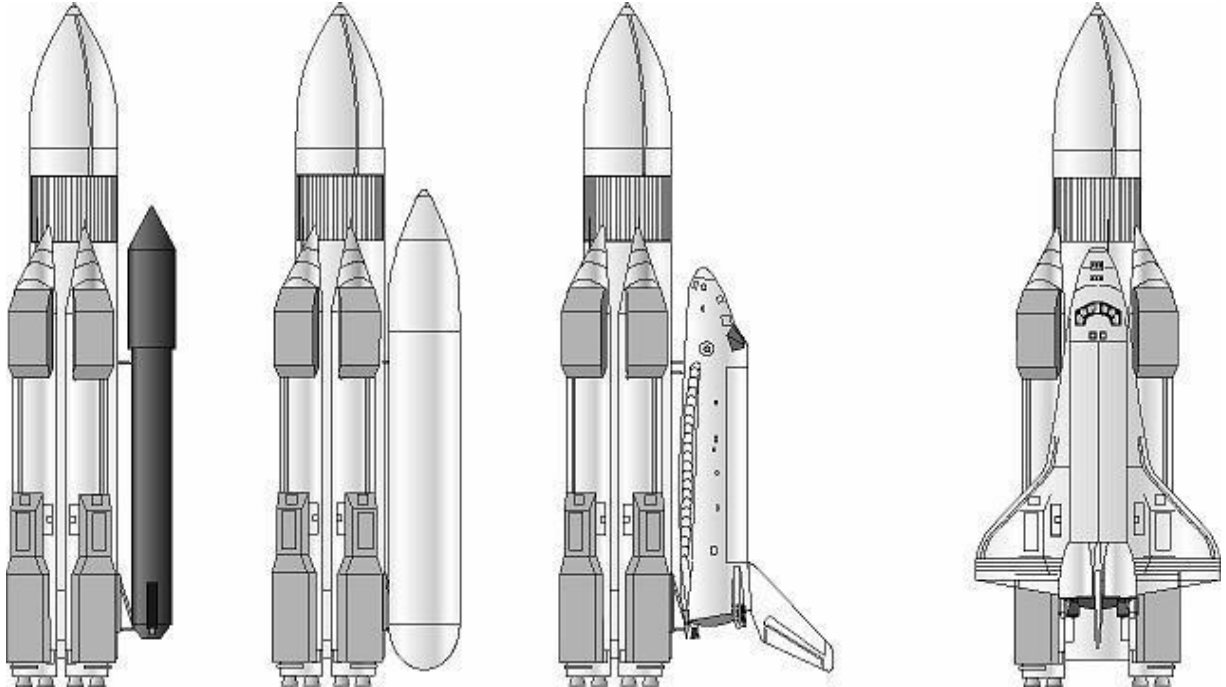
Typ motora	NK 15	NK 15V	NK 21
Ťah motora (kN)	1526	1648	-
Špecifický impulz (Nís/kg)	3120	3188	3120
Prázdna hmotnosť (kg)	1247	1345	-
Použitie	Blok A	Blok B	Blok G

Tab. 7 Prehľad vybraných typov motorov [52], [53], [54]

5.4 Energija

Raketa Energija bola konštruovaná ako dvojstupňová raketa s centrálnym telesom, ktoré plnilo funkciu druhého stupňa, a štyrmi urýchľovacími blokmi prvého stupňa. S vývojom rakety sa začalo po skončení programu N1. Užitočný náklad sa neumiestňoval na vrchol rakety, alebo na bok centrálného telesa do nákladového puzdra. Raketa bola taktiež určená na vynášanie raketoplánu Buran. Urýchľovacie bloky prvého stupňa boli poháňané motormi RD-170. Bloky sú zavesené na centrálnom telese nesymetricky. Centrálnе teleso

poháňali štyri motory RD-0120. Raketa bola dlhá 97 m a maximálny priemer bol 7,75 m. Nosnosť bola 88 t. Prvý Štart sa uskutočnil v roku 1987 a vývoj skončil v roku 1988. [55].



Obr. 26 Schéma možných usporiadaní rakety Energija [56]

5.4.1 Raketový motor RD-170 a RD-171

Vývoj raketových motorov RD-170 a RD-171 sa začal v roku 1976. Motory pracujú v uzavretom cykle. Skladajú sa so štyroch spaľovacích komôr, jedného turbočerpadla a dvoch plynových generátorov. V spaľovacej komore sa spaľuje zmes kvapalného kyslíka a kerozínu. Motor RD-170, určený pre pohon prvého stupňa rakety Energija, bol schopný viacnásobného použitia (navrhnutý pre 10 použití). Motor RD-171 slúži na pohon prvého stupňa ukrajinskej rakety Zenit a modernizovanej verzie Zenit 2. Motor je možné vychyľovať v ose pomocou otočného závesu (RD-170 v jednej ose a RD-171 v dvoch osiach), čo umožňuje manévrovanie počas letu. Technické parametre sú uvedené v tab.8 [57], [58].

Motor patrí medzi najvýkonnejšie raketové motory na svete. Zároveň patrí nákladovo k veľmi efektívnym, pretože plyny z plynovej turbíny sa vracajú k ďalšiemu spaľovaniu v hlavnej spaľovacej komore [58].

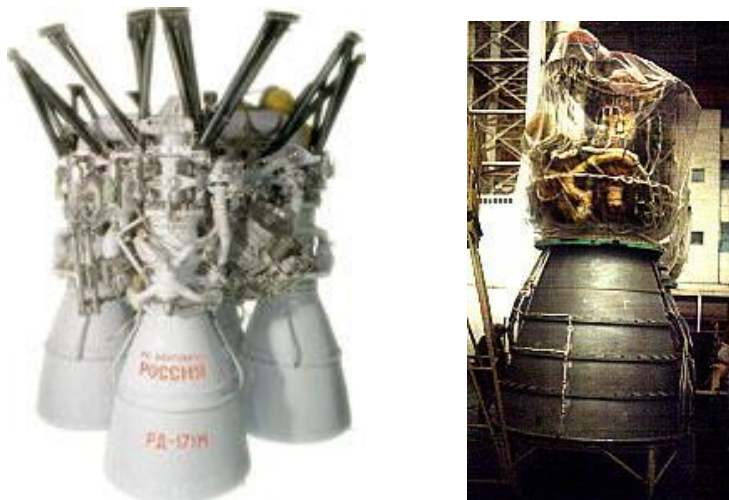
Typ motora		RD-170	RD-0120	RD-120	RD-120 forced
Ťah motora (kN)	u hladiny mora	7257	1517	-	-
	vo vákuu	7904	1961	834	912
Špecifický impulz (Ns/kg)	u hladiny mora	3031	3522	-	-
	vo vákuu	3306	4464	3434	3434
Prázdna hmotnosť (kg)		9750	3450	1125	1125
Použitie		Energija	Energija	Zenit	Zenit SL

Tab. 8 Prehľad používaných motorov [58], [59], [64]

5.4.2 Raketový motor RD-0120

S vývojom motora sa začalo v roku 1987 a konštrukčne motor vychádzal z amerického raketového motora SSME. Motor slúžil na pohon centrálného stupňa rakety Energija. Jedná sa o prvý ruský raketový motor na kryogénne KPL (kvapalnú kyslík a vodík). Technické parametre motora sú veľmi podobné motoru SSME [56].

Motor pracuje uzavretým cyklom. V plynovom generátore sa spaľuje časť pohonných látok a pomocou plynovej turbíny je roztáčaný hriadeľ, ktorý poháňa turbočerpadlo paliva a okysličovadla na rozdiel od motora SSME, ktorý obsahuje dva samostatné turbočerpadlá pre palivo a okysličovadlo. Ďalším rozdielom bola absencia rezonančnej komory, ktorá absorbovala vibrácie vzniknuté vytvorené spaľovaním v spaľovacej komore. Pre motor RD-0120 bola vyvinutá unikátna štartovacia sekvencia [56].



Obr. 27 Motory rakety Energija RD-170 (vľavo), RD-0120 (vpravo) [57], [56]

5.5 Zenit

Na vývoji rakety Zenit sa začalo pracovať začiatkom 70-tych rokov 20. storočia a mala nahradiť predchádzajúce typy rakiet, ktoré vznikli konverziou vojenských balistických rakiet. Išlo o posledný typ rakety, ktorý vznikol v bývalom Sovietskom zväze. Raketu vyrába ukrajinská spoločnosť KB Južnoje. Raketa je vyrábaná v dvojstupňovej (Zenit 2) a trojstupňovej (Zenit 3) verzii. Prvý stupeň rakety vznikol upravením prvého urýchľovacieho stupňa rakety Energija a je poháňaný motorom RD-171. Druhý stupeň poháňa motor RD-120. U rakety Zenit 3 je pridaný tretí stupeň (Blok D), ktorý poháňa motor RD-58M o ťahu 83,4 kN [60], určený na vynášanie nákladu na vyššie orbity. Všetky použité motory sú na KPL (kvapalný kyslík/kerozín). Dĺžka rakety je 57 m u verzii Zenit 2 a 59,6 m u verzii Zenit 3, priemer rakety je 3,9 m a nosnosť rakety je 13,7 kg na LEO u verzii Zenit 2 a 5250 kg na GTO u verzii Zenit 3 [61], [62], [63].

Pre raketu Zenit bola špeciálne vyvinutá plávajúca vypúšťacia rampa po názvom Sea Launch. Prvý let sa uskutočnil vo roku 1976 [61].

5.5.1 Motor RD-120

Vývoj motora určeného pre kozmickú raketu Zenit začal v roku 1976. Jedná sa o kvapalinový raketový motor s jednou spaľovacou komorou prídavným spaľovaním na KPL (LOX/kerozín). V rokoch 2001 až 2003 vznikla silnejšia verzia motora (RD-120 forced), určená pre požiadavky ruského ministerstva obrany a v programe Sea Launch. Verzia Sea Launch má skrátenu trysku motora [64].

5.6 Angara

Po rozpade Sovietskeho zväzu v roku 1991 vznikla požiadavka na vytvorenie raketového nosiča, ktorý by bol spustený v rámci Ruskej federácie, čím by sa obmedzila závislosť na používaní kozmodromu Bajkonur z ktorého sú vypúšťané rakety Proton a vznikla by náhrada za ukrajinskú raketu Zenit. Vývojom boli poverené spoločnosti GKNPC Chruničeva a RKK Energija, ktorá sa nakoniec na vývoji nepodielala [65].

Raketa Angara reprezentuje novú generáciu modularizovaných raketových nosičov. Základom rakety je spoločný univerzálny raketový modul (URM), ktorý pozostáva z nádrží na pohonné látky a pohonného systému. Každý modul bude vybavený motorom RD-191. Raketa by mala byť vyrábaná v piatich verziách v závislosti na počte použitých URM. Na

centrálny modul bude napojený druhý stupeň rakety. Predpokladá sa s použitím vylepšeného stupňa Briz-KM alebo stupňa KVTK. Vysoký stupeň modularity rakety umožňuje vypúšťanie rakety zo spoločného odpaľovacieho zariadenia. Nezávisle na stupni URM je vyvíjaný stupeň Bajkal, ktorý je schopný návratu na miesto štartu a viacnásobného použitia. Pre štart rakiet Angara bol vybraný kozmodrom Pleseck. Prvý skúšobný štart rakety vo verzii Angara 1.2 je naplánovaný na 25.6. 2014 [66].



Obr. 28 Modely rakiet triedy Angara [65]

Technické parametre rakiet rady Angara				
	Angara 1.2	Angara 3	Angara A5	Angara A7
Štartovacia hmotnosť (t)	171	481	773	1133
Nosnosť LEO (t)	3,8	14,6	24,5	35
Nosnosť GTO (t)	-	2,4-3,6	5,4-7,5	12,5
Nosnosť GSO (t)	-	1.2	3-4,6	7,6

Tab.9 Prehľad technických parametrov verzií rakiet Angara [66]

5.6.1 Motor RD-191

Vývoj motora určeného pre prvý stupeň rakiet Angara začal v roku 1998. Dizajn vychádza z osvedčeného motora RD-170/171. Motor pracuje uzavretým cyklom a obsahuje jednu spaľovaciu komoru na rozdiel od jeho predchodcu. Ako pohonné látky je použitá osvedčená kombinácia kvapalnú kyslík a kerozín. Technické parametre sú uvedené v tab.10 [67].

Typ motora		RD-191
Ťah motora (kN)	u hladiny mora	1922
	vo vákuu	2085
Špecifický impulz (Ns/kg)	u hladiny mora	3053
	vo vákuu	3100
Prázdna hmotnosť (kg)		3311
Použitie		Angara

Tab. 10 Prehľad technických parametrov motora RD-191 [67]

5.6.2 Stupeň Bajkal

Stupeň Bajkal je vyvíjaný za účelom zníženia nákladov vesmírnych letov. Hlavný pohon zabezpečuje raketový motor RD-191. Pre návrat na miesto štartu je vybavený sklápacími krídlami, návratovým motorom, podvozkom a vlastnou avionikou. Po skončení misie prejde do klzavého letu a neskôr za použitia prúdového motora bude schopný klasického pristátia na pristávacej dráhe [68].



Obr. 29 Stupeň Bajkal (vľavo) [68], motor RD-191 (vpravo) [67]

6 Kozmické rakety USA

Aj keď sa USA stala prvou krajinou, ktorá začala pracovať na vývoji kozmických rakiet, neboli ešte v roku 1957 k dispozícii rakety schopné spoľahlivo vynášať umelé družice do vesmíru. Prvé rakety nedosahovali potrebný výkon a prestali sa používať. V kozmickom programe sa stretávame s veľkým počtom rôznych verzií a typov rakiet, vytváraných pre konkrétnu užitočnú záťaž. Tým došlo na rozdiel od sovietskeho programu k decentralizácii raketového výskumu, čím sa značne zvýšili náklady. U vojenských balistických rakiet prevažovali motory na tuhé pohonné látky, čo sa značne odrazilo na ich nasadení ako pomocných urýchľovacích stupňov rakiet. Tento stupeň sa označuje ako nultý stupeň rakety [1].

Najvýznamnejšou osobnosťou raketového programu bol nemecký konštruktér Wernher von Braun, ktorý sa po 2. sv. vojne presunul z Nemecka do USA. Tam začal pracovať na vývoji vojenských a neskôr kozmických rakiet. Stál za vývojom nemeckej rakety V2 ako aj amerických rakiet Redstone a Saturn [69].

Hlavnými strediskami pre vypúšťanie kozmických rakiet sú kozmodrom na myse Canaveral (Cape Canaveral) a Kennedyho vesmírne centrum (Kennedy Space Center) [1].

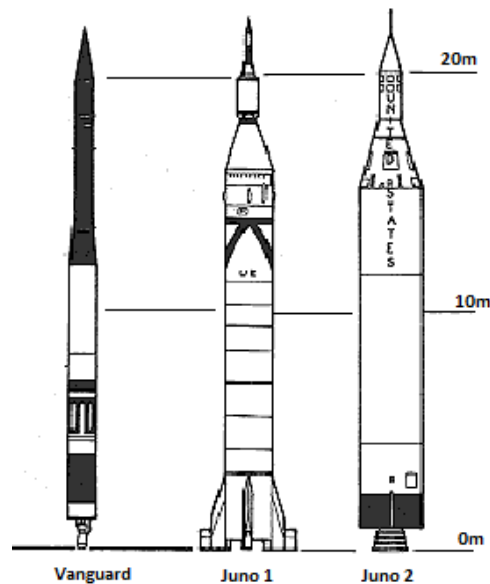
6.1 Vanguard

Táto raketa bola určená pre vypustenie prvej americkej družice. Raketa bola konštruovaná ako trojstupňová. Prvý stupeň tvoril motor na KPL General Electric X-405, druhý stupeň tvoril motor na KPL Aerojet General AJ10-37. Posledný stupeň tvoril motor na tuhé palivo. Raketa s plánovanou nosnou kapacitou 25 kg bola veľmi nespoľahlivá. Z jedenástich pokusov o vypustenie umelej družice boli len tri pokusy úspešné [1], [70].

6.2 Juno 1, Juno 2

Raketové nosiče Juno (obr.30) vznikli upravením amerických balistických rakiet Redstone. K stupňu rakety Redstone boli pridané ďalšie tri urýchľovacie stupne. Druhý stupeň obsahoval jedenásť a tretí tri motory Recruit. Posledný družicový stupeň poháňal jeden motor Recruit, pevne spojený s nákladom, o maximálnej hmotnosti 15 kg. Pomocou rakety Juno 1 sa podarilo 31.1. 1958 vypustiť prvú americkú družicu Explorer 1. Z celkových šiestich pokusov o vypustenie rakety bola iba polovica úspešná [1].

Juno 2 bola odvodená od mohutnejšej rakety stredného doletu Jupiter, ktorý bol použitý ako prvý stupeň. Vyššie stupne boli zhodné s raketou Juno 1. Raketou bolo možné dopraviť na LEO náklad o hmotnosti 40 kg alebo udeliť únikovú rýchlosť telesu hmotnosti neprekračujúcou 10kg. Pomocou rakety sa podarilo vypustiť sondu o hmotnosti 6,1 kg k Mesiacu [1].



Obr. 30 Prvé americké raketové nosiče: Vanguard, Juno 1 , Juno 2 [1]

6.3 Thor

Rakety triedy Thor vznikli konverziou z rovnomennej americkej balistickej rakety stredného doletu nahradením vyšších stupňov. S vývojom sa začalo v 50-tych rokoch dvadsiateho storočia. Neskôr bola táto trieda nahradená triedou Delta [71].

6.3.1 Thor-Able

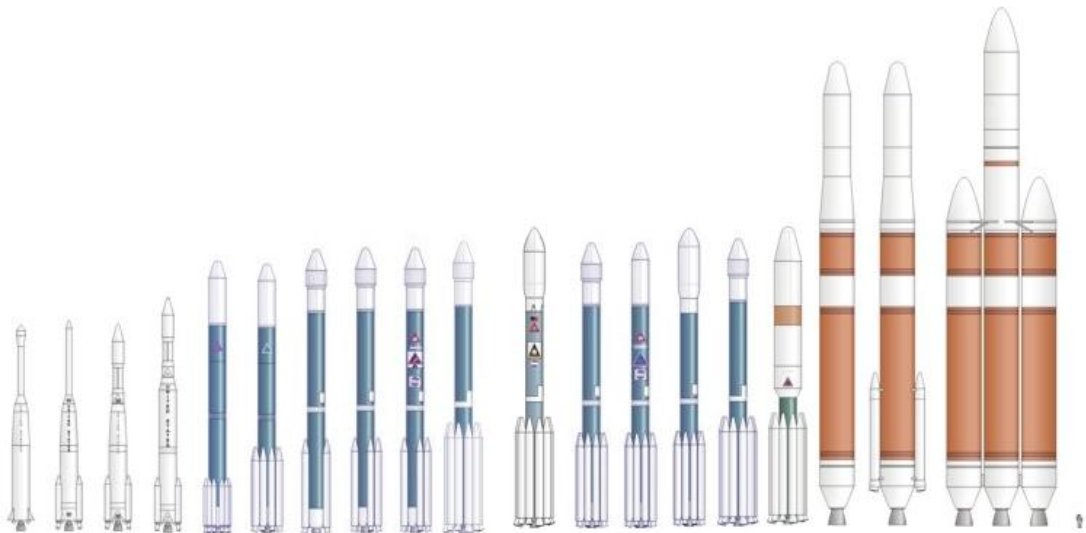
Prvý let tejto verzie sa uskutočnil v roku 1958. Raketa bola dvojstupňová. Prvý stupeň prevzala z rakety Thor. Pohonnú jednotku tvoril motor na KPL (LOX/kerozín) LR79-7 o ťahu 758,7 kN. Druhý stupeň Able vznikol konverziou druhého stupňa rakety Vanguard a na pohon slúžil motor AJ10-101 tiež na KPL (HNO_3/UDMH) o ťahu 34,3 kN. Raketa bola použitá na vynášanie prvých satelitov napr. Explorer alebo v programe Pioneer. Nosnosť rakety sa pohybovala v rozmedzí 120 kg až 150 kg v závislosti od verzie. Výška rakety bola 30 m a priemer mala 2,44 m [71], [72].

6.3.2 Thor-Agena

Verzia vznikla pridaním druhého stupňa Agena k pôvodnému prvému stupňu rakety Thor. Stupeň Agena A bol poháňaný motorom Bell 8048 na KPL (HNO_3/UDMH) o ťahu 68,9 kN. U novšieho stupňa Agena D bol použitý vylepšený motor Bell 8081 o ťahu 71,2 kN. Nosnosť verzie Agena A bola 250 kg na LEO [73].

6.4 Delta

Americké rakety Delta sa považujú za najdlhšie používané, najspoľahlivejšie a najlacnejšie americký prostriedok na prepravu do kozmu. Rakety nadviazali na predchádzajúcu radu Thor od roku 1955. Prvý úspešný štart sa uskutočnil v roku 1960. Rakety Delta prešli počas svojho vývoja mnohými modifikáciami s cieľom zvýšiť výkon rakety. Prvé verzie boli použité na vynášanie satelitov Explorer, Pioneer a Intelsat. Dizajn rakiet sa menil v priebehu rokov. Začali sa používať silnejšie motory prvého stupňa, pomocné raketové motory, výkonnejšie motory vyšších stupňov ako aj celkové rozmery rakety, množstvo nesených pohonných látok a riadiace a navádzacie systémy rakety. Nosnosť rakiet vzrástla z 45 kg na LEO na 21,9 t na LEO a 13 t na GTO [74].

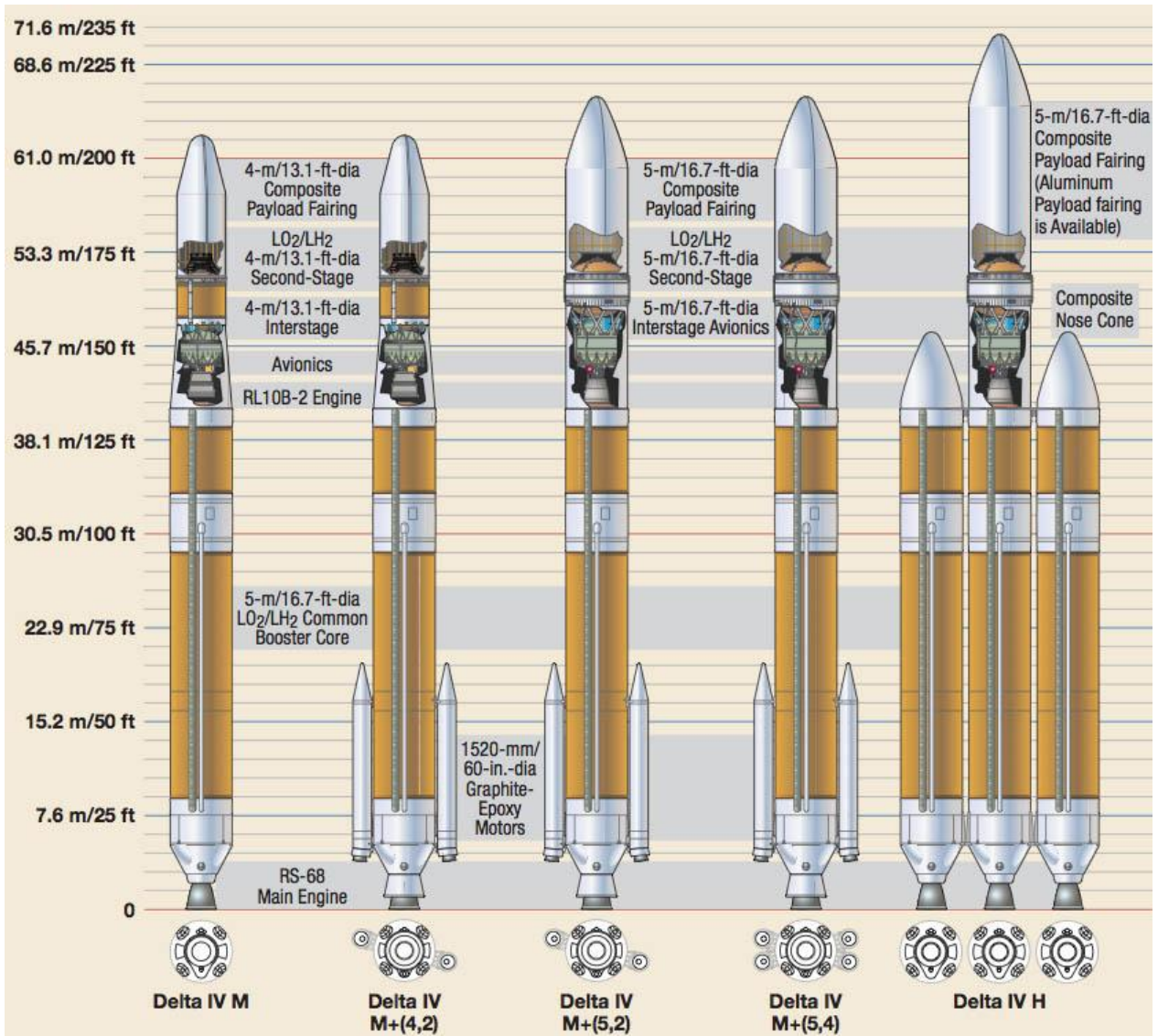


Obr. 31 Rakety triedy Delta [75]

6.4.1 Delta IV

Delta IV je americká raketa využívajúca kryogénne pohonné látky vo všetkých stupňoch rakety. Základ rakety tvorí modul CCB, ktorý je poháňaný motorom RS-68. Druhý stupeň je poháňaný motorom RL-10B-2. Verzia Delta IV Medium+ využíva prídavné

urýchľovacie motory umiestnené po stranách centrálneho stupňa. U verzii Delta IV Heavy sú použité tri moduly CCB radené vedľa seba. Táto verzia je v súčasnosti najvýkonnejšou americkou raketou. Je schopná dopraviť náklad o hmotnosti 25,8 t na LEO. Raketa je vysoká 70,7 m a má priemer 5 m. Prvý let tejto verzie sa uskutočnil v roku 2004 a stále je v aktívnej službe [76].

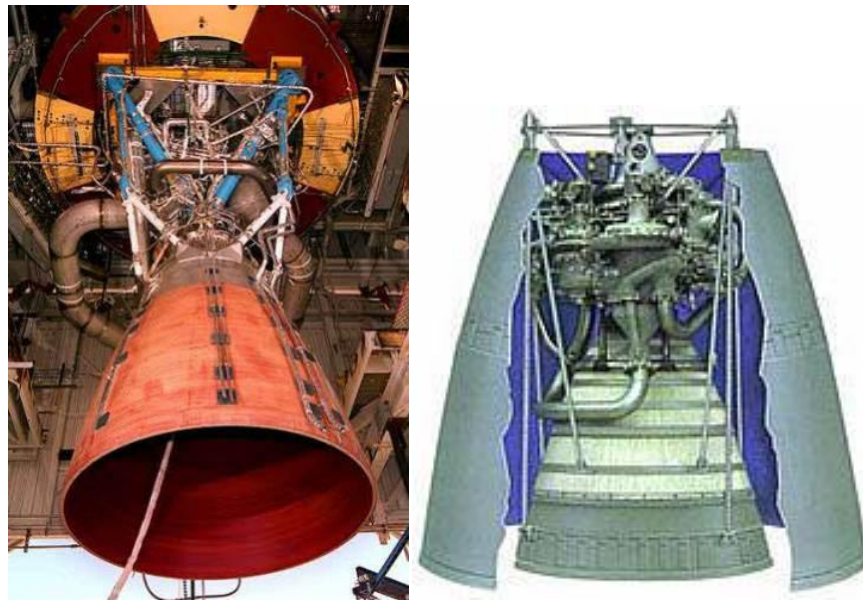


Obr. 32 Modifikácie rakety Delta IV (M-Medium, H-Heavy) [77]

6.4.2 RS-68

Raketový motor RS-68 od firmy Rocketdyne je určený pre raketové nosiče novej generácie Delta IV. Motor pracuje otvoreným cyklom. Obsahuje jednu spaľovaciu komoru do ktorej sa pomocou turbočerpadiel paliva a okysličovadla dopravujú pohonné látky. Motor pracuje na kryogénne KPL (LOX/ LH₂). Tryska motora využíva regeneratívne chladenie

pomocou LH_2 . Pri vývoji motora sa kládol veľký dôraz na jednoduchú konštrukciu, čo viedlo k zredukovaniu počtu častí motora a tým k jeho jednoduchšej výrobe a nižšej cene v porovnaní s ostatnými motormi na kryogénne KPL. Motor je taktiež schopný regulácie ťahu až na 60% plného výkonu. Prvý krát bol použitý v roku 2002 na pohon prvého stupňa rakety Delta IV [78].



Obr. 33 Motor RS-68 (vľavo) a motor RL-10B-2 (vpravo) [79], [80]

6.4.3 RL10

Raketový motor RL10 je určený pre pohon vyšších stupňov raketových nosičov. Základný typ prešiel mnohými modifikáciami a v novších verziách sa využíva dodnes. Motor pracuje expanzným cyklom a spaľuje kryogénne KPL (LOX/LH_2). Motor sa používa vo vyššom stupni Centaur u rakiet Atlas. Pre pohon druhého stupňa rakety Delta 3 a Delta IV bola vyvinutá modernizovaná verzia RL-10B-2. Motor bol vybavený prídavným výsuvným kužeľom za účelom zvýšenia špecifického impulzu motora. Základ motora je zhodný z pôvodnou verziou. Motor ďalej využíva elektromechanický pohon závesu motora. Vďaka tomu sa zvýšila spoľahlivosť, znížila cena a hmotnosť motora [79].

Typ motora	RS-68	RL-10B-2
Ťah motora (kN)	3312	110
Špecifický impulz (Ns/kg)	4120	4532
Prázdna hmotnosť (kg)	6597	-
Použitie	Delta IV	Delta IV

Tab. 11 Prehľad technických parametrov vybraných druhov motorov [78], [79]

6.5 Titan

Americká raketa Titan bola vyvinutá z interkontinentálnej balistickej strely v 50.-tych rokoch 20. storočia a slúžila na vynášanie ťažších nákladov. Raketa bola použitá vo všetkých misiách programu Gemini, na vynesenie dvoch sond Voyager na prieskum vesmíru, oboch sond Viking na prieskum Marsu a na prieskumné misie Saturnu Cassini/Huygens. Raketa bola tiež použitá na vynášanie vojenských komunikačných satelitov. Posledný let rakety Titan sa uskutočnil v roku 2005 [81].



Obr. 34 Prehľad verzií rakiet Titan. [81]

6.6 Motory rakiet Titan

Motor prvého stupňa použitých u skorších verzií mal označenie LR87-7. Posledná verzia použitá u rakety Titan IV-B mala označenie LR87-11. Motor s otvoreným cyklom sa vyznačoval použitím dvoch oddelených spaľovacích komôr. Používali sa kvapalné pohonné látky a to zmes N_2O_4 a Aerozínu-50. Od verzie Titan 3C sa začalo používať pomocných stupňov UA 1205 vybavených motormi na tuhé palivo, ktoré boli neskôr nahradené typom USRM u verzie Titan IV B.

Typ motora		LR-87-7	LR-87-11	UA 1205	USRM
Ťah motora (kN)	u hladiny mora	-	-	-	6846,8
	vo vákuu	1086	1219	5849	7560,5
Špecifický impulz (Ns/kg)	u hladiny mora	2531	2453	2335	2541
	vo vákuu	2904	2963	2580	2806
Prázdna hmotnosť (kg)		713	758	-	-
Použitie		Titan II	Titan IV B	Titan III C	Titan IV B

Tab. 12 Prehľad používaných motorov [83], [84], [85], [86]

U vyšších stupňov sa používali motory na KPL spaľujúce kombináciu N_2O_4 /aerozín-50. Druhý stupeň bol poháňaný motorom LR-91-7 u skorších verzií a LR-91-11 u neskorších verzií. Vyšší stupeň Agena D bol poháňaný motorom Bell 8096 spaľujúci kombináciu N_2O_4 /UDMH s výkonom 71,17 kN, stupeň Transtage dvojicou motorov AJ10-138 spaľujúci kombináciu N_2O_4 /aerozín-50 s celkovým výkonom 71,17 kN. Najvýkonnejší vyšší stupeň bol stupeň Centaur poháňaný dvojicou motorov RL-10A-3 spaľujúcich kombináciu LOX/LH2 (Centaur D/E) s celkovým výkonom 131,22 kN.

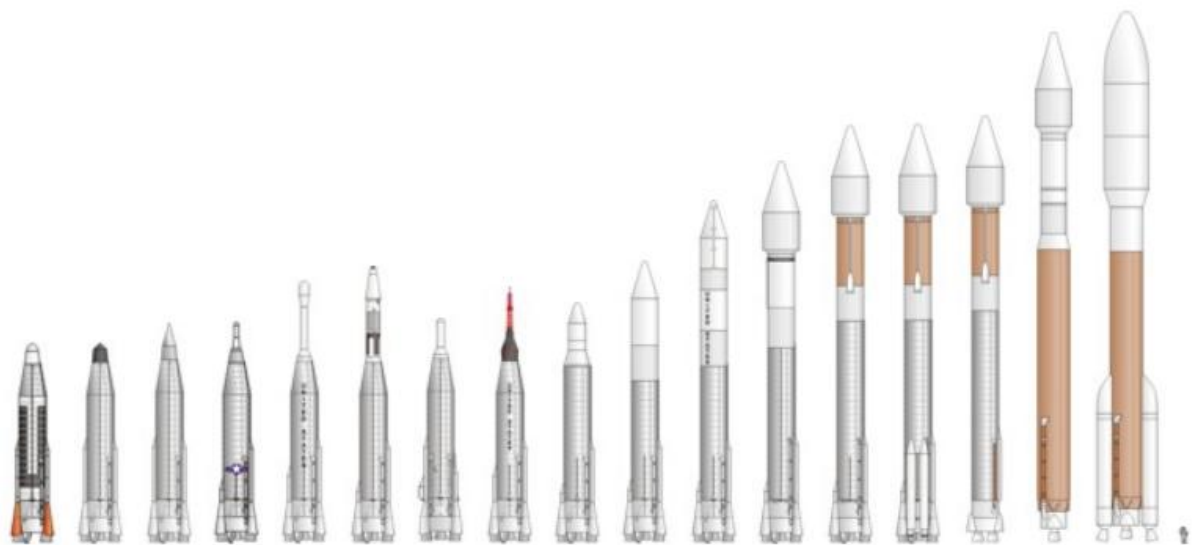
Typ motora	LR-91-7	LR-91-11	Bell 8096	AJ10-138	RL-10A-3
Ťah motora (kN)	445	467	71,2	35,6	65,6
Špecifický impulz (Ns/kg)	3100	3100	2874	3051	4356
Prázdna hmotnosť (kg)	565	589	132	110	131
Použitie	Titan II	Titan III/IV	Agena D	Transtage	Centaur D/E

Tab. 13 Prehľad používaných motorov [82], [87], [88]

6.7 Atlas

Ide o druhý najrozšírenejší americký raketový nosič, odvodený od prvej americkej medzikontinentálnej balistickej strely Atlas. Pôvodná verzia rakety bola dvojstupňová, pričom oba stupne začali pracovať súčasne. Prídavný stupeň, ktorý tvorili dva motory, pracoval iba určitú dobu po ktorej svoju činnosť ukončil a oddelil sa od centrálného stupňa, ktorý pokračoval ďalej v lete. Prelomová bola taktiež konštrukcia nádrží na pohonné látky nazývanú "balónová". Išlo o čo najviac odľahčenú konštrukciu nádrží, v ktorých sa musel neustále udržiavať pretlak, inak by sa nádrž rozpadla pod vlastnou váhou. To prispelo k značnému zníženiu hmotnosti celej rakety [90].

Raketa bola použitá na vynášanie vesmírneho plavidla Mercury, sond Mariner, Pioneer a New Horizons, určených na skúmanie planét Slnecnej sústavy. Ďalej zohrala významnú rolu pri skúmaní Mesiaca. V súčasnosti je stále v aktívnej službe najnovšia verzia Atlas V [91].



Obr. 35 Prehľad používaných rakiet Atlas: zľava Atlas-A, Atlas-B, Atlas-B Score, Atlas-D ICBM, Atlas-Able, Atlas-Agena, Atlas-F ICBM, Atlas Mercury, Atlas-H, Atlas-LV-3C Centaur, Atlas-SLV-3C, Atlas I, Atlas II, Atlas IIAS, Atlas III, Atlas V 400, Atlas V 500 [91]

6.7.1 Atlas Agena

Táto verzia vybavená vyšším stupňom Agena bola použitá na vynášanie mesačných sond Ranger, vesmírnych prieskumných sond Mariner a vesmírneho plavidla Gemini. Bola schopná dopravy vesmírnych sond o hmotnosti do 250 kg alebo družíc do hmotnosti 2500 kg [91].



Obr. 36 Prídavný stupeň Agena [91]

6.7.2 Atlas Centaur

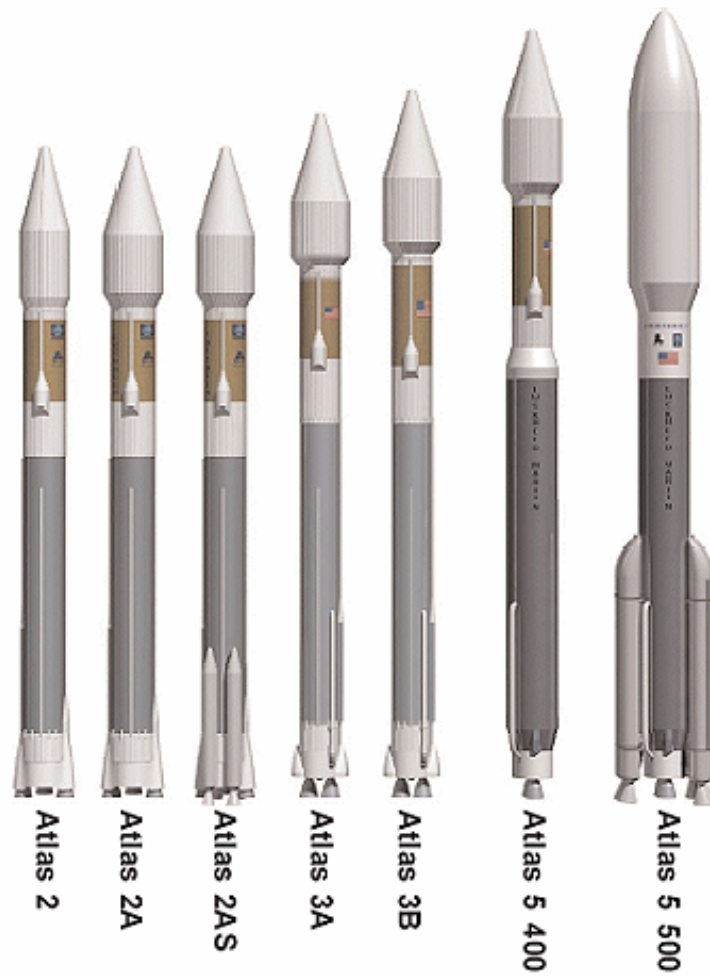
Táto vylepšená verzia rakiet doplnená o vyšší stupeň Centaur, poháňaný dvojicou motorov Pratt and Whitney RL-10, ktorý bol prvý vysoko výkonný vyšší raketový stupeň. Použitie tekutého vodíka ako paliva značne zvýšilo výkon v porovnaní s energeticky menej výhodnými palivami [91].

6.7.3 Atlas V

Najmodernejšia a najväčšia raketa triedy Atlas nesie označenie Atlas V. Pre túto triedu bolo vyvinuté trojčíselné označenie. Prvá číslica udáva priemer krytu užitočného zaťaženia (4 alebo 5 metrov), druhá udáva počet použitých prídavných motorov na tuhé palivo (od 0 do 5) a posledná udáva počet motorov použitých v stupni Centaur (jeden alebo dva) [90].

Najvýkonnejšia verzia má označenie Atlas V HLV (Heavy Lift Vehicle), ktorá sa skladá z troch paralelne uložených stupňov CCB (Common Core Booster) vybavených motorom RD-180. Stupeň Centaur môže byť použitý v jednomotorovej alebo dvojmotorovej verzii. Táto verzia udelí únikovú rýchlosť užitočnému zaťaženiu až do hmotnosti 8600 kg [90].

Vývoj raketových motorov
Development of rocket engines



Obr. 28 Prehľad možných konfigurácií rakety Atlas [93]

Typ motora		LR105-7	RD-180
Ťah motora (kN)	u hladiny mora	269	-
	vo vákuu	386,4	4152
Špecifický impulz (Ns./kg)	u hladiny mora	-	3071
	vo vákuu	3100	3256
Prázdna hmotnosť (kg)		-	5480
Použitie		Atlas D	Atlas III/V

Tab. 14 Prehľad používaných motorov [94], [95]

Konfigurácia	LEO (t)	GTO (t)
Atlas V 401	12,5	5
Atlas V 501	10,3	4,1
Atlas V 511	12,05	4,9
Atlas V 521	13,95	6
Atlas V 531	17,25	6,9
Atlas V 541	18,75	7,6
Atlas V 551	20,05	8,2

Tab. 15 Prehľad užitočných zaťažení používaných konfigurácií rakety Atlas V [92]

6.7.4 Raketový motor RD-180

Raketový motor RD-180 je dvojkomorový raketový motor s prídavným spaľovaním generátorového plynu, vektorovým riadením ťahu v dvoch rovinách a možnosťou regulácie výkonu počas letu. Základná konštrukcia bola prevzatá z raketového motora RD-170. Po uskutočnených testoch bol zaradený do prvého stupňa rakiet Atlas III a neskôr rakiet Atlas V [94].



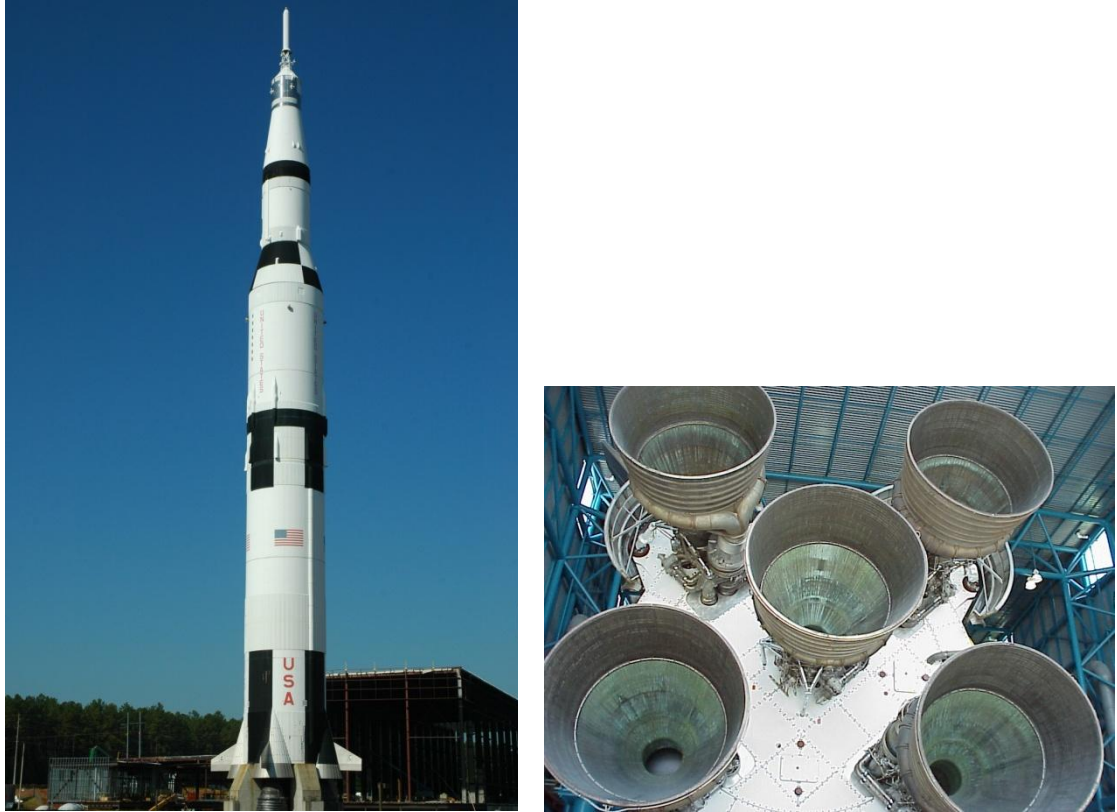
Obr. 38 Raketový motor RD-180 [94]

6.8 Raketa Saturn V

Raketa Saturn V bola postavená pre účely dopravy ľudskej posádky na mesiac. Bola to najsilnejšia raketa, ktorá bola postavená a úspešne absolvovala lety do vesmíru. Bola použitá v programe Apollo v roku 1960 až 1970 a tiež na výstavbu kozmickej stanice Skylab. Raketa bola 111m vysoká. Plne pripravená k štartu mala hmotnosť 2 800 000 kg. Pri štarte dosahuje ťah 34,5MN. Raketa mohla vyniesť 118 000 kg na obežnú dráhu Zeme [96].

Prvý stupeň rakety bol tvorený päťicou motorov F1. Druhý stupeň tvorilo päť motorov J2 a tretí jeden motor J2 [97].

Rakety používané v programe Apollo boli trojstupňové. Každý stupeň sa po vyhorení paliva oddelil od rakety. Prvý a druhý stupeň vyniesli raketu na obežnú dráhu. Tretí stupeň nasmeroval kozmickú loď Apollo k Mesiacu [96].



Obr. 39 Raketa Saturn V (vľavo), motory prvého stupňa rakety (vpravo) [100], [101]

6.8.1 Motor F1

Raketový motor F-1 americkej firmy Rocketdyne je najväčší raketový motor na KPL, aký bol doteraz vytvorený. Jedná sa o motor s jednou spaľovacou komorou pracujúci otvoreným cyklom a regeneratívnym chladením trysky motora. V motore bolo použité vysokovýkonné turbočerpadlo, ktoré bolo schopné dopraviť 2 t LOX a 1 t kerozínu do spaľovacej komory za sekundu. Všetky komponenty motora sú osadené na spaľovacej komore, turbočerpadle alebo v priestore medzi nimi. Vďaka tomu pri vychyľovaní trysky počas manévrovania nebolo nutné použiť ohybné vysokotlakové potrubie [98].

S vývojom motora sa začalo v roku 1959 a prvý let sa uskutočnil v roku 1967. Motor bol použitý pre pohon prvého stupňa rakety Saturn a jej modifikácii v programe Apollo [99].

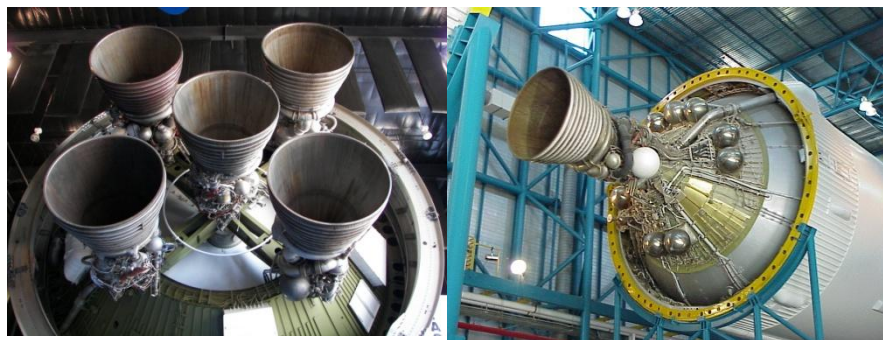
6.8.2 Motor J2

Motor J-2 bol motor na kryogénne KPL vyvinutý firmou Rocketdyne. Ako palivo bol použitý kvapalný vodík a ako okysličovadlo kvapalný kyslík. Motor sa používal na pohon druhého a tretieho stupňa rakety Saturn. Prvý štart motora sa uskutočnil v roku 1960 [103].

Motor pracuje otvoreným cyklom. Na dopravu pohonných látok do spaľovacej komory využíva turbočerpadlá pre palivo a okysličovadlo. Tie sú poháňané plynom vytvoreným v plynovom generátore. U motora je použité regeneratívne chladenie trysky motora [102].

Typ motora	F 1	J2
Ťah motora (kN)	7740	486,2
Špecifický impulz (Ns/kg)	2982	4100
Prázdna hmotnosť (kg)	8391	1438
Použitie	Saturn I/V	Saturn V

Tab. 16 Prehľad používaných motorov rakety Saturn V [99], [103]



Obr. 40 Motory druhého a tretieho stupňa rakety Saturn V [104], [105]

6.9 Raketoplán Space Shuttle

Americký raketoplán Space Shuttle bol prvým viacnásobne použiteľným prostriedkom, používaným na lety do vesmíru. Prvý štart raketoplánu bol 12. Apríla 1981. Do roku 2011 bolo uskutočnených celkom 135 štartov raketoplánu. Raketoplán ako je tvorený

troma základnými časťami: štartovacími blokmi (boosters), externou palivovou nádržou a orbitálnou časťou (orbiter) [106].

6.9.1 Štartovacie bloky raketoplánu

Štartovacie bloky raketoplánu (SRB – Solid Rocket Booster) obsahujú raketové motory na tuhé pohonné látky. Ťah motora je 11,5 MN. Okrem raketového motora obsahujú bloky riadiace jednotky pre riadenie vektora ťahu, riadiacu elektroniku a padákový systém pre návrat na Zem. Raketoplán má 2 štartovacie bloky upevnené po stranách centrálného telesa. Motory pracujú paralelne s hlavným motorom raketoplánu. Po ukončení sa odpoja od centrálného telesa a pristánú pomocou padákov [107].

6.9.2 Externá palivová nádrž

Externá palivová nádrž je centrálnym telesom raketoplánu, na ktorú sú po stranách pripojené štartovacie bloky (SRB) a orbiter. Externá palivová nádrž sa skladá z 3 hlavných častí. Vo vrchnej časti je nádrž na kvapalnú kyslík, v strednej časti je kompletne prístrojové vybavenie a v spodnej časti je nádrž na kvapalnú vodík [106].

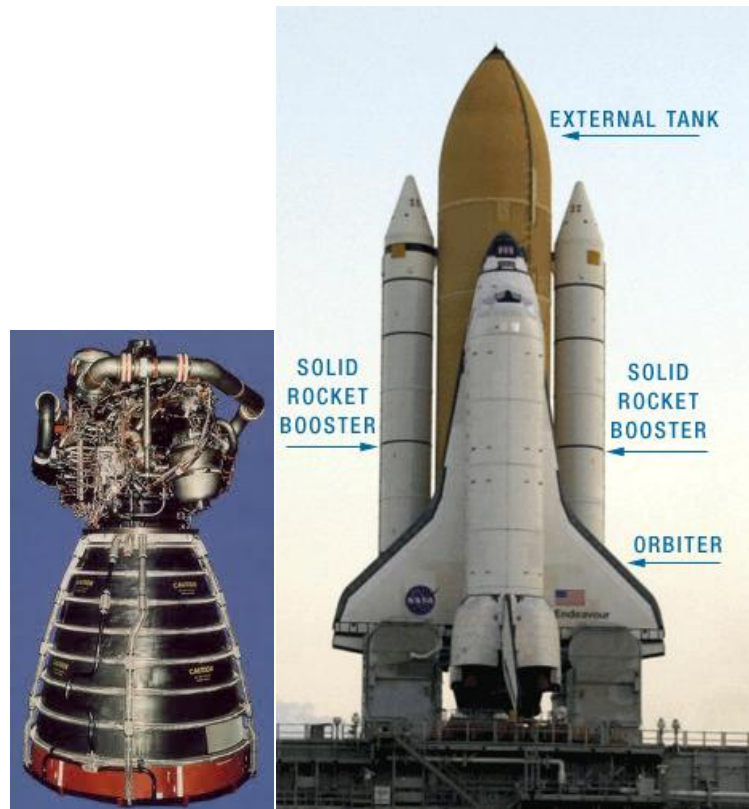
6.9.3 Orbiter

Orbitálna časť je najdôležitejšou časťou raketoplánu. Obsahuje tlakový priestor pre 7 členov posádky, obrovský nákladový priestor a motorovú časť. Povrch raketoplánu je pokrytý systémom tepelnej ochrany. Pre pristátie je raketoplán vybavený vysúvacím podvozkom a brzdiacim padákom [106].

6.9.4 SSME

Raketový motor SSME (Space Shuttle Main Engine) bol vyvinutý firmou Rocketdyne pre pohon amerického raketoplánu Space Shuttle. Jedná sa o jediný motor spaľujúci kryogénne pohonné látky pod vysokým tlakom v spaľovacej komore s možnosťou viacnásobného použitia. Palivo a okysličovadlo sú uložené v externej nádrži a do spaľovacej komory sú dopravované pomocou vysokotlakých turbočerpadiel umiestnených na motore. Aby sa predišlo kavitácii sú pohonné látky na začiatku cyklu prepravované pomocou dvojice nízkotlakových turbočerpadiel. Čerpadlový systém motora zabezpečuje tlakovanie nádrží pohonných látok a pomocou LH₂ je zabezpečené regeneratívne chladenie trysky motora, aby nedošlo k jej porušeniu. Motor je schopný až 10-násobného použitia do generálnej opravy.

V prípade poruchy je možné motor odpáliť od raketoplánu. Počas letu je možné regulovať ťah motora. V prípade potreby je možné zvýšiť ťah motora z 2170 kN na 2280 kN [108].



Obr. 41 Hlavný motor SSME (vľavo), raketoplán Space Shuttle (vpravo) [108], [109]

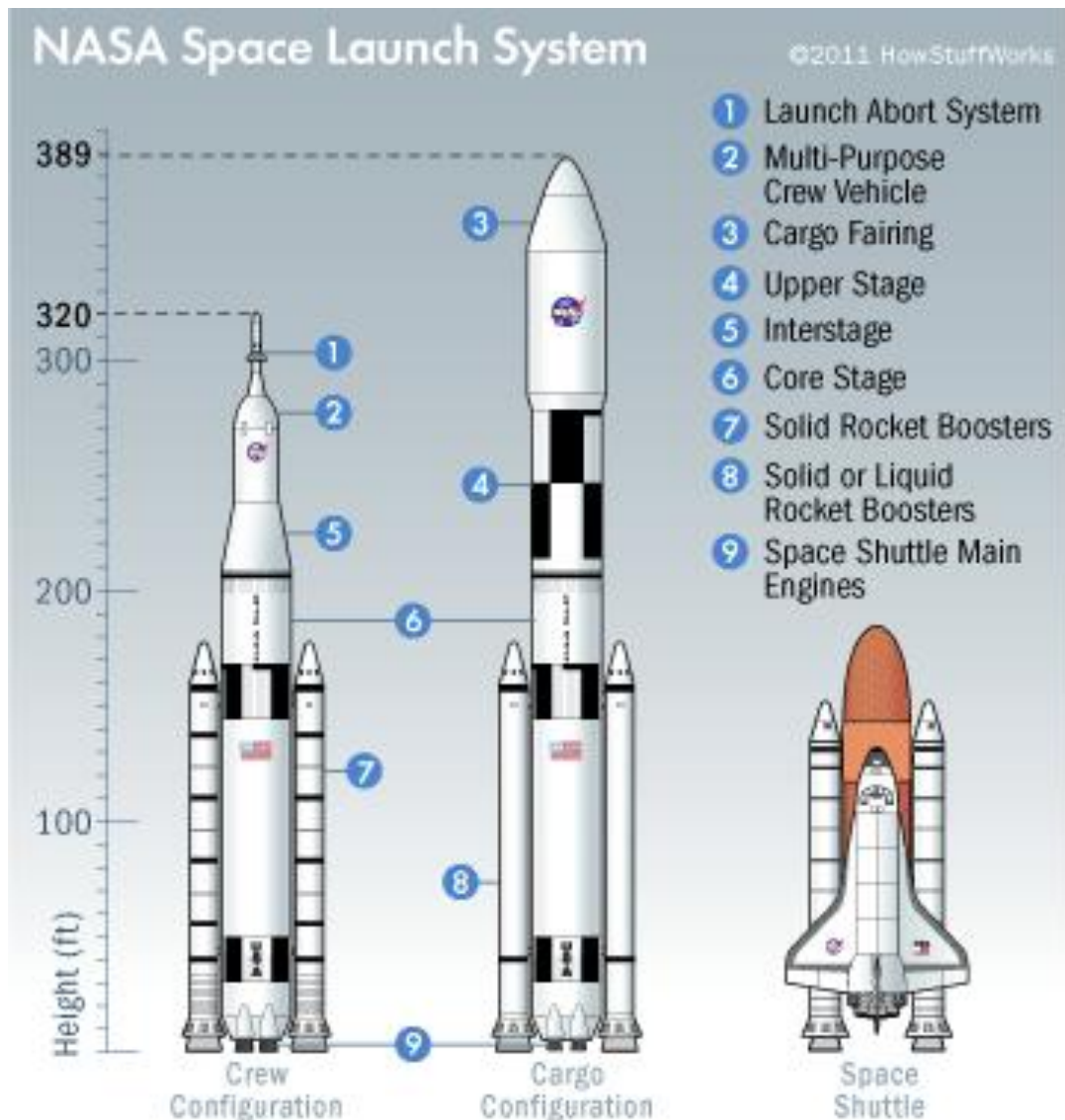
6.10 Space Launch System

Americká agentúra NASA v súčasnosti pracuje na vývoji nového raketového nosiča, určeného pre vynášanie lode Orion s ľudskou posádkou alebo iného nákladu do ďalekého vesmíru. Táto raketa pod názvom SLS sa má stať najvýkonnejšou raketou, ktorá bola doposiaľ postavená [109].

Prvá verzia rakety má byť dlhá takmer 98 m a jej váha sa bude pohybovať okolo 2,5 milióna kilogramov pričom by mala byť schopná dopraviť do vesmíru náklad o hmotnosti 70 t. Pre pohon prvého stupňa majú byť použité upravené motory SSME a stupňu bude asistovať dvojica SRB. Druhý stupeň bude poháňať tiež motor na kryogénne KPL. Táto verzia má primárne slúžiť na dopravu lode Orion [109].

Druhá rozšírená verzia má byť dlhá 117 m a má byť schopná vyvinúť ťah takmer 41 MN pri štarte. Ak sa projekt podarí pôjde o najvýkonnejšiu raketu aká bola kedy postavená. Prvému stupňu bude asistovať dvojica vylepšených SRB. Druhý stupeň bude poháňať dvojica

vylepšených motorov J-2X. Táto verzia má byť primárne určená na vynášanie nákladu do vesmíru [109].



Obr. 42 Konfigurácie SLS v porovnaní so Space Shuttle [110]

7 Európske kozmické rakety

7.1 Ariane 1, 2 a 3

Európska vesmírna agentúra ESA hneď po svojom vzniku v roku 1974 rozhodla o vývoji vlastnej nosnej rakety s názvom Ariane. Raketa mala slúžiť pre komerčné účely na vynášanie satelitov. Vývoj bol začatý v roku 1974. Raketa Ariane 1 bola koncipovaná ako trojstupňová raketa. Prvý stupeň bol poháňaný štyrmi motormi Viking 5, druhý stupeň

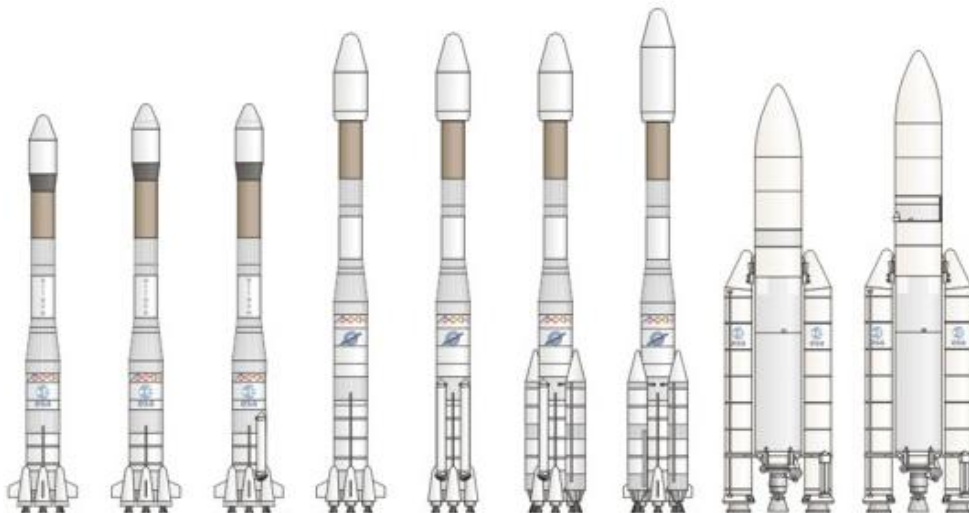
jedným motorom Viking 4 a tretí stupeň kryogénnym motorom HM-7 na kvapalnú kyslík a vodík.

Modernizovaná verzia Ariane 2, využívala modernejšie motory Viking 5B v prvom stupni a motor Viking 4B v druhom stupni. Podstatnou zmenou prešiel tretí stupeň, ktorý obsahoval viac pohonných látok a motor a motor bol nahradený novým motorom HM-7B. Maximálna nosnosť bola zvýšená na 2 270kg. Raketa v rokoch 1987 – 1989 mala 5 úspešných štartov.

Raketa Ariane 3 sa od predchádzajúcej verzie líšila pridaním dvoch pomocných urýchľovacích blokov na tuhé pohonné látky. Táto úprava zvýšila maximálnu hmotnosť vynášaného nákladu na 2 700kg na GTO. [111]

7.2 Ariane 4

Ariane 4 je najúspešnejšou raketou tohto typu. Prvý stupeň bol zložený so 4 motorov Viking 5C, druhý stupeň používal motor Viking 4B a tretí stupeň motor HM-7B na kvapalnú kyslík a vodík [112].



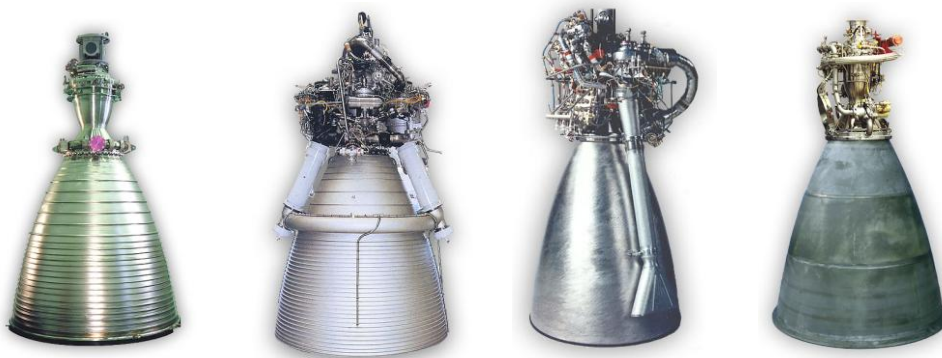
Obr. 43 Prehľad používaných verzií (zľava): Ariane 1, Ariane 2, Ariane 3, Ariane 40, Ariane 44P, Ariane 44LP, Ariane 44L, Ariane 5, Ariane 5 (Herschel and Planck) [113]

7.3 Ariane 5

Prvý stupeň je tvorený kryogénnym motorom Vulcain 1, ktorý ako pohonnú látku využíva kvapalný kyslík a vodík. Raketa využíva pri štarte dva urýchľovacie bloky na TPL. Druhý stupeň je poháňaný motorom HM-7B. Ako pohonné látky slúžia kvapalný vodík a kyslík. Súčasťou druhého stupňa je aj modul VEB (Vehicle Equipment Bay), ktorý zabezpečuje bezpečné vynesenie užitočného zariadenia na obežnú dráhu okolo Zeme.

Typ motora	Vulcain 1	Vulcain 2	HM-7	Aestus
Ťah motora (kN)	1015	1359	64,8	55,4
Špecifický impulz (Ns/kg)	4316	4208	4375	3335
Prázdna hmotnosť (kg)	625	909	165	138
Použitie	Ariane V	Ariane ECA	Ariane	Ariane V

Tab. 17 Prehľad používaných motorov raketami Ariane [114], [115], [116], [117]



Obr. 44 Prehľad motorov rakiet Ariane (zľava): Vulcain 1, Vulcain 2, HM-7, Aestus [114], [115], [116], [117]

8 Japonské kozmické rakety

8.1 Lambda

V roku 1970, po štyroch neúspešných pokusoch, bola vypustená do vesmíru prvá japonská umelá družica o hmotnosti 23 kg pomocou rakety Lambda-4S (L-4S). Raketa L-4S bola zložená so štyroch stupňov poháňaných motormi na tuhé palivo vyrobenými firmou Nisan Motor Co. LTD. Riadiaci a navádzací systém bol použitý iba u posledného stupňa. V celej histórii vesmírnych rakiet išlo o najlacnejšiu a jednu z najmenších kozmických rakiet. [1], [118].

8.2 N

Rakety triedy N boli licenčné vyrábané podľa vzoru amerických rakiet Thor-Delta. Rakety slúžili na vynášanie telekomunikačných a rôznych pozorovacích satelitov. Prvá verzia pod označením N-1 uskutočnila 7 štartov počas svojho pôsobenia od roku 1975 do roku 1982. Prvý stupeň rakety je odvodený od americkej rakety Thor a je poháňaný motorom na kvapalné palivo (tekutý kyslík a kerozín) o ťahu 765 kN. Okolo prvého stupňa boli umiestnené tri pomocné urýchľovacie stupne Castor 2, každý o ťahu 240 kN. Druhý stupeň bol poháňaný motorom RS-27, motor americkej konštrukcie, spaľujúci oxid dusičitý a aeroxín o ťahu 34 kN. Tretí stupeň obsahoval motor americkej konštrukcie na tuhé palivo o ťahu 38,4 kN. Celková nosnosť rakety N-1 bola 1200 kg na LEO [120], [122].

Verzia N-2 využívala zhodný prvý stupeň s predchádzajúcou verziou vylepšený o objemnejšie palivové nádrže. Okolo neho bolo umiestnených 9 pomocných urýchľovacích stupňov Castor 2. Druhý stupeň poháňal novší motor označený AJ10-118F spaľujúci zmes HNO_3 a UDMH o ťahu 41,36 kN. Tretí stupeň poháňal motor na tuhé palivo pod označením Star 37 O ťahu 43,55 kN. Použitím výkonnejších motorov a navýšením celkového ťahu prvého stupňa stúpila nosnosť rakety na 2000 kg (LEO). Verzia N-2 slúžila v rokoch 1981 do roku 1986 počas ktorých bola vypustená osemkrát [119], [121].

8.3 H

Séria rakiet pod označením H vznikla na základe skúsenosti získanými počas vývoja jej predchodcov N-1 a N-2. Verzia pod označením H-1 prevzala prvý stupeň a pomocné urýchľovacie stupne z verzie N-2, na ktorý nadväzoval druhý stupeň. Ten poháňal motor LE-

5 na kvapalné palivo (zmes LOX/LH₂) o ťahu 102,9 kN vyvinutý firmou Mitsubishi. Tretí stupeň poháňal motor na tuhé palivo pod označením H-1-3 vyvinutý firmou Nissan o ťahu 77 kN. Vylepšenia sa dočkaj aj navádzací systém rakety. Celková nosnosť sa zvýšila na 3200 kg (LEO). Verzia sa používala od roku 1986 do roku 1992 a celkovo bolo uskutočnených 9 letov [123], [124].

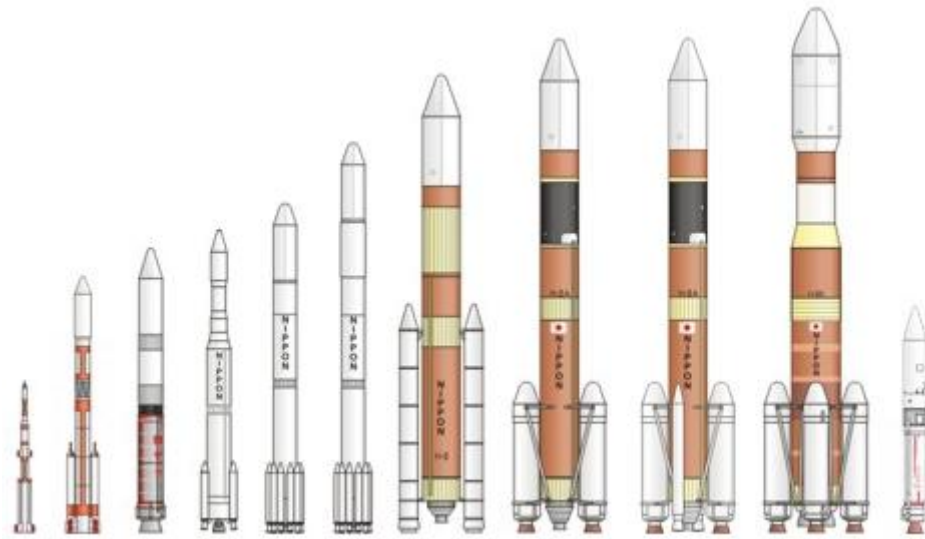
Druhá verzia označená H-2 sa skladala z dvoch stupňov vlastnej japonskej konštrukcie. Prvý stupeň bol poháňaný motorom LE-7 na kvapalné palivo (zmes LOX/LH₂) o ťahu 1MN od firmy Mitsubishi. Okolo prvého stupňa boli umiestnené dva urýchľovacie stupne SRB každý o ťahu 1,5 MN s motormi na tuhé palivo. Druhý stupeň obsahoval motor LE-5A ktorý sa od svojho predchodcu líšil schopnosťou reštartu, vyššou spoľahlivosťou a výkonom, ktorý stúpol na 121,5 kN. Vylepšený bol aj navádzací systém rakety. Vďaka vylepšeniam dosahovala raketa nosnosť 10 000 kg na LEO. Počas rokov 1988 až 1999 bolo uskutočnených 10 štartov [125].

V roku 2001 sa uskutočnil prvý štart vylepšenej verzie označenej H-2A. Modernizáciou prešli oba stupne rakety a urýchľovacie stupne. Hlavným cieľom bolo zjednodušiť celkovú konštrukciu, zvýšiť spoľahlivosť a znížiť celkové náklady. Prvý stupeň je poháňaný motorom LE-7A s ťahom 1,1 MN. Okolo stupňa sú umiestnené urýchľovacie stupne SRB-A s motormi na tuhé palivo. Každý stupeň poskytuje ťah 2,25 MN a ich počet môže byť voliteľný podľa požadovanej nosnosti. Najpoužívanejšie usporiadania sú s dvoma alebo štyrmi prídavnými stupňami. Ďalšie navýšenie nosnosti bolo dosiahnuté pripojením prídavných rakiet (2 alebo 4 rakety) na tuhé palivo. Táto modifikácia sa v súčasnosti už nepoužíva. Druhý stupeň je poháňaný zjednodušeným motorom LE-5B s možnosťou reštartu o ťahu 137 kN. Nosnosť rakety je 10 t na LEO a 4 t na GTO. V aktívnej službe sú verzie s dvoma alebo štyrmi stupňami SRB-A [126].

V roku 2009 sa uskutočnil prvý let rakety H-2B, ktorá vyniesla na obežnú dráhu nákladnú loď Konotori, určenú pre zásobovanie medzinárodnej stanice ISS. Raketa je odvodená z verzie H-2A za účelom zvýšenia nosnej kapacity. Prvý stupeň nesie o 1,7-krát viac paliva a je poháňaný dvoma motormi LE-7A. V základnej konfigurácii prvému stupňu asistujú 4 stupne SRB-A. Druhý stupeň je vybavený navádzacím systémom vyvinutým pre požiadavky lode Konotori a väčším aerodynamickým krytom, ktorý umožňuje dopravu objemnejšieho nákladu. Raketa má nosnosť 16,5 t (loď Konotori) alebo 8 t na GTO. Raketa je stále v aktívnej službe [126].

8.4 Epsilon

Raketa Epsilon je trojstupňová raketa vyvinutá za účelom nízko nákladových letov do vesmíru. Základ prvého stupňa tvorí urýchľovací motor SRB-A. Druhý a tretí stupeň je prevzatý z rakety M-V s motormi na tuhé palivo. Raketa je vybavená novým navádzacím, riadiacim a kontrolným systémom, ktorý znižuje potrebu pozemnej podpory kontroly letu. Nosnosť rakety je 1200 kg na LEO. Prvý štart sa uskutočnil v roku 2013 [127].



Obr. 45 Prehľad japonských rakiet (zľava): L-4S, M-3-SII, M-V, N-1, N-2, H-1, H-2, H-2A, H-2A-2022, H-2B, Epsilon

9 Čínske kozmické rakety

Prvé čínske kozmické rakety vznikli konverziou vojenských balistických rakiet podľa vzoru amerických a sovietskych rakiet. Takto vznikla séria pod označením CZ (Chang Zheng) známa tiež pod označením LM (Long March). Po výkonostnej stránke sa ich môžeme zaradiť do rovnakej triedy ako americké rakety Titan, alebo európske Ariane.

9.1 CZ-1

Čínska raketa CZ-1 vznikla konverziou bojovej rakety DF-3 prevzatím prvých dvoch stupňov a bola doplnená o tretí stupeň. S vývojom sa začalo v roku 1965 za účelom vynesenia prvého čínskeho satelitu. V roku 1970 bola vyneseny prvý čínsky satelit na obežnú dráhu Zeme. Táto verzia bola schopná vyniesť náklad o hmotnosti 300kg na nízku orbitu.

Prvý stupeň rakety bol poháňaný štvorkomorovým motorom na kvapalné pohonné látky YF-2 s celkovým ťahom 1,2 MN. Druhý stupeň napojený pomocou priehradovej konštrukcie obsahoval motor s jednou spaľovacou komorou. Išlo o upravenú verziu motora prvého stupňa schopnú pracovať vo vákuu o ťahu 306 kN. Tretí stupeň obsahoval motor GF-02 na tuhé palivo o ťahu 181 kN [128].

9.2 CZ-2

Vývoj na tomto type začal v roku 1970 a v aktívnej službe zotrvala v rôznych modifikáciách až do súčasnosti. Ide o dvojstupňovú raketu poháňanú motormi na kvapalné palivo schopnú vyniesť náklad o hmotnosti 2000 kg na nízku orbitu [129].

Prvá verzia označená CZ-2A bola osadená motorom so štyrmi spaľovacími komorami YF-20A o celkovom ťahu 3 MN a jednokomorovým motorom YF-22/23 o ťahu 762 kN [129].

Verzia CZ-2E vznikla pridaním štyroch pomocných urýchľovacích rakiet po vzore sovietskych rakiet Proton a amerických Titan k základnej verzii. Raketa bola schopná dopraviť náklad od hmotnosti 9500 kg na LEO a 3500 kg na GEO. Každá z urýchľovacích rakiet bola osadená motorom YB-20B o ťahu 816 kN. Po skončení činnosti pomocných rakiet bol uvedený do činnosti prvý a následne druhý stupeň zhodný ako u predchádzajúcej verzie. Pri požiadavke na dosiahnutie GTO bol použitý tretí prídavný stupeň s motorom na tuhé palivo o ťahu 117 kN [130].

9.3 CZ-3

Rakety patriace do tejto série sa vyznačujú trojstupňovým usporiadaním. Slúžili na vynášanie družíc na GEO. Prvý a druhý stupeň bol odvodený od verzie CS-2C. Nový tretí stupeň bol vybavený novým motorom YF-73 spaľujúcim kryogénnu zmes kyslíka a vodíka, ktorý dokáže vyvinúť ťah 44 kN [131].

Pridaním výkonnejšieho tretieho stupňa a vylepšením systému riadenia vznikla verzia CS-3A. Prvý stupeň obsahoval motor YF-21C s ťahom 2961 kN a druhý stupeň motor YF-24E s ťahom 742 kN. Tretí stupeň bol osadený motorom YF-75 s ťahom 156 kN a dokázal dopraviť náklad o hmotnosti 2700 kg. Prvý let sa uskutočnil v roku 1984 [131].

Pre vynášanie ťažkého nákladu bola vyvinutá verzia označená CZ-3B, ktorej vývoj začal v roku 1986 a vychádzal z overených predchádzajúcich modelov. Jednalo sa

o trojstupňovú verziu doplnenú štyrmi urýchľovacími pomocnými raketami a rovnakom celkovom ťahu ako prvý stupeň. Motory zvyšných stupňov boli zhodné s predchádzajúcimi verziami. Do vesmíru bolo možné prepraviť náklad o hmotnosti 5100 kg až 5500 kg u výkonnejšej verzie [132].

Od tejto verzie bola odvodená verzia CZ-3C, ktorá sa je osadená iba dvoma pomocnými raketami a slúži najmä na vynášanie nákladu na GTO.

9.4 CZ-4

Vývoj tejto verzie začal v roku 1983 a jej hlavnou úlohou malo byť vynášanie satelitov na SSO a hydrometeorologických družíc. Prvé dva stupne boli prevzaté z verzie CZ-3C a doplnené o nový tretí stupeň o ťahu 100,8 kN. Raketa bola schopná dopraviť náklad o hmotnosti 1650 kg na SSO [133].



Obr. 46 Prehľad čínskych rakiet (zľava): CZ-1, CZ-2C, CZ-2D, CZ-2E, CZ-2F, CZ-2F/G, CZ-3, CZ-3A, CZ-3B, CZ-3C, CZ-4A [134]

10 Indické kozmické rakety

Počiatky Indického kozmického programu boli sprevádzané mnohými komplikáciami vyplývajúcimi zo zlej technickej vyspelosti krajiny. Bolo potrebné obnoviť a zmodernizovať strojársky, elektrotechnický priemysel a zabezpečiť výrobu a prípravu pohonných látok. Prvá kozmická raketa bola pripravená k štartu v roku 1979 [1].

10.1 PSLV

Polar Satellite Launch Vehicle je indická raketa tretej generácie schopná vyniesť náklad o hmotnosti 1600 kg na SSPO a 1050 kg na GTO. Raketa sa skladá so štyroch stupňov. Prvý stupeň obsahuje motor na tuhé palivo o ťahu 4,8 MN. Okolo prvého stupňa sú umiestnené prídavné pomocné rakety na tuhé palivo každá o ťahu 502 kN. Druhý stupeň využíva motor Viking 4, prevzatý z rakiet Ariane, na kvapalné palivo o ťahu 725 kN. Tretí stupeň je poháňaný motorom na tuhé palivo o ťahu 329 kN a štvrtý dvoma motormi na kvapalné palivo o ťahu 14 kN. Prvý úspešný let sa uskutočnil v roku 1994 a raketa je naďalej v aktívnej službe [135].

10.2 GSLV

Geosynchronous Satellite Launch Vehicle je indická raketa, ktorá sa používa na vynášanie satelitov na GTO, kde je schopná vyniesť náklad o hmotnosti 2000 až 2500 kg. Jedná sa o trojstupňovú raketu. Prvý stupeň je tvorený motorom na tuhé palivo prevzatým z rakety PSLV. Okolo prvého stupňa je umiestnených šesť prídavných jednotiek na kvapalné palivo poháňaných motormi Viking 2, každá o výkone 735 kN. Druhý stupeň je poháňaný motorom Viking 4 a posledný stupeň poháňa motor RD-56M prevzatý z ruských rakiet Proton na kryogénne palivo (LOX/LH₂) o ťahu 73,6 kN [136].

Prvý let sa uskutočnil v roku 2001 na vynesenie satelitu GSAT-1 a raketa je stále v aktívnej službe. V súčasnosti sa pracuje na vylepšenej viacúčelovej verzii GSLV-III, ktorá by bola schopná vynášať náklad o hmotnosti 4000 až 5000 kg na rôzne obežné dráhy a konkurovala by zahraničným raketám [137].



Obr. 47 Prehľad používaných indických rakiet (zľava): SLV-3, ASLV, PSLV, PSLV-CA, PSLV-XL, GSLV [138].

11 Záver

V bakalárskej práci sme sa venovali vývoju raketových motorov a ich využitím v najznámejších typoch raketových nosičov od ich počiatkov až do súčasnosti a načrtli vývojové trendy do budúcnosti.

V prvej časti práce sme sa venovali problematike letu rakety a popísali sme si hlavné princípy, ktorými sa musíme riadiť pri navrhovaní rakiet a raketových motorov.

V druhej časti sú raketové motory rozdelené na základné typy podľa pracovného cyklu a pohonných látok, ktoré využívajú. Najviac používané sú raketové motory pracujúce otvoreným cyklom. Ich výhoda spočíva v jednoduchšej konštrukcii a nižších výrobných nákladoch, na čo sa v dnešnej dobe kladie veľký dôraz. Medzi najvýkonnejšie motory na KPL patria ruské motory RD-171 a RD-191. Vďaka ich vysokému výkonu a nízkym nákladom na výrobu a prevádzku si ich zabezpečila aj americká vláda vo verzii RD-180 pre svoj raketový program. Stretávame sa aj s pár typmi raketových motorov z uzavretým cyklom. Za zmienku stojí raketový motor SSME, ktorý vďaka svojmu vysokému výkonu a viacnásobnému použitiu má predpoklady k ďalšiemu nasadeniu v budúcnosti. Zatiaľ čo sa ruský konštruktéri sústreďujú hlavne na vývoj motorov na KPL, americkí konštruktéri stále vo veľkom množstve využívajú motory na TPL. Jedným z dôvodov je to, že v Amerike sa po 2. sv. vojne začali vo veľkom počte vyrábať rakety na tuhé palivo, zatiaľ čo v Sovietskom zväze sa začalo s vývojom rakiet na KPL.

Dôvodom používania motorov na KPL je ich najmä ich vyšší výkon, možnosť regulácie ťahu a možnosť opätovného reštartu motora. Motory na tuhé pohonné látky sa využívajú najčastejšie ako pomocné urýchľovacie motory z dôvodu možnosti ich rýchleho nasadenia, vysokej spoľahlivosti a jednoduchej manipulácii. Hybridné raketové motory zatiaľ nenašli výraznejšie praktické uplatnenie. Ďalej sme sa venovali popisu jednotlivých pracovných cyklov raketových motorov, ich výhodami a nevýhodami. Pracovný cyklus motora výrazne ovplyvňuje jeho celkový výkon, spoľahlivosť a efektivitu.

V poslednej časti sme zhrnuli kozmický program európskej agentúry ESA, Japonska, Číny a Indie. Väčšina rakiet bola odvodená z osvedčených typov rakiet USA a Ruska a až

neskôr tieto krajiny začali s vlastným vývojom. Aj u týchto krajín sa stretávame z veľkým množstvom rakiet, čo sa odrazilo hlavne na ich nezávislosti pri vynášaní satelitov vlastnej produkcie.

Do budúca sú pripravované významné projekty na strane Ruska tak aj USA. V Rusku vzhľadom k rozpadu Sovietskeho zväzu vznikla požiadavka využívať štartovacie miesta na ich vlastnom území. Preto sa stretávame s novou pripravovanou kozmickou raketou Angara, ktorej prvá verzia by mala vzlietnuť v roku 2014 a časom by mala trieda Angara nahradiť rakety Proton a Sojuz. Na americkej strane sa stretávame s ambicióznym projektom zo snahou vytvoriť najväčšiu kozmickú raketu, aká bola kedy postavená pod názvom SLV, ktorá ma byť vyrábaná v dvoch verziách. Ľahšia verzia má slúžiť na prepravu ľudí do vesmíru a ťažšia verzia na prepravu nákladu. V budúcnosti sa určite ešte stretneme z raketovými nosičmi schopnými dopraviť ľudskú posádku na Mars, pretože táto téma je stále viac aktuálna.

12 Literatúra

- [1] RŮŽIČKA, Bedřich a Lubomír POPELÍNSKÝ. *Rakety a kosmodromy*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1986.
- [2] *1. kozmická rychlost* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: http://www.butkaj.com/fyzika1?id_menu=563&id_sub=91&id_left=369
- [3] *Obežná dráha* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/zaklady/astrodyn/draha.htm>
- [4] *2. Teorie letu* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/zaklady/kurz/kurz2.htm>
- [5] Gravity drag. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/File:GravityDrag.svg>
- [6] *Reaktivní pohon* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/pohon.htm>
- [7] HALLIDAY, David, Robert RESNICK a Jearl WALKER. *Fundamentals of physics*. 6th ed., extended /. New York: Wiley, c2001, 2 v. ISBN 04713603762-.
- [8] *Liquid Rocket Engine* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/lrockth.html>
- [9] LEJČEK, Lubor. Kozmické pohony 1. [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.predmet.kosmo.cz/files/prednaska2009-02b.pdf>
- [10] Pressure-fed cycle (rocket). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Pressure-fed_cycle_%28rocket%29
- [11] Staged combustion cycle (rocket). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Staged_combustion_cycle_%28rocket%29

- [12] Expander cycle (rocket). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Expander_cycle_%28rocket%29
- [13] *Solid Rocket Engine* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.sciencelearn.org.nz/Contexts/Rockets/Sci-Media/Images/Solid-rocket-engine>
- [14] *Hybrid Rocket Propulsion* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.spg-corp.com/space-propulsion-group-resources.html>
- [15] *SpaceShip One* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/craft/spaipone.htm>
- [16] *Pohonné systémy* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/motory.htm>
- [17] *How Gunpowder Changed the World* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.livescience.com/7476-gunpowder-changed-world.html>
- [18] *Brief History of Rockets* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html
- [19] *Congreve 32-pounder Rocket* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: http://weebau.com/history/congreve_rock.htm
- [20] *William Hale Rocket* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.ssplprints.com/image/115077/scm-photo-studio-hale-war-rocket-1844-1918>
- [21] *Important Early Rockets and Missiles* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.uwgb.edu/dutchs/CosmosNotes/earlyrkt.htm>
- [22] *V2 Rocket* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.v2rocket.com/>
- [23] *Konstruktéri Ruska* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/bio/vedci/dkoru.htm#00030>
- [24] *Raketa Vostok, Sojuz, Molnija* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/nosice/rusko/sojuz/index.htm>

- [25] *Sputnik 8K71PS* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/spuk71ps.htm>
- [26] *Luna 8K72* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/luna8k72.htm>
- [27] *Soyuz 11A511* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/soy1a511.htm>
- [28] *Soyuz FG* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/soyuzfg.htm>
- [29] *Soyuz FG - Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.spaceflight101.com/soyuz-fg.html>
- [30] *Soyuz 2-1A - Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.spaceflight101.com/soyuz-2-1a.html>
- [31] *Engines* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.npoenergomash.ru/eng/engines/rd107/>
- [32] *RD-0105* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd0105.htm>
- [33] *RD-0108* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd0108.htm>
- [34] *RD-0109* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd0109.htm>
- [35] [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.russianspaceweb.com/rd0124.html>
- [36] *Fregat* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/stages/fregat.htm>
- [37] *Proton K Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.khrunichev.ru/main.php?id=41>
- [38] *Proton-M/Briz-M - Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.spaceflight101.com/proton-m-briz-m.html>

- [39] *Proton M Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.khrunichev.ru/main.php?id=42>
- [40] *Proton Heritage* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.ilslaunch.com/launch-services/ils-proton-breeze-m-launch-vehicle/proton-heritage>
- [41] *RD-253* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.npoenergomash.ru/eng/engines/rd253/>
- [42] *Proton K Launch Vehicle Description* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.khrunichev.ru/main.php?id=46>
- [43] First stage Proton M. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA):
Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://commons.wikimedia.org/wiki/File:First_stage_Proton_M.jpg
- [44] *Proton's second stage* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://www.russianspaceweb.com/proton_stage2.html
- [45] *RD-0210* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd0210.htm>
- [46] *RD-0212* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd0212.htm>
- [47] *Briz M* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/craft/brizm.htm>
- [48] [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://www.b14643.de/Spacerockets_1/East_Europe_2/Proton-M/Gallery/Breeze.htm
- [49] *S.P. KOROLEV ROCKET AND SPACE CORPORATION* [online]. [cit. 2013-05-24].
Dostupné z: http://www.energia.ru/en/history/systems/vehicles/vehicle_n1-l3.html
- [50] *NI* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/n1.htm>
- [51] *NI* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.aerospaceweb.org/question/spacecraft/russia/n1-1.jpg>

- [52] *NK-15* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/nk15.htm>
- [53] *NK-15V* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/nk15v.htm>
- [54] *NK-21* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/nk21.htm>
- [55] *Energija* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/energia.htm>
- [56] *Energia* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/graphics/e/energia.jpg>
- [57] *RD-171M* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.npoenergomash.ru/eng/engines/rd171m/>
- [58] *RD-171* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd171.htm>
- [59] *RD-0120* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd0120.htm>
- [60] *RD-58M* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rd58m.htm>
- [61] *Zenit origin* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://www.russianspaceweb.com/zenit_origin.html
- [62] *Zenit-2* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/zenit2.htm>
- [63] *Zenit-3SL* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/zenit3sl.htm>
- [64] *RD-120* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.npoenergomash.ru/eng/engines/rd120/>

- [65] *Rockets: Angara family* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.russianspaceweb.com/angara.html>
- [66] *Angara Launch Vehicles Family* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44>
- [67] *RD-191* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.npoenergomash.ru/eng/engines/rd191/>
- [68] *Baikal Reusable Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.khrunichev.ru/main.php?id=45>
- [69] *Instantní pamětník 15* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://www.ian.cz/detart_fr.php?id=2395
- [70] *Vanguard* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/vanguard.htm>
- [71] *Thor Able* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/thorable.htm>
- [72] *Thor Able-Star* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/thoestar.htm>
- [73] *Thorad Agena D SLV-2G* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/thoslv2g.htm>
- [74] *Delta history* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.boeing.com/boeing/defense-space/space/bls/deltaHistory.page>
- [75] *Thor and Delta Rockets Overview* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Delta.html
- [76] *Delta IV Heavy* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/delheavy.htm>
- [77] *Delta IV* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://i.space.com/images/i/000/016/260/original/delta-4-rocket-family-chart.jpg?1332969160>

- [78] *RS-68* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rs68.htm>
- [79] *RL-10B-2* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rl10b2.htm>
- [80] *Propulsion Delta-IV* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://www.b14643.de/Spacerockets_2/United_States_5/Delta_IV/Propulsion/engines.htm
- [81] *Titan Missiles and Rockets* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Titan.html
- [82] *LR91-7* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/lr917.htm> []
- [83] *UA1205* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/ua1205.htm>
- [84] *USRM* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/usrm.htm>
- [85] *LR87-11* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/lr8711.htm>
- [86] *LR87-7* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/lr877.htm>
- [87] *Bell 8096* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/bell8096.htm>
- [88] *AJ10-138* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/aj10138.htm>
- [89] *RL-10A-3* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/rl10a3.htm>
- [90] *Atlas V Heavy* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/atlheavy.htm>

- [91] *Atlas Rockets* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Atlas.html#Atlas-IIAS
- [92] *Atlas V* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/fam/atlasv.htm>
- [93] *Atlas EELV family.png* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://en.wikinews.org/wiki/File:Atlas_EELV_family.png
- [93] *RD-180* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.npoenergomash.ru/eng/engines/rd180/>
- [94] *LR105-7* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/lr1057.htm>
- [95] *Saturn V* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/home/what-was-the-saturn-v-58.html>
- [96] *Saturn V* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/saturnv.htm>
- [97] *Background, F-1 rocket engine* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://history.msfc.nasa.gov/saturn_apollo/documents/Background_F-1_Rocket_Engine.pdf
- [98] *F-1* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/engines/f1.htm>
- [99] [online]. [cit. 2014-05-30].
Dostupné z: http://historicspacecraft.com/Photos/S1C_KSC_06_Kevin_Reynolds_2000.jpg
- [100] [online]. [cit. 2014-05-30].
Dostupné z: http://stock.wikimini.org/w/images/5/5b/Saturn_V-8916.jpg
- [101] *J-2 Fact sheet* [online]. [cit. 2014-05-30].
Dostupné z: http://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/499245main_J2_Engine_fs.pdf
- [102] *J-2* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/engines/j2.htm>

- [103] [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Photos/Saturn/Saturn_S-II_USSRC_2008_RK_01.jpg
- [104] [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Photos/SIVB_KSC_01_Kevin_Reynolds_2000.jpg
- [105] *Shuttle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/shuttle.htm>
- [106] *SRB* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/srb.htm>
- [107] *SSME* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/engines/ssme.htm>
- [108] *Space Shuttle pic* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://www.nasa.gov/images/content/107907main_STS_parts.gif
- [109] *Space launch system* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://www.nasa.gov/pdf/664158main_sls_fs_master.pdf
- [110] *How the Space Launch System Will Work* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://science.howstuffworks.com/space-launch-system.htm>
- [111] *Ariane 1,2,3* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://www.esa.int/Our_Activities/Launchers/Ariane_1_2_32
- [112] *Ariane 4* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://www.spaceandtech.com/spacedata/elvs/ariane4_specs.shtml
- [113] *Ariane* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_European.html
- [114] *Vulcain 1* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/vulcain-rocket-engine.html>
- [115] *Vulcain 2* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/vulcain-2-rocket-engine.html>

- [116] *HM-7* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/hm7b-rocket-engine.html>
- [117] *Aestus* [online]. [cit. 2013-05-24]. Dostupné z: <http://cs.astrium.eads.net/sp/launcher-propulsion/rocket-engines/aestus-rs72-rocket-engine.html>
- [118] *Raketa Lambda* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/lambda/index.htm>
- [119] *N-2* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/n2.htm>
- [120] *About N-1 launch vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://global.jaxa.jp/projects/rockets/n1/index.html>
- [121] *About N-2 launch vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://global.jaxa.jp/projects/rockets/n2/index.html>
- [122] *Raketa N* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/n/index.htm>
- [123] *H-1* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://global.jaxa.jp/projects/rockets/h1/index.html>
- [124] *H-1* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/h1.htm>
- [125] *H-2* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/h2.htm>
- [126] *About H-II Launch Vehicle* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://global.jaxa.jp/projects/rockets/h2/index.html>
- [127] *Epsilon* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://global.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/index.html>
- [128] *CZ1* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://astronautix.com/lvs/cz1.htm>
- [129] *CZ2-A* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://astronautix.com/lvs/cz2a.htm>
- [130] *CZ2-E* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://astronautix.com/lvs/cz2e.htm>
- [131] *LM3-A* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z: <http://www.cgwic.com/LaunchServices/LaunchVehicle/LM3A.html>

- [132] *LM3-B* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.cgwic.com/LaunchServices/LaunchVehicle/LM3B.html>
- [133] *CZ4-A* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/cz4a.htm>
- [134] *Chinese Rockets Overview* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Chinese.html
- [135] *PSLV* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://isro.org/Launchvehicles/PSLV/pslv.aspx>
- [136] *GSLV* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.isro.org/Launchvehicles/GSLV/gslv.aspx>
- [137] *GSLV MK3* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
<http://www.isro.org/Launchvehicles/GSLVMARKIII/mark3.aspx>
- [138] *Indian Rockets* [online]. [cit. 2014-05-30]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Indian.html

