



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
ÚSTAV STROJÍRENSKÉ TECHNOLOGIE

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF MANUFACTURING TECHNOLOGY

PŘEHLED VÝVOJE NOSNÝCH RAKET PRO PILOTOVANÉ LETY

OVERVIEW OF LAUNCHERS FOR MANNED FLIGHTS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Martin Šurkala

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

BRNO 2015

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2014/2015

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Martin Šurkala

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

obor: **Základy strojního inženýrství (2341R006)**

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:

Přehled vývoje nosných raket pro pilotované lety

v anglickém jazyce:

Overview of launchers for manned flights

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Předmětem bakalářské práce by měl být historicko-technický přehled vývoje nosných raket používaných pro pilotované lety do kosmu. Počátky vývoje raketové techniky v Německu, Rusku a USA. Hlavní nosné rakety využívané při osvojování kosmického prostoru oběma kosmickými velmocemi (SSSR a USA). Výhled dalšího využívání nosných raket pro lety na orbitální dráhu kolem Země (k ISS) i lety k jiným nebeským tělesům (Měsíc, Mars).

Cíle bakalářské práce:

Cílem bakalářské práce je formou rešerše vypracovat historicko-technický přehled vývoje nosných raket pro pilotované lety do kosmu od počátků raketové techniky až po současnost.

Seznam odborné literatury:

- [1] KLUSÁK, J. Kosmické rakety dneška. Vlašské Meziříčí: Hvězdárna Valašské Meziříčí, 1997.
- [2] KROULÍK, J. - RŮŽIČKA, B. Rakety. Praha: Naše vojsko, 1981.
- [3] RŮŽIČKA, B. - POPELÍNSKÝ, L. Rakety a kosmodromy. Praha: Naše vojsko, 1986.
- [4] LÁLA, P. - VÍTEK, A. Malá encyklopedie kosmonautiky. Praha: Mladá fronta, 1982.
- [5] Starší ročníky časopisu Letectví a kosmonautika
- [6] Internet

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/2015.

V Brně, dne 19.11.2014

L.S.

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

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

ABSTRAKT

Bakalářská práce popisuje vývoj raketové techniky od jejích počátků až po kosmické lety. V první části jsou popsány základní principy reaktivního pohonu a stručný vývoj prvních raket. Následuje kapitola, jež popisuje vznik moderní kosmonautiky v podání největších vědců, kteří v oblasti raketové techniky působili na počátku 20. století. V následující části práce je uveden německý raketový program, na který navazují vesmírné programy USA a SSSR (Ruska). V poslední části jsou uvedeny rakety využívané Evropou, Čínou a soukromou společností SpaceX. V této práci nejsou zpracovány pouze v minulosti použité nosiče, nýbrž také nosiče, které se teprve pro svoji první cestu připravují.

Klíčová slova

Nosné rakety, pilotované lety, kosmický program, vývoj raketové techniky, základy kosmonautiky, nosné rakety budoucnosti.

ABSTRACT

This Bachelor's dissertation describes the development of rocket technology from its beginnings to space flight. The first section describes the basic principles of reactive propulsion and gives a brief description of the development of the first rockets. The following chapter describes the formation of modern astronautics as presented by leading scientists who were active in rocket technology during the early 20th century. The next part is focused on the German rocket program, which builds on the space programs of the USA and USSR (Russia). The last section describes rockets used by Europe, China and the private company SpaceX. This dissertation not only includes carriers used in the past but also carriers which are currently preparing for their first trip.

Keywords

Launch vehicle, manned flights, space program, basic of astronautics, development of rockets.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ŠURKALA, M. *Přehled vývoje nosných raket pro pilotované lety*. Brno 2014. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. 61 s. 2 přílohy. Vedoucí práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc..

Přehled vývoje nosných raket pro pilotované lety
Overview of launchers for manned flights

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma **Přehled vývoje nosných raket pro pilotované lety** vypracoval(a) samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

.....
Datum

Martin Šurkala

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji tímto panu doc. Ing. Vladimíru Daňkovi, CSc., za cenné připomínky a rady při vypracování bakalářské práce. Dále bych chtěl poděkovat své rodině, která mne podporovala po celou dobu studia.

OBSAH

ABSTRAKT	5
PROHLÁŠENÍ.....	7
PODĚKOVÁNÍ	9
OBSAH.....	11
ÚVOD.....	13
1 Princip reaktivního pohonu.....	15
1.1 Pohonné systémy.....	15
1.1.1 Motory na KPH.....	16
1.1.2 Motory na TPH	16
1.1.3 Motory smíšené (kombinované)	17
2 Vznik prvních raket (vývoj do 20. století).....	18
2.1 Čína	18
2.2 Rozšíření raket	19
2.3 Teoretické základy mechaniky.....	19
3 Počátky vývoje kosmických letů (20. století).....	20
3.1 Konstantin Eduardovič Ciolkovskij	20
3.1.1 Základní rovnice kosmonautiky.....	20
3.1.2 Vícestupňové rakety	21
3.2 Robert Hutchings Goddard	21
3.3 Hermann Oberth.....	22
3.3.1 Společnost pro kosmické lety	23
4 Německo – vývoj rakety A4/V2.....	24
4.1 Předchůdci V2	24
4.2 Pozadí vývoje rakety A4/V2	25
4.3 Technické specifikace V2	26
5 Kosmický program USA	28
5.1 Němečtí vědci v USA.....	28
5.2 Série raket Redstone.....	28
5.2.1 Jupiter C a Juno I	29
5.2.2 Redstone MRLV	29
5.3 Rakety Atlas	30
5.3.1 Atlas-Mercury	30
5.4 Titan	32
5.4.1 Titan II GLV	32

5.5	Saturn	33
5.5.1	Saturn I.....	34
5.5.2	Saturn IB	34
5.5.3	Saturn V	35
5.6	Raketoplán.....	36
5.7	SLS (Space Launch System).....	36
6	Ruský kosmický program	37
6.1	R 7 – Sputnik.....	38
6.2	Vostok 8K72K	38
6.3	Voschod.....	39
6.4	Sojuz.....	39
6.4.1	Soyuz U/U2.....	39
6.4.2	Soyuz FG	40
6.4.3	Sojuz 2	41
7	Vesmírné programy dalších zemí	42
7.1	Evropská Vesmírná Agentura ESA.....	42
7.1.1	Ariane 1,2,3 a 4.....	42
7.1.2	Ariane 5 a 6	43
7.2	Čína	43
8	Společnost SpaceX	45
8.1	Falcon 9.....	45
8.2	Falcon Heavy	46
9	Závěr	47

ÚVOD

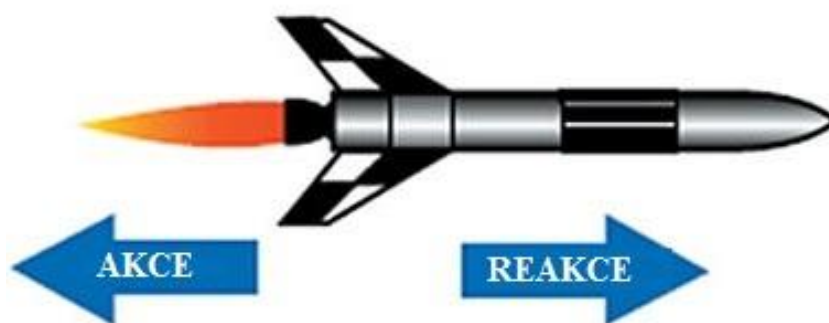
První rakety byly používány již v prvním tisíciletí našeho letopočtu v Číně, odkud došlo k rozšíření této techniky do celého světa. I přes poměrně brzké vynalezení raketové techniky, dosáhly rakety největšího rozmachu až ve 20. století. Tento rozmach byl zapříčiněn převážně pracemi R. H. Goddarda, K. E. Ciolkovského a H. Obertha, na jejichž znalosti následně navázal německý raketový program. Tento program vyvrcholil vytvořením použitelné bojové rakety, která ve své době představovala vrchol raketové techniky. Po skončení 2. světové války byly znalosti z tohoto programu použity v SSSR a USA jako základní stavební kámen pro vlastní raketový program, který později vyvrcholil lety do kosmu.

Při dobývání vesmíru ve 20. století mezi sebou soupeřil SSSR s USA. I když SSSR dosahoval v počátcích se svými modifikacemi raket R7 lepších výsledků, tak to bylo nakonec USA, které dosáhlo úspěchu největšího, a to vyslání člověka na Měsíc pomocí rakety Saturn. Přistání na Měsíci zůstalo bohužel až dodnes největším úspěchem, jakého bylo při pilotovaných letech dosaženo. Tento fakt byl zapříčiněn převážně vysokými náklady na tyto lety, snížením zájmu veřejnosti a později také rozpadem SSSR, čímž zanikla konkurence, a tudíž i motivace k větším vesmírným cílům.

V dnešní době ovšem můžeme sledovat obnovu pilotovaných letů a také plány na cestu k jiným vesmírným tělesům naší sluneční soustavy, jako je návrat na Měsíc či cesta na Mars. Tyto nové ambice jsou nejspíše zapříčiněny zvětšujícími se možnostmi jiných států, jako například Číny, která se svými raketami Dlouhý pochod začíná konkurovat ruským Sojuzům a v budoucnosti také novým americkým nosičům SLS. Na zvýšený zájem o vesmírné lety mají v posledních letech také čím dál větší vliv soukromé společnosti (např. společnost SpaceX se svými raketami Falcon). Jmenovaní by se do budoucna mohli poprat o další prvenství a to přistání člověka na Marsu.

1 PRINCIP REAKTIVNÍHO POHONU

Princip fungování raketové pohony lze popsat pomocí Newtonova třetího zákona. Ten říká, že každá akce způsobí odpovídající reakci. Akcí v tomto případě rozumíme výtoku plynů (spalin) z trysky, který vyvolá reakci v podobě pohybu rakety v opačném směru. Aby došlo k pohybu rakety, musí být dosaženo dostatečného tahu k překonání tíhové síly, jejíž velikost je dána počáteční hmotností rakety [1].



Obr. 1 Princip reaktivního pohonu [2]

1.1 Pohonné systémy

Nejpoužívanějším typem pohonných systémů jsou chemické pohonné systémy, které využívají energii vzniklou hořením chemických látek. Ve spalovací komoře se plyny zahřívají na vysokou teplotu za současného zvyšování tlaku. Následně dochází k výtoku těchto plynů z trysky. Tyto plyny mají dostatečnou výtokovou rychlost k pohonu rakety. Výtokovou rychlost z hlediska termomechaniky popisuje rovnice (1.1) [3]

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{RT}{M} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_{\dot{u}}}{p_k}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \quad (\text{rov. 1.1})$$

R – univerzální plynová konstanta.

k – adiabatický exponent (1,1-1,6).

P_k – tlak ve spalovací komoře

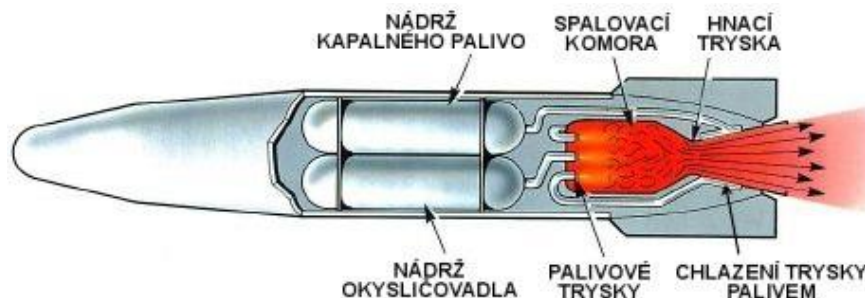
T – teplota ve spalovací komoře

$P_{\dot{u}}$ – tlak v ústí trysky

M – Molární hmotnost

Dle skupenského stavu rozlišujeme motory na kapalné pohonné látky (KPH), motory na tuhé pohonné látky (TPH) a na hybridní motory [3].

1.1.1 Motory na KPH

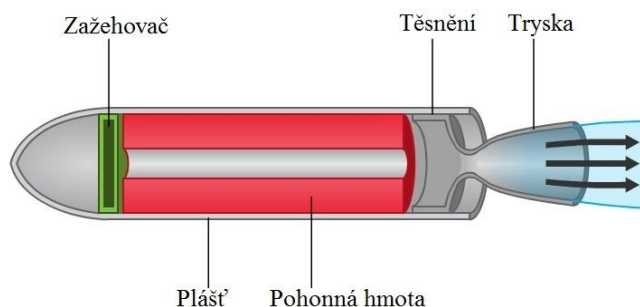


Obr. 2 - Schéma motoru na KPH [4]

Systém (obr. 2) je složen z palivové nádrže a nádrže s oxidem. Palivo a oxid se mísí ve spalovací komoře, kam jsou přiváděny pomocí čerpadel, případně přetlakem plynu v nádrži [3,5].

Výhodou těchto motorů je vyšší výkon, možnost opětovného vypnutí a zapnutí a možnost libovolné regulace tahu (v závislosti na daných letových podmínkách) což má velký význam při pilotovaných letech, kdy zrychlení nesmí přesáhnout 6 až 8g. Pokud dojde k překročení této hodnoty, může to mít neblahý vliv na zdraví kosmonautů. Horní hranice pro nepilotované lety je asi 10 až 12g. Jelikož jsou tyto motory konstrukčně náročnější než motory na tuhá paliva TPH, je zde vyšší pravděpodobnost poruchy, a tudíž jsou tyto motory charakteristické nižší spolehlivostí než je tomu u motorů na TPH. Specifický impuls dosahuje hodnoty 2500-4000 Ns/kg [3,6,7].

1.1.2 Motory na TPH

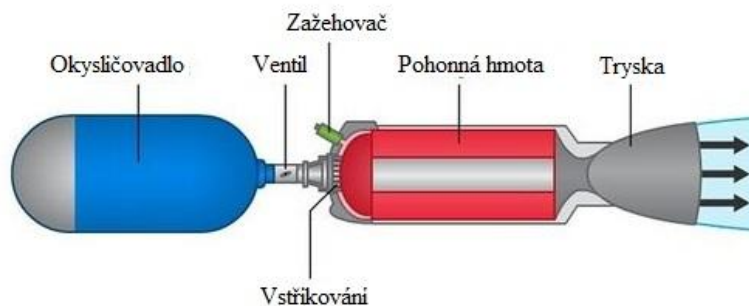


Obr. 3 - Schéma motoru na TPH [8]

Konstrukce motorů TPH (obr. 3) je oproti KPH jednodušší, a to hlavně proto, že se palivo a oxid nemusí dopravovat do spalovací komory. Pohonná hmota je chemicky zkombinována a uložena ve spalovací komoře, kde po zapálení zažehovačem dochází k jejímu hoření. Spálené plyny poté tryskou vycházejí ze spalovací komory [3,1].

Tyto pohonné systémy se vyznačují vysokou hmotností. Regulace tahu je zde možná pouze pomocí vhodného tvaru náplně a způsobu hoření paliva. Specifický impuls dosahuje hodnoty 1500-2000 Ns/kg. Tento typ pohonu se používá kvůli jeho vysoké spolehlivosti například u vyšších stupňů nosných raket či jako startovací motory u raketoplánů [3,6,7].

1.1.3 Motory smíšené (kombinované)



Obr. 4 - Schéma kombinovaného pohonu [8]

Tyto motory (obr. 4) kombinují vlastnosti TPH a KPH motorů. Tuhé palivo je zde umístěno ve spalovací komoře a zformováno do dutého válce. Do této dutiny se následně přivádí okysličovadlo z nádrže. Poté dochází k reakci a výtoku spalin tryskou [3,7].

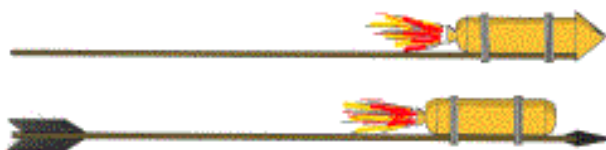
Specifický impuls dosahuje oproti KPH a TPH až hodnoty 4500 Ns/kg. Z KPH si tento typ motoru zachoval možnost regulace tahu a možnost restartu. Charakteristickou vlastností je ovšem také velká hmotnost spalovací komory, a tudíž i větší vlastní hmotnost celé rakety [3,7].

2 VZNIK PRVNÍCH RAKET (VÝVOJ DO 20. STOLETÍ)

2.1 Čína

Období vzniku raketových střel není z dostupných pramenů zřejmé. V podstatě jedinou možností, jak určit alespoň přibližné časové období vzniku raket představují záznamy o vzniku střelného prachu, který byl používán jako první raketové palivo. Dle historických záznamů byly Číňané schopni vyrobit střelný prach již v prvním století našeho letopočtu. Tímto prachem plnili bambusové trubky, které byly při náboženských oslavách vhazovány do ohně. Většinou docházelo k výbuchům, ovšem občas došlo k zážehu střelného prachu, jeho následnému spalování a úniku spalin z trubky, což mělo za následek vznik prvních raketových střel [9,10].

Postupem času se rakety začaly užívat k ohňostrojům a následně i k vojenským účelům. Z období přelomu prvního tisíciletí našeho letopočtu se objevují zprávy o vzniku šípů, jejichž součástí byl primitivní raketový pohon (obr. 5). Tento pohon byl tvořen bambusovou trubicou naplněnou střelným prachem. Trubka byla na jednom konci uzavřena a na druhém otevřena. Při letu tímto otevřeným koncem docházelo k úniku spalin, což mělo za následek zvýšení rychlosti šípu a tudíž i jeho doletu [10].



Obr. 5 – Šíp s raketovým pohonem [9]

První záznam o použití raket schopných samostatného letu (obr. 6) se datuje do 13. století, kdy byly tyto střely dle historických záznamů použity Číňany v bitvě s Mongoly. Pohon těchto raket byl založen na stejném principu jako u šípů. Tento pohon byl připojen k dlouhé tyči, která sloužila k udržení daného směru při letu [9].

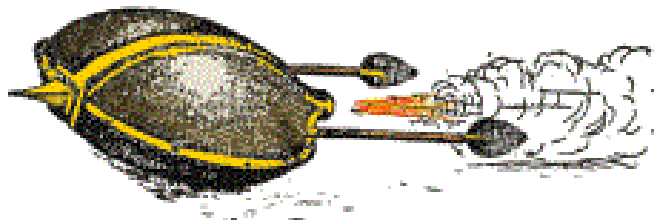


Obr. 6 – Čínská raketa [9]

2.2 Rozšíření raket

Mongolové si velice rychle osvojili raketové střely, které byly proti nim použity čínskou armádou. Novou technologii rozšířili při svých výpadech do celé Asie a také Evropy. Následně se s touto novou zbraní setkávaly národy jako Japonci, Indové, Korejci, Poláci a další [10].

Postupně se i v Evropě začaly objevovat experimenty spojené s raketovou technikou. Tyto experimenty ovšem pro mnohé končily obžalobou z užívání černé magie. Z tohoto zločinu byl obžalován i anglický profesor Roger Bacon, který se ve 13. století zabýval zvýšením kvality střelného prachu, což mělo za následek vyšší dolet raketových střel. Ve Francii v témže století přišel Jean Froissart s tvrzením, že vyšší přesnosti raket by mohlo být dosaženo vypouštěním těchto střel z trubek. Na tomto principu jsou konstruovány dnešní bazuky. V Itálii v 15. století Jones de Fontana navrhl torpédo (obr. 7), které bylo používáno k ničení nepřátelských lodí [9,10].



Obr. 7 – Torpédo Jonese de Fontana [9]

Většina experimentů v Evropě probíhala oproti Asii mimo armádu, která neměla po vzniku dělostřelectva zájem na dalším využívání raket pro vojenské účely. Mimo jedince zajímaví se o tuto techniku, se v Evropě rakety používaly pouze k zábavným účelům, jakými byly ohňostroje. Naproti tomu v asijských zemích vznikaly raketové brigády, které byly součástí armády až do 18. století [10].

2.3 Teoretické základy mechaniky

Teoretické základy, kterými jsme schopni popsat funkci a pohyb rakety, byly formulovány v 17. století anglickým fyzikem a matematikem Isaacem Newtonem. Ten formuloval tři pohybové zákony, které se staly základy moderní mechaniky. Na tyto poznatky následně navázali vědci jako Hermann Oberth, Robert Goddard či Konstantin Tsiolkovský [9].

3 POČÁTKY VÝVOJE KOSMICKÝCH LETŮ (20. STOLETÍ)

Na přelomu 19. a 20. století dosáhla věda dostatečného pokroku, aby lidé mohli začít přemýšlet o vesmírných letech. V této oblasti dosáhli největších úspěchů tři vědci, kteří jsou dnes nazýváni jako otcové moderní kosmonautiky. Těmito vědci byli Konstantin Ciolkovskij, Robert Goddard a Hermann Oberh. Ve svých pracích přišli nezávisle na sobě k podobným závěrům a vytvořili základ pro budoucí lety do kosmu, které vyvrcholily přistáním na Měsíci [10].

3.1 Konstantin Eduardovič Ciolkovskij

Byl to ruský učitel, který se narodil v roce 1857. V deseti letech přišel o sluch, což mělo za následek přerušení školní docházky a nutnost samostudia. Toto samostudium prováděl v Moskvě, kde se zaměřil převážně na matematiku a fyziku. Většinu svého života prožil ve městě Kulaga nedaleko Moskvy, kde vytvořil převážnou část své pozdější práce [11,12].

Mezi jeho největší úspěchy patří odvození základní rovnice kosmonautiky, popis využívání vícestupňových raket a návrh použití kapalných paliv. Ve své práci uvádí jako nejlepší kapalné palivo vodík a kapalný kyslík. Toto palivo bylo následně v 60. letech použito v raketách, které vynesly lidstvo na Měsíc [11,12].

3.1.1 Základní rovnice kosmonautiky

Při odvozování této rovnice vyšel K. E. Ciolkovskij ze zákona o zachování hybnosti. Z tohoto zákona odvodil rovnici vyjadřující přírůstek rychlosti rakety dv v závislosti na okamžité hmotnosti m , výtokové rychlosti spalovaných plynů w a úbytku hmotnosti paliva dm . Odvození převzato z [3]

$$dv = w \frac{1}{m} dm \quad (\text{rov. 3.1})$$

$$\int_{v_0}^v dv = w \int_{m_k}^{m_s} \frac{1}{m} dm \quad (\text{rov. 3.2})$$

$$v_{ch} = w \ln \left(\frac{m_s}{m_k} \right) \quad (\text{rov. 3.3})$$

$$v_{ch} = I_{sp} \ln(C) \quad (\text{rov. 3.4})$$

U raketových motorů se namísto rychlosti plynů vytékajících z trysky používá veličina specifický impuls. Tato veličina se udává v sekundách případně jako poměr tahu k sekundové spotřebě paliva, kde hodnota v sekundách je 9,81 krát menší. Hodnota specifického impulsu udávající poměr tahu k sekundové spotřebě paliva je zaměnitelná s výtokovou rychlostí a lze ji dosadit do Ciolkovského rovnice (rov. 3.4) [3].

Přírůstek rychlosti je označován jako charakteristická rychlost rakety. Veličina m_s [kg] vyjadřuje počáteční hmotnost rakety a m_k [kg] vyjadřuje konečnou hmotnost rakety. Poměr těchto hmotností se také označuje jako Ciolkovského číslo C [3].

K tomu aby byla raketa schopna dosáhnout nízké oběžné dráhy, musí získat určitou charakteristickou rychlost. Pokud uvažujeme ztráty (gravitační, odpor vzduchu apod.), tak

hodnota této rychlosti dosahuje přibližně 9500 m/s. Z Ciolkovského rovnice je jasně patrné, že dosáhnout potřebné rychlosti je možné pouze zvýšením specifického impulsu nebo zvětšením Ciolkovského čísla C . Zvyšování těchto veličin je ovšem limitováno dostupnou technologií [3,13].

3.1.2 Vícestupňové rakety

Ciolkovskij přišel s nápadem na vícestupňové rakety v důsledku potřeby velkých hmotnostních poměrů, které by nastaly při letu jednostupňové rakety. Jelikož nebylo možné ani v minulosti, ani dnes takto vysoké hmotnostní poměry vyrobit, tak se jednostupňové rakety jeví jako nepoužitelné. Problém byl ovšem vyřešen použitím vícestupňových raket. Úpravou rovnice (3.3) lze výhody vícestupňových raket dokázat [13,3]. Odvození převzato z [6]

$$v_{ch} = w_{ef} \ln(c_1) + w_{ef} \ln(c_2) + \dots + w_{ef} \ln(c_n) \quad (\text{rov. 3.5})$$

$$v_{ch} = w_{ef} \ln(c_1 + c_2 + \dots + c_n)$$

$$e^{\frac{v_{ch}}{w_{ef}}} = c_1 \cdot c_2 \cdot \dots \cdot c_n = C. \quad (\text{rov. 3.6})$$

Pro snadnější úpravu je zde uvažována stejná výtoková rychlost pro všechny stupně. Jak můžeme vidět, celkové Ciolkovského číslo je vyjádřeno jako součin jednotlivých hmotnostních poměrů. Požadovaného celkového hmotnostního poměru je tedy možné dosáhnout pomocí dílčích poměrů, jejichž hodnota je konstrukčně realizovatelná [6].

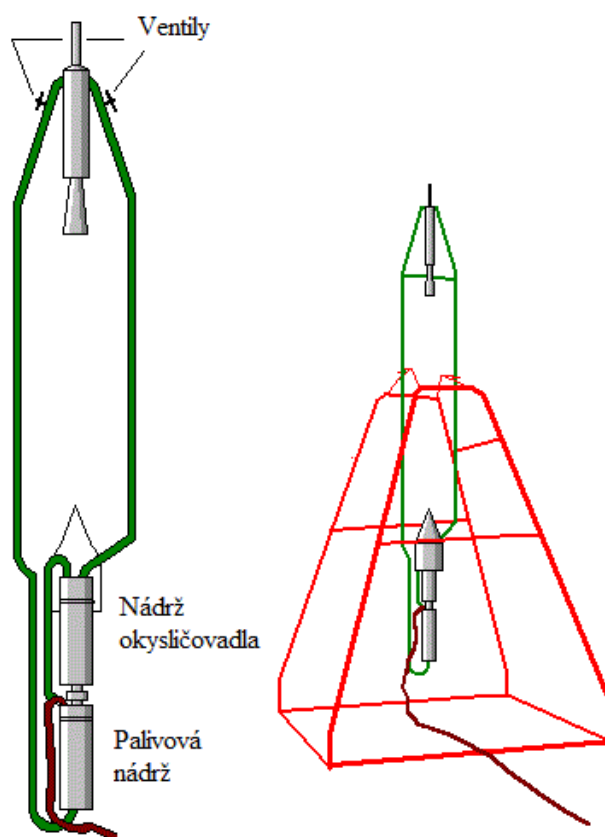
3.2 Robert Hutchings Goddard

Byl americký fyzik a jeden ze zakladatelů moderní kosmonautiky, který žil v letech 1882-1945 ve městě Worcester. Vystudoval WPI (Worcester polytechnic institute), kde získal doktorát a následně zde začal i vyučovat [14,15].

Úzce spolupracoval s armádou a na konci 1. světové války v roce 1918 předvedl rakety na tuhá paliva, které byly odpalovány z odpalovacího zařízení ve tvaru trubky. Navrhoval použití této zbraně proti tankům, a tím vytvořil předchůdce moderní bazuky. Tato zbraň byla použita ve 2. světové válce [10].

Prof. Goddard se ve své práci zabýval jak raketami na tuhá, tak i kapalná paliva a za svého života získal 214 patentů. Již v roce 1914 byl prof. Goddardovi vydán patent na kapalinovou raketu a vícestupňovou raketu na tuhá paliva. Následovalo vydání publikace „Metoda dosažení extrémních výšek“, ve které shrnul dosavadní znalosti o raketách a nastínil zde možnou cestu na Měsíc. V této publikaci, také nezávisle na Ciolkovském zveřejnil matematické formulace týkající se raketového pohonu [16,17].

V roce 1926 vypustil první raketu na kapalně pohonné látky (obr. 8). Raketa vážila 46 kg a byla vypuštěna z farmy v Auburgu ve Worcesteru. Dosáhla rychlosti 27 m/s, tahu 34 N a výšky 12,5 metru. Tento úspěch vedl k dalšímu vývoji kapalinových raket, které v následujících letech dosahovaly výšek 2000 metrů a rychlosti až 300 m/s [10,17].



Obr. 8 - První kapalinová raketa [18]

Při experimentech s raketami na kapalná paliva musel prof. Goddard vyřešit několik technických problémů, jakými byly volba vhodného paliva, doprava tohoto paliva do spalovací komory a řízení směru letu. Doprava paliva byla vyřešena pomocí čerpadel nebo přetlakem. Ze svých experimentů následně vyvodil závěr, že doprava přetlakem je vhodná pouze, pokud chod motoru nepřekročí 20 sekund, poté je výhodnější použít dopravu pomocí čerpadel. K řízení směru letu rakety byl využit gyroskop a plynová kormidla [10].

3.3 Hermann Oberth

Byl německý fyzik a matematik, který žil v letech 1894 až 1989. Narodil se v Rumunsku, odkud odešel studovat medicínu do Mnichova. Toto studium bylo přerušeno 1. světovou válkou a jeho nasazením jako medika na frontě. Během této války dospěl k názoru, že nemá předpoklady k tomu, aby se z něj stal doktor a tak si po návratu na univerzitu změnil zaměření na matematiku a fyziku [19].

Jeho zájem o vesmírné lety byl ovlivněn převážně romány od Julese Verna. Během svého studia se zabýval kapalinovými raketami a problémem vícestupňových raket. Stejně jako Ciolkovskij přišel k závěru, že je výhodné použít vícestupňovou raketu. Tento závěr spočíval v tom, že po ukončení činnosti jednoho stupně dojde k vypuštění stupně druhého, který tak bude startovat z větší výšky a nebude muset vynášet přebytečnou hmotnost stupně prvního [19].

V roce 1918 odeslal německé vládě návrh na kapalinovou raketu, která fungovala na směs etanolu s vodou a kapalný vzduch. Tento návrh byl odmítnut s tím, že rakety podle vlády nebyly schopny překonat dolet 7 kilometrů. V roce 1922 své poznatky o raketové technice použil pro obhajobu své disertační práce, která byla ale odmítnuta. To vedlo ke zveřejnění této práce jako knihy „Raketa v meziplanetárním prostoru“. Tato kniha se zabývala dosažením potřebné rychlosti k opuštění tíhového pole země, což bylo podloženo matematickými výpočty. Publikace poté inspirovala mnohé německé vědce a vedla k založení Společnosti pro kosmické lety. V roce 1929 se stal členem a následně i prezidentem této společnosti. Následovalo vypuštění první Oberthovi rakety nedaleko Berlína v roce 1931 [10,19,20].

Během 2. světové války byl Herman Oberth členem týmu, který pracoval na vývoji rakety V2 a na vývoji raket na tuhá paliva pro protivzdušnou obranu. Po skončení války uprchl do západního Berlína, odkud se za pomoci spojenců dostal do Švýcarska. V následujících letech pracoval pro italské námořnictvo, kde vyvíjel rakety na tuhá paliva, a poté působil jako konzultant Wernhera von Brauna v USA [20].

3.3.1 Společnost pro kosmické lety

Společnost pro kosmické lety byla založena v roce 1927. Mezi nejvýznamnější zakladatele patřili Max Valier a Johannes Winkler, který pracoval jako redaktor časopisu „Die Rakete“ a po založení se stal prvním prezident této společnosti. Hlavním cílem společnosti bylo pomocí příspěvků vytvořit vesmírnou loď, kterou by bylo možné vyslat do vesmíru [10].

Důvodem vzniku byl převážně vysoký zájem veřejnosti o kosmické lety, který byl zapříčiněn prací Hermanna Obertha a dalších průkopníků v oblasti raketové techniky. Mezi další významné členy této společnosti patřili Willy Ley, Wernher von Braun, Walter Hohmann, Rudolf Nebel a Klaus Riedel. Většina členů této společnosti se poté podílela jak na vývoji rakety A4/V2 tak i na dalších projektech jak v Rusku tak USA při dobývání vesmíru [10].

Společnost, která sídlila většinu své existence na opuštěné vojenské základně poblíž Berlína, začala i přes malé finanční prostředky dosahovat velkých úspěchů. Této základně se posléze začalo říkat „raketové letiště“. Dle záznamů zde bylo provedeno asi 90 startů a 270 statických zkoušek raket. Úspěchy zaujaly pozornost armády, protože se rakety jevily jako možnost obejít Versailleskou smlouvu [10,21].

V roce 1932 byla skupina kontaktována armádou a měla provést ukázkou odpálení rakety Mirak II. Tato ukáзка se nepovedla, raketa vyletěla do výšky 61 metrů a poté spadla. Po tomto neúspěchu šel Wernher von Braun za vrchním armádním odborníkem na balistiku a střelivo, od kterého se snažil na základě dosažených výsledků, které společnost nashromáždila v průběhu let, získat potřebné finance. Tyto finance nakonec získal, ovšem pouze za podmínky, že veškerý další výzkum přejde pod armádu a bude utajen. Většina členů společnosti s tímto krokem i přes prvotní odpor souhlasila, a nakonec přešla pod velení armády [21].

4 NĚMEKO – VÝVOJ RAKETY A4/V2

Vývoj vedený německou armádou, který vyústil vytvořením rakety A4/V2 byl zahájen v roce 1932 po tom, kdy někteří členové společnosti pro kosmické lety přešli do služeb armády. Ta jim poskytla vojenskou základnu Kummersdorf a dostatek finančních prostředků pro tento vývoj [10].

4.1 Předchůdci V2

V roce 1933 W. von Braun a W. Riedel vyvinuli a následně otestovali motor, který se stal základním kamenem pro vytvoření vojenských raket dlouhého doletu. Pro pohon tohoto motoru byl použit 75% etanol a kapalný kyslík. Tah motoru byl 2,9 kN [10].

První testovaná raketa na vojenské základně Kummersdorf nesla označení A1 a vznikla v roce 1933. Měla nádrž rozdělenou membránou, ve které se nacházel etanol a kapalný kyslík. Celá doprava paliva byla realizována přetlakem a stabilita letu byla zajišťována gyroskopem umístěným v přední části rakety. Protože raketa několikrát explodovala a nikdy nevzlétla, byl její vývoj zastaven. Tento neúspěch vedl k vývoji rakety s označením A2, která vznikla v roce 1934. Raketa se lišila oproti neúspěšné A1 rozdělením nádrži na etanol a kapalný kyslík a také umístěním gyroskopu do středu rakety. Na konci roku 1934 byly vypuštěny rakety Max a Moritz, které překonaly výšku 2000 metrů. Start těchto raket byl realizován z ostrova Borkum v Severním moři [10].

V roce 1935 začal vývoj nového silnějšího motoru, který by byl schopen zvýšit dolet. Tento motor měl tah 9,8 [kN] a následně byl použit u rakety s označením A3. Motor využíval nový způsob míchání paliv, což mělo za následek účinnější spalování a tudíž i vyšší výtokovou rychlost. První raketa A3 byla odpálena až v roce 1937, což bylo zapříčiněno mnoha problémy jako propalováním spalovací komory, nedostatečným chlazením a problémy s turbočerpadly. Od nich se následně upustilo, a byla využita doprava přetlakem. Po odpálení několika raket bylo zjištěno, že jsou rakety náchylné vůči bočnímu větru. To vedlo k předčasnému otevírání padáku a následným pádům. Tato náchylnost byla zapříčiněna novým gyroskopickým řídicím systémem, který nebyl schopen změnu kurzu vlivem silného poryvu větru korigovat. Jelikož měla být A3 předchůdcem rakety A4, znamenaly tyto problémy nutnost vytvořit mezikrok při cestě k raketě A4 v podobě rakety A5 [10,22].

Raketa A5 měla stejný tvar jako raketa A4 pouze s tím rozdílem, že byla rozměrově menší. A5 se používala k testům, které byly nezbytné pro konstrukci bojové rakety A4. Testovala se náchylnost rakety při přechodu na nadzvukovou rychlost, nový balistický tvar a systém řízení, který byl velký problém u raket A3. První testy rakety A5 bez řídicího systému, proběhly v roce 1938 a dopadly úspěšně. V následujícím roce byly otestovány rakety A5 i s řídicím systémem. Tyto rakety dosáhly výšky 8 kilometrů a doletu 18 kilometrů. Po těchto úspěšných testech nic nebránilo v pokračování ve vývoji rakety A4/V2 [10,22].

4.2 Pozadí vývoje rakety A4/V2

Vývoj raket A4 začal již v roce 1936 na základně Kummersdorf a potom se přesunul na základnu Penemünde, která byla pro tento projekt vystavěna u pobřeží Baltského moře. Technickým ředitelem projektu se stal teprve 25 letý držitel doktorského titulu Werner von Braun, který se zasadil o lokaci této základny po tom co základna Kummersdorf přestala vyhovovat jak kapacitně, tak z důvodu utajení celého projektu. Vývoj se ovšem potýkal s problémy. Mimo problémy s raketou A3 které již byly zmíněny, byl největším problémem vývoj motoru, který trval několik let. Motor měl dosahovat tahu až 245 [kN] a byl vyvíjen pod vedením dr. Waltera Thiela [10,21].

Když Německo začalo vítězit pomocí konvenčních zbraní, Adolf Hitler ztratil v roce 1939 o rakety zájem. Finanční prostředky byly získávány pouze díky polnímu maršálovi von Brauchitscheovi a několika vrchních představitelů armády. Podpora od samotného A. Hitlera se vrátila až v roce 1943, kdy se začínal průběh války obracet v neprospěch Německa. V tomto roce začali být nasazováni pro práci v Penemünde i váleční zajatci [21].

Vývoj rakety A4 v průběhu války nebylo možno utajit navždy. Již v roce 1939 získali Angličané první informace o práci na základně Penemünde. V srpnu 1943 byl proveden nálet britského letectva, které pomocí 600 bombardérů zaútočilo na tuto základnu. Útok prosadil člen anglické rozvědky Duncan Sundys. Nálet stál život jak vědce a jejich rodiny, tak i nuceně nasazené, kteří zde působili. Při tomto náletu zemřel i vedoucí projektu vývoje motoru rakety A4 Dr. Walter Thiel [10,21,23].

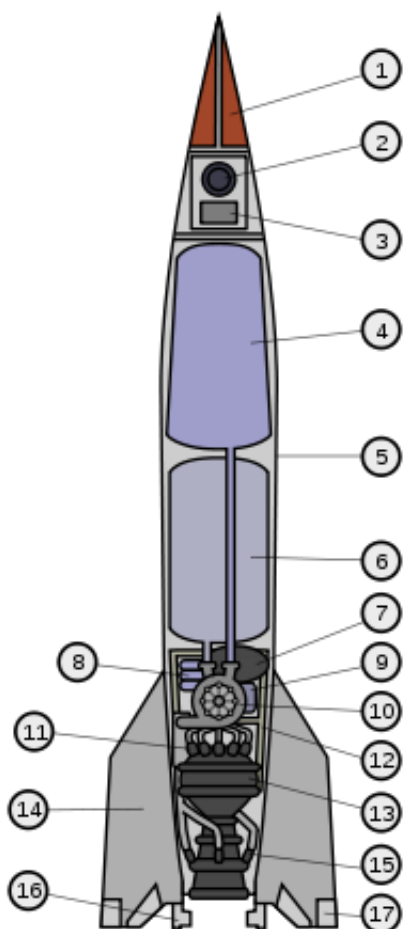
První letové testy byly zahájeny v roce 1942. Odpaly prvních dvou raket byly neúspěšné a obě rakety vyletěly do povětří. Při třetím pokusu 3.9.1942 vylétla raketa do výšky 80 km. Po tomto úspěchu byly provedeny další testy a v roce 1943 byla nařízena hromadná výroba raket A4, přestože vývoj ještě nebyl dokončen. Sériová výroba byla i z důvodu náletů přesunuta do podzemní základny Mittelwerk a předána pod velení SS. SS v čele s Heinrichem Himmlerem se snažilo získat pod svou kontrolu základnu Penemünde. Toho chtěli docílit přes vedoucího projektu W. von Brauna, který ovšem H. Himmlera odmítnul. Odmítnutí mělo za následek uvěznění W. von Brauna i několika dalších předních vědců z Penemünde. Vědci byli propuštěni až po zásahu ministra válečné výroby Alberta Speera. Převzetí základny se SS podařilo po neúspěšném atentátu na A. Hitlera v roce 1944 [21].

První použití raket A4 proběhlo tři měsíce po vylodění v Normandii. Rakety byly odpáleny na Londýn a Paříž. Od září 1944 do února 1945 následovaly raketové útoky převážně na Londýn, které si vyžádaly na 2712 obětí. V této době si také tato raketa vysloužila nové označení V2, neboli zraň odplaty 2 [10,21].

Před koncem války bylo vědcům z Penemünde jasné, že Německo válku prohrálo. Všichni žili v nejistotě, protože se obávali, že je SS raději všechny zabije, než aby vědci padli do rukou nepřítele. W. von Braun a část jeho kolegů se vlivem těchto okolností rozhodli vzdát. Po hlasování se většina zúčastněných rozhodla vzdát USA. K realizaci jejich rozhodnutí napomohl i příkaz H. Himmlera, který rozkázal vědce přesunout do

pohoří Harz. V té době W. von Braun zařídil převoz značné části vybavení základny a dokumentů týkajících se vývoje rakety V2. 2 května 1945 se vědci vzdali americkým vojákům, kterým následně poskytli informace o umístění zařízení a dokumentů převezených z Penemünde. Tím USA získala funkční rakety V2, velkou část dokumentace a většinu hlavních členů týmu, kteří se na vývoji této zbraně podíleli. I když někteří vědci byli zajati či se vzdali SSSR, který také získal funkční rakety V2 a část technické dokumentace, USA bylo v oblasti získávání raketové techniky a vědců úspěšnější [21].

4.3 Technické specifikace V2



Obr. 9 – Schéma rakety A4/V2 [24]:

- 1 - bojová hlavice,
- 2 - gyroskopický naváděcí systém,
- 3 - rádiový přijímač navádění,
- 4 - nádrž etanolu,
- 5 - trup,
- 6 - okysličovadlo,
- 7 - nádrž peroxidu vodíku,
- 8 - nádrže stlačeného dusíku,
- 9 - vyvíječ páry z peroxidu,
- 10 - palivové čerpadlo,
- 11 - přívod paliva a okysličovadla,
- 12 - rám motoru,
- 13 - spalovací komora motoru,
- 14 - stabilizační křídla,
- 15 - přívod paliva pro chlazení trysky motoru,
- 16 - řídicí klapky,
- 17 - řídicí křídélka

Raketa V2 (obr. 9) používala motor na kapalné palivo, kterým byla schopna vytvořit tah při startu 25 tun. Jako palivo byl použit alkohol, který se skládal ze 75% etylalkoholu a 25% vody. Jako okysličovadlo byl použit tekutý kyslík. Tyto dvě složky byly umístěny v oddělených nádržích a následně se dopravovaly do spalovací komory pomocí čerpadel. Pohon turbíny čerpadla probíhal za pomoci plynu, který vznikal z peroxidu vodíku a manganistanu sodného, případně vápenatého. Ve spalovací komoře docházelo ke spalování alkoholu a tekutého kyslíku při tlaku 1,5 MPa a následnému výtoku spalin tryskou. Vzhledem k množství paliva, které mohla raketa nést, byla doba zážehu 65 sekund. Za tuto dobu motor udělil raketě rychlost 1340 m/s, což mělo za následek maximální letovou

výšku 97 kilometrů a maximální dolet přes 300 kilometrů. Při tomto letu došlo k vypnutí motoru ve výšce 35 kilometrů. Po vypnutí motoru se raketa pohybovala po balistické dráze a při dopadu měla rychlost 3500 km/h. Rychlost zvuku byla dosažena po přibližně prvních 30 sekundách letu [10,25].

Hmotnost rakety se liší v závislosti na literatuře. Dle [23] byla hmotnost prázdné rakety 4539 kg. Tato velká hmotnost byla zapříčiněna zvoleným konstrukčním materiálem, kterým byl ocelový plech. Raketa nesla 3710 kg etanolu a 4900 kg kapalného kyslíku. Celková hmotnost rakety připravené ke startu tedy dosahovala přibližně 12,8 tun [10,25].

Raketa byla řízena při běhu motoru pomocí 4 grafitových kormidel umístěných v proudu spalin a 4 aerodynamických kormidel umístěných na stabilizačních plochách. Kormidla byla ovládána pomocí gyroskopického řídicího systému, který udržoval požadovaný směr a zajišťoval požadovaný sklon rakety v závislosti na vloženém programu. Řídicí systém také zajišťoval vypnutí motoru, kdy raketa dosáhne určité rychlosti. Toto vypnutí v daný okamžik při určité rychlosti bylo důležité kvůli následnému balistickému letu [10,25].

5 KOSMICKÝ PROGRAM USA

5.1 Němečtí vědci v USA

Když se němečtí vědci vzdali USA, následovaly výslechy vedené plukovníkem Toftoyem, který působil jako šéf vědecko-technické rozvědky v Evropě. Výslechy byly vedeny na základně v Garmisch-Partenkirchenu a měly prokázat, že zajatí vědci jsou opravdu těmi, za které se vydávají. Během výslechů získali Američané informace o ukrytých dokumentech týkajících se vývoje raket V2, a také velké množství samotných raket. Následovalo doporučení na převoz vědců do USA [21].

Do USA odjelo přibližně 120 německých vědců. V září roku 1945 přiletěli do USA hlavní členové jako Werner von Braun, Max Neubert a další. Ostatní vědci připluli během následujícího roku. Tento tým byl za přísného utajení přesunut na základnu Fort Bliss do texaského El Pasa. Na základně probíhaly testy ukořistěných raket. První, i když neúspěšný pokus o odpal rakety V2 byl proveden v květnu 1946. O měsíc později byl proveden první úspěšný odpal. Do roku 1951 bylo na této základně odpáleno na 70 raket [21].

Do konce 50. let neprobíhal v USA žádný nový výzkum v oblasti raketové techniky. Americká vláda se zaměřila pouze na získávání informací od německých vědců. Tento postoj se ovšem změnil na začátku studené války, kdy Rusové otestovali atomovou bombu a začali vyvíjet balistické rakety. To mělo za následek přesunutí německých a amerických vědců na Redstounskou základnu do Huntsvihu v Alabamě, kde následně probíhal vývoj rakety Redstone. V této době začali také němečtí vědci získávat americké občanství [21].

Po přesunu na Redstounskou základnu převzala velení nad německou skupinou nová agentura pro balistické rakety ABMA, která vznikla 1. února 1956 a pod kterou byly vyvíjeny střely série Restone. V roce 1960 došlo k přeložení přibližně 4500 zaměstnanců ABMA pod Marshallovo centrum kosmických letů MSFC. Pod MSFC byly v následujících letech vyvíjeny rakety Redstone a Saturn [21].

5.2 Série raket Redstone

Vývoj rakety Redstone začal v roce 1951 jako odpověď na vývoj ruských balistických raket a válku ve Vietnamu. Raketa byla vyvíjena pod vedením W. von Brauna v Redstounské zbrojovce a vycházela v mnoha ohledech z rakety V2. Raketa používala motor od společnosti Nort American Aviation o tahu 347 kN a byla schopna nést 3 tuny těžkou jadernou hlavici na vzdálenost 320 kilometrů. Motor používal stejné pohonné látky jako raketa V2 a byl řízen pomocí kormidel umístěných na bočních stabilizátorech a v proudě plynů vycházejících z trysky [21, 26, 27].

První odpaly proběhly v roce 1953 z mysu Canaveral na Floridě. Raketa byla v následujících letech využívána v armádně i v oblasti vesmírných letů. Modifikace balistické rakety byly použity pro vynesení prvního amerického satelitu na oběžnou dráhu a také vynesly prvního Američana do vesmíru [21, 26, 27].

5.2.1 Jupiter C a Juno I

Po úspěchu rakety Redstone začal v roce 1956 vývoj nové výkonnější rakety schopné doletu až 2000 kilometrů. Tato raketa měla tři stupně. První stupeň byl odvozen od rakety Redstone, druhý a třetí stupeň používal motory na tuhá paliva. Raketa při první zkoušce v roce 1956 dosáhla letové výšky 965 kilometrů a urazila vzdálenost 5311 kilometrů. U této modifikace bylo poprvé použito palivo Hydin. S raketou se počítalo v projektu Oběžnice [10,21,28].

31. ledna 1958 byla tato raketa použita pro vynesení prvního satelitu na oběžnou dráhu. K této raketě byl přidán čtvrtý stupeň a došlo k přejmenování na Juno I [21,29].

5.2.2 Redstone MRLV

Redstone MRLV byla použita v programu Mercury k prvním suborbitálním pilotovaným letům v USA. Jednalo se o jednostupňovou raketu, která byla odvozena z Jupiteru C. Bylo provedeno asi 800 změn, které vedly ke zvýšení bezpečnosti a kompatibility s lodí Mercury. Zásadní změnou u této rakety byl návrat k původnímu palivu, kterým byl alkohol. Důvodem k této změně byla toxicita Hydynu. Jelikož byl Hydyn silnějším palivem, znamenal návrat k alkoholu nutnost zvýšit dobu chodu motoru o 20 sekund. Tento fakt vedl ke zvětšení palivových nádrží, a proto i ke zvýšení hmotnosti paliva. Další úpravou byla konstrukce oddělovacího zařízení schopného oddělit loď Mercury od nosné rakety a použití nového jednoduššího naváděcího systému [26,30].

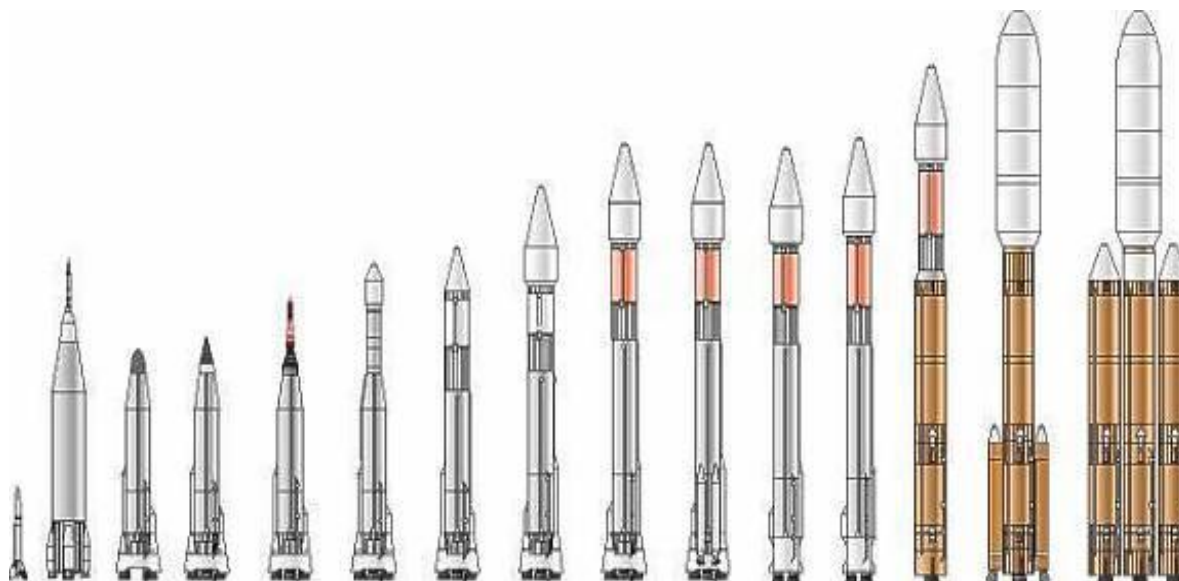
První test této rakety proběhl 21. listopadu 1960. Byl neúspěšný, protože přibližně sekundu po startu došlo k vynechání motoru. Po drobných úpravách došlo 31. prosince 1960 k opakování testu, který byl již úspěšný. Následoval test, při němž došlo k vynesení šimpanze touto raketou, a poté poslední test před vysláním prvního Američana do kosmu [26].

Prvním Američanem ve vesmíru se stal Alan Shepard, který 5. května 1961 absolvoval 15ti minutový suborbitální let. Raketa vynesla loď Freedom 7 do výšky 188 kilometrů. Po tomto úspěchu byla 21. července 1961 vypuštěna další raketa, která vynesla Gusse Grissoma. Po těchto suborbitálních letech byl projekt Mercury-Redstone zrušen a nahrazen projektem Mercury-Atlas [26].

Tabulka 1 - Specifikace Mercury-Redstone [1,30]

Hmotnost	28,4 t
Výška	20 m
Průměr	1,78 m
Tah	357 kN
Palivo	KPH - ethyl alkohol/LOX
Náklad LEO	1400 kg

5.3 Rakety Atlas



Obr. 10 - Rakety Atlas - zleva –MX-744, MX-1593, Atlas A, B, D; Atlas Agena D, Atlas Centaur; Atlas I, IIA, IIA, IIIA, IIIB, V [31]

Raketa Atlas byla původně vyvinuta jako první americká mezikontinentální balistická raketa. Později našla uplatnění ve vesmírných letech, kde se stala nejpoužívanější raketou. Rakety Atlas (obr. 10) byly použity pro první orbitální lety s lidskou posádkou v programu Mercury-Atlas, pro vynášení satelitů a družic k Venuši, Marsu, Jupiteru a dalším tělesům naší sluneční soustavy [31].

Vývoj první rakety s označením MX-744 začal již po 2. světové válce společností General Dynamics. Postupný vývoj vyústil k vytvoření zkušebních raket Atlas A, B, C a bojových raket s označením D, E, F [10,31].

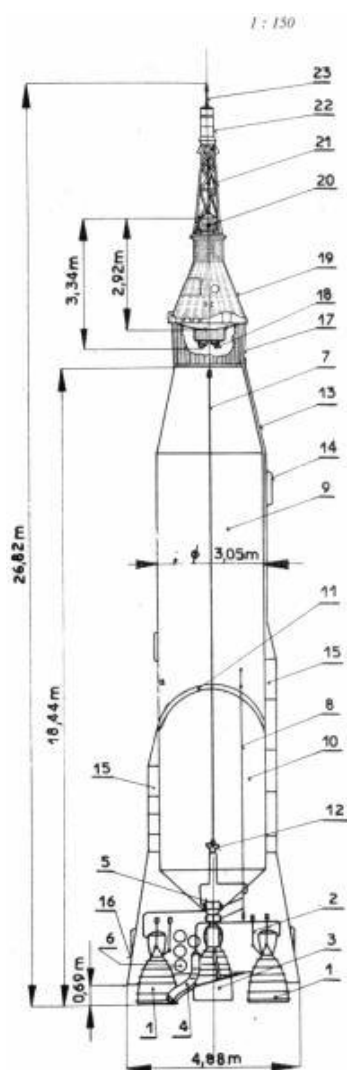
Problémem u prvních raket z řady Atlas byla nízká spolehlivost motoru, která dosahovala pouze 50%. To vedlo k vytvoření jeden a půl stupňového konceptu, který používal startovací a letový motor. Startovací motor byl po startu následně odhozen. První let rakety Atlas se uskutečnil v roce 1957. Rakety byly z vojenské výzbroje vyřazeny v roce 1959, což vedlo k úpravě raket a následnému použití pro kosmické lety [31].

5.3.1 Atlas-Mercury

V tomto projektu byla použita nosná raketa Atlas D-Mercury (obr. 11), která vycházela z balistické rakety Atlas D. Raketa vynesla první americké kosmonauty na oběžnou dráhu Země. Celkem bylo vypuštěno deset těchto raket. Z těchto letů byly 4 pilotované. Prvním Američanem na oběžné dráze Země se stal 20. února 1962 John H. Glenn Jr. v lodi Friendship 7. V následujícím roce přišli ještě tři pilotované lety s využitím nosiče Atlas. Tyto lodě dostaly název Aurora 7, Faith 7 a Sigma 7. Po těchto misích byl program Atlas-Mercury ukončen [31,32].

Tabulka 2 - Atlas D-Mercury specifikace [10,33]

Celková váha	117,9 t
Celková výška	28,82 m
Maximální šířka	4,88 m
Užitečné zatížení	1000 kg
Pohonné látky	KPH kerosin/LOX
Specifický impuls	250 kps/kg
Startovací motor/tah	2×LR-89/1334 kN
Letový motor/tah	LR-105/253 kN (vakuum 353 kN)
Startovací motor – doba zážeh	130 s
Letový motor – doba zážehu	300 s



Obr. 11 – Řez Raketou Atlas D - Mercury [10,33]

- 1 - startovací motory
- 2 - ovládací zařízení pro natáčení motorů
- 3 - letový motor
- 4 - potrubí pro odvod plynů od turbíny turbočerpadlového agregátu
- 5 - turbočerpadla KPH pro startovací motory
- 6 - kulové nádrže na plynné helium pro tlakování hlavních nádrží KPH
- 7 - potrubí pro tlakování hlavní nádrže na kapalný kyslík
- 8 - potrubí pro přívod kapalného kyslíku
- 9 - hlavní nádrž na kapalný kyslík
- 10 - hlavní nádrž na palivo
- 11 - izolované čelo hlavní nádrže na palivo
- 12 - řídicí raketové motory
- 13 - kryt elektrického vedení a spojovací potrubí
- 14 - gyroskop naváděcí soustavy
- 15 - tlakovaná pouzdra pro autopilota, elektroniku naváděcí soustavy atd.
- 16 - ochranné kryty trysek startovacích motorů
- 17 - speciální adaptér
- 18 - trysky brzdících motorů
- 19 - kabina Mercury
- 20 - prostor pro uložení padáků
- 21 - nosná konstrukce záchranného systému
- 22 - raketový motor záchranného systému
- 23 - rychloměrná sonda záchranného systému

5.4 Titan



Obr. 12 - Rakety Titan – zleva Titan I, II ICBM, Gemini-Titan, Titan 3A, IIIC, IIIB, IIIC MOL, IIIB Ascent Agena, Titan IIIE, Titan-34D, Commercial Titan III, Titan-23G, Titan IVA, IVB [34]

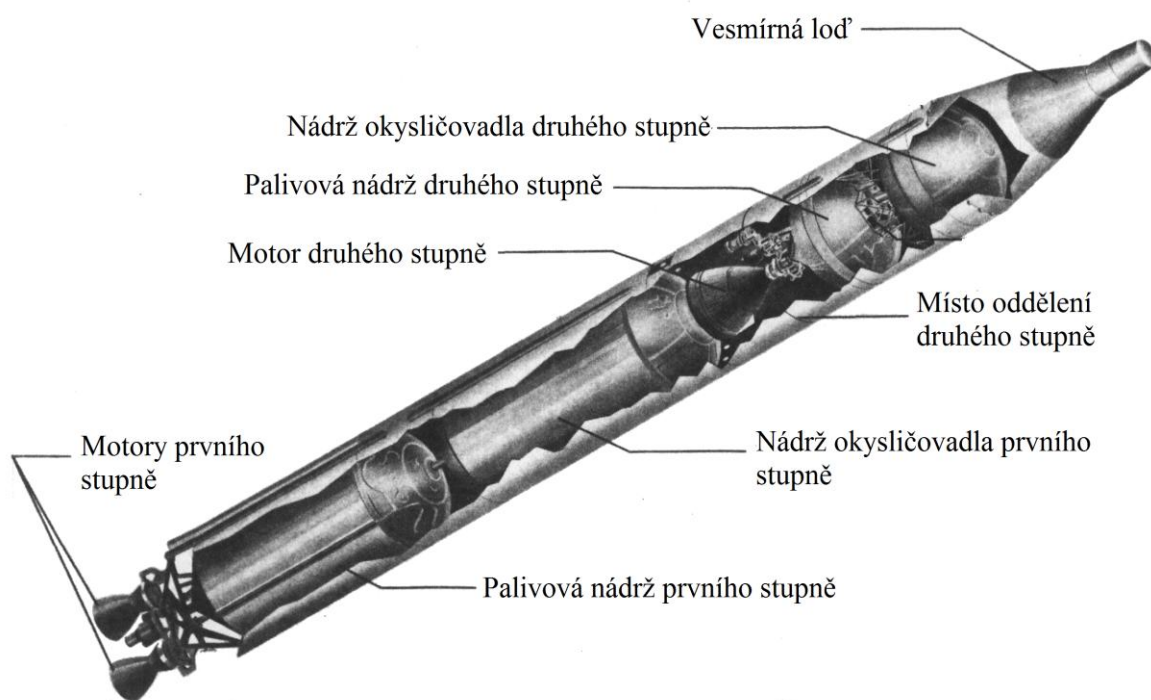
Raketa začala vznikat v 50. letech 20. století jako mezikontinentální balistická střela. Jako balistické rakety se používaly dvě verze a to Titan I (ICBM) a II (ICBM). Modifikovaná raketa Titan II, která získala označení Titan 2 Gemini byla v 70. letech 20. století používána pro pilotované lety v programu Gemini. V roce 1987 došlo k vyřazení balistických raket ze služby a k následnému použití vyřazených raket Titan II v kosmonautice [34].

5.4.1 Titan II GLV

Raketa (obr. 13) byla použita při dvanácti misích programu Gemini v letech 1964 - 1966. Projekt měl zjistit následky na dlouhodobý pobyt zařízení a astronautů ve vesmíru. Raketa měla totožný pohonný systém jako její balistický předchůdce. Rozdílem bylo nainstalování detekčního systému, který informoval posádku o stavu rakety a záložních systémů, což vedlo ke zvýšení bezpečnosti. Bezpečnost byla také zvýšena použitím jednoduššího motoru, který se skládal z menšího množství komponent než motory raket Atlas [35,36].

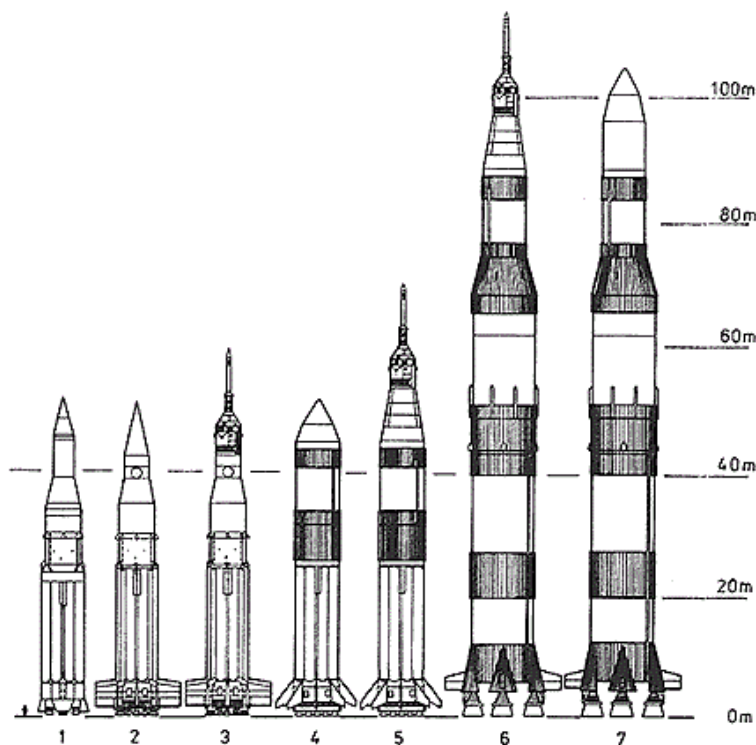
Tabulka 3 - Specifikace Titan II GLV [35]

	Stupeň 1	Stupeň 2
Celková hmotnost	154 200 kg	
Celková výška	33,2 m	
Průměr	3,05 m	
Náklad LEO	3580 kg	
Motor	LR-87	LR-91
Tah	1913 kN	445 kN
Specifický impuls	258 s	316 s
Doba zážehu	156 s	180 s
Palivo	KPH – Aerozine 50/oxid dusičitý	



Obr. 13 - Průřez raketou Titan II GLV [37]

5.5 Saturn



Obr. 14 - Rakety Saturn – zleva Saturn 1/Blok 1 (starty SA-1 až Sa-4), Saturn 1/Blok 2 (start SA-5), Saturn 1/Blok 2 s maketou KL Apollo (Sa-6 až SA-10), Saturn 1B (start AS-203), Saturn 1B (starty AS-201,201,204 až 208, SL 2 až SL 5), Saturn 5 – Skylab [38]

Rakety Saturn (obr. 14) byly první rakety vyvíjeny pouze pro vesmírné lety, konkrétně pro mise Apollo. Raketa existovala ve třech variantách, a to Saturn I, IB a V. V letech 1961 - 1975 proběhlo 32 startů těchto raket, z nichž všechny byly úspěšné. Tyto rakety nebyly použity pouze v programu Apollo, který dopravil lidskou posádku na Měsíc, ale také pro vynesení vesmírné stanice Skylab a při společné misi Apollo-Soyuz.

5.5.1 Saturn I

Vývoj této rakety začal v roce 1957 pod vedením W. von Brauna v ABMA. Raketa měla dva stupně. První stupeň označovaný S-I používal motory H-1, které spalovaly kapalným kyslíkem a kerosenem. Tento stupeň také používal několik malých nádrží namísto jedné velké, což umožňovalo využít součástí z raket Redstone. Druhý stupeň s označením S-IV používal motory RL-10, které spalovaly jako palivo směs kyslíku a vodíku [3,39,40].

Lety této verze proběhly v letech 1961 až 1965, kdy bylo odpáleno deset těchto raket. Během misí probíhalo testování maket lodí Apollo a vynášení satelitů Pegasus na oběžnou dráhu [3,39,40].

5.5.2 Saturn IB

Saturn IB vycházel z předchozí verze Saturn I. Změnou oproti Saturnu I bylo použití nového druhého stupně s označením S-IVB, který používal motor J-2 spalující směs kyslíku a vodíku. Tato změna vedla ke zvýšení nosnosti a nahrazení 6 motorů LR-10 jedním motorem J-2. Z důvodu vyšší hmotnosti a rozměrů stupně S-IVB musela být provedena drobná úprava horní části prvního stupně, aby zde mohl být stupeň S-IVB umístěn [3,39,41].

Celkově bylo odpáleno devět raket. Odpaly zahrnovaly testy nového druhého stupně, testy lunárního modulu a pilotované mise. První pilotovaná mise proběhla v říjnu roku 1968. V 70. letech 20. století byly rakety použity pro vynášení posádky na stanici Skylab a v programu Sojuz-Apollo [3,39].

Tabulka 4 - Specifikace Saturn IB [3,41]

	Stupeň 1	Stupeň 2
Hmotnost	589 770 kg	
Výška	51 m	
Průměr	6,61 m	
Náklad LEO	18 600 kg	
Motor	8×H-1b	1×J2
Tah	8242 kN	1000 kN
Palivo	Kerosen/LOX	Vodík/LOX
Specifický impuls	296 sec.	421 sec.
Doba zážehu	155 sec.	475 sec.

5.5.3 Saturn V

Saturn V (Příloha 1) vznikl za účelem vyslání lidské posádky k Měsíci a k Marsu (neuskutečnilo se). Jednalo se o největší a nejsilnější raketu, která kdy byla úspěšně odpálena. V 60. a 70. letech 20. století proběhlo 13 odpalů této rakety. Měla dvě modifikace, jednu dvoustupňovou a druhou třístupňovou. Třístupňový koncept byl použit v programu Apollo pro cestu k Měsíci. Dvoustupňový koncept byl použit k vynesení stanice Skylab, kde byl třetí stupeň nahrazen samotnou stanicí [42,43].

První odpaly proběhly v letech 1967 a 1968 pod názvy Apollo 4 a 6. Tyto odpaly byly nepilotované a proběhly za účelem testování samotné rakety. Lety s posádkou začaly v roce 1968, kdy posádka Apolla 8 obletěla Měsíc. Pilotované lety vyvrcholily v roce 1969 přistáním Apolla 11 na Měsíci. Poslední odpal rakety se uskutečnil v roce 1973, kdy došlo k vynesení stanice Skylab na oběžnou dráhu [42].

První stupeň, který byl schopen raketu vynést do výšky 40 kilometrů, byl vyroben firmou Boeing a nesl název S-IC. Tento stupeň využíval motory F-1, které spalovaly směs kerosenu a kapalného kyslíku. Toto palivo bylo do spalovací komory přiváděno pomocí turbočerpadel. V konstrukci byly využívány hliníkové slitiny [44,45].

Druhý stupeň vyráběn firmou North American's Space Division, nesl označení S-II a byl poháněn motory J-2. Jako palivo bylo použito směsi kyslíku a vodíku. Stejně jako u prvního stupně byly v konstrukci využívány hliníkové slitiny. Tento stupeň byl schopen vynést raketu do výšky 120 až 150 kilometrů [43,44,45].

Třetí stupeň nesl označení S-IVB a byl vyroben firmou McDonnell Douglas. Stupeň byl již použit u rakety Saturn IB. Sloužil k dopravení Apolla na oběžnou dráhu a následně k vyslání posádky k Měsíci. Motor byl tedy zažehnut dvakrát [43,45].

Tabulka 5 - Specifikace Saturn V [3, 45]

	Stupeň 1	Stupeň 2	Stupeň 3
Hmotnost	3 038 500 kg		
Výška	102 m		
Průměr	10,06 m		
Náklad LEO	118 000 kg (dvoustupňová 80 000 kg)		
Náklad – Měsíc	45 000 kg		
Motor	5×F-1	5×J-2	1×J-2
Tah	38 703 kN	5 165 kN	1 031 kN
Palivo	Kerosen/LOX	Vodík/LOX	Vodík/LOX
Specifický impuls	304 sec.	421 sec.	421 sec.
Doba zážehu	164 sec	390 sec.	475 sec.

5.6 Raketoplán

Raketoplány vznikly v roce 1981 za účelem vytvoření znovu použitelného dopravního prostředku pro cesty do kosmu. Hlavní výhodou těchto nosičů mělo být rapidní snížení ceny, což se později ukázalo jako velký omyl. Od roku 1981 bylo používáno pět raketoplánů, které společně uskutečnily asi 130 startů a vynesly přibližně 350 lidí do vesmíru. Raketoplány létaly do roku 2011. Z důvodu finanční náročnosti na údržbu a několika haváriím došlo ke zrušení tohoto projektu [46].

Při vysílání do kosmu byly k raketoplánům připevněny dva pomocné bloky na TPH a externí nádrž. V této nádrži se nacházel kapalným kyslík a vodík, který byl dopravován k motorům raketoplánu. Každý pomocný blok poskytoval tah 11,8 MN a každý motor raketoplánu poskytoval tah 2 MN. Raketoplán byl schopen vynést až 7 astronautů a 29 tun nákladu na nízkou oběžnou dráhu [3,46].

5.7 SLS (Space Launch System)

Raketa SLS začala vznikat po vyřazení raketoplánů z činnosti v roce 2011. Tato raketa bude vycházet z prověřených technologií používaných u předchozích raket a raketoplánů. SLS bude určena k cestám mimo oběžnou dráhu Země a v budoucnu by měla sehrát roli při letech na Měsíc a k Marsu. K těmto pilotovaným letům je vyvíjena vesmírná loď Orion. Raketa bude také vynášet náklad na oběžnou dráhu [47].

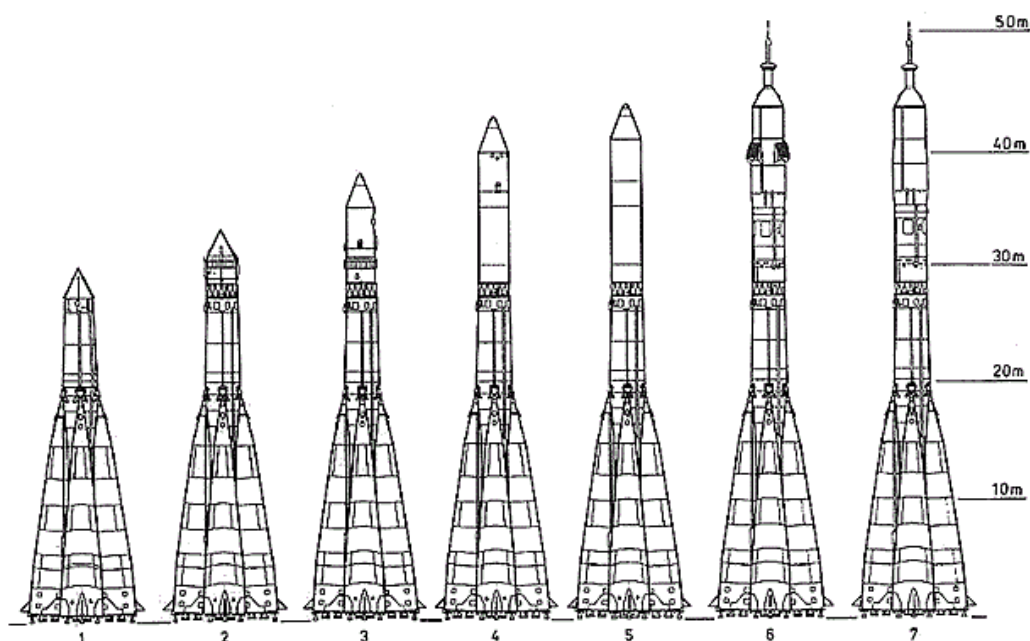
Raketa se skládá ze dvou stupňů, kolem nichž budou dva pomocné bloky na TPH, které jsou odvozeny z pomocných bloků raketoplánu. První stupeň bude vybaven tři až pěti motory RS-25D/E používaných u raketoplánů. Druhý stupeň bude pohánět motor J-2X. Oba dva tyto stupně budou spalovat kapalným kyslík a vodík. První test této rakety o nosnosti 70 tun by měl proběhnout v roce 2017. V následujících letech by tato nosnost měla být zvýšena až na 130 tun a raketa by měla odsunout raketu Saturn V na druhé místo a stát se nejsilnějším nosičem v historii [47].

6 RUSKÝ KOSMICKÝ PROGRAM

Ruský kosmický program byl daleko více spojen s armádou, než tomu bylo u kosmického programu v USA. Vývoj raket byl ovlivněn především prací K. E. Ciolkovského a německým raketovým programem. Německý vývoj neprobíhal pouze na základně v Penemünde, ale částečně také v Polsku, odkud SSSR při svém postupu během a na konci druhé světové války získával německý výzkum. V roce 1944 získali Rusové motor rakety V2, který byl nalezen v Polsku a následně poslán do Moskvy [10, 48].

V roce 1945 sovětsí vojáci vstoupili do Německa a zabrali základnu v Penemünde, odkud ovšem byla většina výzkumu přesunuta nebo zničena W. von Braunem a jeho lidmi. I tak Rusové v následujících letech byli schopni díky nalezené dokumentaci, několika raket a také za pomoci některých německých vědců získat dostatek informací o raketách V2, což výrazně napomohlo při dalším vývoji ruského raketového programu. V roce 1950, potom co Sověti získali dostatek informací od německých vědců, byli tito vědci posláni zpět do Německa [49].

Nejvýznamnějšími ruskými vědci po 2. světové válce, kteří se zabývali raketovou technikou, byli S. P. Koroljov a V. P. Gluško. Koroljov vedl vývoj balistických střel, který vyústil ve vytvoření mezikontinentální balistické rakety R7. Tato raketa se stala základním stavebním prvkem při vývoji nosičů pro kosmické lety jako Vostok, Voschod a Sojuz (obr. 15). Byla také použita k vyslání první umělé družice Sputnik na oběžnou dráhu, a to teprve dva měsíce po prvním úspěšném startu této rakety v srpnu roku 1957. K tomuto startu výraznou měrou přispěl také V. P. Gluško. Ten vedl vývojový tým, jenž vyvinul motor, který byl použit u rakety R7 [10].



Obr. 15 [55] - Rakety rodiny R7; 1-Sputnik, 2-Luna, 3-Vostok, 4-Voschod, 5-Luna, Veněra, 6-Sojuz, 7-Progress [50]

6.1 R 7 – Sputnik

Raketa byla použita pro vyslání prvního satelitu na oběžnou dráhu Země. Vycházela z konceptu mezikontinentální balistické rakety R7, jejíž vývoj začal v 50. letech 20. století. Raketa je složena ze dvou stupňů, které jsou paralelně uspořádány. Má jeden vnitřní stupeň, který nese označení Blok-A, a čtyři boční bloky nesoucí označení Blok-B, V, G, D, které dohromady tvoří stupeň, jež je někdy označován jako nultý. Při letu fungují oba stupně současně, a proto je tato raketa označována jako jeden a půl stupňová [51].

U Bloku-A byla jako pohonná jednotka použit čtyřkomorový motor RD-108, který stejně jako americké motory prvních stupňů spaluje kerosen a kapalný kyslík. Do spalovacích komor byly pohonné látky dopravovány pomocí čerpadla. Ostatní bloky používaly motor RD-107 [10, 51].

6.2 Vostok 8K72K

Jednalo se o modifikovanou verzi rakety R7, která byla použita k prvním nepilotovaným cestám k Měsíci a k vynesení prvního člověka na oběžnou dráhu Země. U této rakety byl oproti balistické raketě R7 a její modifikaci, která vynesla Sputnik, přidán třetí stupeň, který získal označení Blok-E. Tento stupeň byl umístěn nad stupeň první pomocí příhradové konstrukce. Jako pohonná jednotka byl použit motor RD-109. Tato raketa byla schopna dopravit k Měsíci náklad o hmotnosti 1500 kg [50,51,52].

Raketa byla použita pro první sovětský pilotovaný let a zároveň první pilotovaný let v historii, který proběhl 12.dubna 1961. Raketa vynesla J.A. Gagarina, který se stal prvním člověkem ve vesmíru. Při posledním letu tato raketa vynesla V.V. Tereškovovou, která se stala první ženou v kosmu [53].

Všichni kosmonauti podstupovali nemalé riziko, jelikož se museli před přistáním z důvodu vysoké rychlosti při návratu katapultovat z návratového modulu [54].

Tabulka 6 - Specifikace - Raketa Vostok [55]

	Stupeň 0	Stupeň 1	Stupeň 2
Výška		30,84 m	
Průměr		2,99 m	
Hmotnost		281 375 kg	
Nosnost LEO		4730 kg	
Motor	4×RD-107	1×RD-108	1×RD-109
Pohonné látky	Kerosen/LOX	Kerosen/LOX	Kerosen/LOX
Doba chodu	118 sec.	301 sec.	365 sec.
Specifický impuls (vac.)	313 sec.	315 sec.	326 sec.
Tah	4×970 kN	1×912 kN	1×54,5 kN

6.3 Voschod

Voschod byla další modifikací rakety R7, která sloužila pro vynášení vícečlenné posádky do vesmíru. Raketa měla první dva stupně totožné s raketou Vostok. Třetí stupeň byl nahrazen Blokem-I, který poskytoval díky silnějšímu motoru RD-0108 a zvětšení palivových nádrží větší výkon. Pomocí tohoto motoru byl zvýšen tah z původních 54,5 kN na 294 kN. Kromě rozdílu ve třetím stupni byl upraven i návratový modul, a tak se posádka poprvé nemusela katapultovat, ale přistávala spolu s modulem [51, 54].

Pomocí této rakety byly provedeny dva pilotované lety. První z nich proběhl 12.října 1964, kdy byla poprvé vynesena do kosmu tříčlenná posádka. 18.března 1965 následovalo vyslání dvoučlenné posádky v lodi Voschod 2. Při tomto letu Alexei Leonov opustil loď a vystoupil jako první člověk v historii do volného prostoru [51].

6.4 Sojuz

Raketa Sojuz přímo vycházela z konceptu raket R7, do které spadaly rakety Vostok a Voschod. Stejně jako předchozí rakety se Sojuz skládal z centrálního stupně, postranních bloků a druhého stupně. První verze těchto raket používaly motory RD-107A, RD-108A a RD-0110 [56].

První pilotovaný let proběhl 23.dubna 1967. Let skončil katastrofou, kdy došlo při návratu k problémům s padákem a Vladimir Komarov zemřel při neřízeném dopadu. První úspěšný pilotovaný let se uskutečnil 26.října 1968 [57].

Rakety Sojuz se ve svých modifikacích postupem času staly nejpoužívanějšími a nejspolehlivějšími nosiči na světě. Za svou existenci bylo pomocí těchto raket provedeno více jako 1800 startů. Starty zahrnují jak pilotované, tak i nepilotované lety. Po roce 2011, kdy byly vyřazeny raketoplány USA z aktivní služby, získaly tyto rakety primární postavení při vynášení posádek a zásob k ISS [56].

6.4.1 Soyuz U/U2

Jedná se o nejpoužívanější modifikace rakety Sojuz, která má na kontě asi 770 startů s téměř 97% úspěšností. První let proběhl v roce 1973, kdy došlo k vynesení satelitu Zenit. První pilotovaný let proběhl o rok později [58,59].

U postranních bloků je použit motor RD-117, který je velice podobný motoru RD-107. Rozdíl je pouze v použití účinnějšího vstříkování, které zvyšuje účinnost motoru. Centrální blok používá motor RD-118, který má stejně jako RD-117 vyšší účinnost než je tomu u motoru RD-108. Oba motory využívají dopravu paliva pomocí čerpadel. Poslední stupeň využívá motor RD-0110. V tomto stupni je také umístěn řídicí systém v podobě digitálního palubního počítače [58].

Raketa byla použita k vynášení nákladů a pilotovaných letů. Pilotované lety probíhaly na Ruskou vesmírnou stanicí Mir i na ISS. V 70. letech 20. století byla tato verze použita při společné rusko-americké misi Sojuz-Apollo. V 80. a 90. letech 20. století byla verze U modifikována na U2, která využívala u prvního stupně nové palivo, kterým byl Synthin. Celkem bylo odpáleno asi 90 těchto raket. Jelikož byla výroba paliva příliš

nákladná, došlo v 90. letech 20. století k návratu ke konceptu Sojuz-U. Z konceptu této rakety se vychází při návrhu rakety Sojuz-2 [58].

Tabulka 7 - Specifikace Sojuz-U [58]

	Stupeň 0	Stupeň 1	Stupeň 2
Výška		51,1 m	
Průměr		2,95 m	
Hmotnost		313 000 kg	
Nosnost LEO/GTO		6900/2900 kg	
Motor	4×RD-117	1×RD-118	1×RD-0110
Pohonné látky	Kerosen/LOX	Kerosen/LOX	Kerosen/LOX
Doba chodu	120 sec.	286 sec.	230 sec.
Specifický impuls (vac.)	310 sec.	311 sec.	326 sec.
Tah	4×1021,3 kN	1×999,6 kN	1×297,9 kN

6.4.2 Soyuz FG

Sojuz-FG (Příloha 2) byla představena v roce 2001 a je založena na raketě Sojuz-U, vůči které poskytuje vyšší bezpečnost při pilotovaných letech. První úspěšný pilotovaný let proběhl 30. října 2002. Dodnes proběhlo asi 50 úspěšných letů této rakety. Raketa je vyráběna firmou TsSKB-Progress a využívána agenturou Roskosmos a firmou RKK Energia. Tato verze slouží k vynášení posádky na ISS, své uplatnění nachází ovšem také pro komerční a vládní lety. Při těchto letech je přidán horní stupeň Fregat [60].

Verze Soyuz-FG se liší oproti předchozí verzi Sojuz-U moderní avionikou, novým řídicím systémem, který umožňuje změnu směru během letu, což u verze Sojuz-U i u dřívějších raket nebylo možné [61].

Tabulka 8 - Specifikace Sojuz-FG [60]

	Stupeň 0	Stupeň 1	Stupeň 2
Výška		49,5 m	
Průměr		2,68 m	
Hmotnost		305 000 kg	
Nosnost LEO		7100 kg	
Motor	4×RD-107A	1×RD-108A	1×RD-0110
Pohonné látky	Kerosen/LOX	Kerosen/LOX	Kerosen/LOX
Doba chodu	118 sec.	280 sec.	230 sec.
Specifický impuls (vac.)	310 sec.	321 sec.	326 sec.
Tah	4×1021 kN	1×990 kN	1×297,9 kN

6.4.3 Sojuz 2

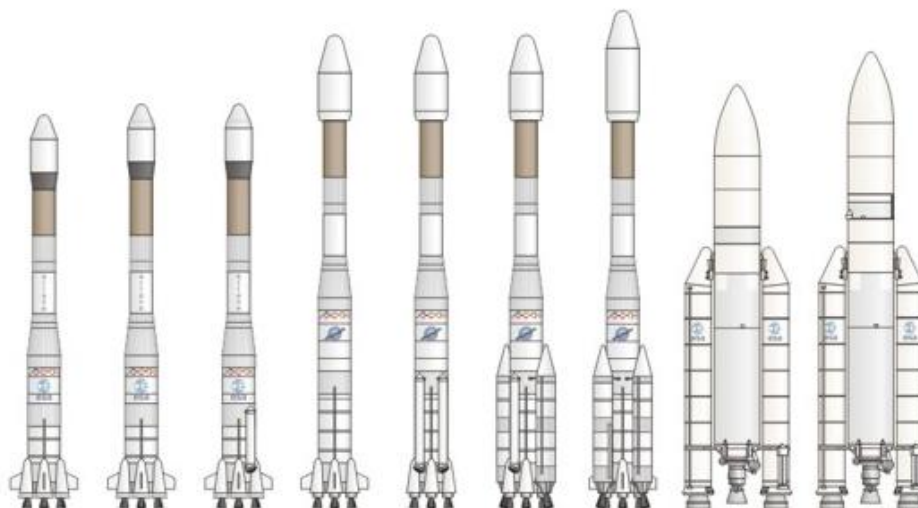
Raketa by měla postupem času nahradit nosné rakety Sojuz-U, Sojuz-FG a Molniya. Tento nosič je používán k vynášení nákladů na oběžnou dráhu. Potom, co se prokáže její bezpečnost, by měla být raketa použita i pro pilotované lety. První úspěšný let proběhl v roce 2004 [62].

Raketa vychází z konceptu Sojuz-U a je vyráběna firmou CSKB-Progress v Samaře. Je zde použit nový digitální řídicí systém, který nahradil starý analogový. Tímto krokem bylo dosaženo lepší ovladatelnosti rakety během letu. Raketa by měla dosahovat startovní váhy 311 tun a ve svých modifikacích by měla být schopna vynášet na nízkou oběžnou dráhu až 8000 kilogramů. Ve verzi bez bočních bloků by nosnost měla dosahovat 2800 kilogramů [62,63].

První stupeň je poháněn jedním motorem RD-108A. Kolem tohoto stupně jsou umístěny čtyři pomocné bloky. V každém bloku je umístěn jeden motor RD-107A. U těchto stupňů byl zvýšen výkon. Zvýšení výkonu bylo dosaženo díky použití nových vstřikovačů. Druhý stupeň používá u varianty Sojuz 2.1a motor RD-0110. V následující verzi Sojuz 2.1b byl tento motor nahrazen motorem RD-0124, který dosahuje vyššího specifického impulsu. Jako palivo je zde stejně jako u předchozích verzí použit kapalný kyslík a kerosen [63].

7 VESMÍRNÉ PROGRAMY DALŠÍCH ZEMÍ

7.1 Evropská Vesmírná Agentura ESA



Obr. 16 – Rakety Ariane – zleva Ariane 1, Ariane 2, Ariane 3, Ariane 40, Ariane 44P, Ariane 44LP, Ariane 44L, Ariane 5, Ariane 5 (Herschel and Planck) [64]

Evropská vesmírná agentura ESA vznikla v roce 1975 za účelem nezávislého přístupu evropských států do vesmíru. Ke svým letům využívá rakety Ariane (obr. 16), které byly vyvinuty pro vynášení satelitů na oběžnou dráhu. V posledních letech agentura využívá také ruské rakety Sojuz [64].

7.1.1 Ariane 1,2,3 a 4

Ariane 1 byla poprvé vypuštěna na Štědrý den roku 1979. Raketa byla určena k vynášení dvou telekomunikačních družic současně na oběžnou dráhu. Růst velikosti a tudíž i hmotnosti znamenal nutnost vyvinout silnější nosiče, kterými se stali Ariane 2 a 3. Mezi lety 1979 až 1989 proběhlo 11 úspěšných letů Ariane-1, 5 úspěšných letů Ariane-2 a 11 úspěšných letů Ariane-3. Rakety využívaly motory Viking. U Ariane-1 byly u prvního stupně využity čtyři motory Viking a u stupně druhého jeden tento motor. V následujících verzích 2 a 3 byly zvětšeny rozměry a u Ariane 3 přidány boční bloky na tuhé pohonné látky [64].

Ariane 4 byla používána v letech 1988 až 2003, během nichž proběhlo 113 úspěšných letů. V průběhu těchto let byla raketa použita k vynesení 50% všech satelitů vypuštěných v tomto období. Ariane 4 oproti předchozím verzím zvýšila svoji nosnost až na trojnásobek. Byla dostupná v několika modifikacích, což znamenalo možnost přizpůsobit raketu specifickému nákladu. Celkem bylo používáno šest modifikací této rakety, a to raketa bez postranních bloků, která nesla označení Ariane 40. Následně byly používány rakety s postranními bloky na kapalné i tuhé palivo. Nejsilnější verze této rakety měla čtyři postranní bloky, které byly vybaveny motory spalující kapalinové pohonné látky. Raketa nesla označení Ariane 44L [64,65].

7.1.2 Ariane 5 a 6

První raketa Ariane 5 byla vypuštěna v roce 1996. První stupeň je poháněn jedním motorem Vulcain, který spaluje kapalný vodík a kyslík. Kolem tohoto stupně jsou dva pomocné bloky na tuhé pohonné látky. Druhý stupeň používá jeden motor, který spaluje taktéž kapalný kyslík a vodík. Raketa slouží k vynášení družic a zásob k ISS pomocí kosmické lodi ATV [64].

Ariane 6 je konstruována jako komerční nosič pro vynášení satelitů soukromých firem. Oproti Ariane 5 bude vynášen jednou raketou pouze jeden satelit namísto dvou. Toto rozhodnutí je zapříčiněno předpokladem zvětšování satelitů, a tudíž i jejich hmotnosti. Složení rakety se bude také výrazně lišit od svých předchůdců, kdy první stupeň by měl být tvořen třemi bloky na TPH. Druhý stupeň by měl být stejně, jako stupeň první poháněn motorem na TPH. Všechny motory budou totožné, což umožňuje sériovou výrobu i nižší cenu. Třetí stupeň, který bude sloužit k umístění nákladu na požadovanou oběžnou dráhu, bude využívat motor Vinci. Tento motor na rozdíl od předchozích stupňů bude spalovat kapalné palivo [66].

7.2 Čína



Obr. 17 - Čínské rakety – zleva CZ-1, CZ-2C, CZ-2D, CZ-2E, CZ-2F, CZ-2F/G, CZ-3, CZ-3A, CZ-3B, CZ-3C, CZ-4B [67]

Čínské rakety (obr. 17) používané pro lety do kosmu nesou označení Chan Zheng (CZ) neboli Dlouhý pochod. Vývoj první rakety této řady nesoucí označení CZ-1 začal již v roce 1964. V roce 1970 byl pomocí této rakety vynesena první čínský satelit na oběžnou dráhu. Pro pilotované lety jsou ovšem nejdůležitější rakety nesoucí označení CZ-2, které slouží k vynášení čínských astronautů do vesmíru [67].

Raketa CZ-2 má několik modifikací. Většina raket je dvoustupňová. Všechny modifikace ovšem spalují asymetrický dimethylhydrazin a oxid dusičitý. První verze této rakety s označením CZ-2C se používala od roku 1975 k vynášení satelitů. Raketa byla ve

službě až do 90. let, kdy byla nahrazena raketou CZ-2D a CZ-2E. U verze E byly přidány čtyři postranní bloky, které spalují stejné palivo jako první dva stupně [67].

Pro pilotované lety se používají rakety CZ-2F. Raketa má dva stupně a čtyři postranní bloky. Všechny spalují stejně jako předchozí rakety asymetrický dimethylhydrazin a oxid dusičitý. První úspěšný pilotovaný let proběhl 15. října 2003, kdy raketa vynesla v misi Shenzhou 5 prvního čínského kosmonauta Yang Liweie do vesmíru. Raketa byla v následujících letech použita k vyslání vícečlenných posádek na oběžnou dráhu Země [67].

Pro pilotované i nepilotované lety se do budoucna připravují rakety CZ-5,6 a 7. Měly by nahradit všechny doposud využívané čínské nosiče. U těchto raket bylo poprvé rozhodnuto o použití kapalného kyslíku a kerosenu jako paliva. Palivo bude spalovat nový motor s označením YF100, který je schopen dosáhnout maximálního tahu 1,34 MN [68].

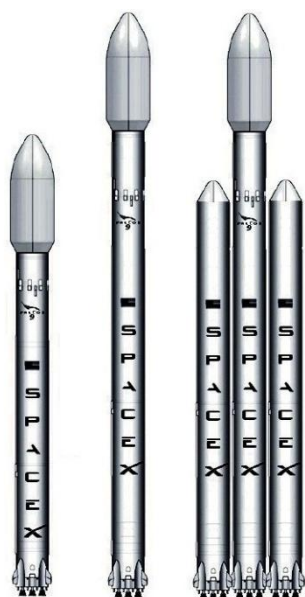
U rakety CZ-6 by se mělo jednat o třístupňový nosič s motorem YF100, případně s jeho zmenšenou verzí u druhého stupně. Tato raketa by měla dosahovat nosností 1000 kg na nízkou oběžnou dráhu. Konstrukce třetího stupně není známa. Raketa CZ-7 by měla být dvou a půl stupňová, kdy kolem dvou centrálních stupňů budou čtyři pomocné bloky. Všechny stupně by měly být poháněny motory YF100, kde první stupeň by měl mít dva a druhý jeden motor. Nosnost by mohla dosáhnout až 20 tun [68].

Raketa CZ-5 by měla být k dispozici ve více modifikacích. Dle těchto modifikací by měla být schopna spalovat kapalným kyslíkem a kerosenem, nebo kapalným kyslíkem a vodíkem. Raketa by měla být opatřena také různým množstvím pomocných bloků. Dle druhu konfigurace by nosnost měla být v rozmezí 1,5 až 25 tun. Tato raketa by měla být následně využita pro lety k Měsíci [68].

8 SPOLEČNOST SPACEX

SpaceX je soukromou společností zabývající se vynášením nákladů a v budoucnu i posádek do kosmu. K těmto letům vyvinula vlastní rakety Falcon (obr. 18). Jedná se o jedinou soukromou společnost, která dokázala dopravit náklad jak na oběžnou dráhu, tak i zpět na Zemi a to poprvé v roce 2010. Od té doby získala společnost zakázku od NASA na zásobování ISS. Společnost také vyvíjí vesmírnou loď Dragon, kterou by chtěla v budoucnu dopravovat astronauty na ISS a později i dál [69].

Vypuštění první série raket proběhlo mezi lety 2006 a 2009, kdy byly odpáleny rakety Falcon1, které jako palivo používaly RP-1 a kapalný kyslík. Tyto první rakety byly dvoustupňové, kdy první stupeň používal jeden motor Merlin a druhý stupeň jeden motor Kestral. Oba tyto motory byly vyrobeny touto společností. Celkem 5 startů těchto raket, kdy byly pouze dva poslední úspěšné. V následujících letech byla vyvinuta silnější raketa Falcon 9. Dnes společnost pracuje také na nejsilnější raketě s označením Falcon Heavy [69].



Obr. 18 - Rakety Falcon – zleva Falcon 9 (Block 1), Falcon 9 Stretch, Falcon 9 Heavy [70]

8.1 Falcon 9

Falcon 9 je první raketou kompletně vyvinutou v 21. Století. Je navržena pro maximální spolehlivost, na kterou má výrazný vliv její jednoduchá konstrukce. Důraz na bezpečnost je kladen převážně díky faktu, že raketa byla primárně stavěna za účelem dopravy lidí do vesmíru a dle dohody s NASA i na ISS. Bezpečnost je zajištěna minimalizací separačních akcí, a také možností dokončit misi při vypnutí až dvou z devíti motorů, které používá první stupeň [71].

První stupeň rakety se skládá z devíti motorů Merlin a hliníko-lithiových nádrží na kapalný kyslík a RP-1. Při startu je raketa uvolněna k letu až potom, kdy všechny motory prvního stupně dosáhnou plného tahu. Druhý stupeň používá jeden motor Merlin a slouží k umístění užitečné zátěže na požadovanou oběžnou dráhu. Při letu je motor zažehnut

několik sekund po odpojení prvního stupně. Na tomto stupni je také umístěna loď Dragon, která by měla být v budoucnu použita pro vynášení lidské posádky [71].

I přes všechna prvenství, které společnost SpaceX spolu s raketou Falcon 9 získala, mohou být všechny tyto úspěchy zastíněny snahou o znovupoužití prvního stupně, což by výrazně snížilo náklady pro další vesmírné lety. Společnost byla již schopna provést několik úspěšných testů přistání prvního stupně. Testy započaly v roce 2013 a společnost byla schopna vrátit první stupeň zpět na zem po dosažení maximální výšky 744 metrů. Pokusy ovšem nebyly úspěšné při návratu rakety z oběžné dráhy, kdy došlo k haváriím a následným explozím prvních stupňů. K první havárii došlo díky nedostatku hydraulické kapaliny. Při druhém pokusu došlo k převrácení kvůli chybě stabilizátorů [72].

Tabulka 9 - Specifikace Falcon 9 [71]

	Stupeň 1	Stupeň 2
Hmotnost	505 846 kg	
Výška	68,4 m	
Průměr	3,7 m	
Užitečná zátěž LEO a GTO	13150 kg a 4850 kg	
Motor	9xMerlin	1xMerlin
Doba chodu	180 sec	375 sec
Tah vakuum (u hladiny moře)	6672 kN (5885 kN)	801 kN

8.2 Flacon Heavy

Tato rakety je navrhována jako nejsilnější současně používaná raketa. Měla by dopravovat až 53 tun na oběžnou dráhu, čímž by se po raketě Saturn V stala druhou nejsilnější raketou na světě. Je navrhována pro přepravu lidí do vesmíru a pro následné lety lidí k Měsíci a k Marsu [73].

První stupeň je tvořen prvním stupněm rakety Falcon 9, k němuž jsou připojeny dva pomocné bloky, každý s devíti motory Merlin. Během letu by mělo dojít nejprve k oddělení bočních bloků a o něco později i centrálního bloku. Všechny tyto bloky by měly následně přistát a být použity při dalším letu. Druhý stupeň totožný s prvním může díky restartu umístit náklad na libovolnou oběžnou dráhu Země [73].

Tabulka 10 - Specifikace Falcon Heavy [73]

	Stupeň 1	Stupeň 2
Hmotnost	1 462 836 kg	
Výška	68,4 m	
Průměr	11.6 m	
Užitečná zátěž LEO a GTO	53 000 kg a 21 200 kg	
Užitečná zátěž Mars	13 200 kg	
Motor	27xMerlin	1xMerlin
Doba chodu	180 sec	375 sec
Tah vakuum (u hladiny moře)	20 017 kN (17 615 kN)	801 kN

9 ZÁVĚR

Bakalářská práce popisuje vývoj nosných raket pro pilotované lety do kosmu. Mimo samotné nosiče používané pro vynášení lidské posádky jsou v práci uvedeny také nosiče, které těmto pilotovaným letům předcházely.

V první části je nastíněn princip fungování reaktivního pohonu a jsou zde popsány nejpoužívanější pohonné systémy.

Druhá část je zaměřena na historický vývoj raketové techniky. V těchto kapitolách jsou uvedeny informace o vzniku prvních raket a jejich rozšíření. Jsou zde také popsány základní poznatky, které vznikly na počátku 20. století a poskytly základ pro vznik moderní kosmonautiky.

V další kapitole je rozebrán německý raketový program, který se stal se svou raketou V2 stavebním kamenem pro většinu pozdějších nosičů. Na tuto kapitolu navazuje vesmírný program USA, kde jsou popsány stěžejní nosiče, které byly využívány od 50. let 20. století až do současnosti jako Restone, Atlas, Saturn a Titan. Malá část věnována Raketoplánům a nově vyvíjeným raketám SLS, které by se měly v budoucnu postarat o pilotované mise k Měsíci a k Marsu.

Na americký kosmický program navazuje program sovětský a později ruský. Zde je práce zaměřena převážně na rakety typu R7, na jejichž základě byly v pozdějších letech vyvinuty rakety Vostok, Voschod a Sojuz. Jsou zde uvedeny také informace o novém nosiči Sojuz 2.

V další části jsou popsány evropské a čínské nosiče. U evropských nosičů je popsán vývoj raket Ariane od roku 1975 až po současnost. Jsou zde také uvedeny informace o nově vyvíjeném komerčním nosiči Ariane 6. U čínských raket jsou popsány nosiče Dlouhý pochod, jež umožnily Číně stát se třetím národem, který vyslal pomocí vlastní rakety astronauty do kosmu. Kromě aktuálně vyvíjených nosičů jsou zde popsány i nosiče připravované jako CZ-5,6 a 7.

Poslední kapitola je věnována společnosti SpaceX a jejím nosičům Falcon 9 a Falcon Heavy. Kromě specifikací a úkolů týkajících se těchto raket jsou zde také zmíněny pokusy o znovupoužití prvních stupňů. Možnost znovupoužití těchto stupňů by v budoucnu mělo výrazně snížit výrobní náklady.

Seznam použitých zdrojů

- [1] *Rocket Principles* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/TRCRocket/rocket_principles.html
- [2] *NASA – Related Sites – Basics of Rocketry* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/relatedsites/basics-of-rocketry_prt.htm
- [3] LÁLA, P a A. VÍTEK. *Malá encyklopedie kosmonautiky*. 1. vyd. Praha: Mladá fronta, 1982, 391 p.
- [4] *Teorie leteckých motorů – Typy leteckých motorů* [online]. 2002 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/teorie/teorie-02.php>
- [5] LEJČEK, L., *Kosmické pohony I.* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.predmet.kosmo.cz/prednasky/ZK-2014-04.pdf>
- [6] RŮŽIČKA, B a L. POPELÍNSKÝ. *Rakety a kosmodromy*. Vyd. 1. Praha: Naše vojsko, 1986, 356 p.
- [7] *MEK Pohonné systémy* [online]. 2007 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/motory.htm>
- [8] *Type of chemical rocket engines* [online]. 2011 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://sciencelearn.org.nz/Contexts/Rockets/Looking-Closer/Types-of-chemical-rocket-engines>
- [9] *Brief history of rocket* [online]. 2014 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html
- [10] KROULÍK, J a B. RŮŽIČKA. *Vojenské rakety*. Vyd. 1. Praha: Naše vojsko, 1985, 586 p., [56] p. of plates. ISBN ISBN 28-067-85.
- [11] *Tsiolkovsky* [online]. 2001 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.russianspaceweb.com/tsiolkovsky.html>
- [12] *Vesmírné osudy 2. Díl – Konstantin Ciolkovskij* [online]. 2013 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2013/04/vesmirne-osudy-2-dil-konstantin-ciolkovskij/>
- [13] *MEK reaktivní pohon* [online]. 2001 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/pohon.htm>
- [14] *Scientist robet goddard and the first rocket* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://inventors.about.com/od/gstartinventors/a/Robert_Goddard.htm

- [15] *Robert Goddard* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: http://inventors.about.com/od/gstartinventors/a/Robert_Goddard_2.htm
- [16] *Dr. Robert Goddard american rocketry pioneer* [online]. 2015 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: http://www.nasa.gov/centers/goddard/about/history/dr_goddard.html
- [17] *Robert Goddard a man and his rocket* [online]. 2004 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: http://www.nasa.gov/missions/research/f_goddard.html
- [18] *Important Early Rockets and Missiles* [online]. 1998 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.uwgb.edu/dutchs/cosmosnotes/earlyrkt.htm>
- [19] *Hermann Oberth* [online]. 2010 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/home/hermann-oberth.html>
- [20] *International Space Hall of Fame* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.nmspacemuseum.org/halloffame/detail.php?id=21>
- [21] WARD, B. *Doktor Vesmír: život Wernhera von Brauna*. 1. vyd. v českém jazyce. Praha: BB/art, 2008, 399 s., [24] s. obr. příl. ISBN 978-80-7381-457-1.
- [22] *V2ROCKET – Penemünde* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.v2rocket.com/start/chapters/peene/peenemuende.html>
- [23] *Operation Hydra - World war II* [online]. 2013 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.desertwar.net/operation-hydra-1943.html>
- [24] *Moře Klidu (III. díl) - Z Peenemünde do vesmíru* [online]. 2009 [cit. 2015-05-21]. Dostupné z: <http://www.aeroweb.cz/clanek.asp?ID=1595&kategorie=3>
- [25] *A4/V2 Makeup* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.v2rocket.com/start/makeup/design.html>
- [26] *Old Reliable: The story of the Redstone* [online]. 2011 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.thespacereview.com/article/1836/1>
- [27] *Redstone* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/redstone.htm>
- [28] *Jupiter C* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/jupiterc.htm>
- [29] *Rocket and Missiles* [online]. 2012 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.spaceline.org/rocketsum/juno-I.html>
- [30] *Redstone MRLV* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/lvs/redemrlv.htm>

[31] *Atlas* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.astronautix.com/lvs/atlas.htm>

[32] *Mercury-Redstone Overview* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

http://history.msfc.nasa.gov/mercury/mercury_overview.html

[33] *MEK – Mercury (Atlas Mercury)* [online]. 2005 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

http://mek.kosmo.cz/pil_lety/usa/mercury/kv01.htm

[34] *Titan Rockets and Missiles* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

http://historicspacecraft.com/Rockets_Titan.html

[35] *Titan II GLV / Hawaii eBook Library - eBooks / Read eBooks* [online].

[cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.hawaiilibrary.net/article/whebn0022616314/titan%20ii%20glv>

[36] *John F. Kennedy Space Center - Gemini Overview* [online]. 2000 [cit. 2015-05-17].

Dostupné z: <http://www-pao.ksc.nasa.gov/history/gemini/gemini-overview.htm>

[37] *The space race - Titan II GLV Drawings* [online]. 2012 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

http://www.alternatewars.com/SpaceRace/Titan/Titan_II_GLV.htm

[38] *MEK Raketa Saturn* [online]. 2004 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.mek.kosmo.cz/nosice/usa/saturn/index.htm>

[39] *Saturn I and IB rockets* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

http://historicspacecraft.com/Rockets_Saturn.html

[40] *Saturn I* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.astronautix.com/lvs/saturni.htm>

[41] *Saturn IB* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.astronautix.com/lvs/saturnib.htm>

[42] *What was the Saturn V?* [online]. 2010 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/home/what-was-the-saturn-v-58.html>

[43] *Saturn V rocket* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

http://historicspacecraft.com/Rockets_Saturn_5.html

[44] *MEK Raketa Saturn V* [online]. 2004 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.mek.kosmo.cz/nosice/usa/saturn/lk3.htm>

[45] *Saturn V* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:

<http://www.astronautix.com/lvs/saturnv.htm>

- [46] *Nasa – The space shuttle* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://www.nasa.gov/externalflash/the_shuttle/
- [47] *NASA Announces Design for New Deep Space Exploration System* [online]. 2011
[cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/sls1.html>
- [48] *V-2 tests in Poland* [online]. 2011 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://www.russianspaceweb.com/a4_poland.html
- [49] *German legacy in the Soviet rocketry* [online]. 2014 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://www.russianspaceweb.com/rockets_ussr_germany.html
- [50] *MEK Soyuz* [online]. 2008 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.mek.kosmo.cz/nosice/rusko/sojuz/index.htm>
- [51] *Information About Russian Rockets* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Russian.html
- [52] KUSÁK, J. Kosmické rakety dneška. 1. vyd. Valašské Meziříčí: Hvězdárna Valašské Meziříčí, c1998, 78 s., [12 s., 5 listů] příl. ISBN 80-902445-3-x.
- [53] *MEK Vostok* [online]. 2001 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://mek.kosmo.cz/pil_lety/rusko/vostok/vostok.htm
- [54] *Voschod* [online]. 2008 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://kosmonautika.cz/voschod.html>
- [55] *Vostk 8272K* [online]. [cit. 2015-05-17] Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/vos8k72k.htm>
- [56] *Introduction to Soyuz* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.starsem.com/soyuz/introduction.htm>
- [57] *MEK - Sojuz (lety)* [online]. 2001 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://mek.kosmo.cz/pil_lety/rusko/sojuz/so_lety.htm
- [58] *Soyuz U – Launch Vehicle* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.spaceflight101.com/soyuz-u.html>
- [59] *6.Kozmická Strojovňa – Rakety 70. let* [online]. 2013 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.kosmonautix.cz/2013/02/6-kozmiccka-strojovna-rakety-70-rokov-prva-cast/>
- [60] *Soyuz FG Fregat – Launch Vehicle* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.spaceflight101.com/soyuz-fg-fregat.html>
- [61] *Soyuz FG* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/soyuzfg.htm>

- [62] *Soyuz ST* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/lvs/soyuzst.htm>
- [63] *Russian Federal Space Agency* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://en.federspace.ru/468/>
- [64] *Information About European Rocket* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_European.html
- [65] *Ariane 4* [online]. 2004 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://www.esa.int/Our_Activities/Launchers/Ariane_42
- [66] *Ariane 6 - Nová raketa pre Európu* [online]. 2013 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.kosmonautix.cz/2013/07/ariane-6-nova-raketa-pre-europu/>
- [67] *Chinese Launch Vehicle* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
http://historicspacecraft.com/Rockets_Chinese.html
- [68] *Trio nových čínských raket pro příští čtvrtstoletí* [online]. 2015 [cit. 2015-05-17].
Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2015/04/trio-novych-cinskych-raket-pro-pristi-ctvrtstoleti/>
- [69] *About SpaceX* [online]. 2014 [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.spacex.com/about>
- [70] *Falcon Stretch* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://digitalvideo.8m.net/SpaceX/Falcon9stretch/FalconsStretch.jpg>
- [71] *Falcon 9 - SpaceX* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.spacex.com/falcon9>
- [72] *Reusability: The Key to Making Human Life Multi-Planetary* [online]. 2014
[cit. 2015-05-17]. Dostupné z: <http://www.spacex.com/news/2013/03/31/reusability-key-making-human-life-multi-planetary>
- [73] *Falcon Heavy - SpaceX* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.spacex.com/falcon-heavy>
- [74] *Federal Space Agency (Roscosmos)* [online]. [cit. 2015-05-17]. Dostupné z:
<http://www.federspace.ru/467/>

Seznam použitých veličin

Znak	Jednotka	Název
C	-	Ciolkovského číslo
dm	kg	Změna hmotnosti
dv	m/s	Změna rychlosti
g	m/s ²	Tíhové zrychlení
I_{sp}	m/s, s	Specifický impuls
k	-	Adiabatický exponent
M	Kg/mol	Molární hmotnost
m	Kg	Hmotnost
m_k	kg	Konečná hmotnost
m_s	kg	Počáteční hmotnos
P_k	Pa	Tlak ve spalovací komoře
P_u	Pa	Tlak v ústí trysky
R	J/Kmol	Univerzální plynová konstanta
sec.	second	sekunda
T	K	Teplota ve spalovací komoře
v_{ch}	m/s	Charakteristická výtoková rychlost
w	m/s	Výtoková rychlost
w_{ef}	m/s	Efektivní výtoková rychlost

Seznam použitých zkratek

Zkratka	Anglický název	Český název
ABMA	Army Ballistic Missile Agency	Agentura pro balistické rakety
ATV	Automated (Ariane) Transfer Vehicle	Automatický transportní prostředek
CZ	Chang Zheng	Dlouhý pochod
ESA	European Space Agency	Evropská vesmírná agentura
GLV	Gemini Launch Vehicle	-
ICBM	Intercontinental ballistic missile	Mezikontinentální balistické střely
ISS	International Space Station	Mezinárodní vesmírná stanice
KPH	-	Kapalné pohonné hmoty
LOX	Liquid oxygen	Kapalný kyslík
MRLV	Mercury-Redstone Launch Vehicle	-
MSFC	Marshall Space Flight Center	Machalovo centrum kosmických letů
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Národní vesmírná agentura
RP-1	Rocket Propellant-1 (kerosen)	Raketové palivo – Rafinovaný petrolej
SLS	Space Launch System	-
SSSR	-	Sovětský svaz
TPH	-	Tuhé pohonné hmoty
USA	United States of America	Spojené státy americké

Seznam obrázků

Obr. 1 – Princip reaktivního pohonu [2].....	15
Obr. 2 – Schéma motoru na KPH [4].....	16
Obr. 3 – Schéma motoru na TPH [8].....	16
Obr. 4 – Schéma kombinovaného pohonu [8].....	17
Obr. 5 – Šíp s raketovým pohonem [9].....	18
Obr. 6 – Čínská raketa [9].....	18
Obr. 7 – Torpédo Jonese de Fontana [9].....	19
Obr. 8 – První kapalinová raketa [18].....	22
Obr. 9 – Schéma rakety A4/V2 [24].....	26
Obr. 10 – Rakety Atlas [31].....	30
Obr. 11 – Řez raketou Atlas D – Mercury [10,33].....	31
Obr. 12 – Rakety Titan [34].....	32
Obr. 13 – Průřez raketou Titan II GLV [37].....	33
Obr. 14 – Rakety Saturn [38].....	33
Obr. 15 – Rakety rodiny R7 [50].....	37
Obr. 16 – Rakety Ariane [64].....	42
Obr. 17 – Čínské rakety [67].....	43
Obr. 18 – Rakety Falcon [70].....	45

Seznam tabulek

Tabulka 1 - Specifikace Mercury-Redstone [1,30].....	29
Tabulka 2 - Atlas D-Mercury specifikace [10,33].....	31
Tabulka 3 - Specifikace Titan II GLV [35]	32
Tabulka 4 - Specifikace Saturn IB [3,41]	34
Tabulka 5 - Specifikace Saturn V [3, 45]	35
Tabulka 6 - Specifikace - Raketa Vostok [55].....	38
Tabulka 7 - Specifikace Sojuz-U [58]	40
Tabulka 8 - Specifikace Sojuz-FG [60]	40
Tabulka 9 - Specifikace Falcon 9 [71].....	46
Tabulka 10 - Specifikace Falcon Heavy [73]	46

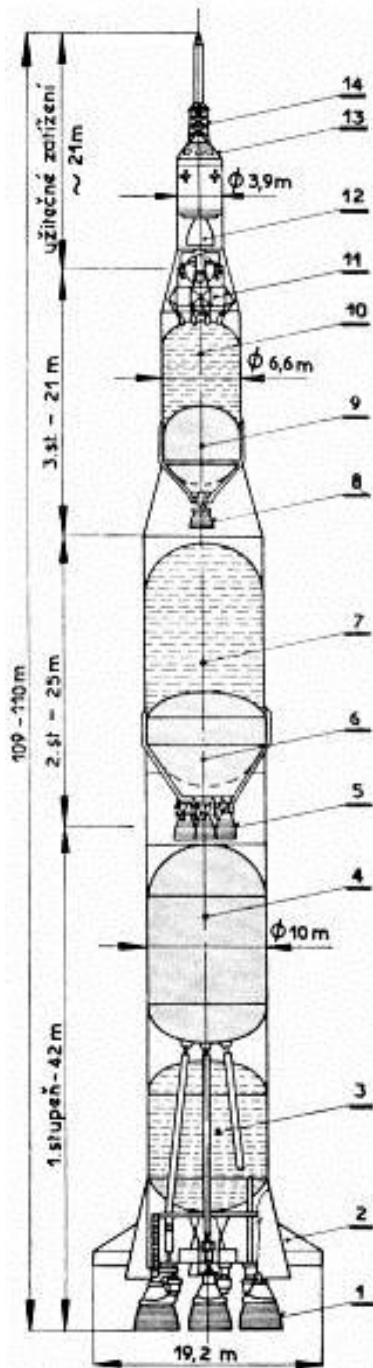
Seznam rovnic

Rov. 1.1.....	15
Rov. 3.1.....	20
Rov. 3.2.....	20
Rov. 3.3.....	20
Rov. 3.4.....	20
Rov. 3.5.....	21
Rov. 3.6.....	21

Seznam příloh

Příloha 1 – Raketa Saturn V [44].....	59
Příloha 2 – Raketa Sojuz FG [74].....	61

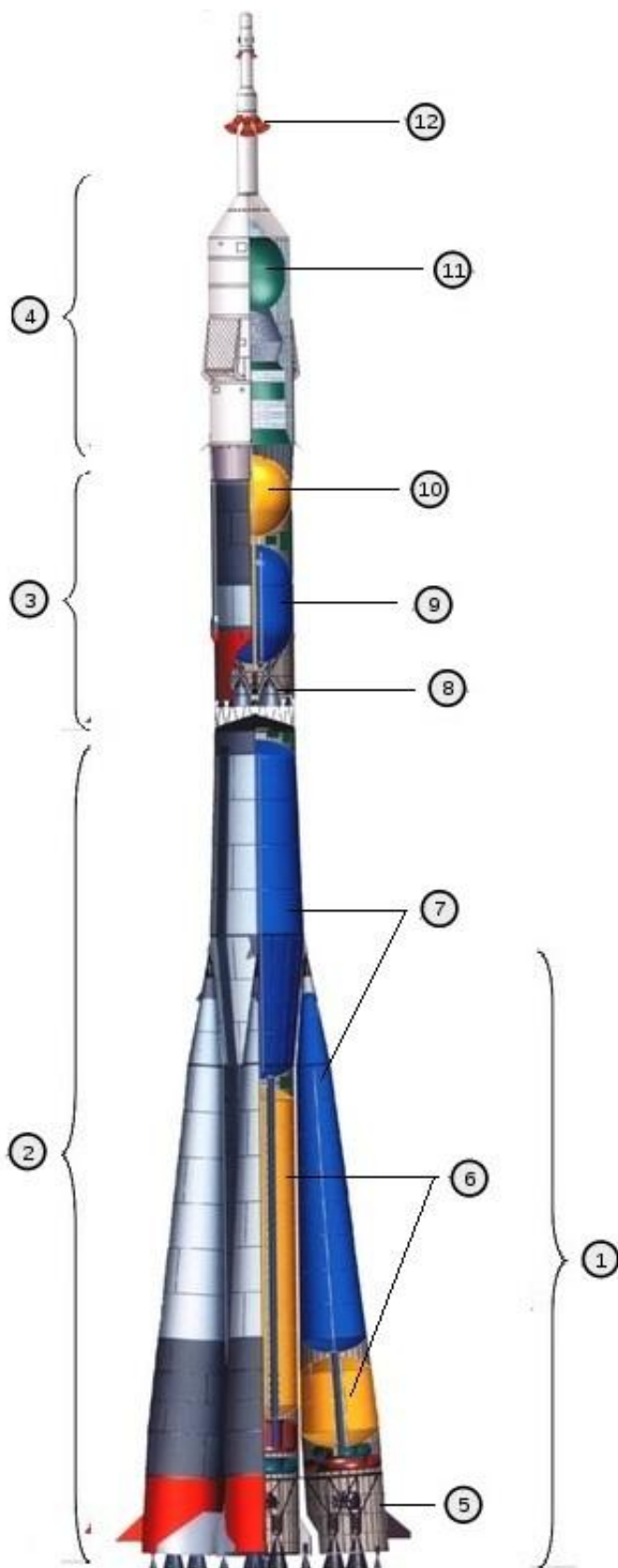
PŘÍLOHA 1



Příloha 1 – Průřez raketou Saturn V [44]

- 1 - 5 motorů 1. stupně (F-1),
- 2 - stabilizátory,
- 3 - nádrž na palivo,
- 4 - nádrž na okysličovadlo,
- 5 - 5 motorů 2. stupně (J-2),
- 6 - nádrž na okysličovadlo,
- 7 - nádrž na palivo,
- 8 - motor 3. stupně (J-2)
- 9 - nádrž na okysličovadlo,
- 10 - nádrž na palivo,
- 11 - expediční (exkursní) část kosmické lodi Apollo,
- 12 - pohonná část kosmické lodi Apollo,
- 13 - kabina kosmické lodi Apollo,
- 14 - záchranné rakety.

PŘÍLOHA 2



Příloha 2 – Raketa Sojuz FG [74]

- 1 – Stupeň 0,
- 2 – Stupeň 1,
- 3 – Stupeň 2,
- 4 – Modul Sojuz,
- 5 – Motory stupně 0 a 1,
- 6 – Palivová nádrž stupně 0 a 1,
- 7 – Nádrž okysličovadla stupně 0 a 1,
- 8 – Motory stupně 2,
- 9 – Nádrž okysličovadla stupně 2,
- 10 – Palivová nádrž stupně 2,
- 11 – Modul,
- 12 – Motory únikového systému.