



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

PŘEHLED VÝVOJE MALÝCH A STŘEDNÍCH NOSNÝCH RAKET

OVERVIEW OF THE DEVELOPMENT OF SMALL AND MEDIUM LAUNCHERS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Radovan Dítě

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

BRNO 2017

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Radovan Dítě**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.**
Akademický rok: 2016/17

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 malých a středních nosných raket

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pro dopravu užitečného zatížení na nízkou oběžnou dráhu okolo Země se používají menší nosné rakety, které jsou buď zcela za tímto účelem navrženy, nebo se upravují větší, již operačně osvědčené nosné rakety.

Předmětem zadané bakalářské práce je kromě stručného nástinu dosavadního vývoje této kategorie nosných raket, podat rešeršní formou informaci o současném stavu vývoje a operačního provozu malých a středních nosných raket.

Cíle bakalářské práce:

Stručně a přehledně zpracovat chronologický technický vývoj malých a středních nosných raket pro dopravu relativně malého užitečného nákladu (satelitů) na nízkou oběžnou dráhu. Přehled by měl zahrnovat známé navrhované i operačně realizované projekty a současný stav vývoje této kategorie nosných raket, včetně základních dostupných technických dat.

Seznam doporučené literatury:

KUSÁK J.: Kosmické rakety dneška. Valašské Meziříčí: Hvězdárna Valašské Meziříčí, 1997.

KROULÍK J., RŮŽIČKA B.: Rakety. Praha: Naše vojsko, 1981.

RŮŽIČKA B., POPELÍNSKÝ L.: Rakety a kosmodromy. Praha: Naše vojsko, 1986.

LÁLA P., VÍTEK A.: Malá encyklopedie kosmonautiky, Praha: Mladá fronta, 1982.

Časopis Letectví a kosmonautika, ISSN 0024-1156.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2016/17

V Brně, dne

L. S.

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

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

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce je odbornou rešerší zabývající se vývojem malých a středních nosných raket. Práce je rozdělena do čtyř hlavních částí. První část pojednává o základních principech raketové techniky a typech raketových pohonů. Druhá část se zabývá historickým vývojem raketové techniky. Ve třetí části je popsán vývoj malých a středních nosných raket. Poslední, čtvrtá část se věnuje současnému stavu malých nosných raket.

KLÍČOVÁ SLOVA

Kosmonautika, nosná raketa, raketová technika, umělá družice, užitečné zatížení

ABSTRACT

This bachelor's thesis describes the development of small and medium vehicle launchers. The dissertation is divided into four main parts. The first part deals with basic principles of rocketry and types of rocket propulsion. The second chapter describes historical development of rocketry. The third part describes the development of small and medium vehicle launchers. And the last part is dedicated to the description of current states of small vehicle launchers.

KEYWORDS

Cosmonautics, launch vehicle, rocketry, artificial satellite, payload

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

DÍTĚ, R. *Přehled vývoje malých a středních nosných raket*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 2017. 58 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci na téma *Přehled vývoje malých a středních nosných raket* vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu použitých zdrojů.

V Brně dne

.....

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji vedoucímu bakalářské práce panu doc. Ing. Vladimírovi Daňkovi, CSc. za jeho odborné vedení, cenné rady a vstřícnost během tvorby této bakalářské práce. Dále bych chtěl poděkovat svým nejbližším a rodině za ohleduplnost a neustálou podporu.

OBSAH

Úvod.....	13
1 Raketová technika.....	14
1.1 Princip reaktivního pohonu	14
1.2 Typy pohonných systémů.....	15
1.2.1 Chemické pohonné systémy	15
1.2.2 Fyzikální druhy pohonu	17
2 Vznik raketové techniky	18
3 Základy kosmonautiky	20
3.1 Konstantin Eduardovič Ciolkovskij	20
3.1.1 Základní zápis Ciolkovského rovnice.....	21
3.2 Robert Hutchings Goddard.....	21
3.3 Hermann Julius Oberth.....	22
4 Balistické rakety	23
4.1 Meziválečné období	23
4.1.1 SSSR.....	23
4.1.2 Německo	23
4.1.3 USA	25
4.2 Druhá světová válka a V-2	25
4.3 Poválečné období	26
4.3.1 SSSR.....	26
4.3.2 USA	28
5 Nosné rakety	29
5.1 Malé nosné rakety	30
5.2 Střední nosné rakety	38
6 Současný stav	40
Závěr.....	48
Seznam použitých zdrojů	49
Seznam obrázků	54
Seznam tabulek.....	55
Seznam použitých zkratk.....	56

ÚVOD

První použití raket, které je úzce spojeno se střelným prachem, je datováno někdy kolem 10. století v Číně. Odtud se rakety šířily do Evropy a zbytku Asie. Už od počátku sváděly rakety konkurenční boj s dělostřelectvem, které způsobilo, že k největšímu rozmachu raket dochází až v 19. a 20. století. Hlavními osobnostmi a propagátory raketové techniky byli v tomto období K. E. Ciolkovskij, R. H. Goddard a H. Oberth, kteří se snažili přiblížit lidstvo k vesmírným letům. V nadcházejícím období dosáhla raketová technika vysoké úrovně zejména kvůli vojenským orgánům, které se zasadily o potřebný zdroj financí pro jejich výzkum. V Německu se dokonce během 2. světové války podařilo zkonstruovat raketu, která svými technickými parametry předstihla dobu. Tato raketa se po konci 2. světové války stala základním pilířem raketového programu SSSR i USA.

Vesmírné závody, se snahou o vynesení první umělé družice na oběžnou dráhu, vyhrává SSSR, který se svými modifikacemi rakety R-7 zpočátku dosahuje lepších výsledků. USA ale nezůstává dlouho pozadu, proto zde v druhé polovině 20. století existuje celá škála malých a středních nosných raket. Postupně se přidávají i další země, Francie, Velká Británie nebo Japonsko, které vstupují do vesmírného prostoru se svými raketami.

V dnešní době je největší snahou provoz nosných raket zlevnit. Nejčastějším a nejefektivnějším způsobem je vícenásobné použití celých raket nebo alespoň jejich částí. Další možností je použití malých nosných raket, na jejichž stavbu a provoz nejsou potřeba tak vysoké náklady. Tento způsob otevírá brány vesmíru i pro vědecké a vzdělávací instituce, nestátní organizace a soukromníky.

Cílem této bakalářské práce je seznámit čtenáře se základními principy raketové techniky, jejím historickým vývojem, významnými zástupci ze tříd malých a středních raket a v neposlední řadě se současným stavem, ve kterém se nosné rakety momentálně nacházejí. V průběhu práce bylo zjištěno, že dle nově používané klasifikace se mezi malé nosné rakety řadí nosné rakety s užitečným zatížením až do 2000 kg. Proto bylo s vedoucím bakalářské práce dohodnuto, že se v bakalářské práci zaměřím především na nejmenší malé nosné rakety s užitečným zatížením do 200 kg.

1 RAKETOVÁ TECHNIKA

1.1 PRINCIP REAKTIVNÍHO POHONU

Nejčastějším principem, na jehož základě funguje většina pohonných systémů v kosmonautice, je reaktivní princip. Můžeme ho popsat pomocí třetího Newtonova zákona. Pro každou akci existuje reakce, která je stejně velká, ale opačně orientovaná. Akce a reakce vznikají a zanikají současně. V našem případě je akcí síla, která vzniká na konci trysky raketového motoru vlivem výtoku plynů, reakcí je potom síla pohánějící raketu v opačném směru. Je samozřejmé, že pro vzlet rakety je nutný dostatečný tah, který překoná tíhovou sílu, která na raketu působí [1].

Na základě těchto znalostí sestavil koncem 19. století ruský vědec a průkopník raketových letů K. E. Ciolkovskij diferenciální rovnici, která popisuje vztahy mezi přírůstkem rychlosti dv [ms^{-1}] a okamžitou hmotností rakety m [kg], dále pak úbytkem její hmotnosti způsobený spotřebou pohonných hmot dm [kg] a rychlosti výtoku spalovaných plynů w [m/s]:

$$dv = -w \cdot \frac{dm}{m} \quad (1.1)$$

Když pak tuto rovnici vydělíme odpovídající dobou dt , dostáváme zrychlení rakety a [ms^{-2}]:

$$a = \frac{dv}{dt} = -\frac{w \left(\frac{dm}{dt} \right)}{m} \quad (1.2)$$

Z druhého Newtonova zákona vyplývá, že se síla rovná součinu hmotnosti tělesa m [kg] a jeho zrychlení a [ms^{-2}], tažná síla motoru F [N] se tedy rovná:

$$F = m \cdot a = -w \left(\frac{dm}{dt} \right) \quad (1.3)$$

Z těchto rovnic plyne, že tah motoru, ale i zrychlení jsou úměrné veličině w [ms^{-1}], kde w je výtoková rychlost spalných plynů [2].

Důležitou veličinou raketového motoru je i specifický impuls I_{sp} [Nskg^{-1}], který udává vyprodukovaný tah za určité množství paliva. Matematicky ho můžeme vyjádřit takto [2]:

$$I_{sp} = -\frac{F}{\frac{dm}{dt}} \quad (1.4)$$

1.2 TYPY POHONNÝCH SYSTÉMŮ

Pohonné systémy dělíme na chemické a fyzikální, a to podle původní energie, která se přeměňuje v raketovém motoru na energii kinetickou. Jedná se o kinetickou energii částic plynu nebo plazmy, které vytékají z trysky motoru [2].

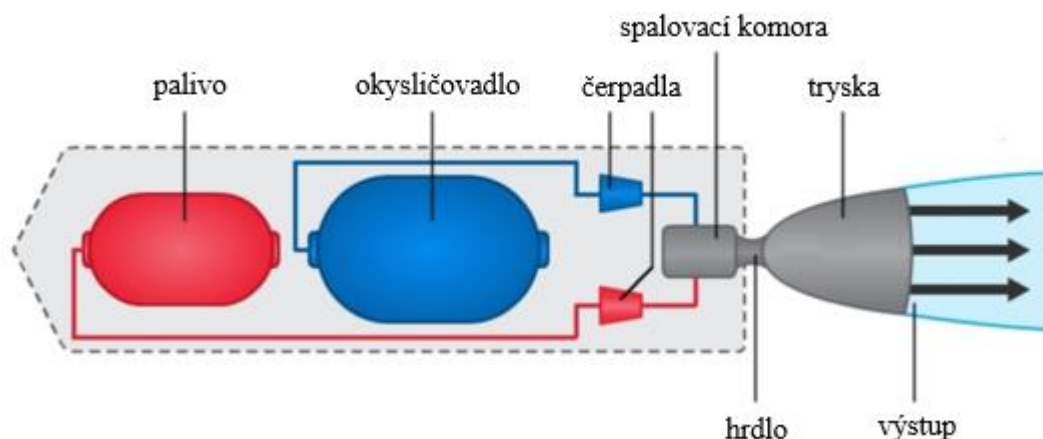
1.2.1 CHEMICKÉ POHONNÉ SYSTÉMY

U tohoto druhu raketových motorů je pohonem energie vznikající při slučování nebo naopak rozkladu chemických sloučenin. Při těchto reakcích vzniká teplo, které ohřívá plyny na vysokou teplotu. Ze stavové rovnice vyplývá, že při konstantním objemu (objem spalovací komory se nemění) musí docházet i k nárůstu tlaku, který způsobuje rychlý výtok plynů z trysky motoru [2].

Chemické pohonné systémy dále dělíme dle skupenského stavu pohonných hmot na motory s tuhými pohonnými hmotami (TPH), kapalnými pohonnými hmotami (KPH) a hybridní motory, což jsou motory s jednou složkou kapalnou, druhou tuhou. Každý z těchto typů má samozřejmě svoje výhody i nevýhody [2].

MOTORY NA KPH

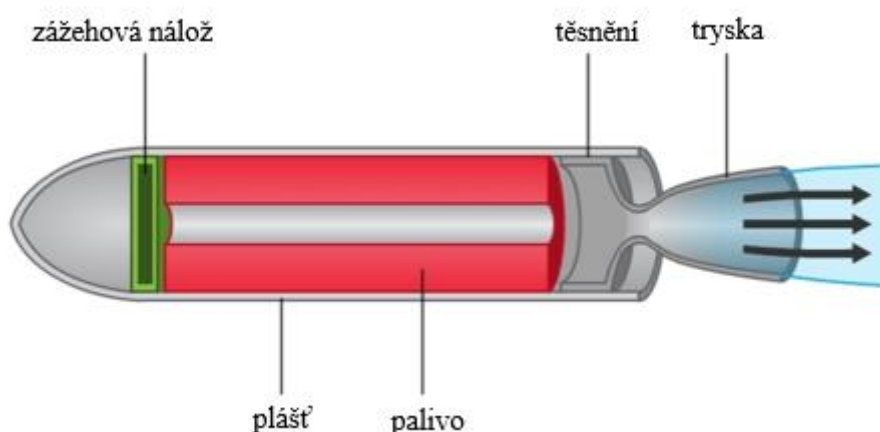
Motory na KPH jsou v porovnání s motory na TPH výkonnější (vysoký specifický impuls $2500\text{--}4000 \text{ Nskg}^{-1}$), mají možnost regulovat velikost tahu v poměrně širokém rozmezí, tyto motory lze také během provozu opětovně vypínat a zapínat, jsou také charakteristické nižší hmotností. Jsou však velmi složité, což snižuje jejich spolehlivost. Pohonné hmoty se do spalovací komory dopravují přetlakem plynu v nádrži nebo turbočerpadly. Jelikož se ve spalovacích komorách motorů nosných raket pracuje s vysokými tlaky (1 až 15 MPa) a aby nádrže takový přetlak vydržely, musely by být značně robustnější, proto se zde raději užívají různé kompresní systémy [2,3].



Obr. 1. 1 Schéma motoru na KPH [4]

MOTORY NA TPH

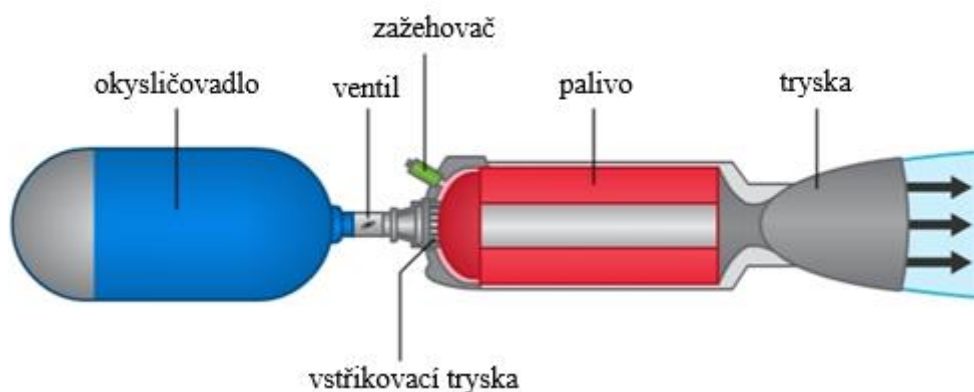
Motory na TPH jsou na rozdíl od motorů na KPH konstrukčně značně jednodušší. Jejich pohonná hmota je uložena přímo ve spalovací komoře, proto nemusí řešit složitý transport paliva a okysličovadla právě do spalovací komory. Velkou nevýhodou tohoto typu motoru je praktická nemožnost ovlivnit velikost tahu, ten je dán tvarem náplně, mnohem složitější je i zastavování nebo nové zažehnutí motoru. Motory na TPH nemají takovou výkonnost jako ty na KPH, jejich specifický impuls se pohybuje někde okolo $1500-2500 \text{ Nskg}^{-1}$. Další nevýhodou je již zmíněná vyšší vlastní hmotnost motoru. I přes tyto komplikace je tento typ motoru často používán, zejména u pomocných startovacích raket, menších sondážních raket nebo jako brzdící motory [2,3].



Obr. 1. 2 Schéma motoru na TPH [4]

HYBRIDNÍ MOTORY

Hybridní raketové motory jsou vyústěním spojení motorů na TPH a KPH, kdy je jedna složka kapalná a druhá tuhá. Mezi výhody patří vysoký specifický impuls dosahující až $4\,500 \text{ Nskg}^{-1}$, možnost regulace tahu a možnost restartu. Nevýhodou jsou značně velké rozměry spalovací komory a s nimi spojená vysoká hmotnost [2,3].



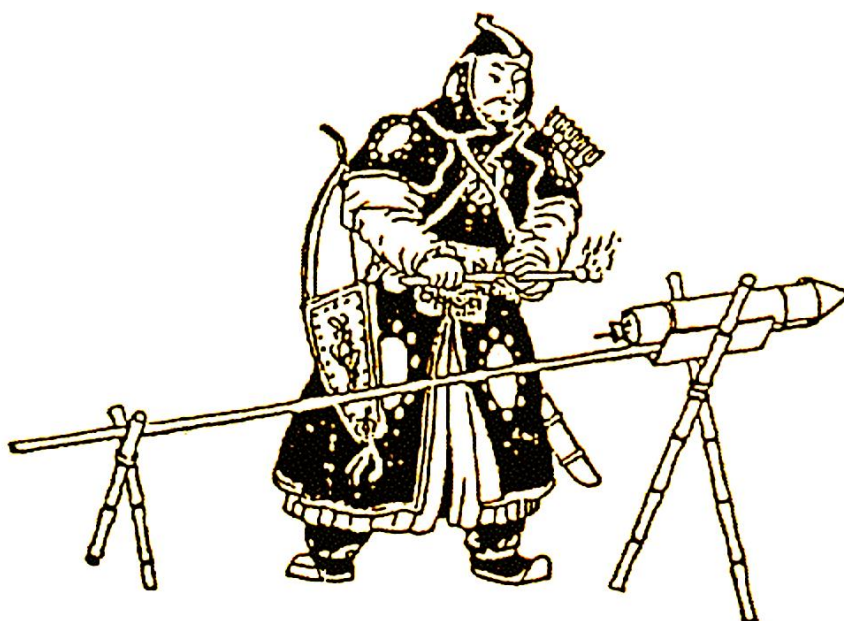
Obr. 1. 3 Schéma hybridního motoru [4]

1.2.2 FYZIKÁLNÍ DRUHY POHONU

U tohoto typu raketového motoru je zdrojem energie stlačený plyn, elektrická nebo jaderná energie, která se přeměňuje na kinetickou energii vytékajících částic. Patří sem například motory na stlačený plyn, které jsou velmi jednoduché, a proto spolehlivé, mají však nízký specifický impuls. Sublimační motory, které se ale pro svoji složitost a poměrně nízký specifický impuls neujaly. Motory nukleární, které můžeme dále dělit na motory s heterogenním reaktorem, které dokážou vyvinout specifický impuls až $8\,000\text{ N}\cdot\text{s}\cdot\text{kg}^{-1}$, a motory s homogenním reaktorem. Nevýhodou těchto motorů jsou vysoké výrobní náklady a fakt, že by případná havárie takové rakety mohla způsobit katastrofické radioaktivní zamoření. Dále existují motory iontové, magnetohydrodynamické, kvantové [2,3].

2 VZNIK RAKETOVÉ TECHNIKY

Stejně jako papír, kompas nebo střelný prach, je i vynález raketového pohonu připisován Číně. Byl to právě střelný prach, který umožnil již v 10. a 11. století našeho letopočtu provádět první pokusy s kopími, které byly urychlovány raketovým pohonem. Jejich princip a konstrukce byly primitivní, ke kopí nebo šípu byla připevněná bambusová trubka naplněná hořlavou směsí, která po zapálení a vržení zvyšovala letícímu předmětu rychlost, dolet a průbojnost. Následným zdokonalováním střelného prachu byla schopna raketová střela samostatného letu. Ohnivé šípy byly dokonce vkládány do různých košových či skříňových raketometů, ze kterých byly odpalovány v salvách [5,6].



Obr. 2. 1 Starodávná čínská raketa [7]

Od Číňanů se rakety šířily k jiným národům, nejdříve si je osvojili Mongolové, kteří je uplatnili při svých expanzivních výpravách do Evropy a Asie. Dokazuje to i zmínka polského kronikáře Jana Długosze z roku 1241, podle kterého mongolská vojska pod vedením vůdce Batů zaútočila na Polsko a při tom použila právě raketové zbraně, které se velkou mírou podílely na vítězství Mongolů. Dalším národem, který si postupně podmaňoval principy raketových zbraní byli Arabové. Ti je zdárně používali při svých taženích podél Středozemního moře a na Pyrenejský poloostrov. Tak se raketová technika dostala i do rukou Francouzů a Italů. Z Itálie také pochází pojem „raketa“, přišel s ním italský historik Muratori (italsky „rocchetta“) [5,6].

V nadcházejících stoletích se však zmínky o bojovém využití raket vytrácejí. Můžou za to jejich vysoké výrobní náklady, nespolehlivost, nepřesnost, slabý účinek. A zvláště pak rozvoj dělostřelectva, který posunul využití raketové techniky pouze k signalizačním a zábavním účelům [5].

Znovuzrození raket nastalo až v 18. století v Indii, když zde vznikají specializované raketové oddíly. Může za to především inovace spalovací komory, která byla vyráběna z kovu. Použití těchto raket vedlo k porážce anglických koloniálních vojsk. Britové si brzy uvědomili reálnou účinnost použití této raketové techniky, a především za přispění Wiliama Congreva, si ji brzy osvojili. Wiliam Congreve dokonce mírně změnil konstrukci indických raket, nahradil železný hrot hlavicí se zápalnou směsí, později i hlavicí tříštivou. Hmotnost těchto raket se pohybovala od 1,5 kilogramu do 16 kilogramů s doletem až 2700 metrů. Takto vylepšená zbraň byla poprvé použita v útoku na francouzské město Bolougne v roce 1806, kdy bylo vypáleno více než 2000 raket. Toto a další následné masové použití anglických bojových raket během napoleonských válek rozpoutalo v Evropě raketovou horečku. Mnohé státy proto zakládaly výzkumná raketová střediska, ve kterých se snažily zdokonalovat bojové rakety a odstraňovat jejich nedostatky. Jejich smyslem bylo však ničit, zabíjet a pustošit. Až na přelomu devatenáctého a dvacátého století nacházíme spojitost mezi raketovou technikou a kosmonautikou [5,6].

3 ZÁKLADY KOSMONAUTIKY

Až rozvoj techniky na přelomu 19. a 20. století umožnil lidstvu začít uvažovat o vesmírných letech. Mezi nejúspěšnější průkopníky této ideje patřil již zmiňovaný Konstantin Eduardovič Ciolkovskij, Robert Hutchings Goddard a Hermann Julius Oberth, kteří se podíleli na obrovském pokroku právě v raketové technice. Nazýváme je proto po právu otci moderní kosmonautiky [5].

3.1 KONSTANTIN EDUARDOVIČ CIOLKOVSKIJ

Rus Konstantin Eduardovič Ciolkovskij, narozen v roce 1857, vynikal již v raném věku vysokým nadáním pro techniku. V deseti letech, po těžké nemoci, přichází téměř o sluch, přesto nastupuje na gymnázium, které však nedokončuje. I tak se stává v roce 1879 učitelem a začíná vyučovat aritmetiku a geometrii na střední škole. Na počátcích své vědecké kariery se věnuje především kovovým říditelným balonům a fyzice plynů. V roce 1903 vydává vědeckou publikaci Výzkum světových prostorů reaktivními přístroji, která se stává jeho nejvýznamnější. V ní totiž popisuje pohyb letu rakety, ale i princip vícestupňových raket. Dále se zde zabývá motory na kapalné pohonné hmoty a nevhodnějšími palivy. V závěru jeho života je Ciolkovskému udělen Rudý řád práce za celoživotní zásluhy. Umírá v roce 1935 ve věku 78 let [5,8].



Obr. 3. 1 Konstantin Eduardovič Ciolkovskij [9]

3.1.1 ZÁKLADNÍ ZÁPIS CIOLKOVSKÉHO ROVNICE

$$v_{char} = w \cdot \ln \left(\frac{m_v}{m_k} \right) \quad (3.1)$$

Tato rovnice popisuje vztah mezi maximální konečnou rychlostí ideální jednostupňové rakety v_{char} [ms^{-1}], w výtokovou rychlostí plynů [ms^{-1}], m_v vzletovou hmotností rakety [kg] a m_k konečnou hmotností rakety [kg]. Z rovnice vyplývá, že rychlost rakety se zvyšuje s rostoucí výtokovou rychlostí a zvětšujícím se poměrem vzletové a konečné hmotnosti rakety. Pomocí této rovnice vyvrátil Ciolkovskij tvrzení, že střelný prach je nejvýhodnější pohonnou hmotou [5,8].

3.2 ROBERT HUTCHINGS GODDARD

Dalším průkopníkem raketové techniky byl Američan Robert Hutchings Goddard, který se narodil v roce 1882. I on byl už od malička obdařen nadáním pro techniku a stejně jako Ciolkovskij i on prodělal vážnou nemoc. Po úspěšném absolvování střední školy začíná studovat fyziku. Vysokoškolské studium zakončuje docenturou, řadě svých pokusů se věnuje právě v rámci zaměstnání. Z počátku hledá především nejvhodnější materiál pro stavbu raket a ideální hmotnostní rozložení. V roce 1917 započal spolupráci s armádou, o rok později vyvíjí raketu, která se stala předchůdcem protitankových střel. K jeho nejvýznamnější publikaci patří Metoda dosahování extrémních výšek, kterou vydal v roce 1919. Tato práce obsahuje mnoho různých úvah, matematických teorií a poznatků z praktických experimentů. Později se zabývá experimenty s motory na kapalné pohonné hmoty, v roce 1923 se mu dokonce podařilo takový funkční motor sestavit. Jednalo se však pouze o statické testy, jelikož tah motoru byl příliš malý. Avšak roku 1926 se Goddard zapisuje do historie prvním vypuštěním rakety s motorem na kapalné pohonné látky. Raketa Nell o vzletové hmotnosti 4,7 kg uletěla asi 56 metrů a dosáhla výšky 12,5 metru. Robert Hutchings Goddard umírá v roce 1945 [5,8].



Obr. 3. 2 Robert Hutchings Goddard a raketa na KPH [10]

3.3 HERMANN JULIUS OBERTH

Trojici průkopníků uzavírá Hermann Julius Oberth, který se narodil 1894 v Jižních Karpatech. Jeho zájem o raketovou techniku a vesmír probudila už v dětství kniha Julesa Verne Ze Země na Měsíc. Přesto v roce 1912 začíná studovat medicínu na univerzitě v Mnichově, toto studium je ale přerušeno 1. světovou válkou. Po válce se vrací opět na mnichovskou univerzitu, kde ale začíná studovat matematiku a fyziku. V roce 1923 přichází se svou první publikací Raketou k planetám, která pojednává například o orbitálních stanicích a o soustředění energie ze Slunce. V letech 1929-1930 vede ve funkci předsedy Společnost pro kosmické lety VfR (Verein für Raumschiffahrt). Když skončila 2. světová válka, pracuje pro italské námořnictvo, následně i u americké kosmické agentury NACA (National Advisory Committee for Aeronautics, předchůdce NASA). Herman Oberth zemřel v roce 1989 ve věku 95 let [5,11].

4 BALISTICKÉ RAKETY

4.1 MEZIVÁLEČNÉ OBDOBÍ

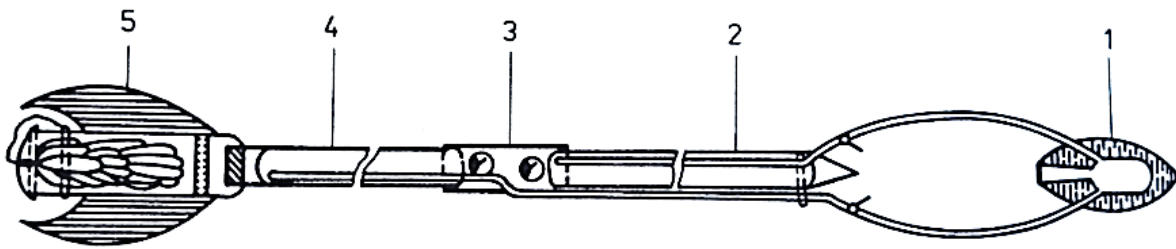
Úspěšné pokusy použití raket během první světové války, rozvoj strojírenství, hutnictví, chemie, a především formulování raketové teorie, vybudovaly základy vzniku moderních raket a jejich zařazení do armádního arzenálu. I když byly původní myšlenky o použití raket pouze k mírovým účelům zneužity, dosáhla raketová technika vysoké úrovně právě díky vojenským orgánům, ty se totiž zasadily o státní dotace [8].

4.1.1 SSSR

Nejsilnější raketový boom se uskutečnil v tehdejší Sovětském svazu, můžou za to především geniální poznatky otce kosmonautiky K. E. Ciolkovského. Myšlenka využití raketové techniky k stratosférickým a meziplanetárním letům byla v Sovětském svazu natolik populární, že vznikaly celostátní hnutí i skupiny studující reaktivní pohyb. V roce 1928 je založena Laboratoř pro výzkum dynamiky plynů (GDL). Laboratoř se z počátku zabývala zkoumáním zákonitostí hoření prachových zrn a zdokonalováním hlavních celků raketových motorů. Velkým problémem tohoto období byla i otázka stabilizace rakety během letu, jelikož prováděné experimenty nepřinášely uspokojivé výsledky, rozhodli se členové organizace pro tehdy nejefektivnější způsob, stabilizaci rotací. Nevýhodou tohoto způsobu je ztráta asi 20 % výkonu k uvedení rakety do rotace. Na začátku třicátých let vznikaly skupiny pro studium reaktivního pohybu (GIRD) a především byl založen Reaktivní vědeckovýzkumný ústav (RNII). Hlavními činnostmi tohoto institutu byly: vývoj reaktivních motorů, výzkum prachových neřízených střel, později stavba balistických kapalinových raket. Koncem třicátých let však došlo k omezení zkoumaných úkonů, příčinou bylo zatýkání vedoucích pracovníků ústavu, kteří byli podezíráni z vlastizrady. Další omezení programu bylo způsobeno celosvětovým válečným konfliktem, který byl spojen s potřebou vyzbrojit sovětskou armádu účinnými a výrobně nenáročnými raketami. Tyto podmínky tehdejší kapalinové rakety nesplňovaly. Přesto se úřad významně podílel na poválečném vývoji raketové techniky [8].

4.1.2 NĚMECKO

Další zemí, která v období mezi válkami zaznamenala značný pokrok ve výzkumu raketové techniky, bylo Německo. Důvodů bylo mnoho, tím hlavním byl fakt, že právě použití raketové techniky v budoucím válečném konfliktu by mohlo výrazně přispět k vítězství. V roce 1927 byla založena Společnost pro kosmické lety (VfR). Přesto, že činnost této společnosti nebyla nijak dlouhá, dokázali její členové seskupit spoustu poznatků, kterých později využila armáda. K nejvýznamnějším projektům organizace patřily kapalinové rakety Repulsor, které vznikly ze starší skupiny raket Mirak. Zejména pak čtvrtá varianta, Repulsor IV, byla velmi úspěšná, létala do výšky až 1600 metrů, při hmotnosti 20,4 kg a tahu raketového motoru 588 N. Vzhledem k politické a hospodářské situaci, začíná v roce 1932 činnost společnosti stagnovat. Členská základna se zužuje, ubývá i finančních prostředků. V roce 1933 musí VfR dokonce vyhlásit bankrot [5,8].



Obr. 4. 1 Schéma rakety Repulsor IV: 1 - raketový motor s chlazením; 2 - nádrž okysličovadla; 3 - spojovací konstrukce; 4 - nádrž paliva; 5 - stabilizátor a schránka s padákovým systémem [8]

Velký zájem o raketovou techniku měla i již zmiňovaná armáda. Ta sestavila tým odborníků, mezi které patřil například Walter Dornberger, Wernher von Braum nebo Walter Riedel, kteří vybudovali zkušební středisko pro kapalinové rakety. V tomto středisku pak prováděli experimenty s motory vlastní i cizí konstrukce. V roce 1933 navrhli první kapalinovou raketu ze série Aggregat pod názvem A-1. Raketa neměla žádné stabilizační aerodynamické plochy, její vzletová hmotnost činila 150 kg při délce 1,40 m a průměru 304mm. Raketa byla vybavena pouze jednou kovovou nádrží, ve které byly etalon a kapalným kyslík odděleny membránou. Změnu zaznamenalo i řešení stabilizace rakety, jelikož by její rotace mohla způsobit problémy s dodávkou pohonných hmot do spalovací komory, byla stabilizace zajištěna hmotným gyroskopem. Avšak opětovné exploze při statických testech vedly konstruktéry k ukončení vývoje této rakety. O rok později, tedy 1934, vzniká druhá raketa A-2, která byla konstrukčně velmi podobná raketě A-1, pouze nádrže na pohonné hmoty byly opět rozděleny a mezi ně umístěn setrvačnick. Toto uspořádání se ukázalo jako nejvhodnější, při prvním vzletu rakety A-2 bylo totiž dosaženo výšky 2200 m. Vzlet rakety A-3, která se měla stát nástupcem úspěšné A-2 se opozdil o několik let. Důvodem byly hlavně problémy s nerovnoměrným spalováním pohonných hmot, nedostatečným chlazením a propalováním spalovací komory při vývoji výkonnějšího motoru. Raketa byla vybavena prvním jednoduchým inerciálním řídicím systémem. V prosinci 1937 proběhly čtyři letové zkoušky, které ale nebyly úspěšné, během startu totiž docházelo k uvolnění padákového systému a následně explozi rakety. Další v pořadí měla být raketa A-4, později pověstná V-2, ale problémy s vývojem nového motoru, letové zkoušky A-3 a nulové zkušenosti s chováním rakety při nadzvukové rychlosti, vedly k rozhodnutí zkonstruovat menší raketu, která by prověřila zvolené aerodynamické řešení A-4. Tato raketa dostala označení A-5, její úpravy se týkaly především ocasních ploch, řídicího a padákového systému. V říjnu 1939 byly provedeny tři starty rakety A-5, první dvě rakety dosáhly výšky 8km, třetí raketa nejprve vertikálně stoupala, pak pokračovala pod úhlem 45 stupňů a dolétla do vzdálenosti 18 km. V roce 1940 byl úspěšně otestován raketový motor pro A-4 (V-2), který bez závady pracoval 60 sekund. Hlavní problém byl tedy překonán a dlouholetý, bohatě dotovaný, německý vojenský raketový vývoj začal sklízet první ovoce [8].

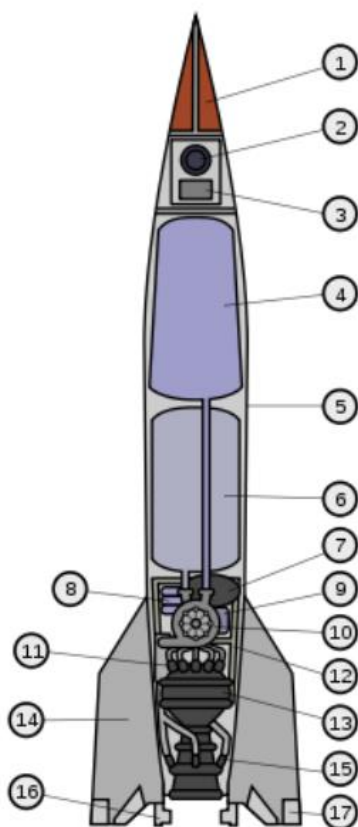
4.1.3 USA

Situace v USA byla v porovnání se situací v SSSR a Německu naprosto odlišná. Může za to především relativní izolovanost a bezpečnost Spojených států, která vedla k naprostému nezájmu o rakety. Nepomohl tomu ani jeden z nejvýznamnějších raketových teoretiků Robert. H. Goddard, který pracoval na raketách v ústraní, a navíc své výsledky dlouho tajil. Je proto zřejmé, že americký raketový výzkum nemohl dosáhnout významnějších úspěchů. Přesto v roce 1930 vzniká Americká raketová společnost (ARS), která během své činnosti zkonstruovala rakety ARS No. 1, ARS No. 2, ARS No. 3 a ARS No. 4. Časté neúspěchy při odpalování raket však vedly členy k rozsáhlejším experimentům raketových motorů. Za největší úspěch je považována konstrukce regenerativně chlazené komory v roce 1938, která byla chlazená palivem, které se současně cirkulací v plášti přehřívalo [8].

4.2 DRUHÁ SVĚTOVÁ VÁLKA A V-2

Období druhé světové války bylo převratem v pohledu na raketovou techniku. Hromadné použití raket ve válečném konfliktu a jejich následný rozvoj po roce 1945 byl ovlivněn především dosažením potřebné úrovně teoretických disciplín, mezi které patřily aerodynamika, teorie výbušnin, termodynamika a jiné, dále pak vytvoření moderní základny ve strojírenství, metalurgii, elektronickém a chemickém průmyslu, která umožnila hromadnou výrobu raket. Velký vliv na rozvoj raket měly i jejich přednosti, nízká hmotnost, malé rozměry, a především možnost vypouštění raket bez zpětného rázu. Nutné však bylo zvážit i záporné vlastnosti, jako velký dálkový a šířkový rozptyl, vysoká spotřeba pohonných hmot a vysoké náklady výroby. I přes tyto zápory dosáhlo raketové zbrojení obrovského rozšíření [8].

Během druhé světové války bylo použito velké množství různých typů bojových raket, od prachových neřízených střel, přes sovětské Katuše (M-13) až k německým V-2 (A-4). A právě raketa V-2 se stala symbolem tohoto období. Raketa byla dlouhá 14 m, při průměru 1,65 m a hmotnosti okolo 13,5 t. Motor rakety svým technickým parametry a řešením bezpochyby předběhl dobu. Palivem byla většinou směs metanolu, etanolu a vody, okysličovadlem pak kapalný kyslík. Střela u země dosahovala maximálního tahu 250 kN, ve výšce 40 km byla tato hodnota okolo 315 kN. Stabilizace byla zajištěna pasivními stabilizátory, které doplňovaly dva gyroskopy. Řídící jednotka byla umístěna pod hlavicí, průběh letu závisel na první minutě, protože raketový motor pracoval přesně 63 s. Střela dosahovala rychlosti až 1600 ms^{-1} a doletu okolo 300 km. I přes tyto parametry nebylo její nasazení příliš úspěšné [5,8].



Obr. 4. 2 Řez rakety V-2:

- 1 – bojová hlavice;
- 2 – gyroskopický naváděcí systém;
- 3 – rádiový přijímač navádění,
- 4 – palivo;
- 5 – trup rakety;
- 6 – okysličovadlo;
- 8 – nádrž stlačeného dusíku;
- 9 – vyvíječ páry;
- 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 [12]

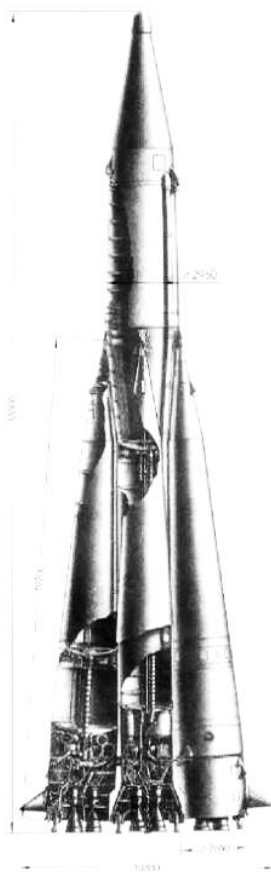
4.3 POVÁLEČNÉ OBDOBÍ

Po porážce nacistického Německa se vývoj raketové techniky stal doménou dvou tehdejších mocností – Spojených států amerických a Sovětského svazu. Zatímco Američané soustředili svoji pozornost především na strategické letectvo, Sověti vsadili na vybudování strategických raketových vojsk [5,8].

4.3.1 SSSR

Ihned po válce dokumentovali na území okupovaného Německa sovětsí odborníci raketu V-2, ale i další raketové zbraně. V roce 1946 už měl tým kolem Sergeje Pavloviče Koroljova a Valentina Petroviče Gluška nashromážděno spoustu informací, dokonce i celých exemplářů raket. Cíl německé mise, kompletace rakety V-2, doplněné úplnou dokumentací, byl tedy splněn, a tak se v roce 1947 začíná řešit přesun do SSSR. První odpaly raket V-2 a později sovětských R-1 proběhly ze střelnice Kapustin Jar nedaleko Volgogradu [5,8].

Raketa R-1 byla poháněna prvním sovětským poválečným raketovým kapalinovým motorem RD-100, o jehož vývoj se zasloužil především Valentin P. Gluško. Přestože byl motor kopii V-2, měl spolu se změnou tvaru spalovací komory a trysky největší vliv na zlepšení výkonu. Po úspěšném testování v roce 1948 byla raketa R-1 zavedena do sériové výroby a následně i do raketové výzbroje Sovětského svazu. Obrovský pokrok zaznamenala raketa R-2, která nevykazovala větší tvarové ani rozměrové odlišnosti, přesto se její dolet zvýšil zhruba na 600 km. Tohoto zlepšení bylo dosaženo především snížením hmotnosti, navýšením tahu a specifického impulsu. Jelikož se pravděpodobně rakety R-3 a R-4 staly pouze nerealizovanými projekty, stala se další raketou zavedenou do výzbroje sovětského svazu až raketa R-5. Přestože tato raketa byla pouze jednostupňová, byla schopná přepravit 1 400 kg těžkou bojovou hlavici na vzdálenost až 1200 km. Raketa byla vybavena modernizovaným motorem RD-103M, který dokázal vyprodukovat tah o velikosti 479kN. Právě raketa R-5 se stala důležitým milníkem na cestě k první sovětské mezikontinentální raketě R-7. Podle návrhu S. P. Koroljova byla v roce 1954 zahájena stavba 1,5stupňové rakety R-7, která probíhala až do roku 1957. Během konstrukce se musel tým inženýrů vypořádat se spoustou nových problémů. Například byly potřeba motory s tahem okolo 800kN, jenže dosavadní motory dosahovaly maximálního tahu 500kN. Proto S.P. Koroljov požádal o pomoc svého dlouholetého kolegu a odborníka na raketové motory Valentina Gluška. Ten přišel s návrhem čtyřkomorových motorů, kdy každá komora měla tah kolem 200 kN, celkový tah motoru pak dosahoval požadované hodnoty 800 kN. Výška rakety R-7 činila 31 m, hmotnost pak 280 t, tah motoru při startu byl zhruba 4000 kN. V srpnu 1957 absolvovala první mezikontinentální raketa úspěšný let po balistické křivce, 4. října 1957 tato raketa, ve verzi označované jako Sputnik, vynesla první umělou družici Země Sputnik 1 [5,8].



Obr. 4. 3 Balistická raketa R-7 [13]

4.3.2 USA

Především Spojené státy si odvázejí z poraženého Německa nemalou kořist, podařilo se jim totiž získat skupinu německých konstruktérů v čele s Wernherem von Braunem, sto kompletních raket V-2 a deset tun dokumentace. Tuto obrovskou výhodu však nevyužily, může za to hlavně rozhodnutí Pentagonu, které odsunulo vývoj balistických raket do pozadí. Až zkouška sovětské vodíkové pumy v roce 1953 a zprávy o sovětském pokroku ve vývoji raket ukázaly, jak moc bylo toto rozhodnutí mylné [5,8].

Hned po transportu do USA se Wernher von Braun a jeho tým snaží adaptovat na nové prostředí, naučit se jazyk a vylepšovat stávající rakety. V roce 1946 byly provedeny první starty raket V-2 na americkém území. Další projekt, kterého se němečtí odborníci účastnili, nesl název Redstone. Jednalo se o jednostupňovou raketu, dlouhou 21,13 m o průměru 1,77 m a hmotnosti 27 660 kg. V roce 1953 byl úspěšně proveden první let této rakety, která byla brzy zařazena i do výzbroje polních jednotek dělostřelectva. Následovala raketa Jupiter-C, která byla později modifikována na Juno I. Juno I byla první americká raketa, schopná vynést náklad na oběžnou dráhu. Raketa byla tvořena čtyřmi stupni, první stupeň tvořila raketa Redstone, zbylé tři stupně tvořily upravené motory dělostřeleckých raket Sergeant, přesto byla nosnost rakety pouhých 11 kg. Juno I vynáší 31. ledna 1958, tedy zhruba čtyři měsíce po sovětském Sputniku, první americkou umělou družici Explorer I na oběžnou dráhu a startuje tak vesmírné závody [5,8].



Obr. 4. 4 Nosná raketa Redstone [14]

5 NOSNÉ RAKETY

Nosné rakety jsou zařízení sloužící k vynášení družic, sond a kosmických lodí do vesmíru. Z počátku byla většina z nich zkonstruována z již existujících balistických raket, které posloužily jako první stupeň. Podle požadavků na nosnost byly doplňovány různými kombinacemi vyšších stupňů. Tyto stupně používají motory jak na tuhé pohonné hmoty (TPH), tak na kapalné pohonné hmoty (KPH), jejich konstrukce a základní funkce jsou popsány v kapitole 1. Později se objevily rakety konstruované přímo pro potřeby kosmonautiky [2].

Nosné rakety dělíme podle užitečného zatížení, které je raketa schopna vynést na nízkou oběžnou dráhu (LEO).

Tabulka 5. 1 - Rozdělení nosných raket dle užitečného zatížení [15]

Malé nosné rakety	0 – 2 t
Střední nosné rakety	2 – 20 t
Těžké nosné rakety	20 – 50 t
Supertěžké nosné rakety	> 50 t

5.1 MALÉ NOSNÉ RAKETY

Následující podkapitola popisuje vývoj malých nosných raket, tedy zařízení schopných vynést na nízkou oběžnou dráhu (LEO) náklad o hmotnosti až 2 000 kg [15].

SPUTNIK

Sovětská nosná raketa Sputnik 8K74PS, která vynesla 4. října 1957 první umělou družici Sputnik 1 o hmotnosti 83,6 kg na oběžnou dráhu. Touto raketou je 3. listopadu 1957 úspěšně vynesena další družice Sputnik 2, jehož hlavním cílem bylo vynést na oběžnou dráhu prvního živého tvora, psa Lajku. Tato mise je úspěšná, Lajka projevuje známky života během startu i během několika dalších oběhů kolem Země, pak na následky přehřátí a stresu umírá. Upravená verze rakety, Sputnik 8A91, která používala silnější motory 8D76 a 8D77, byla schopna vynést náklad o hmotnosti až 1327 kg. Po neúspěšném startu 27. dubna 1958, způsobeném neočekávanými vibracemi, vynáší raketa 15. května 1958 družici Sputnik 3 [16,17,18].

Tabulka 5. 2 - Technické parametry – Sputnik 8K74PS [17]

Hmotnost	267 000 kg
Výška	30 m
Průměr	2,99 m
Tah	3 886 000 N
Náklad LEO	500 kg

JUNO I

Americká nosná raketa Juno I byla tvořena čtyřmi stupni, první stupeň zajišťovala upravená balistická raketa Redstone, druhý stupeň tvořilo jedenáct kruhově uspořádaných motorů raket krátkého doletu Sergeant, třetí stupeň používal tři motory raket Sergeant a poslední čtvrtý stupeň využíval jeden tento motor. Raketa Juno I vynesla 31. ledna 1958 první americkou umělou družici Explorer I. Následoval neúspěšný pokus o vynesení družice Explorer II, který byl způsoben nezažehnutím čtvrtého stupně. A dva úspěšné odpaly Explorer III a IV. Pátý odpal rakety Juno I, která měla na oběžnou dráhu dopravit Explorer V, byl také neúspěšný, protože po oddělení prvního stupně, došlo ke srážce právě mezi prvním stupněm a vyššími stupni, to následně způsobilo vychýlení rakety ze správného kurzu [19, 20].



Obr. 5. 1 Nosná raketa Juno I [22]

Tabulka 5. 3 - Technické parametry – Juno I [21]

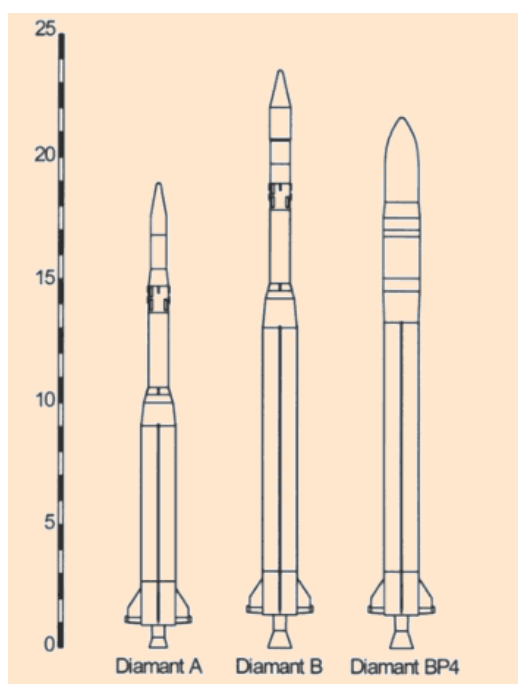
Hmotnost	29 060 kg
Výška	21,20 m
Průměr	1,78 m
Tah	369 000 N
Náklad LEO	11 kg

DIAMANT

Diamant je série francouzských nosných raket, prvni úspěšně odpálenou raketou se stala nosná raketa Diamant A, ta 26. listopadu 1965 úspěšně vynesla první francouzský satelit Asterix na oběžnou dráhu. Francie se tak stala třetí zemí za SSSR a USA, která dosáhla oběžné dráhy. První stupeň Diamant A tvořila raketa Emeraude, která byla vysoká 10 m s průměrem 1,4 m a hmotností 14,7 t, tah 269 kN byl zajištěn motorem LRBA Vexin, který pracoval 93 s. Druhým stupněm byla raketa Topaze o výšce 4,7 m, průměru 0,8 m a hmotnosti 2.9 t, která poskytovala tah o velikosti 156 kN po dobu 44 s. Třetí stupeň představovala raketa Rubis vysoká 2 m s průměrem 0,65 m a hmotností 709 kg, raketa poskytovala tah od 27 do 53 kN po dobu 45 s. Následovala nosná raketa Diamant B, ta vycházela z Diamant A, její první stupeň byl však prodloužen, proto bylo možno použít větší množství paliva a tím zvýšit tah. Sérii uzavírá nosná raketa Diamant BP4, jejíž vývoj byl zahájen 1972. První a třetí stupeň byl totožný jako u rakety Diamant B, druhý stupeň byl nahrazen výkonnějším raketovým motorem P4 (Rita). V roce 1975 pak proběhly tři úspěšné odpaly této rakety, po roce 1975 zastavuje Francie svůj vývoj sondážních a nosných raket, aby se mohla plně věnovat evropskému projektu nosných raket Ariane [23, 24].

Tabulka 5. 4 - Technické parametry – Diamant A [25, 26]

Hmotnost	18 400 kg
Výška	18,9 m
Průměr	1,40 m
Tah	265 500 N
Náklad LEO	85 kg



Obr. 5. 2 Vývoj nosné rakety Diamant [24]

LAMBDA 4S

První japonská nosná raketa, která po čtyřech neúspěšných pokusech vynesla v roce 1970 japonský satelit Osumi na oběžnou dráhu. Jednalo se o čtyřstupňovou raketu poháněnou raketovými motory pouze na tuhé pohonné hmoty (TPH). Právě tyto použité raketové motory s dostatečným přebytkem tahu, umožnily start z šikmé polohy. V první fázi letu byla stabilizace rakety zabezpečena kormidly, před zážehem druhého stupně byla raketa uvedena do rotace, která poskytla stabilizaci gyroskopickou. Rotace byla zachována i během činnosti třetího stupně. Následně jednoduchý řídicí systém, spojený se čtvrtým stupněm rakety, zastavil její rotaci a nastavil raketu do polohy tzv. místní horizontály pomocí plynových trysek. Pak je její čtvrtý stupeň opět uveden do rotace a řídicí systém odhozen. Čtvrtý stupeň nakonec udělí družici potřebnou kosmickou rychlost [27, 28].



Obr. 5. 3 Lambda 4S na rampě [27]

Tabulka 5. 5 - Technické parametry – Lambda 4S [28, 29]

Hmotnost	9 400 kg
Výška	16,5 m
Průměr	0,74 m
Tah	970 000 N
Náklad LEO	26 kg

KOSMOS-3M

Původně sovětská, později ruská nosná raketa Kosmos-3M byla poprvé úspěšně odpálena v roce 1967, naposledy pak v roce 2010. Během tohoto období absolvovala přes 420 úspěšných startů. Dvoustupňová raketa, jejíž první stupeň tvořila sovětská balistická střela středního doletu R-14 o hmotnosti 87 200 kg a tahu 1 740kN, používala vylepšený druhý stupeň s hlavním restartovatelným motorem RD-219 a sekundárním nízko tahovým pohonným systémem s říditelnými tryskami. Tato konstrukce umožňovala manévrování rakety při vypouštění více družic během jednoho letu. Kosmos-3M byla jediná nosná raketa, která byla odpálena ze všech tří sovětských kosmodromů: Bajkonur, Plesetsk a Kapustin Yar [30,31].



Obr. 5. 4 Nosná raketa Kosmos 3M [30]

Tabulka 5. 6 - Technické parametry – Kosmos-3M [32]

Hmotnost	109 000 kg
Výška	32,40 m
Průměr	2,40 m
Tah	1 486 000 N
Náklad LEO	1 500 kg

BLACK ARROW

Jediná britská nosná raketa Black Arrow byla používána mezi lety 1969-1971. Právě v roce 1971 vynesla svým jediným úspěšným orbitálním letem družici Prospero na oběžnou dráhu. Jednalo se o třístupňovou raketu, kde byl první stupeň tvořen osmi raketovými motory Gamma o celkovém tahu 234,820 kN, druhý stupeň používal dva tyto motory Gamma a třetí stupeň zajišťoval motor na TPH Waxwing, který v nejvyšším bodě trajektorie udělil družici potřebnou kosmickou rychlost [33,34].

Tabulka 5. 7 - Technické parametry – Black Arrow [33]

Hmotnost	18 130 kg
Výška	13,0 m
Průměr	1,98 m
Tah	222 400 N
Náklad LEO	73 kg



Obr. 5. 5 Nosná raketa Black Arrow [34]

ARIANE 1

První nosná raketa ze série Ariane, která byla vyvinuta a provozována Evropskou vesmírnou agenturou (ESA). ESA je mezinárodní vesmírná organizace s 22 členskými státy, která byla založena 1975 se sídlem v Paříži. Koordinací finančních a intelektuálních zdrojů svých členů může ESA provádět programy a činnosti nad rámec jakéhokoliv evropského státu [35].

Ariane poprvé úspěšně odstartovala v zimě 1979, následovalo deset dalších startů, z nichž bylo osm úspěšných. Poslední let se konal v roce 1986. První stupeň rakety tvořily čtyři motory Viking 2, které společně produkovaly tah o velikosti 2 771 kN po dobu 145 s, pohon druhého stupně zastřešoval raketový motor Viking 4 s tahem 720,995 kN. Třetí stupeň byl tvořen motorem HM-7, který vytvářel tah 61,674 kN, Pro vypouštění geostacionárních družic byl většinou přidáván ještě čtvrtý stupeň s motorem na TPH [36,37].

Následovaly nosné rakety Ariane 2, Ariane 3, Ariane 4 a velmi úspěšná a dones používaná raketa Ariane 5. Dnes už je dokonce známý návrh rakety Ariane 6, která by se měla stát nosnou raketou Evropy pro příští desetiletí. K prvnímu startu by mělo dojít v roce 2021 nebo 2022. Všechny tyto rakety však nepatří do kategorie malých nosných raket, proto jim zde nebude věnována další pozornost [38].



Obr. 5. 6 Nosná raketa Ariane 1 [40]

Tabulka 5. 8 - Technické parametry – Ariane 1 [39]

Hmotnost	207 200 kg
Výška	50 m
Průměr	3,80 m
Tah	2 446 500 N
Náklad LEO	1 400 kg

ROKOT

Ruská nosná raketa Rokot, která je stále v provozu, byla poprvé úspěšně odpálena v roce 2000, kdy vynesla dvě družice SimSat 1 a SimSat 2. Jedná se o třístupňovou raketu, kde základ prvního a druhého stupně tvoří ruská mezikontinentální balistická raketa UR-100N. První stupeň o hmotnosti 77 150 kg produkuje tah o velikosti 1 778 kN, druhý stupeň potom tah 214 kN při hmotnosti 12 195 kg. Třetí stupeň Briz KM provede ihned po vyhasnutí druhého stupně první ze svých třech zážehů, aby se dostal na rychlost 7 700 km/s, raketa pak vlivem setrvačnosti dosáhne apogea, kde Briz KM provede druhý zážeh pro zatočení své trajektorie. Po vypuštění nákladu je proveden i třetí zážeh, který nasměruje raketu do nižších oběžných drah, odkud se mnohem rychleji dostane do atmosféry [41,42,43].



Obr. 5. 7 Nosná raketa Rokot [41]

Tabulka 5. 9 - Technické parametry – Rokot [43]

Hmotnost	107 000 kg
Výška	29,10 m
Průměr	2,50 m
Tah	1 850 000 N
Náklad LEO	1 800 kg

5.2 STŘEDNÍ NOSNÉ RAKETY

V této podkapitole je stručně zachycen vývoj středních nosných raket. Z Tabulky 5. 1 je zřejmé, že se jedná o rakety s nosností od 2000 kg do 20 000 kg.

SOYUZ-U

Jedním z nejvýznamnějších zástupců středních nosných raket je sovětská, později ruská nosná raketa Soyuz-U, která absolvovala 787 letů, z nichž bylo pouze 22 neúspěšných. Raketa tedy startovala s úspěšností 97,2 %, čímž se zařadila mezi nejspolehlivější rakety v historii. Raketa patří do série raket Soyuz, jejichž vznik je datován již od roku 1957, rakety byly odvozeny ze sovětské mezikontinentální rakety R-7. Soyuz-U je vybaven čtyřmi boostery na KPH, které poskytují dodatečný tah během počáteční fáze letu. Všechny čtyři boostery jsou zažehnuty již před samotným vzletem, aby bylo dosaženo maximálního tahu, odhozeny jsou ihned po vyprázdnění jejich palivových nádrží. Každý booster je vybaven raketovým motorem RD-117, který se skládá ze čtyř spalovacích komor, ty jsou plněny palivem, konkrétně 91 kg kerosinu a 226 kg kapalného kyslíku za sekundu. Hlavní část rakety zahrnuje první i druhý stupeň současně. K zážehu dochází před samotným odpalem, po oddělení boosterů pokračuje raketa jako druhý stupeň. Pohonem je raketový motor RD-118, opět se čtyřmi spalovacími komorami. Na vrcholu hlavní části rakety je spojovací konstrukce, která váže hlavní část se třetím stupněm a současně obsahuje mechanismy pro jejich oddělení. Samotná separace je provedena pomocí pyrotechnických šroubů a zážehem třetího stupně, který hlavní část odtlačí. Třetí stupeň o délce 6,74 m a průměru 2,66 m pak pokračuje v letu. Třetí stupeň je vybaven digitálním palubním počítačem, který řídí veškerý chod rakety. Řídicí systém rakety Soyuz-U však používá zastaralé komponenty, takže raketa není tak flexibilní jako moderní nosné rakety [44].

Tabulka 5. 10 - Technické parametry – Soyuz-U [44]

Hmotnost	313 000 kg
Výška	46 m
Průměr	2,95 m
Tah	4 030 000 N
Náklad LEO	6 900 kg



Obr. 5. 8 Start rakety Soyuz-U [45]

Po dohodě s vedoucím této bakalářské práce se moje pozornost soustředí především na malé nosné rakety, proto jsou další střední rakety zmíněny pouze v Tabulce 5. 11.

Tabulka 5. 11 - Významné střední nosné rakety [46, 47, 48, 49, 50]

Raketa	Země	Nosnost LEO	Počet startů	První let	Poslední let
Atlas-Centaur	USA	3 630 kg	5	1962	1965
Proton-K	SSSR/Rusko	19 760 kg	30	1968	2000
Ariane 4	ESA	6 580 kg	116	1988	2003
Atlas V	USA	9 797 kg	69	2002	-
Falcon 9	USA	10 450 kg	11	2010	2014

6 SOUČASNÝ STAV

Jak už bylo zmíněno v úvodu, následující kapitola se zaměří na současný stav vývoje nosných raket s nosností do 200 kg.

Malé umělé družice do hmotnosti 200 kg jsou používány jako nízko-hmotnostní a nízko-objemové platformy, které mohou být vyneseny na oběžnou dráhu za poměrně nízké náklady. Tyto umělé satelity můžeme dělit podle váhy, orbity, účelu a dalších kritérií. Jejich hlavní výhodou je tedy schopnost umožnit výzkumným a vzdělávacím institucím, nevládním organizacím, dokonce jednotlivcům, nízkonákladový přístup do vesmíru. Ačkoli mají malé satelity určitá omezení kvůli výkonu a různým dalším omezením týkajících se především snímačů, může někdy skupina malých družic převzít funkci velké družice, mnohdy nákladově efektivnějším způsobem. S rostoucí důležitostí malých satelitů, se vesmírné organizace snaží o vývoj nové generace malých nosných raket určených právě pro tento typ družic [51].

ELECTRON

Jednou z nich je dvoustupňová nosná raketa Electron, která byla vytvořena novozélandskou společností Rocket Lab. Přestože je její nosnost vyšší než zmíněných 200 kg, dovolují si ji zahrnout do tohoto přehledu. Elektron je první nosná raketa s celokompozitní konstrukcí, uhlíkové kompozitní materiály zajišťují velmi pevnou a zároveň lehkou konstrukci. Hlavně uhlíkové kompozitní nádrže, které vyvinula společnost Electron Lab nabízejí působivé úspory hmotnosti. První stupeň rakety je 12,1 m vysoký, s průměrem 1,2 m a hmotností 950 kg (hmotnost bez pohonných hmot). V zadní části je umístěno devět Rutherfordových motorů, energetická banka a dvě palivové nádrže. Osm Rutherfordových motorů je uspořádáno do kruhu, v jehož středu je devátý motor. Toto uspořádání snižuje počet nosných součástí, které jsou potřeba pro přenos tahu z motorů na vnější nosnou konstrukci rakety. Stabilizace je zajištěna pomocí speciálního kloubového upevnění motorů, které umožňuje, aby motory setrvaly v horizontální rovině bez ohledu na naklonění konstrukce rakety. V prvním stupni je uloženo také 13 lithium-polymerových baterií, které slouží k pohonu čerpadel plnicích Rutherfordovy motory palivem. První stupeň vytváří tah o velikosti 147-183 kN, po dobu zhruba 150 s, oddělení je provedeno pomocí pneumatického systému. Druhý stupeň, který je zodpovědný za rozmístění nákladu na jejich oběžné dráhy, po ukončení propulsivní fáze letu, je vysoký 2,4 m, s průměrem 1,2 m a hmotností 250 kg (hmotnost bez pohonných hmot). Tvořen je jedním Rutherfordovým motorem, který je vybaven rozšířenou tryskou pro optimální provoz ve vakuu. Stabilizace je zajištěna kloubovým uchycením motoru, stejně jako u prvního stupně. Druhý stupeň nese trojici lithium-polymerových baterií. Dvě z nich jsou odpojeny ihned po jejich vybití během propulsivní fáze letu, aby byla snížena přebytečná hmotnost rakety a byla tak navýšena její nosnost. Třetí baterie je vynesena na orbit a zůstává s druhým stupněm až do jeho návratu na sub-orbitální dráhu, kde se sama vznítí a shoří. Druhý stupeň produkuje tah o velikosti 22 kN po dobu 330 s [52].



Obr. 6. 1 Rutherfordův motor [52]

Tabulka 6. 11 - Technické parametry – Electron [52]

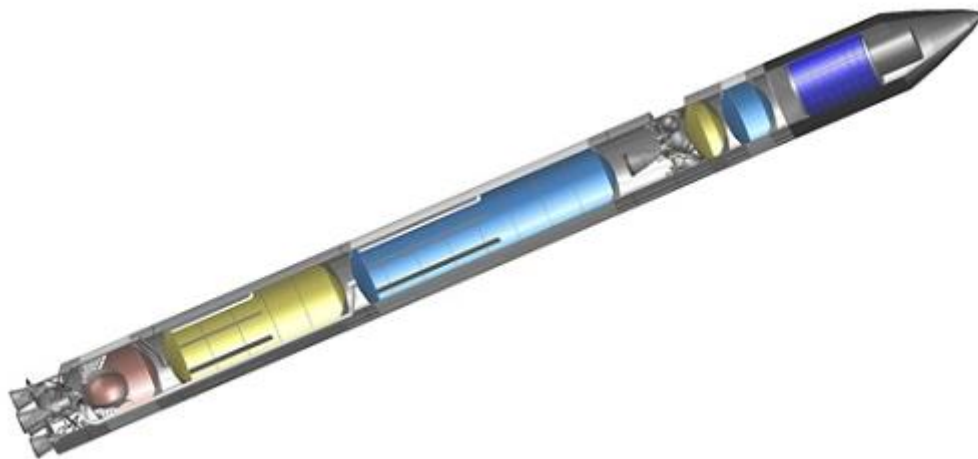
Hmotnost	12 550 kg
Výška	17 m
Průměr	1,2 m
Tah	147 000 N
Náklad LEO	225 kg



Obr. 6. 2 Uhlíková kompozitní raketa Electron [53]

ALDAN

Dvoustupňová raketa ruské společnosti Lin Industrial Aldan je projekt snažící se o vytvoření malé ruské nosné rakety s nosností do 100 kg pro transport malých umělých družic. První stupeň se skládá z mezistupně, nádrže s okysličovadlem, přístrojového modulu, nádrže s palivem a zadní motorové části. Nádrže na okysličovadlo a palivo jsou vyrobeny ze slitin hliníku a hořčíku, mají válcový tvar. V zadní části je umístěn zásobník tekutého dusíku a raketový motor RD-108A se čtyřmi tryskami. Pohonné hmoty jsou do motoru dopravovány pomocí pneumatického čerpadla. Řízení letu prvního stupně ve všech třech osách je zabezpečeno pomocí trysek, které využívají vyčerpaný plyn právě z tohoto pneumatického čerpadla. Druhý stupeň je tvořen přístrojovým modulem, nádržemi s okysličovadlem a palivem, které jsou, stejně jako v případě prvního stupně, vyrobeny ze slitin hliníku a hořčíku, a raketovým motorem RD-108A s jednou tryskou. Systém transportu paliva je opět zajištěn pomocí pneumatického čerpadla, princip řízení letu druhého stupně je totožný s principem prvního stupně [54].



Obr. 6. 3 Podélný řez rakety Aldan [55]

Tabulka 6. 2 - Technické parametry – Aldan [54]

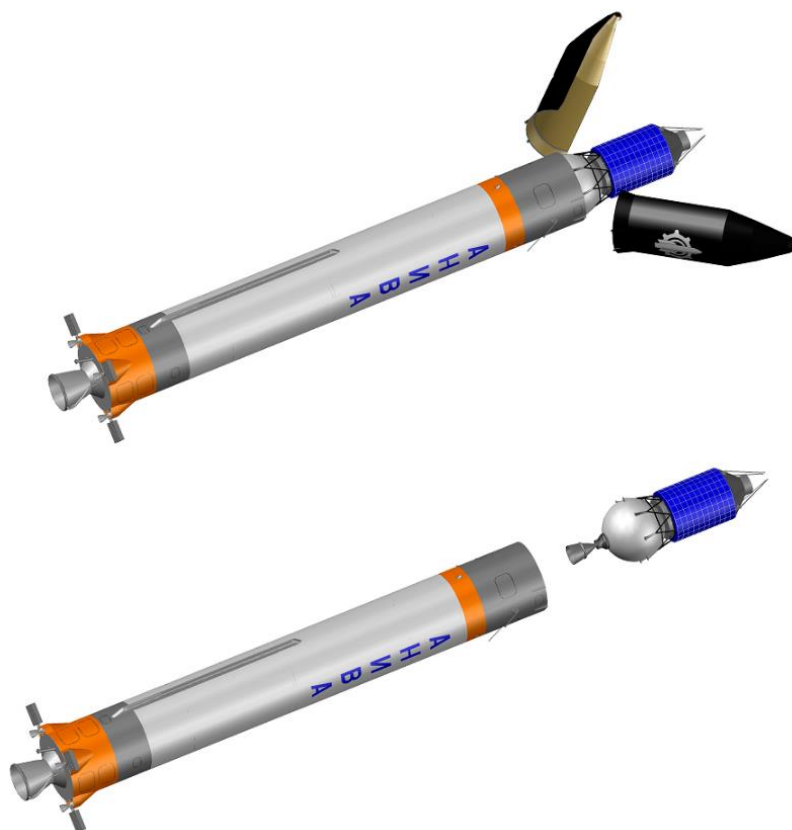
Hmotnost	8 100 kg
Výška	14,4 m
Průměr	1,2 m
Tah	- N
Náklad LEO	100 kg

ANIVA

Další nosnou raketou od společnosti Lin Industrial je dvoustupňová raketa Aniva. Palivo této rakety je tvořeno zkapalněným zemním plynem, který má v porovnání s dnes široce používaným kerosinem a tekutým vodíkem spoustu výhod. Zaprvé, kombinace tekutého zemního plynu s tekutým kyslíkem dosahuje vyššího specifického impulsu než kombinace kerosinu s tekutým kyslíkem. Zadruhé, je zemní plyn téměř dvakrát levnější než kerosin a způsob jeho získávání je mnohem jednodušší. V neposlední řadě je spalování tekutého zemního plynu čistší a tím pádem vhodnější pro vícenásobné použití motorů než v případě kerosinu, který vytváří spaliny, které ničí jejich konstrukci. První stupeň je tvořen raketovým motorem S5.86.1000-0, který obsahuje pět spalovacích komor, jednu hlavní komoru a čtyři vernierovy trysky. Jeho vývoj započal již v roce 1994, v roce 2010 byl úspěšně proveden test, který potvrdil jeho odolnost, motor tehdy pracoval téměř 20 minut. Pohon druhého stupně zajišťuje raketový motor S5.86.1000-0 s jednou vernierovou tryskou, která je rozšířena z důvodu optimálního provozu ve vakuu. Separace stupňů je provedena zastudena, tedy první stupeň se oddělí před zážehem druhého stupně [56].

Tabulka 6. 3 - Technické parametry – Aniva [56]

Hmotnost	7 300 kg
Výška	11,1 m
Průměr	1,25 m
Tah	13 500 N
Náklad LEO	89,9 kg



Obr. 6. 4 Nosná raketa Aniva vypouštějící satelit na oběžnou dráhu [56]

VECTOR-R

Nosná raketa Vector-R (Rapid) je navržena společností Vector Space Systems pro frekventovaný transport nákladu (do 50 kg) na oběžnou dráhu, ke komerčním letům by měla být k dispozici od roku 2018. Raketa je zkonstruována tak, aby byla schopná absolvovat až 100 startů za rok. Jedná se o dvoustupňovou raketu, pro kterou je charakteristické použití kompozitních materiálů, robustních tlakových motorů a patentovaného autogenního tlakového systému. Raketa je navržena pro odpaly z mobilního startovacího zařízení, které umožňuje rozmanitý výběr polohy [57].

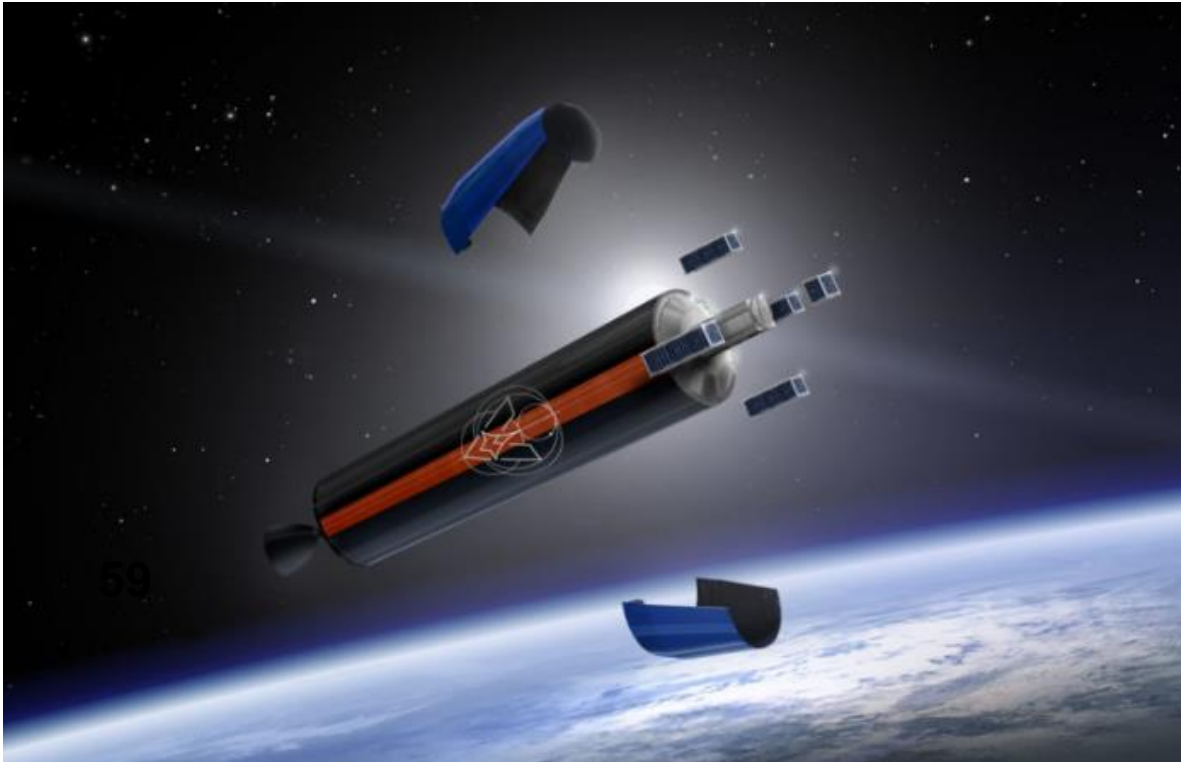


Obr. 6. 5 Nosná raketa Vector-R a její mobilní startovací zařízení [58]

První stupeň je dlouhý 8,2 m, při průměru 1,1 m a hmotnosti 530 kg (hmotnost bez pohonných hmot). Poháněn je třemi raketovými motory, které jsou upořádány za sebou. Každý z motoru produkuje tah o velikosti 25 kN, což dohromady raketě poskytuje tah 75 kN. K transportu paliva slouží přetlak v palivových nádržích, který zajišťuje dodávku paliva přes regulační ventil do spalovací komory. K udržení dostatečného průtoku paliva musí tlak v nádrži převyšovat tlak ve spalovací komoře. Zážeh motoru je proveden pomocí portu na tuhá paliva, který je umístěn na stěně spalovací komory a zapálen několik sekund před spuštěním motoru. Před otevřením hnacích ventilů a zahájením spalovacího procesu, musí termočlánek poskytnout informace o úspěšném zážehu portu s tuhými palivy. První stupeň pracuje po dobu 143 s a vynese raketu do výšky zhruba 100 km. Separace od druhého stupně je provedena bez pyrotechniky dvě sekundy po vyhasnutí motorů. První stupeň následně padá do husté atmosféry, kde je v první fázi zpomalen a uveden do svislého sestupu padákem. Poté je zachycen bezpilotním letounem, který jej dopraví zpět na místo odpalu, kde je zrekonstruován a následně znovu použit. Druhý stupeň má zmenšený průměr na 0,635 m, délku 2,8 m a hmotnost 65 kg. Nese letové počítače a komunikační systém, který umožňuje přenos dat v reálném čase, především přehled o postupu letu. Vector-R používá systém autonomního letového systému, který spočítá polohu rakety v rámci svého letového koridoru pomocí dat z GPS a v případě porušení předem stanovených hranic leteckých parametrů provede destrukci rakety. Druhý stupeň je zodpovědný přímo za vypuštění nákladu na cílovou oběžnou dráhu nebo v případě použití i třetího stupně za dosažení výšky 200 až 250 km, kde převezme kontrolu třetí stupeň. Společnost Vector Space bude nabízet možnost přídatného třetího stupně pro dosažení vyšších oběžných drah [59].

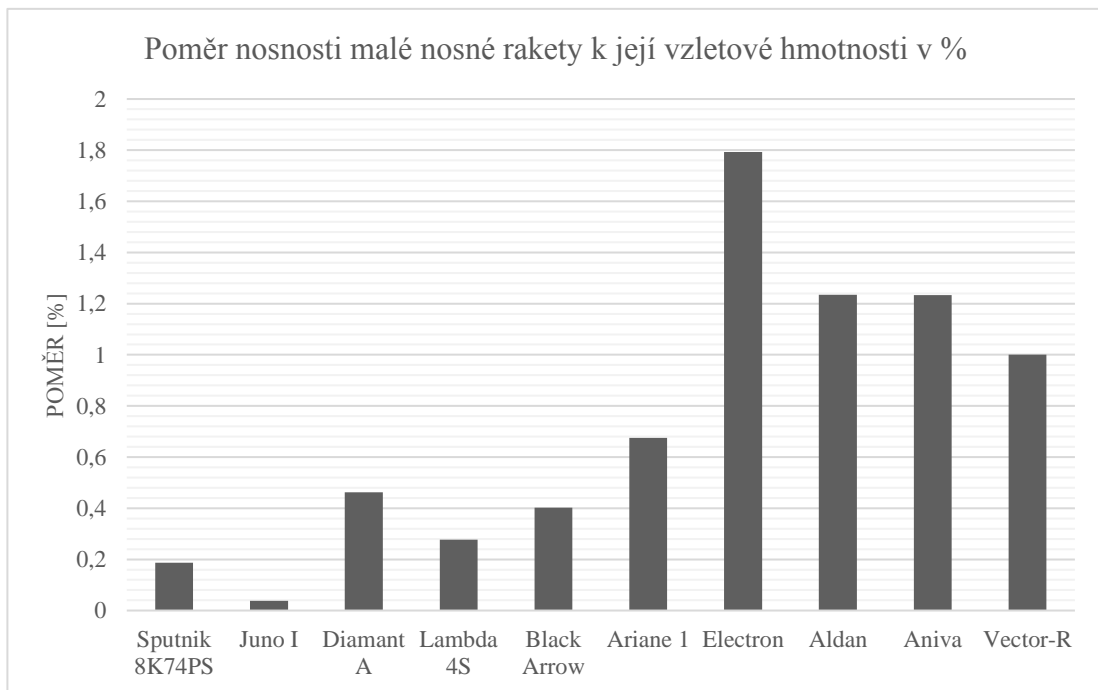
Tabulka 6. 4 - Technické parametry – Vector-R [59]

Hmotnost	5 000 kg
Výška	12 m
Průměr	1,1 m
Tah	28 700 N
Náklad LEO	50 kg



Obr. 6. 6 Druhý stupeň rakety Vector-R na oběžné dráze [59]

Následující graf (Obr. 6.7) znázorňuje poměr nosnosti malé nosné rakety k její vzletové hmotnosti. Tento poměr je u moderních malých raket dokonce několikanásobně větší než u některých dříve používaných nosičů. Může za to především použití kompozitních materiálů, které výrazně snížilo celkovou hmotnost konstrukce rakety.



Obr. 6. 7 Porovnání nosností malých nosných raket

ZÁVĚR

Cílem bakalářské práce bylo zmapovat technický vývoj malých a středních nosných raket pro dopravu užitečného nákladu na nízkou oběžnou dráhu, tato práce poskytuje čtenáři ucelený přehled těchto nosičů, včetně vývoje raketové techniky již od jejich ranných počátků. V práci jsou popsány i základní principy fungování raketových pohonů, které by měly usnadnit pochopení fungování nosné rakety.

Je zřejmé, že spolu s rozvojem vědy a techniky roste i účinnost nosných raket. Nejdůležitějším faktorem je především poměr nosnosti rakety vůči její vzletové hmotnosti. Ten se během posledních šedesáti let několikanásobně zvýšil, a to hlavně díky použití již zmíněných kompozitních materiálů, které umožňují výrobu extrémně pevných, ale zároveň lehkých dílů rakety. Tento závěr vyplývá z porovnání malých nosných raket, které jsem při tvorbě bakalářské práce provedl. V práci naleznete technické parametry prvních nosných raket (Sputnik 8K74PS, Juno I) i nejmodernějších variant novodobých nosičů (Electron, Vector-R), které tuto skutečnost potvrzují.

Tvorbou této práce jsem získal nové vědomosti ze světa nosných raket a kosmonautiky, které se mi mohou hodit během následujícího studia nebo později v profesním životě. S neustále rostoucí snahou o dosahování vzdálenějšího vesmíru nebo dokonce s futuristickou vizí meziplanetární civilizací se raketová technika stává velmi zajímavým a lákavým odvětvím.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] *Basics of rocketry* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/relatedsites/basics-of-rocketry.html>
- [2] LÁLA, Petr a Antonín VÍTEK. *Malá encyklopedie kosmonautiky*. Praha: Mladá fronta, 1982.
- [3] *Pohonné systémy* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/motory.htm>
- [4] *Types of chemical rocket engines* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>
- [5] POLÁK, Michal. *Vzhůru do vesmíru: historie cesty člověka na oběžnou dráhu*. Brno: Computer Press, 2011. ISBN 978-80-251-2758-2.
- [6] KROULÍK, Jiří. a Bedřich. RŮŽIČKA. *Rakety*. Praha: Naše vojsko, 1981.
- [7] *Ancient chinese rocket* [online]. 2009 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.historyofthings.com/wp-content/uploads/2009/03/ancient-chinese-rocket.jpg>
- [8] KROULÍK, Jiří. a Bedřich. RŮŽIČKA. *Vojenské rakety*. Praha: Naše vojsko, 1985.
- [9] *Konstantin Ciolkovskij* [online]. 2013 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <https://i0.wp.com/www.kosmonautix.cz/wp-content/uploads/nahled-Tsiolkovsky.jpg?fit=261%2C300>
- [10] *Robert Goddard and liquid fueled rocket* [online]. 2016 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/robert_h_goddard_and_liquid_fueled_rocket_1926.jpg
- [11] *Hermann Oberth* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.kiosek.com/oberth/>
- [12] *Moře Klidu (III. díl) - Z Peenemünde do vesmíru* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.aeroweb.cz/clanek.asp?ID=1595&kategorie=3>
- [13] *R-7* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: http://www.b14643.de/Spacerockets_1/East_Europe_1/Semyorka/Gallery/R-7_10big.jpg
- [14] *Redstone rocket* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: https://history.redstone.army.mil/redstone/redstone_08.jpg

- [15] *Launch propulsion* [online]. 2010 [cit. 2017-05-23]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/pdf/500393main_TA01-LaunchPropulsion-DRAFT-Nov2010-A.pdf
- [16] *Sputnik 2* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: http://space.skyrocket.de/doc_sdat/sputnik-2.htm
- [17] *Sputnik 8K71PS* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/sputnik8k71ps.html>
- [18] *Rocket Engines* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.lpre.de/energomash/RD-107/index.htm>
- [19] *Juno I* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.spaceline.org/rocketsum/juno-I.html>
- [20] *Juno-I* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: http://space.skyrocket.de/doc_lau/juno1.htm
- [21] *Jupiter C* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/j/jupiterc.html>
- [22] *Juno I* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: http://www.ipmsstockholm.org/magazine/2005/06/stuff_eng_davidoff_explorer.htm
- [23] *Diamant* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: http://historicspacecraft.com/Rockets_European.html#Diamant
- [24] *Diamant launchers evolution* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: http://www.sat-net.com/serra/diaman_e.htm#evol_D
- [25] *Diamant* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.russianspaceweb.com/diamant.html>
- [26] *Diamant* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/d/diamant.html>
- [27] *Raketa Lambda* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://mek.kosmo.cz/nosice/ostatni/lambda>
- [28] *Raketa Lambda* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20151016221033/http://psas.pdx.edu/orbital_vehicle_comparison

- [29] *Lambda 4S* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/l/lambda4s.html>
- [30] *Kosmos-3M* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
http://space.skyrocket.de/doc_lau_det/kosmos-3m.htm
- [31] *Kosmos 3M* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.spacelaunchreport.com/kosmos.html>
- [32] *Kosmos 11K65M* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/k/kosmos11k65m.html>
- [33] *Black Arrow* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/b/blackarrow.html>
- [34] *Black Arrow* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.spaceuk.org/ba/ba.htm>
- [35] *What is ESA* [online]. 2017 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
http://www.esa.int/About_Us/Welcome_to_ESA/What_is_ESA
- [36] *Ariane-1* [online]. 2016 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
http://space.skyrocket.de/doc_lau_det/ariane-1.htm
- [37] *Raketa Ariane* [online]. 2003 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.kosmo.cz/modules.php?op=modload&name=kosmo&file=index&fil=/m/nosice/esa/ariane/index.htm>
- [38] *Europe okays design for next-generation rocket* [online]. 2013 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <https://phys.org/news/2013-07-europe-okays-next-generation-rocket.html>
- [39] *Ariane 1* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/a/ariane1.html>
- [40] *Ariane 1 Le Bourget* [online]. 2006 [cit. 2017-05-23]. Dostupné z:
https://en.wikipedia.org/wiki/Ariane_1#/media/File:Ariane_1_Le_Bourget_FRA_001.jpg
- [41] *Rokot* [online]. 2016 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.spacelaunchreport.com/rokot.html>
- [42] *Rokot-KM* [online]. 2017 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
http://space.skyrocket.de/doc_lau_det/rokot-km.htm
- [43] *Rokot* [online]. 2017 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/r/rokot.html>

- [44] *Soyuz U – Launch Vehicle* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://spaceflight101.com/spacerockets/soyuz-u>
- [45] *Soyuz users manual* [online]. 2001 [cit. 2017-05-23]. Dostupné z:
http://www.starsem.com/services/images/soyuz_users_manual_190401.pdf
- [46] *Atlas Centaur* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/a/atlascentaur.html>
- [47] *Proton-K* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/p/proton-k.html>
- [48] *Ariane 4* [online]. 2009 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.spacelaunchreport.com/ariane4.html>
- [49] *Atlas V* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.spaceflightinsider.com/hangar/atlas-v>
- [50] *Falcon 9* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.astronautix.com/f/falcon9.html>
- [51] *Rocket Launchers for Small Satellites* [online]. 2015 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
http://www.idsa.in/issuebrief/rocket-launchers-for-small-satellites_alele.tshrivastav_040216
- [52] *Electron* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://spaceflight101.com/spacerockets/electron>
- [53] *Rocket Lab* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://www.spaceflightinsider.com/missions/commercial/rocket-lab-electron-rutherford-peter-beck-started-first-place>
- [54] *Aldan microsat launch vehicle* [online]. 2016 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<https://en.spacelin.ru/projects/aldan-microsat-launch-vehicle>
- [55] *Lin Industrial Aldan rocket* [online]. 2014 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
http://cdn.parabolicarc.com/wp-content/uploads/2014/12/Lin_Industrial_Aldan_rocket.jpg
- [56] *Aniva microsat launch vehicle* [online]. 2016 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<https://en.spacelin.ru/projects/aniva-microsat-launch-vehicle>
- [57] *Vector-R launch users guide* [online]. 2016 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z:
<http://vectorspacesystems.com/wp-content/uploads/2017/01/vss-2016-v1.6-vector-r-launch-users-guide.pdf>

[58] *Vector-R* [online]. 2017 [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <https://www.gannett-cdn.com/-mm-/e2367448c8826b7ba43aff4808266a5538e78927/c=0-2-680-909&r=537&c=0-0-534-712/local/-/media/2017/03/21/Brevard/Brevard/636257141800155040-vector-r.jpg>

[59] *Vector-R* [online]. [cit. 2017-05-14]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/spacerockets/vector-r>

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1. 1 Schéma motoru na KPH [4].....	15
Obr. 1. 2 Schéma motoru na TPH [4]	16
Obr. 1. 3 Schéma hybridního motoru [4].....	16
Obr. 2. 1 Starodávná čínská raketa [7].....	18
Obr. 3. 1 Konstantin Eduardovič Ciolkovskij [9].....	20
Obr. 3. 2 Robert Hutchings Goddard a raketa na KPH [10].....	22
Obr. 4. 1 Schéma rakety Repulsor IV [8]	24
Obr. 4. 2 Řez rakety V-2 [12]	26
Obr. 4. 3 Balistická raketa R-7 [13].....	27
Obr. 4. 4 Nosná raketa Redstone [14].....	28
Obr. 5. 1 Nosná raketa Juno I [22].....	31
Obr. 5. 2 Vývoj nosné rakety Diamant [24]	32
Obr. 5. 3 Lambda 4S na rampě [27]	33
Obr. 5. 4 Nosná raketa Kosmos 3M [30].....	34
Obr. 5. 5 Nosná raketa Black Arrow [34].....	35
Obr. 5. 6 Nosná raketa Ariane 1 [40].....	36
Obr. 5. 7 Nosná raketa Rokot [41].....	37
Obr. 5. 8 Start rakety Soyuz-U [45].....	39
Obr. 6. 1 Rutherfordův motor []	40
Obr. 6. 1 Rutherfordův motor [52]	41
Obr. 6. 2 Uhlíková kompozitní raketa Electron [53]	42
Obr. 6. 3 Řez rakety Aldan	42
Obr. 6. 3 Podélný řez rakety Aldan [55].....	43
Obr. 6. 4 Nosná raketa Aniva vypouštějící satelit na oběžnou dráhu [56]	44
Obr. 6. 5 Nosná raketa Vector-R a její mobilní startovací zařízení [58]	45
Obr. 6. 6 Druhý stupeň rakety Vector-R na oběžné dráze [59]	47
Obr. 6. 7 Porovnání nosností malých nosných raket	47

SEZNAM TABULEK

Tabulka 5. 1 - Rozdělení nosných raket dle užitečného zatížení [15].....	29
Tabulka 5. 2 - Technické parametry – Sputnik 8K74PS [17]	30
Tabulka 5. 3 - Technické parametry – Juno I [21]	31
Tabulka 5. 4 - Technické parametry – Diamant A [25, 26]	32
Tabulka 5. 5 - Technické parametry – Lambda 4S [28, 29].....	33
Tabulka 5. 6 - Technické parametry – Kosmos-3M [32]	34
Tabulka 5. 7 - Technické parametry – Black Arrow [33]	35
Tabulka 5. 8 - Technické parametry – Ariane 1 [39]	36
Tabulka 5. 9 - Technické parametry – Rokot [43]	37
Tabulka 5. 10 - Technické parametry – Soyuz-U [44].....	38
Tabulka 5. 11 - Významné střední nosné rakety [46, 47, 48, 49, 50]	39
Tabulka 6. 11 - Technické parametry – Electron [52]	41
Tabulka 6. 2 - Technické parametry – Aldan [54]	43
Tabulka 6. 3 - Technické parametry – Aniva [56]	44
Tabulka 6. 4 - Technické parametry – Vector-R [59]	46

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

Zkratka	Český název
ARS	Americká raketová společnost
GDL	Laboratoř pro výzkum dynamiky plynů
GIRD	Skupiny pro studium reaktivního pohybu
KPH	Kapalné pohonné hmoty
LEO	Nízká oběžná dráha
NACA	Národní poradní výbor pro letectví
NASA	Národní úřad pro letectví a kosmonautiku
RNII	Reaktivní vědeckovýzkumný ústav
SSSR	Svaz sovětských socialistických republik
TPH	Tuhé pohonné hmoty
USA	Spojené státy americké
VfR	Společnost pro vesmírné lety
