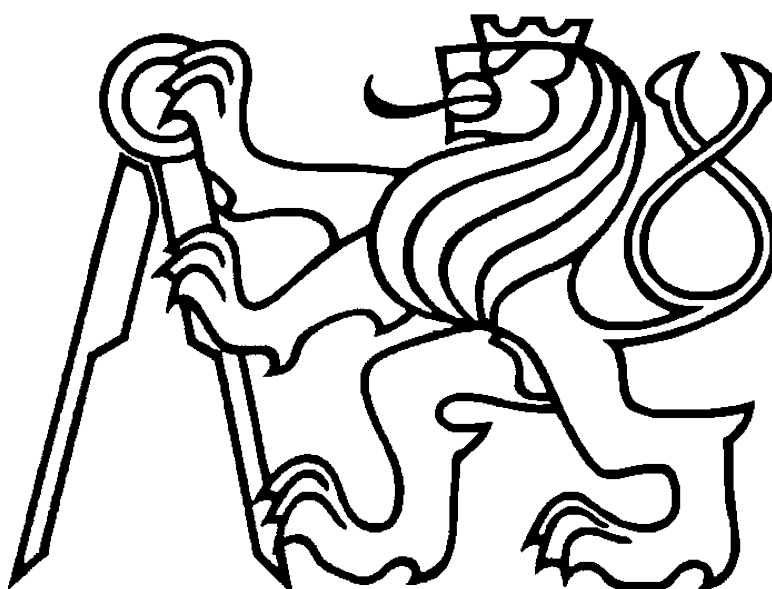


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA DOPRAVNÍ

Bc. ZDENĚK HOUFEK

Efektivita vynášení nákladu na oběžnou dráhu

(Diplomová práce)



Praha 2014



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

**Fakulta dopravní
d ě k a n**

Konviktská 20, 110 00 Praha 1

K621..... Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE (PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Bc. Zdeněk Houfek

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

N 3710 – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Efektivita vynášení nákladu na oběžnou dráhu**

Název tématu (anglicky): **Efficiency in Carrying Cargo to Earth Orbit**

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte osnovou uvedenou v následujících bodech:

- Úvod
- Problematika vynášení nákladu na oběžnou dráhu
- Ekonomická analýza vynášení nákladu na oběžnou dráhu
- Modelování energetické náročnosti pro různé kosmodromy a oběžné dráhy
- Závěr

Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího diplomové práce

Rozsah průvodní zprávy: minimálně 55 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)

Seznam odborné literatury: Rakety a kosmodromy
Základy kosmonautiky
Space mission analysis and design
Spaceflight dynamics
Orbital mechanics

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Bc. Jakub Hospodka, Ph.D.**

Datum zadání diplomové práce: **28. června 2013**

(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání diplomové práce: **30. listopadu 2014**

- a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Daniel Hanus, CSC.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



prof. Dr. Ing. Miroslav Svítek
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Zdeněk Houfek
jméno a podpis studenta


V Praze dne5. června 2014

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o etické přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Dále prohlašuji, že nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne 28. 11. 2014


.....
Vlastnoruční podpis

Abstrakt

Název práce: Efektivita vynášení nákladu na oběžnou dráhu

Jméno a příjmení autora: Bc. Zdeněk Houfek

Označení a místo školy: České vysoké učení technické v Praze,
Fakulta dopravní

Vedoucí diplomové práce: Ing. Bc. Jakub Hospodka Ph.D.

Datum: 30. 11. 2014

Rozsah práce: 72 stran

Klíčová slova: Ciolkovkého rovnice, Hohmannův transfer, Kosmodromy,
nosné rakety, oběžné dráhy, parametry oběžných drah

Abstrakt: Tato práce se zabývá efektivitou využívání raket a kosmodromů pro lety na oběžné dráhy spolu s výkonností samotných raket. Je zde vysvětleno a popsáno použití raket z jiných než domovských kosmodromů, efekt zemské rotace a Hohmannův transfer pro lety z různých zeměpisných šířek.

Abstract

Thesis title: Efficiency in carrying cargo to Earth orbit

Name and surname: Bc. Zdeněk Houfek

University: Czech Technical University in Prague,
Faculty of Transportation Sciences

Thesis supervisor: Ing. Bc. Jakub Hospodka Ph.D.

Date: 30. 11. 2014

Scope of thesis: 72 pages

Key words: Hohmann transfer, orbital elements, orbits, rockets, spaceports, Tsiolkovski equation

Abstract: This thesis deals with efficiency in rocket launches and Hohmann transfer from different spaceports for three orbits. It also describes Earth rotation advantage, effect of spaceport change and rocket performance.

Obsah

Seznam použitých zkratek	9
Předmluva	11
Úvod	12
1 Problematika vynášení nákladu na oběžnou dráhu.....	12
1.1 Oběžné dráhy	13
1.1.1 LEO	16
1.1.2 MEO	16
1.1.3 GEO	17
1.1.4 Polární oběžná dráha	17
1.2 Nosné rakety	18
1.2.1 Proton – M.....	19
1.2.2 Zenit.....	20
1.2.3 Ariane 5	21
1.2.4 Delta IV	22
1.2.5 Falcon 9	23
1.3 Kosmodromy	24
1.3.1 Bajkonur	25
1.3.2 Guiana Space Center	26
1.3.3 Kennedy Space Center.....	28
1.3.4 Sea Launch Odyssey.....	29
1.4 Princip letu na oběžnou dráhu	30
1.4.1 Fyzikální princip oběžných drah	31
1.4.2 Atmosférický odpor a rotace Země	32
1.4.3 Ciolkovského rovnice	34
1.4.4 Hohmannův transfer	39
2. Modelování energetické náročnosti pro různé kosmodromy a oběžné dráhy	42

2.1 Parametry oběžných drah, raket, nákladu a kosmodromů.....	42
2.2 Atmosférický odpor a rotace Země	45
2.3 Ciolkovského raketové rovnice	47
2.3.1 LEO	48
2.3.2 Polární oběžná dráha	50
2.3.3 GEO.....	53
2.4 Hohmannův transfer na GEO	56
2.5 Výsledné hodnoty	59
2.5.1 LEO	59
2.5.2 Polární oběžná dráha	60
2.5.3 GEO.....	60
3. Ekonomická analýza.....	62
3.1 LEO	62
3.2 Polární oběžná dráha	64
3.3 GEO.....	65
Závěr.....	70
Seznam použité literatury	71

Seznam použitých zkratk

Zkratka	Anglický význam	Český význam
a	Semi-major axis	Velká poloosa
AFB	Air Force Base	Základna vzdušných sil
b	Semi-minor axis	Malá poloosa
BAF	Final Assembly Building	Finální kompletační budova
CNES	National Centre for Space Studies	Národní centrum kosmického výzkumu
e	Eccentricity	Excentricita
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company	Evropská letecká, obranná a kosmická společnost
ESA	European Space Agency	Evropská kosmická agentura
GEO	Geostationary Earth Orbit	Geostacionární oběžná dráha
GSC	Guiana Space Center	Guyanské vesmírné středisko
GTO	Geostationary Transfer Orbit	Přechodová dráha ke geostacionární oběžné dráze
i	Inclination	Inklinace
ICBM	Intercontinental Ballistic Missile	Mezikontinentální balistická raketa
ISS	International Space Station	Mezinárodní vesmírná stanice
KSC	Kennedy Space Center	Kennedyho vesmírné středisko
LEO	Low Earth Orbit	Nízká oběžná dráha
MCC	Mission Control Center	Řídicí středisko
MEO	Medium Earth Orbit	Střední oběžná dráha
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Národní úřad pro letectví a kosmonautiku
R_A	Apoapsis radius	Poloměr afélie
R_P	Periapsis radius	Poloměr perihélie
SRB	Solid Rocket Booster	Urychlovací raketa na pevná paliva
T	Orbital period	Doba oběhu
v	True anomaly	Pravá anomálie
VAB	Vehicle Assembly Building	Kompletační budova nosiče

VEB	Vehicle Equipment Bay	Prostor pro řídicí zařízení rakety
w	Argument of periapsis	Argument perihélia
Ω	Longitude of the ascending node	Délka vzestupného uzlu

Konstanta	Název	Hodnota
G	Gravitační konstanta	$6,67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg}^1\text{s}^2$
μ	Standardní gravitační parametr	$398\,600 \text{ km}^3/\text{s}^2$
g_0	Gravitační zrychlení	9,86 m/s

Předmluva

Ekonomika provozu se skloňuje ve všech možných odvětvích lidské práce a tak se nelze vyhnout ani jedné z nejdražších lidských investic tedy zkoumání vesmíru. Používání oběžných drah pro komerční potřeby je dnes běžným jevem a můžeme díky tomu například mnohem lépe komunikovat po celém zemském povrchu. Je proto jasné, že efektivita ve využívání nosných raket při letech na oběžné dráhy a následné snižování nákladů je velmi důležitou snahou pro další dobývání vesmírného prostoru a také pro levnější využití oběžných drah.

V první části této práce jsou uvedeny základní historické informace a matematické pozadí pro lety na oběžné dráhy. Zároveň jsou zde představeny nosné rakety a kosmodromy důležité pro tuto práci spolu s fyzikálními principy letů a manévřů na oběžných drahách.

Druhá část přináší výpočty, které charakterizují lety na sledované oběžné dráhy a následuje analýza výsledků pro kosmodromy a samotné rakety.

Rád bych na tomto místě poděkoval panu Ing. Bc. Jakubovi Hospodkovi Ph.D za odborné vedení při vytváření této diplomové práce a profesoru Hu Weiduo z Beihang University za rady v oblasti raket a orbitální mechaniky. Zároveň bych rád poděkoval své rodině za trpělivost v době vytváření mé práce.

Úvod

Pro lety do kosmického prostoru se dnes používá široká škála raketových nosičů, které jsou často speciálně konstruovány pro specifické úkoly, a to především pro lety na nízké oběžné dráhy nejbližší Zemi. Naproti tomu vývoj velkých a těžkotonážních raket schopných i mimoplanetárních letů je velmi finančně a časově nákladný. Můžeme proto vidět mnoho modernizovaných nosičů z období studené války nyní sloužících k mírovým účelům a také zdrženlivost některých států při schvalování investic do vývoje nových raket. Zároveň ale již započal vývoj několika soukromých raketových projektů, které v poslední době přichází s prvními úspěchy například v zásobování ISS a vylepšují tak poměrně stagnující vývoj nových raketových nosičů v některých zemích.

Vzhledem k zaměření této práce na tři typy oběžných drah a čtyři kosmodromy umístěné v různých částech světa pro porovnání jejich efektivního využití, bylo nutné použít dostatečně výkonné raketové nosiče. Pro lety na geostacionární oběžnou dráhu je totiž třeba velkých raket s dostatečnou kapacitou. Proto jsou také v této práci používány největší varianty raket velkých kosmických agentur s výjimkou čínského kosmického programu. Mimo zástupců dnes jich tradičních agentur zabývajících se vysíláním nákladu na oběžné dráhy a průzkumem vesmíru je do práce zahrnuta i první úspěšná raketa soukromého výrobce a velmi zajímavý komerční projekt odpalovací platformy na rovníku.

Hlavní důraz je kladen na použití raket z jednotlivých kosmodromů a efektivnost případného přemístění startů raket na jiné kosmodromy při letech na různé oběžné dráhy. Druhotně je také zkoumána výkonnost raket a tedy jejich kvalita pro lety na jednotlivé oběžné dráhy.

1 Problematika vynášení nákladu na oběžnou dráhu

1.1 Oběžné dráhy

Definování oběžných drah je součástí základních zákonů nebeské mechaniky vytvořených Johannesem Keplerem (1571-1630) na základě astronomických měření, kterých se účastnil jako žák dánského astronoma Tycha de Brahe (1546 -1601). Dánský astronom dokázal shromáždit velice přesná data o pohybu nebeských těles, ale bohužel postrádal nezbytné teoretické a matematické schopnosti pro vypracování závěrů z těchto měření. Kepler byl ale naopak schopen tato měření převést do teoretické roviny a tak stanovit tři základní zákony nebeské mechaniky:

- 1) Planety obíhají kolem Slunce po eliptických oběžných drahách málo odlišných od kružnic, v jejichž jednom společném ohnisku je Slunce.
- 2) Obsahy ploch opsaných průvodičem planety (spojnice planety a Slunce) za stejný čas jsou stejné.
- 3) Poměr druhých mocnin oběžných dob T dvou planet je stejný jako poměr třetích mocnin jejich velkých poloos (středních vzdáleností těchto planet od Slunce).

Formulace těchto zákonů byla sice průlomová, ale stále neexistoval matematický základ, který by umožnil tyto zákony vyjádřit, a vysvětlení proč takto fungují nebeská tělesa. Toto dokázal vyjádřit až Isaac Newton (1642-1727) ve své práci Principia, kde stanovil tzv. Newtonovy zákony pohybu:

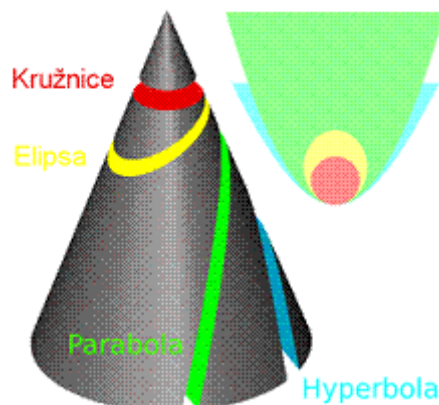
- 1) Hmotný bod setrvává v klidu nebo v rovnoměrném přímočarém pohybu, dokud není nucen vnějšími silami tento svůj stav změnit.
- 2) Velikost zrychlení hmotného bodu je přímo úměrná velikosti výslednice sil působících na hmotný bod nepřímo úměrná hmotnosti tělesa.
- 3) Každá dvě tělesa na sebe vzájemně působí stejně velkými silami opačného směru (akce a reakce). Akce i reakce současně vznikají i zanikají.

Mimo tyto zákony pohybu ještě Newton formuloval na základě Keplerových zákonů gravitační zákon, který objasňuje vztah gravitační síly těles ve vesmíru:

$$F_G = G \frac{m_1 m_2}{r^2} \quad (1)$$

kde G je gravitační konstanta o hodnotě $6,67 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$.

Díky těmto základním tezím později doplněných pracemi dalších vědců jako Halley, Lambert, Lagrange, Laplace, Gauss a dalších můžeme dnes využívat zemské orbity.



Obr. 1 Řezy kuželem

<http://users.fsic.cvut.cz/~hovorvit/seminarka/web/rez.gif>

Prvotní myšlenku o zemských orbitách vyslovil Johannes Kepler a řídíme se jí dodnes. Všechny oběžné dráhy ve vesmíru můžeme vyjádřit jako řezy kuželem (viz Obr. 1). Můžeme si tak stanovit základní rozlišení geocentrických oběžných drah používaných pro umělé vesmírné objekty. Dva základní typy jsou:

- a) kruhová oběžná dráha (excentricita $\sim e = 0$)
- b) eliptická oběžná dráha ($0 < e < 1$).

I přesto, že kružnice je pouze zvláštní druh elipsy, tak v případě vesmírných objektů rozlišujeme tyto dva druhy oběžných drah. Mimo tyto dva typy můžeme ještě vzhledem k excentricitě a díky řezu kužele stanovit další dva typy oběžných drah, které jsou ale častěji a přesněji označovány jako trajektorie:

- c) parabolická trajektorie ($e = 1$)
- d) hyperbolická trajektorie ($e > 1$)

Pro definici zemských oběžných drah je nutné si vysvětlit všechny používané parametry:

- **a** ~ velká poloosa - vzdálenost mezi bližším (pericentrum) a vzdálenějším (apocentrum) koncem elipsy
- **i** ~ inklinace (sklon dráhy) - úhel mezi rovinou oběžné dráhy a rovinou rovníku
- **ω** ~ argument pericentra - úhel mezi průvodičem pericentra a průvodičem vzestupného úhlu

- e ~ excentricita - míra protáhlosti elipsy

$$e = \frac{R_A - R_P}{R_A + R_P}$$

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad (2),(3)$$

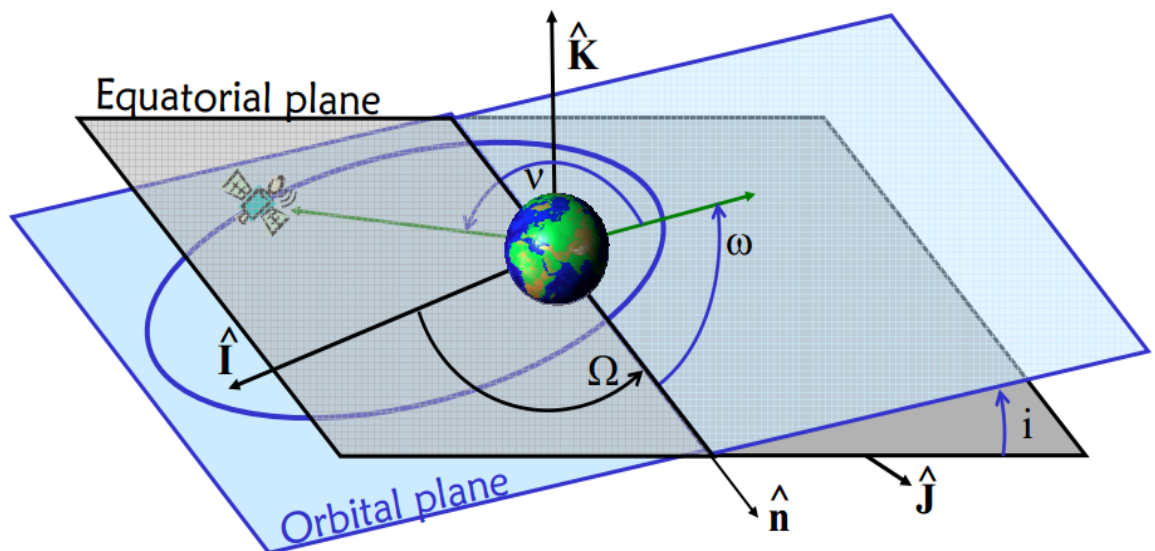
R_A vzdálenost afélie od těžiště

a - velká poloosa

R_P vzdálenost perihélie od těžiště

b - malá poloosa

- Ω ~ délka vzestupného uzlu - úhel mezi směrem k jarnímu bodu a vzestupným uzlem dráhy (bod, ve kterém dráha protíná základní rovinu směrem z jihu na sever)
- v ~ pravá anomálie - úhel mezi rovinou perihélie a současnou polohou tělesa
- T ~ doba oběhu - doba jednoho kompletního oběhu



Obr. 2 Parametry oběžných drah

<http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4065/Astroynamics.pdf>

Je zřejmé, že pro umělé vesmírné objekty vysílané na geocentrické oběžné dráhy se používají především kruhové a v některých případech eliptické dráhy. Přičemž v případě kruhové dráhy je za střed považována Země a v případě eliptické dráhy je Země jedním z ohnisek. Parabolická a hyperbolická trajektorie nejsou použitelné pro stále obíhání objektů vzhledem k Zemi. Ale zatímco parabolická dráha se používá pro opuštění Zemského gravitačního pole, hyperbolická dráha je používána pro řešení problému dvou bodů pro pohyb ve vesmíru.

1.1.1 LEO

Low Earth Orbit, neboli nízká oběžná dráha je první oběžnou drahou kolem Země. Nachází se přibližně ve výšce 200 – 2000 km (někdy se uvádí 1500 km, protože zde začíná Van Allenův vnitřní radiační pás, kde se družice nepoužívají) nad povrchem Země a je kruhového typu. LEO je první a zároveň nejvyužívanější oběžná dráha. Všechny vesmírné stanice včetně ISS (International Space Station), která obíhá na LEO ve výšce 400 km nad zemským povrchem, jsou umístěné na této oběžné dráze spolu s většinou družic vypuštěných člověkem na geocentrické oběžné dráhy. I díky přítomnosti vesmírných stanic jsou raketoplány a kosmické lodě povětšinou vysílány právě na LEO, z čehož vyplývá, že satelity potřebující údržbu nebo občasnou lidskou přítomnost se přednostně umísťují právě sem jako například Hubbleův teleskop. Nevýhodou je ovšem velká rychlost obíhání, díky čemuž není vhodné používat tuto oběžnou dráhu například pro komunikační družice. V nižších výškách můžeme také stále pozorovat atmosférický odpor, díky čemuž může dojít ke zpomalení a následnému pádu tělesa zpět na zemský povrch, proto je nutné, aby byly družice vybaveny systémy umožňujícími korekci pohybu po oběžné dráze. Vzhledem k dlouhodobému využívání této oběžné dráhy je zde také největší koncentrace vesmírného odpadu a jak družice, tak i stanice jsou vystaveny mnohem většímu nebezpečí srážky s cizím předmětem.

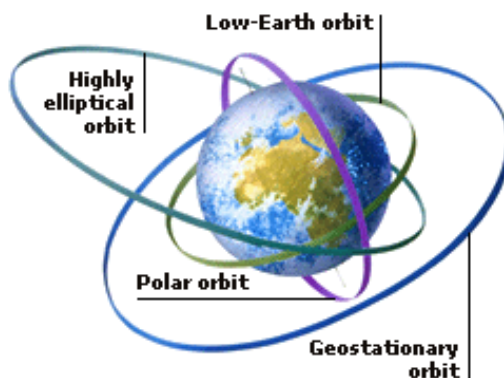
1.1.2 MEO

Medium Earth Orbit neboli Střední oběžná dráha se nachází ve výšce 2 000 až 35 786 km (v této výšce se nachází Geostacionární oběžná dráha) a je stejně jako LEO kruhového typu. Využívá se především pro komunikační a navigační družice, neboť vyšší výška umožňuje větší pokrytí a zároveň odpadá problém s atmosférickým odporem. Menší doba oběhu zároveň umožňuje použití menšího počtu družic pro pokrytí dané oblasti. Nevýhodou používání MEO není ani větší ekonomická zátěž při vysílání družic, protože lze celkem jednoduše přemístit objekt z LEO na MEO za použití satelitních pohonných systémů, přičemž tento způsob je zároveň i ekonomičtější než vynášení družic přímo na MEO. Ve výškovém rozpětí MEO můžeme nalézt oba Van Allenovy radiační pásy, a to vnitřní, který se nachází mezi 1500 – 6 000 km s největší hustotou ve výšce okolo 3 000 km, a vnější, který se nachází přibližně mezi 13 000 – 20 000 km s největší hustotou ve výšce okolo 15 000 km. Tyto oblasti jsou pro družice nevhodné z důvodu velké radiace poškozující jak povrch, tak i systémy družic, a proto se jim snažíme co možná nejvíce vyhnout. Mezi nejnámější družice na MEO bezesporu patří americký navigační satelitní

system GPS, který obíhá Zemi ve výšce 20 200 km. Celkově je možno říci, že všechny navigační a některé komunikační družice jsou umístovány na MEO, a to především do okolí výšky 20 000 km, která poskytuje výhodnou dobu oběhu okolo 12 hodin.

1.1.3 GEO

Geostationary Earth Orbit neboli Geostacionární oběžná dráha je speciální případ kruhové oběžné dráhy ve výšce 35 786 km. Tato oběžná dráha je velmi specifická tím, že doba oběhu družice okolo Země je totožná s dobou otáčení Země kolem své osy tedy 23 hodin 56 minut . Díky této rychlosti obíhání je tak družice umístěná nad rovníkem zdánlivě nehybná vůči pozorovateli na zemském povrchu, což znamená, že takováto družice je schopna pokrývat stejnou oblast bez přestání. Toto se využívá například pro meteorologické družice sledující určenou oblast jako EUMETSAT nebo pro družice systému SBAS (Satellite Based Augmentation System), které zpřesňují informace poskytované systémem GPS v určité oblasti (např. Severní Amerika). Všechny družice na této oběžné dráze musí být bezpodmínečně vybaveny pohonným systémem za účelem udržení správné rychlosti pro setrvání na této oběžné dráze.



Obr. 3 Oběžné dráhy

<http://www.factmonster.com/dk/science/encyclopedia/satellites.html>

1.1.4 Polární oběžná dráha

Polární oběžná dráha se vyznačuje především tím, že inklinace této oběžné dráhy je 90° , což znamená, že dráha družice je kolmá na plochu rovníku, ale stále kruhového typu. Tato oběžná dráha byla vytvořena pro satelity monitorující polární oblasti, komunikační družice pro oblasti v blízkosti pólů, průzkumné družice a družice určené pro ledování zemského povrchu. Obvykle se pro polární oběžnou dráhu používá výška 1 000 km nad povrchem Země, která představuje 100 minut rotace okolo Země. To je velmi výhodné, neboť to znamená, že družice se vrací nad stejné místo na zemském povrchu přibližně po 50

minutách, což v hodinovém cyklu znamená skoro ve stejnou dobu. Sovětský svaz v době studené války vyvinul oběžnou dráhu zvanou Molniya, na které pracovali komunikační družice pro polární oblasti Sovětského svazu. Tato dráha byla ovšem eliptického tvaru (tzv. Highly Elliptical Orbit neboli Vysoce eliptická oběžná dráha) s vysokou inklinací a dlouhou dobou pokrytí polárních oblastí způsobených pomalým pohybem družice v pericentrální oblasti. V dnešní době se již od oběžné dráhy Molniya upustilo a pro komunikaci v polárních oblastech se používá Polární oběžná dráha.

1.2 Nosné rakety

Rakety sloužící k dopravování nákladu na oběžné dráhy, jiné planety a pro výzkum hlubokého vesmíru byly původně vyvinuty z mezikontinentálních balistických raket (ICBM – Intercontinental Ballistic Missile). První balistickou raketou na světě byla německá V-2, někdy označována jako A-4, používaná během 2. světové války od podzimu 1944. Za jejím vývojem stáli přední konstruktéři Walter Dornberger a Wernher von Braun. Oba po válce pokračovali ve vývoji raket pro americké letectvo a později NASA. Wernher von Braun stál za vývojem většiny úspěšných amerických raket 50. a 60. let 20. století, přičemž raketa Saturn V jeho vývojového týmu dovolila přistát prvnímu člověku na Měsíci. Tento konstruktér je tak právem pokládán za největší konstruktéra amerických balistických a kosmických raket. Až od druhé poloviny 70. let byl v USA zahájen vývoj raket specializovaných pouze na kosmické lety a ne jako vedlejší produkt balistických raket pro nukleární hlavice. Tento vývoj nosných raket pouze pro kosmické lety byl ovšem prováděn společnostmi a týmy, které ho financovali a vyráběli již funkční ICBM.

V této práci budou popsány a použity nosné rakety s vysokou nosností na oběžné dráhy pokrývající celosvětovou produkci kosmických zařízení pro vynášení nákladu. Bohužel zde není zastoupena Čína jako třetí stát světa, který vyslal pilotovanou raketu do vesmíru, a to z několika důvodů. Čínský vesmírný program stále podléhá poměrně velkému utajení ze strany vlády, díky čemuž není zatím plně otevřen pro mezinárodní spolupráci a neumožňuje širokospektrální vynášení komerčního nákladu na oběžné dráhy. V neposlední řadě je také nutno podotknout, že rakety řady Čchang Čeng nedosahují nosností jako ostatní rakety vybrané pro tuto práci.

Oproti všem státním raketám v této práci je jediná Falcon 9 vyrobená a vlastněná soukromou společností SpaceX. Je velmi zajímavé porovnat první raketu postavenou a

financovanou převážně ze soukromých zdrojů pouze se státní podporou s raketami 100% vlastněnými národními agenturami (v případě ESA nadnárodní organizací).

1.2.1 Proton – M

Nejnovější verze nosné rakety Proton s urychlovacím stupněm Briz M vynesla poprvé náklad na oběžnou dráhu v roce 2001. Design této nosné rakety vychází ovšem z vývoje balistických raket v 60. letech 20 století v Sovětském svazu, přičemž poprvé byla varianta této rakety použita v roce 1968. Během 70. let byl vyvinut a úspěšně začleněn čtvrtý urychlovací stupeň, který ale přestal i přes modernizaci v 90. letech vyhovovat současným předpokladům, a tak byl pro nové tisíciletí vyvinut nový stupeň Briz M, který umožní další dlouholeté pokračování provozu této rakety a zároveň zlepšil její hmotnostní parametry pro vynášení nákladu na oběžné dráhy. Díky neustále modernizaci se tak Proton řadí mezi nejúspěšnější a nejdéle používané rakety v historii letů do vesmíru.

Raketa Proton-M je využívána jak pro mezinárodní a ruské účely federální agenturou Roskosmos tak zároveň společností International Launch Services, která používá tento druh raket pro vynášení komerčních satelitů na oběžné dráhy.

Všechny starty této rakety jsou prováděny pouze z kosmodromu Bajkonur v Kazachstánu. Na místo startu je raketa dovážena z výrobních závodů firmy Khrunichev, které se nachází nedaleko Moskvy.



Obr. 4 Proton – M

<http://en.ria.ru/images/17423/44/174234423.jpg>

Vzletová hmotnost rakety Proton s urychlovacím stupněm Briz M je přibližně 705 tun. Výška rakety je přibližně 60 metrů s průměrem prvního stupně 7,4 metrů. Jako palivo se používá dimer oxidu dusičitého (N_2O_4 - dinitrogen tetroxide) a asymetrický dimethylhydrazin (UDMH).

1.2.2 Zenit

Rakety rodiny Zenit pocházejí z ukrajinských závodů v Dněpropetrovsku, kde se vyrábějí komponenty pro v zásadě dvě vypouštěcí varianty:

- dvoustupňovou raketu Zenit 2M
- třístupňovou raketu Zenit 3SL s posledním stupněm Blok DM-SL

Dvoustupňová varianta se používá pro vynášení nákladů na LEO z kosmodromu Bajkonur. V současné době není příliš používána a výroba a provoz se postupně soustřeďuje pouze na třístupňovou variantu, která je používána společností Sea Launch pro vyšší zemské orbity. Silnější varianta rakety Zenit s třetím stupněm Blok DM-SL nebo nově zkoušený Blok DM-SLB se může využívat i na LEO, tato možnost je ovšem považována za neekonomickou a prakticky nebyla nikdy uskutečněna.



Obr. 5 Raketa Zenit 3SL Sea Launch a Zenit 2

<http://www.spaceflight101.com/zenit-3sl.html>

Rakety Zenit byly vyvinuty v 80. letech tehdy ještě v Sovětském svazu na Ukrajině umístěnou konstrukční kancelář Yuzhnoye, kde se zároveň začaly tyto rakety i vyrábět. První dva stupně jsou poháněny tekutým kyslíkem (LO_2) a kerosinem, třetí stupeň Blok DM ve všech svých variantách používá tekutý kyslík. Startovací hmotnost rakety Zenit je přibližně 465 tun s výškou 59 metrů a průměrem prvního stupně 3,9 metrů ve třístupňové variantě.

1.2.3 Ariane 5

Ariane 5 je poslední z řady evropských raket, jejichž vývoj začal v 70. letech 20. století. Její vývoj, který je zastřešován Evropskou kosmickou kanceláří (ESA – European Space Agency) byl posvěcen v roce 1987 a první let se uskutečnil v roce 1996.

Původně bylo založeno konsorcium EADS (European Aeronautic Defense and Space Company) s hlavním podílem společnosti Astrium. Toto konsorcium definitivně zaniklo v lednu 2014 a začlenilo se do skupiny Airbus group. Výroba raket a komponentů pro kosmický program tak přešla pod jednu ze tří divizí nově restrukturalizované společnosti Airbus, a to Airbus Defense & Space. Všechny součásti jsou vyráběny množstvím subdodavatelů v celé Evropě a leteckou nebo lodní cestou dopravovány ke kompletaci v prostředí evropského kosmodromu v Kourou ve Francouzské Guyaně. Odtud rakety Ariane 5 startují v současné variantě ECA, přičemž mají za sebou 69 úspěšných startů v celkem pěti postupně modernizovaných a upravovaných variantách. Obchodní zastoupení pro komerční využití raket Ariane 5 vykonává společnost Arianespace, která zároveň zaštiťuje obchodní aktivity raket Vega a Soyuz z kosmodromů Bajkonur a Plesetsk ve spolupráci s ruskou federální kosmickou agenturou.

Ariane 5 je dvoustupňová raketa s kryogenickým hlavním a horním modulem a dvěma postranními urychlovacími moduly. Hlavní těleso rakety používá u obou stupňů jako palivo tekutý vodík (LH₂) a tekutý kyslík (LO₂). Postraní moduly (SRB – Solid Rocket Booster) používají pevné palivo ve složení Perchlorát amonný (NH₄ClO₄), hliníkový prášek a polybutadien. Nad druhým stupněm pohonu se používá tzv. Vehicle Equipment Bay (VEB), ve kterém se nachází všechny řídicí, kontrolní, bezpečnostní, komunikační a separační jednotky včetně například laserových gyroskopů. Využívá se dvojitéch modulů pro vynášení satelitů, které umožňují dvojité vypuštění, a to Spectra/Sylda, oba moduly pro uskladnění satelitů mají několik variant, které se odvíjejí od hmotnosti a velikosti nákladu. Před startem měří raketa 53 metrů s průměrem prvního stupně 5,4 metrů, dvěma bočními stupni každý o průměru 3,05 metru a celkové startovací hmotností 777 tun.



Obr. 6 Rakety rodiny Ariane

<Ariane5_users_manual_Issue5_Revision1_July2011>

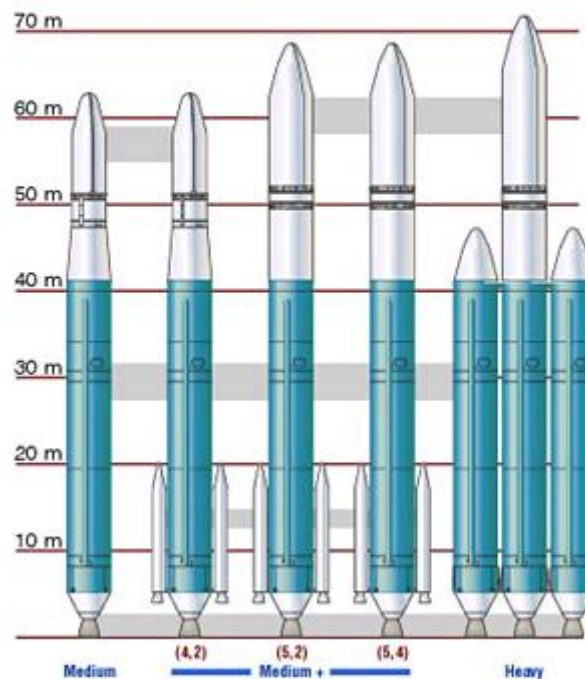
1.2.4 Delta IV

Delta IV je poslední a v současnosti nejnovější verzí raket od společnosti Boeing a její divize Boeing Defense, Space & Security. Vývoj raket Delta započal již v 60. letech 20. století a úspěšnými modernizacemi si zachoval velký potenciál až do současnosti. Nyní se používají v podstatě tři varianty této rakety:

- Delta IV Medium,
- Delta IV Medium Plus,
- Delta IV Heavy.

Obchodní zastoupení pro starty raket Delta IV má na starosti United Launch Alliance, založená společnostmi Lockheed Martin a Boeing. Start je v současnosti možno uskutečnit z hlavního amerického kosmodromu KSC na Cape Canaveral nebo z Air Force Base (AFB) Vandenberg na západním pobřeží USA.

Delta IV Overview



Obr. 7 Varianty rakety Delta IV

<http://www.boeing.com/assets/images/defense-space/space/delta/delta4/images/d4family.jpg>

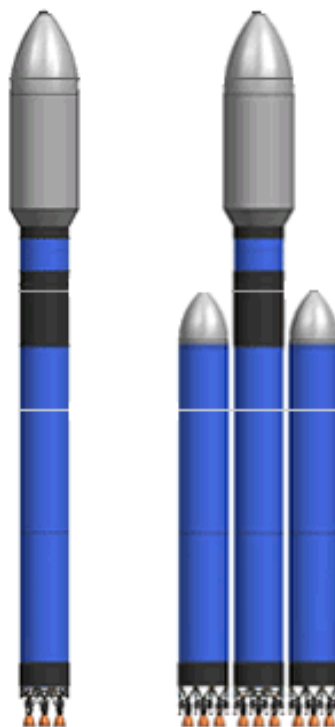
Všechny varianty využívají tzv. Common Booster Core jako první stupeň a v případě verze Heavy jsou montovány tři CBC vedle sebe. Tyto moduly používají stejně jako evropská Ariane 5 jako palivo tekutý vodík (LH₂) a tekutý kyslík (LO₂). Následný druhý kryogenický stupeň stejný u všech variant používá palivo jako CBC. Rozměry raket se samozřejmě liší podle variant, ale největší Delta IV Heavy dosahuje 70,7 metrů výšky, tři 5,1 metrů v průměru vedle sebe postavené stupně a startovací hmotností 733 tun.

1.2.5 Falcon 9

První raketa vyvinutá kompletně v 21. století a navíc soukromou společností SpaceX, prozatím přitahuje velmi mnoho pozornosti. Vysoké očekávání bylo prozatím naplněno třemi úspěšnými zásobovacími lety k ISS. První let verze 1.0 proběhl v roce 2010, verze 1.1 v roce 2013, modernizovaná verze je jediná, u které se pokračuje ve výrobě. Falcon 9 zároveň pracuje na výrobě varianty Heavy, která by se měla podobně jako Delta IV Heavy skládat ze tří propojených prvních stupňů základní dvoustupňové rakety Falcon 9. Výrobu jednotlivých komponentů zajišťuje celá řada subdodavatelů po celých Spojených Státech vývojovým střediskem ve městě McGregor, Texas. Starty raket probíhají z amerických

kosmodromů Vanderberg AFB a Cape Canaveral, přičemž se připravuje stavba soukromého kosmodromu v jižní části státu Texas.

První stupeň rakety Falcon 9 je poháněn 9 motory Merlin pracujícími s tekutým kyslíkem a raketovým petrolejem (RP-1). Druhý stupeň se skládá z jednoho motoru Merlin Vacuum využívajícím stejné palivo jako první stupeň. Falcon 9 v1.1 i Falcon 9 Heavy dosahují výšky 68,4 metrů s průměrem jednoho prvního stupně 3,7 metrů a startovací hmotností 506 tun respektive 1 436 tun.



Obr. 8 Falcon 9 v1.1 a Falcon 9 Heavy

<http://www.defenseindustrydaily.com/spacex-launches-falcon-9-with-a-customer-01193>

1.3 Kosmodromy

Na světě se nachází celá řada kosmodromů s různou kapacitou, možnostmi a výhodnými či nevýhodnými podmínkami pro vysílání nákladu, satelitů a posádek do vesmíru. Všechny se skládají z velkého množství podpurných objektů – letiště, přístavy, železnice, ubytovací kapacity, střediska sledování a řízení, montážní haly, výrobní haly, palivová skladiště, přepravní kapacity k odpalištím a mnohá další zařízení, která umožňují úspěšný start. Zároveň je na všech větších kosmodromech možno nalézt několik startovacích ploch s montážními a odpalovacími věžemi. Standardně se pro každý typ rakety vyčleňuje samostatná startovací plocha, neboť příslušné věže jsou často unikátní pro použitou variantu rakety.

Většina kosmodromů v historii byla postavena jako raketová testovací centra či střelnice a postupně část nebo celek začal fungovat jako kosmodrom. Pro stavbu kosmodromů se najde mnoho faktorů, které musí být dodrženy anebo případně brány v potaz. Jedním z nejdůležitějších je zeměpisná šířka, na které se kosmodrom nachází kvůli rychlosti zemské rotace (465 m/s na rovníku), jež uděluje raketám zrychlení ve východním směru a šetří palivo. Na to navazuje nutnost, malé hustoty obydlí především ve východním směru, aby nedocházelo k ohrožení obyvatel dopadem prvního stupně rakety. Nadmořská výška je dalším faktorem, který dokáže ušetřit palivo díky zmenšení atmosférického odporu překonávaného raketou. Nicméně vzhledem k velké logistické náročnosti dodávek není odlehlost a nadmořská výška příliš velkým faktorem při rozhodování na rozdíl od snahy přiblížit se rovníku pro GEO starty možnostem bezproblémového odpalování na východ. Pro polární dráhy není zrychlení na rovníku relevantní, ale rozhoduje naopak maximální inklinace, které je možno na daném kosmodromu dosáhnout.

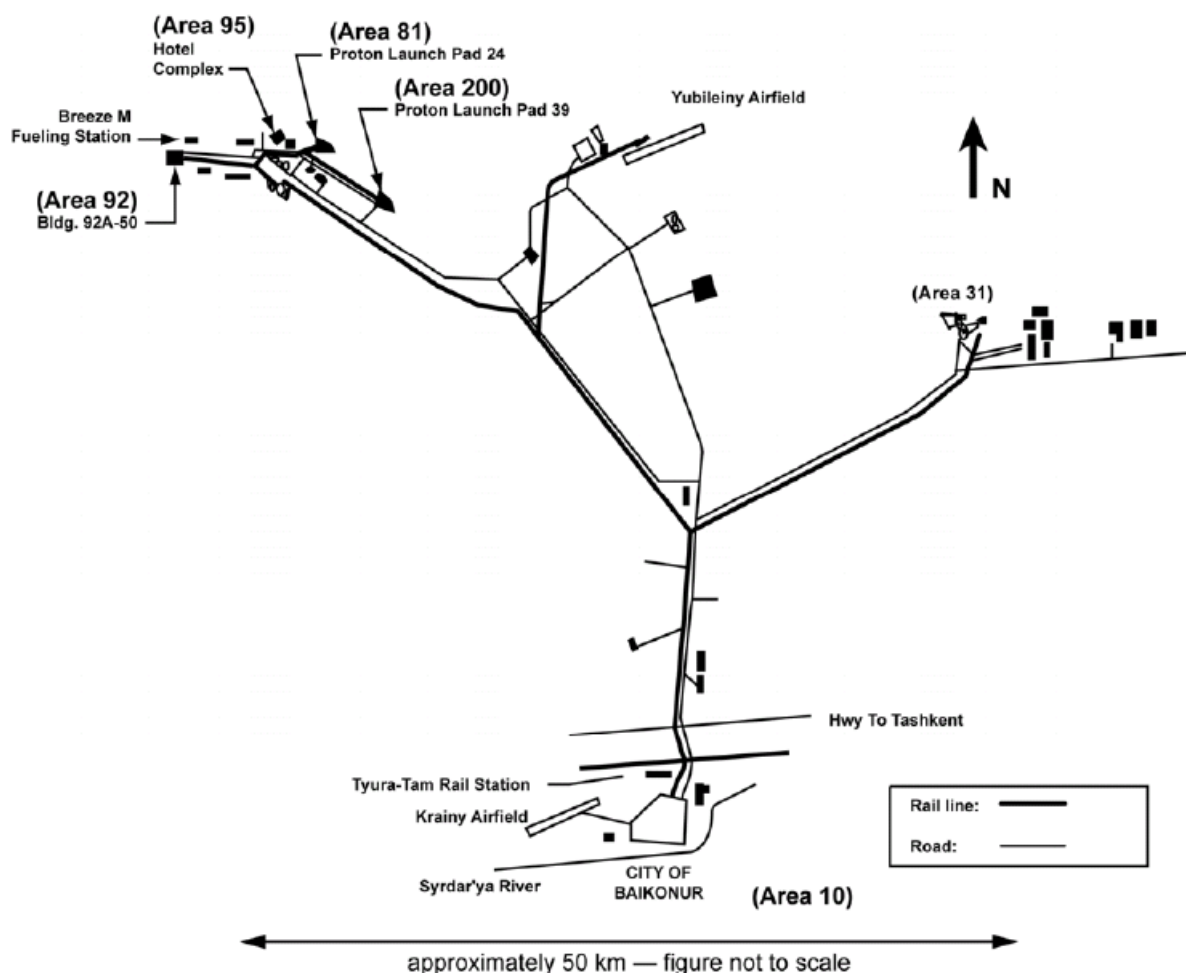
1.3.1 Bajkonur

Kosmodrom Bajkonur (někdy označován také jako Tyuratam) je považován za nejstarší a největší na světě. Založen v roce 1955 jako testovací centrum pro mezikontinentální balistické rakety, ale již roku 1957 byl použit k vypuštění první umělé družice Sputnik na oběžnou dráhu. Nachází se na území republiky Kazachstán, ale díky bilaterální dohodě mezi Ruskou federací a Kazachstánem, je celý prostor pronajat Ruské Federaci až do roku 2050.

Rozloha 6717 km² spolu s 12 odpalovacími zařízeními, která jsou momentálně schopná provozu a průběžně modernizována, tvoří základ obrovského komplexu Bajkonur. Nachází se zde zároveň továrna na kryogenní paliva (LH₂ a LO₂) s kapacitou až dvě stě tun za den, stejně tak elektrárna, dvě letiště (Krainy a Yubileiny), čerpací, montážní, zkušební stanice a haly spolu s kontrolními a řídicími centry. Vše je podporováno zařízeními města Bajkonur, které se nachází na jižním okraji pronajatého komplexu s přibližně 70 tisíci obyvateli, kteří převážně pracují v komplexu a jsou ruské státní příslušnosti.

I přesto, že zeměpisné souřadnice každé odpalovací rampy jsou individuální, můžeme brát v potaz oficiální souřadnice kosmodromu Bajkonur, a to 46° severní šířky a 63° východní délky s průměrnou nadmořskou výškou 90 metrů nad hladinou moře. Výhodná poloha celého komplexu umožňuje použití kosmodromu jak pro všechny standardní oběžné dráhy, tak zároveň i pro polární orbity. Nevýhodou ovšem zůstává poměrně vysoká zeměpisná

šířka. Vzhledem ke geografickému rozložení zemí bývalého Sovětského svazu nebylo bohužel možno postavit kosmodrom na souřadnicích blíže k rovníku.



Obr. 9 Mapa komplexu Bajkonur

<Proton Mission Planner's Guide Revision 7>

1.3.2 Guiana Space Center

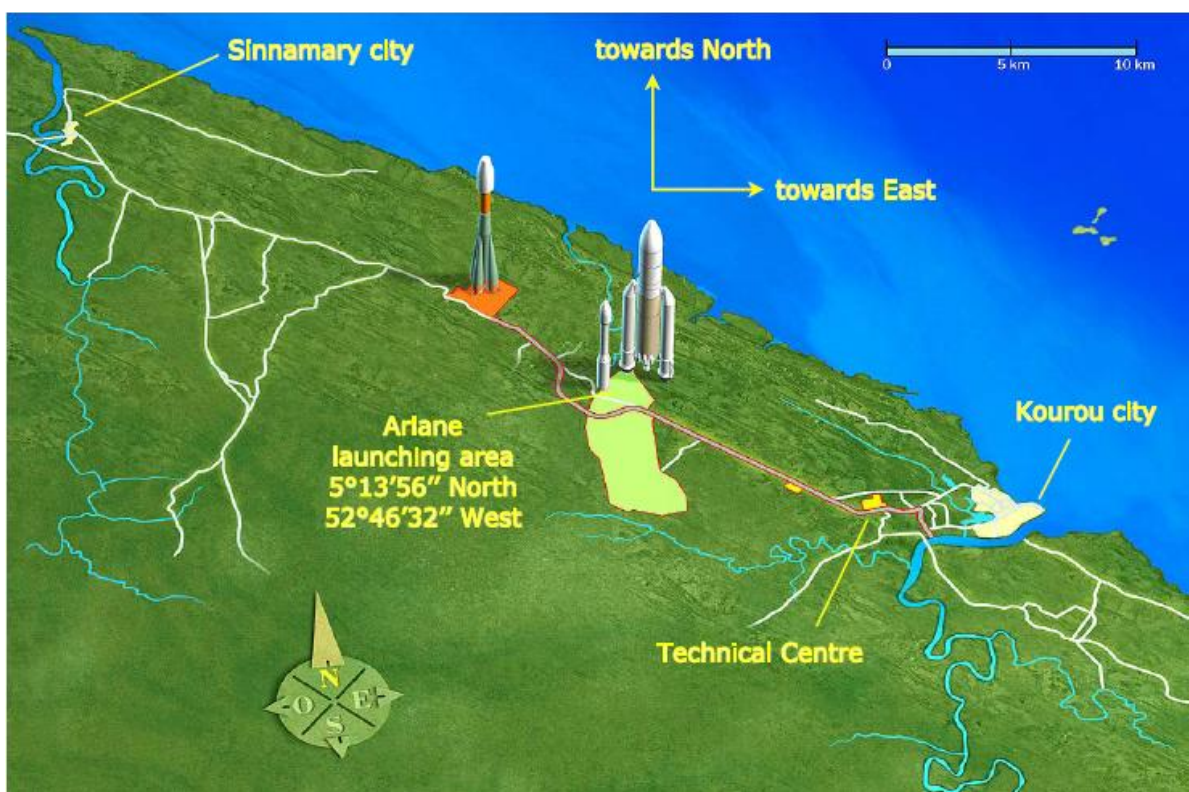
Kosmodrom ESA se nachází ve Francouzské Guyaně v Jižní Americe, je zpravován CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) francouzskou agenturou pro výzkum vesmíru v zastoupení ESA. Celý komplex je v provozu od roku 1968, nachází se mezi městy Kourou a Sinnamary a v současnosti prochází modernizací.

Hlavní součásti komplexu jsou:

- **GSC Arrival area** – příjem komponentů z různých způsobů dopravy (Letiště Rochambeau, přístavy Cayenne a Pariacaibo)
- **Payload Preparation Complex** – zde probíhá příprava až po natankování samotné rakety, nacházejí se zde přípravné a skladovací budovy, zásoby paliva a tankovací

zařízení. Vzhledem k velikosti komplexu je možné provádět kompletaci několika raket zároveň

- **Upper Composite Integration Facility** – komplex budov sloužící ke kompletaci rakety a příslušného nákladu (pro Ariane 5 probíhá ve Final Assembly Building - BAF)
- **Odpalovací rampy s podpůrnými objekty**
- **Mission Control Centre (MCC or CDC – “Centre De Contrôle”)** – nachází se nedaleko města Kourou (odtud pochází také někdy používaný název pro tento komplex)



Obr. 10 Komplex GSC

<Ariane5_users_manual_Issue5_Revision1_July2011>

Vzhledem ke geografickému umístění odpalovací rampy pro Ariane 5°13'56'' severní šířky a 52°46'32'' západní délky, má GSC hned několik nezanedbatelných výhod. Je nejbližše rovníku umístěným stálým kosmodromem, nachází se v oblasti bez výskytů extrémních výkyvů počasí, hurikánů či zemětřesení. Oceán rozkládající se severním a východním směrem umožňuje dosahovat všech v současnosti používaných oběžných drah, a proto mimo jiné dochází v současnosti k budování odpalovacích stanovišť pro rakety Soyuz a Vega. Jedinou nevýhodou je poměrně velká vzdálenost mezi výrobními závody a

kosmodromem, ale i přes tyto logistické problémy je GSC kosmodromem, který v současnosti vynáší více než polovinu komerčních satelitů na oběžné dráhy.

1.3.3 Kennedy Space Center

Tento americký komplex někdy též nazývaný Cape Canaveral podle zeměpisného umístění, je nejznámějším kosmodromem v USA. Byl základnou pro všechny lety s posádkou pod správou NASA a také pro všechny starty raketoplánů. Ačkoliv se historie KSC všeobecně počítá až od roku 1962, kdy bylo toto centrum oficiálně založeno a započalo se s budováním infrastruktury a nezbytných podpůrných objektů pro hlavní americký kosmodrom, již roku 1949 zde byla založena raketová střelnice. Probíhalo zde testování modifikovaných raket V-2 a následných výrobků amerického raketového průmyslu. Z původní střelnice byly také vyslány do kosmu první americké satelity v roce 1958. Po ohlášení úmyslu vyslat člověka na Měsíc v rámci programu začalo budování moderního komplexu, který udává ráz celého oblasti i dnes.

KSC se nachází na ostrově Merritt Island ve státě Florida na úrovni hladiny moře a souřadnicích 28°30' severní šířky 80° západní délky, s pevninou je vše propojeno pozemními cestami a nevzniká zde tedy žádná náročná logistická situace. Komplex se rozkládá na 570 km², přičemž nejznámější a nejdůležitější část tvoří tzv. Launch Complex 39. Ten se skládá ze dvou odpalovací ramp A (momentálně pronajatá společností Space X a připravovaná na Falcon 9 Heavy) a B (připravovaná NASA pro budoucí vládní program) pro rakety s největší nosností. Obě platformy se nacházejí na moři spojené s Vehicle Assembly Building (VAB) pomocí speciálních kolejnic, které jsou schopné přepravit již sestavenou raketu či raketoplán na místo startu. VAB byl v roce svého dokončení (1965) největší budovou svého druhu na světě v množství objemu umístitelného uvnitř - 1 140 000m³.

Celý průběh startovacích operací na jakékoliv odpalovací rampě KSC je řízen a sledován z tří kilometry vzdáleného Launch Operations Center. Díky oceánu rozkládajícímu se na východ od KSC je možno plně využít rotace Země pro vysílání raket, jediné omezení komplexu se nalézá v omezené maximální inklinaci vzhledem k obydleným oblastem na severu a díky tomu není možno dosáhnout polární oběžné dráhy.



Obr. 11 Vehicle Assembly Building

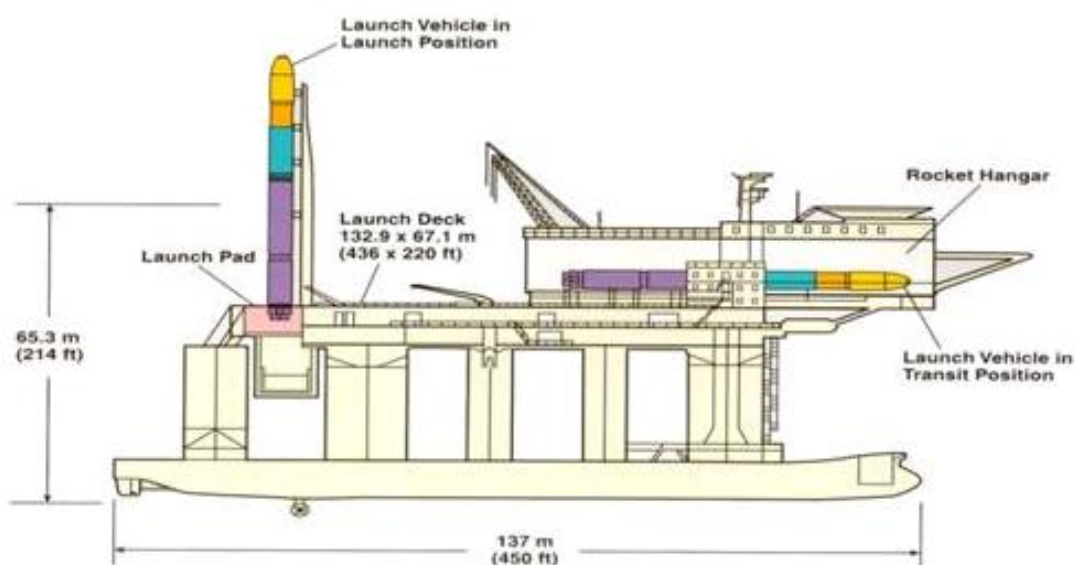
<<http://www.nasa.gov/content/vehicle-assembly-building-at-kennedy-space-center/>>

1.3.4 Sea Launch Odyssey

Sea Launch Odyssey je bývalá těžební platforma používaná v Severním moři přestavěná v petrohradských loděnicích na odpalovací rampu, jež je nyní umístěná v Tichém oceánu. Provoz byl zahájen v březnu roku 1999 prvním demonstračním startem. Společnost Sea Launch provozující tuto platformu je vlastněna mezinárodní skupinou skládající se z RSC Energia (Rusko), Kvaerner (Norsko), Boeing (USA), Yuzhnoye a Yuzhmash (Ukrajina) a provozuje pouze komerční lety do vesmíru za pomoci raket Zenit 3SL ukrajinské produkce.

Platforma je 137 metrů dlouhá a 68 metrů široká s velikostí odpalovací rampy 78 x 62,8 metrů. Díky umístění na rovníku (154° západní zeměpisné délky) asi 370 km od ostrovů

Kirimati v mezinárodních vodách je možno využít plný potenciál zemské rotace spolu s nulovou nutností korekce inklinace při letu na GEO. Díky neobalenosti je také možno teoreticky vysílat rakety do všech směrů včetně polární oběžné dráhy. Platforma je podporována speciální lodí Sea Launch Commander postavenou jako montážní, sestavovací a velitelskou základnu pro celý projekt. Na palubě lodi je tak provedena kompletace rakety, jejíž všechny komponenty jsou na paluby naloženy v domovském přístavu Long Beach v Kalifornii. V přístavu jsou také umístěny potřebné podpůrné objekty jako kanceláře, sklady, hala pro přípravu nákladu, tankovací, komunikační a sledovací zařízení.



Obr 12. Sea Launch Odyssey

<<http://www.sea-launch.com/launch/11142>>

1.4 Princip letu na oběžnou dráhu

Všeobecně základním a nejdůležitějším kritériem pro lety na oběžné dráhy a hlouběji do vesmíru je získání dostatečné rychlosti pro jakákoliv člověkem vyslaná tělesa. V následující podkapitole bude vysvětleno, jak se vypočítá rychlost potřebná pro konstantní pohyb na oběžných drahách a její změnu pro přechod na jinou oběžnou dráhu. Rychlost je také určující pro rakety, které musejí vynést náklad na oběžnou dráhu. Udělení dostatečné počáteční rychlosti pro udržení satelitu na stanovené dráze je totiž nejdůležitější funkcí nosné rakety. Je však také zřejmé, že pro satelity často nestačí pouze prvotní udělení rychlosti nosnými raketami, ale musí mít i vlastní pohonný systém pro neutralizaci vlivů

prostředí. Vnější vlivy prostředí působící na umělé družice mohou změnit jejich rychlostní hodnoty a tím způsobit pád satelitů zpět do zemské atmosféry.

Samotným nosným raketám také nestačí dosáhnout hodnot určených pro oběžné dráhy, ale musí překonat množství vlivů, které při je při startu ovlivňují. Gravitační odpor, atmosférický odpor, vliv rotace Země, váha nákladu, schopnosti rakety to vše má vliv na rychlost, které je třeba dosáhnout pro správné umístění nákladu na oběžné dráhy.

Pokud již raketa dosáhne s nákladem kosmického prostoru, nastává další fáze letu, a to přesné umístění do určeného prostoru. Během této části je mnohokrát třeba změnit parametry jako například inklinaci oběžné dráhy či přechod mezi jednotlivými drahami, což je může být velmi energeticky náročné. Ovšem správným využitím fyzikálních jevů na oběžných drahách lze tyto změny provádět velmi ekonomicky. Mimo jiné přesné a včasné plánování všech zážehů pohonných jednotek je tak pro správné provedení manévru nezbytně nutné.

1.4.1 Fyzikální princip oběžných drah

Nejdříve je třeba definovat rychlost na kruhové oběžné dráze, i přestože téměř žádná oběžná dráha není dokonale kruhová. Pro výpočet se použije standardní gravitační parametr μ a poloměr oběžné dráhy, kde se nesmí zapomenout připočítat k výšce oběžné dráhy nad zemským povrchem také poloměr Země.

$$V_{CS} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{orbit}}} \quad (4)$$

Pro eliptické oběžné dráhy samozřejmě platí díky interpretaci druhého Keplerova zákona nestálá rychlost na oběžné dráze, protože těleso musí opsat stejnou plochu za stejný čas. Z toho tedy vyplývá, že v perihéliu (přísluní) se objekt na oběžné dráze pohybuje nejvyšší možnou rychlostí, zatímco v aféliu (odsluní) se objekt pohybuje nejmenší možnou rychlostí. Na eliptické oběžné dráze můžeme samozřejmě vypočítat rychlost v každé poloze, ve které se daný objekt nachází. Pro výpočty v této práci ovšem postačí pouze rychlosti v aféliu a perihéliu.

Vzorce pro výpočet rychlosti vycházejí ze stejného základu jako pro rychlost na kruhové oběžné dráze, ovšem s tím rozdílem, že je nutné vzít v potaz excentricitu dané eliptické

dráhy. Je samozřejmě potřebné znát poloměr perihélia respektive afélia pro zjištění příslušné rychlosti:

$$V_1 = \sqrt{\mu \left(\frac{1+e}{R_P} \right)} \quad (5)$$

$$V_2 = \sqrt{\mu \left(\frac{1-e}{R_A} \right)} \quad (6)$$

S rychlostí na eliptické dráze souvisí také tzv. Oberthův efekt pojmenovaný po rakousko-uherském vědci německého původu Hermannu Oberthovi (1894 – 1989). Tento efekt nám popisuje jev, že změna rychlosti objektu s pohonnou jednotkou je tím větší, čím větší rychlostí se tento objekt již pohybuje. Z toho jasně vyplývá, že pokud se již objekt pohybuje vysokou rychlostí, je zážeh pohonné jednotky efektivnější než při nižší rychlosti. Využíván se toho především při letech v perihéliu, kdy se provádí zážehy pohonných jednotek při kosmických manévrech.

1.4.2 Atmosférický odpor a rotace Země

Odpor pohybujícího se tělesa v kapalině, tedy i ve vzduchu, lze definovat pomocí následující rovnice:

$$F_D = \frac{1}{2} C \rho A v^2 \quad (7)$$

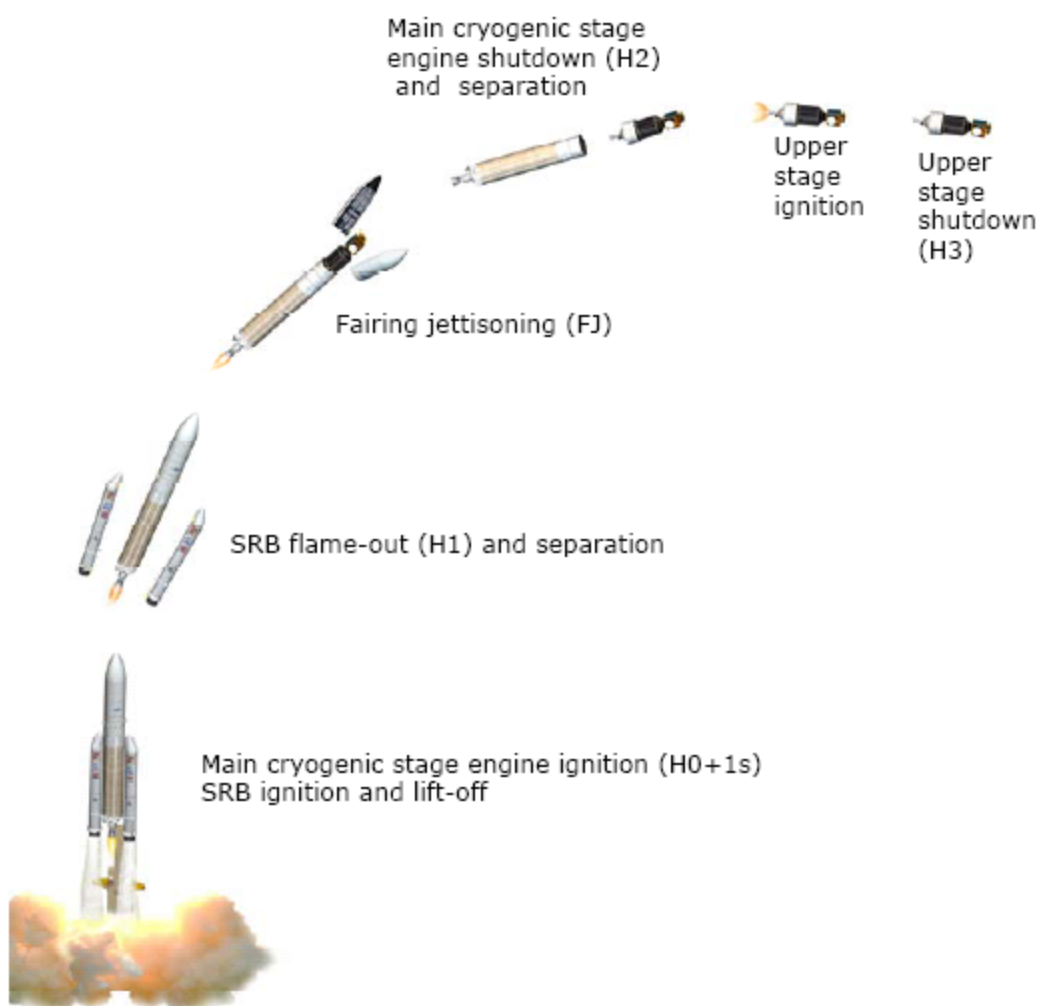
kde

- C – Součinitel odporu
- ρ – Hustota prostředí
- A – Referenční plocha
- v – Rychlost tělesa

Vzhledem k tvaru raket je pro součinitel odporu nejlepší použít hodnotu pro kužel, což je tabulková hodnota stejně jako hustota prostředí dle mezinárodní standardní atmosféry – ISA. Pro referenční plochu A je nutno používat největší možnou plochu ve vertikální poloze rakety, a to znamená plochu prvního stupně spolu s případnými urychlovacími pohonnými jednotkami na bocích.

Kvůli působení odporu vzduchu na nosné rakety startující z povrchu Země je nutné upravit jejich profil letu. Většina raket ze Země startuje z vertikálních odpalovacích ramp pro zmenšení odporu vzduchu ve spodních částech atmosféry. Byly testovány a používají se např. rakety Pegasus odpalované horizontálně ze speciálně upraveného letadla, který raketu vynese do vyšších vrstev atmosféry a tím sníží hodnotu atmosférického odporu pro samotnou raketu. Tento způsob je ale menšinový a omezený nosností letadla vynášejícího raketu.

Standardně používaný způsob letu pro všechny rakety v této práci je tedy vertikální start s postupným zplošťováním profilu letu až do dosažení plně horizontálního letu rakety. Během zplošťování letu zároveň dochází k odpojování již využitých stupňů pohonu a tím i snižování referenční plochy a hmotnosti samotné rakety.



Obr. 13 Profil letu rakety Ariane 5

<Ariane5_users_manual_Issue5_Revision1_July2011>

Atmosférický odpor se s rostoucí rychlostí v první fázi letu zvětšuje, neboť je odpor závislý na kvadrátu rychlosti. To platí až do hodnoty bodu maximálního dynamického tlaku (bod Max Q), ve kterém se při standardním průběhu letu nepoužívá maximální tah motorů, ale cca 70% výkonu, aby se nadměrně nezatěžovala konstrukce rakety. Po překonání bodu Max Q, se tah motorů opět zvyšuje a atmosférický odpor i vzhledem k výšce, ve které se dosahuje bodu Max Q, velice rychle klesá. Dosažení bodu Max Q nastává u každé rakety v jiný čas a v jiné výšce a může se mírně odchylovat i vzhledem k nestandardním hodnotám atmosféry. Obvykle se ovšem bodu Max Q dosahuje ve výškách mezi 11 – 15 km, což znamená v přibližně čtvrtinové hustotě vzduchu oproti hladině moře. Zároveň s dosažením maximální hodnoty dynamického tlaku dochází k překročení rychlosti zvuku.

Po překročení rychlosti zvuku a bodu Max Q je rychle klesající atmosférický odpor již těžko měřitelný a lze považovat za zanedbatelný pro raketu s rychle narůstající hodnotou rychlosti. Atmosférický odpor se dá samozřejmě vysledovat mnohem výše než do výšky 15 km nad zemský povrch, neboť nutí i satelity na nízkých oběžných drahách mít vlastní pohonný systém pro setrvání na předepsané oběžné dráze. Zde ovšem působí dlouhodobý efekt malého odporu na ustálený pohyb tělesa.

Rychlostní bonus způsobený otáčením Země okolo své osy je při startu východním směrem velmi jednoduše popsatelem jevem s hodnotou 463 m/s na rovníku. Na rozdíl od atmosférického odporu je i výpočet pro jednotlivé zeměpisné šířky jednoduše upravitelný ze základní hodnoty, a to dle vzorce:

$$v = v_0 \times \cos \varphi^\circ \quad (8)$$

kde jedinou neznámou je nutná znalost zeměpisné šířky odpalovací rampy dané rakety na příslušném kosmodromu.

1.4.3 Ciolkovského rovnice

Konstantin Eduardovič Ciolkovskij, byl ruský vědec, po kterém je pojmenovaná základní a ideální raketová rovnice pro kosmonautiku umožňující počítat s měnící se hodnotou hmotnosti během letu rakety. Tento vědec, který žil v letech 1857 - 1935, tuto rovnici v roce 1897 sestavil a publikoval. Sám byl předním teoretikem kosmických letů v carské vědecké komunitě i na celém světě a později, i přestože nesouhlasil se sovětským politickým zřízením, byl vedoucím pracovníkem sovětského raketového výzkumu. Díky

jeho pracím byl možný ruský posun v teorii raket a jejich následné praktické využití inženýrem Koroljovem a navazoval na něj i německý výzkum raketových motorů a balistických raket vedený Wernherem von Braunem před a během druhé světové války.

Základní rovnice je definována jako násobek výtokové rychlosti a přirozeného logaritmu poměru původní a výsledné hmotnosti rakety:

$$\Delta v = v_e \ln \frac{M_0}{M_1} \quad (9)$$

Hmotnostní poměr v této rovnici je někdy označován jako Ciolkovského číslo. Díky změně Δv a následně tak změně tohoto čísla můžeme vypočítat změnu možného nákladu jednotlivých raket při zachování výtokové rychlosti.

Výtokovou rychlost - v_e je možno nahradit Specifickým impulsem - I_{sp} , ale to jenom v případě, že je I_{sp} uveden v jednotkách N.s/kg. Tato varianta specifického momentu je uvedena v jednotkách SI, je přímo rovna výtokové rychlosti a je používána v zemích s metrickým systémem. Země s imperiálním systémem včetně USA používali pro specifický impuls jednotky lbf.s/lb, přičemž tyto jednotky se dají stále ještě nalézt v anglicky psané literatuře. V současnosti je snaha používat sekundy pro udávání rozměru I_{sp} . Tento způsob je velmi jednoduchý a srozumitelný jak pro metrický tak i pro imperiální systém. Pro výpočet výtokové rychlosti ze specifického momentu uvedeného v sekundách je nutno použít následující vzorec s použitím gravitačního zrychlení $g_0 = 9,86 \text{ m/s}$.

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \quad (10)$$

Samotnou Ciolkovského rovnici je třeba upravit dle počtu stupňů jednotlivých raket. Je třeba vytvořit rovnici pro každý stupeň před odpojením části rakety. Důležitým kritériem je také množství paliva v hlavní nádrži při odpojení bočních urychlovacích stupňů, aby bylo zřejmé, kolik hmotnosti paliva zůstává v hlavní nádrži (případně nádrži prvního stupně). Ve výsledku to znamená, že je nutné mít stejný počet rovnic jako stupňů rakety plus jednu před odpojením bočních urychlovacích stupňů. Výsledná hodnota je tak stanovena jako suma všech rovnic pro daný typ rakety.

Pro raketu Ariane 5 je tak důležitá procentuální hodnota množství paliva v první rovnici. Vzhledem k tomu, že pro počáteční fázi je převážně využíváno palivo v bočních urychlovacích stupních, zůstává v palivových nádržích prvního stupně 81,5 % paliva. Ve

druhé rovnici se použije tato procentuální hodnota jako počáteční hmotnost a dále už je použita pouze hmotnost zbývajících částí.

Obecné rovnice pro Ariane 5:

$$\Delta v_1 = v_{e1} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo} + SRB_{empty} + SRB_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + 0,815 \times M_{palivo} + SRB_{empty})} \quad (11)$$

$$\Delta v_2 = v_{e2} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + 0,815 \times M_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo \ 2.stupeň})} \quad (12)$$

$$\Delta v_3 = v_{e3} \times \ln \frac{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + M_{palivo \ 2.stupeň})}{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}))} \quad (13)$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 \quad (14)$$

Delta IV Heavy má také boční urychlovací stupně, ale protože se první stupeň samotné rakety nijak neliší od těchto stupňů, zbývá pouze 32,4 % paliva v prvním stupni po odpojení bočních urychlovacích stupňů. Dále se rovnice vytváří stejně jako u Ariane 5 poměrem zbylé počáteční a výsledné hmotnosti pro dvě další rovnice a následný součet všech tří pro správný výsledek.

Obecné rovnice pro Delta IV Heavy:

$$\Delta v_1 = v_{e1} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo} + SRB_{empty} + SRB_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + 0,324 \times M_{palivo} + SRB_{empty})} \quad (15)$$

$$\Delta v_2 = v_{e2} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + 0,324 \times M_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo \ 2.stupeň})} \quad (16)$$

$$\Delta v_3 = v_{e3} \times \ln \frac{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + M_{palivo\ 2.stupeň})}{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}))} \quad (17)$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 \quad (18)$$

První rozdíl v porovnávaných raketách je tak u rakety Falcon 9. Zde vzhledem k dvoustupňové konfiguraci této rakety bez bočních urychlovacích stupňů není nutnost vytvářet více než dvě rovnice. Není také potřeba používat množství paliva v hlavní nádrži, protože hmotnost rakety se kromě využití paliva od startu až do odpojení prvního stupně vůbec nemění. Celkově tak vychází velmi jednoduchý výpočet v obecné rovině.

Obecné rovnice pro Falcon 9 v 1.1:

$$\Delta v_1 = v_{e1} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo\ 2.stupeň})} \quad (19)$$

$$\Delta v_2 = v_{e2} \times \ln \frac{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + M_{palivo\ 2.stupeň})}{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}))} \quad (20)$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (21)$$

Největší množství rovnic má Proton–M, a to i přestože nejsou u této rakety k dispozici boční urychlovací stupně. Celkem čtyři základní stupně ovšem tvoří čtyři rovnice s poněkud složitým obecným vyjadřováním odpojení jednotlivých stupňů. Jednotlivé rovnice jsou ovšem pro dosažení velmi jednoduchými výpočty stejně jako u rakety Falcon 9 pouze ve větším počtu.

Obecné rovnice pro Proton – M:

$$\Delta v_1 = v_{e1} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + (M_{palivo} - M_{palivo\ 1.stupeň}))} \quad (22)$$

$$\begin{aligned}
\Delta v_2 &= \\
&= v_{e2} \\
&\times \ln \frac{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + (M_{palivo} - M_{palivo 1.stupeň}))}{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + (M_{palivo 3.stupeň} + M_{palivo 4.stupeň}))}
\end{aligned} \tag{23}$$

$$\begin{aligned}
\Delta v_3 &= \\
&= v_{e3} \\
&\times \ln \frac{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň} - M_{2.stupeň}) + (M_{palivo 3.stupeň} + M_{palivo 4.stupeň}))}{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň} - M_{2.stupeň}) + M_{palivo 4.stupeň})}
\end{aligned} \tag{24}$$

$$\Delta v_4 = v_{e4} \times \ln \frac{(Payload + M_{4.stupeň} + M_{palivo 4.stupeň})}{(Payload + M_{4.stupeň})} \tag{25}$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 + \Delta v_4 \tag{26}$$

Raketa Zenit je stejný případ bez bočních urychlovacích stupňů jako předchozí dvě rakety pouze s tou změnou, že v případě této rakety se jedná o třístupňový systém. Tedy tři rovnice a výsledná suma z těchto rovnic.

Obecné rovnice pro Zenit:

$$\Delta v_1 = v_{e1} \times \ln \frac{(Payload + M_{prázdná} + M_{palivo})}{(Payload + M_{prázdná} + (M_{palivo} - M_{palivo 1.stupeň}))} \tag{27}$$

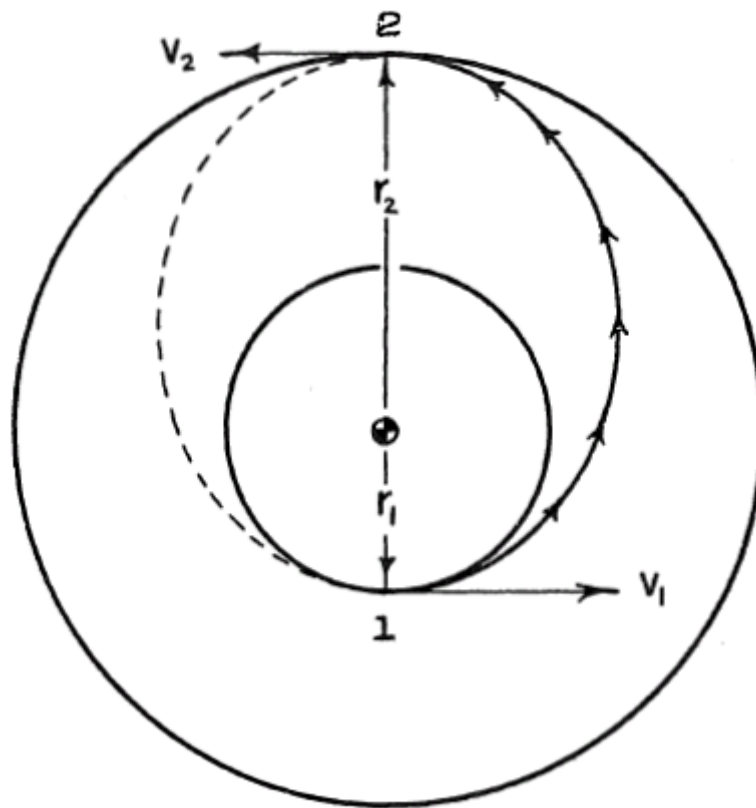
$$\begin{aligned}
\Delta v_2 &= \\
&= v_{e2} \\
&\times \ln \frac{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + (M_{palivo} - M_{palivo 1.stupeň}))}{(Payload + (M_{prázdná} - M_{1.stupeň}) + M_{palivo 3.stupeň})}
\end{aligned} \tag{28}$$

$$\Delta v_{34} = v_{e3} \times \ln \frac{(Payload + M_{3.stupeň} + M_{palivo 3.stupeň})}{(Payload + M_{3.stupeň})} \tag{29}$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 \tag{30}$$

1.4.4 Hohmannův transfer

Vynášení satelitů a nákladu na GEO je pro nosič, v našem případě nosné rakety, velmi energeticky náročné pokud je prováděn let rakety přímo stejně jako třeba na LEO. Tento způsob není ale nezbytně nutný, protože německý vědec Walter Hohmann (1880-1945) v roce 1925 ve své práci *Die Erreichbarkeit der Himmelskörper*, definoval tzv. Hohmannův transfer viz Obr. 15.



Obr. 14 Hohmannův transfer
< *The Attainability of Heavenly Bodies* >

Během tohoto transferu se využívá dvojitá změna rychlosti a přechodová dráha. Tento manévr je možno využít při jakékoliv změně výšky neboli přechodu z jedné oběžné dráhy na druhou a i v případě změny oběžných drah od jednoho nebeského tělesa k druhému. Slouží pro satelity, meziplanetární družice stejně tak jako pro nosné rakety vynášející náklad do kosmického prostoru. Využívá se zde přirozené změny rychlosti tělesa letícího po eliptické oběžné dráze dle druhého Keplerova zákona. Tím se ušetří energie, neboť není

nutné například zpomalování tělesa pro vzdálenější oběžné dráhy. Celkově je možno hodnotit Hohmannův transfer jako nejméně energeticky náročný manévr pro změnu oběžné dráhy.

Můžeme definovat dvě varianty tohoto manévru:

- rovinou (Coplanar orbital change)
- se změnou inklinace (Non-coplanar orbital change).

Při rovinném manévru probíhají všechny rychlostní změny v jedné rovině a obě oběžné dráhy spolu s přechodovou dráhou vůči sobě nemají žádné rozdíly v inklinaci. Proti tomu sklon drah neboli inklinace v druhém případě je rozdílná mezi původní a výslednou dráhou. Zároveň dle optimálnosti inklinací změny může mít jinou inklinaci i přechodová dráha vůči oběma nebo jedné této oběžné dráze. Optimální změnu inklinace pro případ Hohmannova transferu se změnou inklinace je možné vypočítat pomocí parciální derivace celkové změny rychlosti podle první inklinací změny:

$$\frac{\Delta v}{\Delta \phi_1} = 0 \quad (31)$$

Všeobecně se ale změna inklinace provádí v co největší míře v aféliu při nejmenší možné rychlosti na GTO a v druhé fázi přechodu mezi oběžnými dráhami, kde je změna inklinace nejméně energeticky náročná.

V této práci se budu zabývat vynášením nákladu na geostacionární oběžnou dráhu, tedy Hohmannův transfer se změnou inklinace. V tomto případě se používá speciální přechodová dráha pro geostacionární oběžnou dráhu, která je v anglické literatuře označována jako GTO – Geostationary transfer orbit. Samotná hodnota změny inklinace je odvislá od zeměpisné šířky kosmodromu na hodnotu 0° zeměpisné šířky pro GEO.

Vzorce pro výpočet Hohmannova transferu se změnou inklinace pro dva zážehy jsou vyjádřeny následovně **cislo fund**:

$$\Delta v_1 = \sqrt{v_1 + v_{CS_1} - 2 \times v_1 \times v_{CS_1} \times \cos \phi_1} \quad (31)$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{v_2 + v_{CS_2} - 2 \times v_2 \times v_{CS_2} \times \cos \theta_2} \quad (32)$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (33)$$

Pro vypočtení těchto rovnic je potřebné znát rychlost oběhu na pomocné nízké oběžné dráze před zážehem na GTO – v_{cs1} a rychlost na GEO – v_{cs2} . Dále jsou v rovnicích použity rychlosti v perihéliu – v_1 a aféliu – v_2 přechodné oběžné dráhy GTO. Zároveň je třeba znát změnu inklinace v perihéliu – θ_1 , tedy při prvním zážehu při opuštění nízké oběžné dráhy, a následně v aféliu – θ_2 , druhé a největší inklinací změně během Hohmannova transferu na GEO. Výsledná hodnota transferu se počítá jako suma obou změn během letu rakety na GTO.

2. Modelování energetické náročnosti pro různé kosmodromy a oběžné dráhy

V této kapitole se budu zabývat jednotlivými raketami a kosmodromy představenými v kapitolách 1.2 a 1.3. Pro každou raketu bude proveden výpočet zjištění potřebné energie pro vynesení stejně velkého nákladu na 3 druhy orbit – polární, LEO a GEO. Pro polární orbitu nebudou použity všechny kosmodromy pouze ty, u nichž je možno využít startovacího okna na tuto oběžnou dráhu.

2.1 Parametry oběžných drah, raket, nákladu a kosmodromů

V této kapitole jsou přehledně uvedeny základní informace o kosmodromech, raketách a oběžných drahách, které jsou potřeba pro provedení výpočtů v dalších podkapitolách. Největší objem informací bylo nutné zjistit o samotných raketách. Vzhledem k tomu, že v mnoha zdrojích se informace o hmotnostech a dalších potřebných hodnotách často velmi liší, použil jsem ve své práci pouze data z oficiálních materiálů o jednotlivých raketách veřejně dostupných na stránkách výrobců případně provozovatelů raket [2], [4], [5], [10], [23].

V Tabulce 2.1.1 jsou přehledně zpracovány informace o kosmodromech. Informace pocházejí z oficiálních webových stránek kosmodromů nebo organizací spravující dané kosmodromy (NASA, ESA, Roskosmos, Sea Launch):

Kosmodrom	Zeměpisná šířka	Zeměpisná délka	Polární orbita	Nadmořská výška
Bajkonur	46° N	63° E	ano	90 m
GSC	5° N	53° W	ano	Hladina moře
KSC	28° 36' N	80° W	ne	Hladina moře
Sea launch	0° N/S	154° W	ano	Hladina moře

Tabulka 2.1.1

Hodnoty z následujících tabulek jsou nezbytné pro vypočítání Ciolkovského rovnic pro všechny rakety.

Nosná raketa	Isp - Specifický impuls					
	1. stupeň		Boční urychlovací stupeň	2. stupeň	3. stupeň	Briz – M 4. stupeň
	Sea level	Vacuum				
Ariane 5	310 s	432 s	274,5 s	446 s	-	-
Delta IV Heavy	360 s	414 s	360 s	460,4 s	-	-
Falcon 9 v1.1	282 s	311 s	-	340s	-	-
Proton-M	285 s	316 s	-	327 s	327 s	326 s
Zenit	309,5 s	337,2 s	-	350 s	361 s	-

Tabulka 2.1.2

Nosná raketa	Startovací hmotnost	$M_{prázdná}$	M_{palivo}	Booster $M_{prázdná}$	Booster M_{palivo}	Odpojení - zbytek paliva %
Ariane 5	764 t	23,465 t	184,97 t	2 x 31 t	2 x 237 t	81,5
Delta IV Heavy	733 t	29,89 t	227,22 t	2 x 26,4 t	2 x 200 t	32,4
Falcon 9 v1.1	506 t	24.65 t	442,8 t	-	-	-
Proton-M	705 t	47,6 t	651,962 t	-	-	-
Zenit	465,8 t	40,442 t	424,376 t	-	-	-

Tabulka 2.1.3

Nosná raketa	Hmotnost bez paliva (t)					
	1. stupeň	Boční urychlovací stupeň	2. stupeň	3. stupeň	Briz - M 4. stupeň	Zbytek bez paliva
Ariane 5	14,7	2 x 31	4,54	-	-	4,225
Delta IV Heavy	26,4	2 x 26,4	3,49	-	-	-
Falcon 9 v1.1	18,0	-	4,9	-	-	1,750
Proton-M	30,6	-	11,0	3,5	2,5	-
Zenit	27,564	-	9,017	3,816	-	0,045

Tabulka 2.1.4

Nosná raketa	Hmotnost paliva (t)				
	1. stupeň	Boční urychlovací stupeň	2. stupeň	3. stupeň	Briz - M 4. stupeň
Ariane 5	175,0	2 x 237	14,9	-	-
Delta IV Heavy	200,0	2 x 200	27,22	-	-
Falcon 9 v1.1	372,0	-	70,8	-	-
Proton-M	428,3	-	157,3	46,562	19,8
Zenit	326,786	-	81,74	15,850	-

Tabulka 2.1.5

Poslední dvě tabulky v této kapitole se týkají parametrů oběžných drah, které v této práci budu používat. V Tabulce 2.1.6 je uvedeno množství nákladu na pro jednotlivé oběžné dráhy, toto množství nákladu bylo zvoleno podle charakteristik raket tak, aby nebyla přetížena konstrukce a raketa byla schopná takového množství nákladu na danou oběžnou dráhu vynést. V poslední tabulce 2.1.7 jsou uvedeny parametry GTO pro Hohmannův transfer tak jak jsou používány raketami na domovských kosmodromech dle údajů v [2], [4], [5], [10], [23].

Orbita	Náklad (t)	Inklinace (°)
LEO	10	24
GEO	4,85	0
Polární	5	90

Tabulka 2.1.6

Parametry GTO					
Nosná raketa	LEO pro GTO (km)	GTO inklinace (°)	GTO excentricita	R_A (km)	R_P (km)
Ariane 5	250	6	0,728316117	42164	6628
Delta IV Heavy	185	27	0,730621627	42164	6563
Falcon 9 v1.1	185	28,5	0,730621627	42164	6563
Proton-M	173	49,1	0,731047932	42164	6551
Zenit	200	0	0,73008904	42164	6578

Tabulka 2.1.7

2.2 Atmosférický odpor a rotace Země

Pro výpočet atmosférického odporu jsem použil vzorec uvedený v kapitole 1.4.2:

$$F_D = \frac{1}{2} C \rho A v^2 \quad (7)$$

Vzhledem k tomuto vzorci, kde se vyskytuje kvadrát rychlosti, která se neustále zvětšuje, a referenční plocha A rakety, která se také neustále postupným zplošťováním letu zvětšuje, by se dal považovat atmosférický odpor se rostoucí bez omezení. Nicméně hustota vzduchu klesající exponenciálně k nule, snižuje tento odpor po dosažení bodu Max Q takovým tempem, že po tomto bodu je možno považovat atmosférický odpor v dalších fázích letu za zanedbatelný. Proto po vypočtení odporové síly (viz. Tabulka 2.2.1), jsem v rovnici pro výpočet delta v pro atmosférický odpor použil čas nutný k dosažení bodu Max Q (Tabulka 2.2.2 z [2], [4], [5], [10], [23]).

Nosná raketa	C_d	$A (\pi r^2) (m^2)$	$\rho (kg/m^3)$	$v_{Max Q} (m/s)$	$F_d (N)$
Ariane 5	0,5	37,514	0,698	300	589 157,370
Delta IV Heavy		61,285		295	930 665,583
Falcon 9 v1.1		10,521		300	165 232,305
Proton-M		43,008		465	1 622 746,138
Zenit		11,946		300	187 611,930

Tabulka 2.2.1

Jako koeficient odporu je použita hodnota 0,5 odpovídající tvaru kužele. Hustota vzduchu je brána jako hustota v 5,5 km nadmořské výšky jako střední hodnota mezi hladinou moře a bodem Max Q dosahovaném nosnými rakety používanými v této práci mezi 11 – 13 km nadmořské výšky.

Nosná raketa	Max Q (t)
Ariane 5	50 s
Delta IV Heavy	84 s
Falcon 9 v1.1	76 s
Proton-M	66 s
Zenit	66 s

Tabulka 2.2.2

Po získání síly D jsem s využitím startovací hmotnosti a času k dosažení bodu Max Q použil následující integrál:

$$\Delta v = \int_0^t \frac{F_D}{M} dt \quad (34)$$

Nosná raketa	Startovací hmotnost (t)	Δv (m/s)
Ariane 5	764	38,557
Delta IV Heavy	733	106,652
Falcon 9 v1.1	506	24,818
Proton-M	705	151,917
Zenit	465,8	26,583

Tabulka 2.2.3

Výsledky v tabulce 2.2.3 jsou uvedeny v hodnotě Δv , kterou potřebuje raketa dosáhnout, aby překonala odpor vzduchu. Z tabulky je zřejmé, že největší odpor nastává u nejstarších raket Proton a Delta IV Heavy - cca 1% respektive 1,5% rychlosti dosahované těmito raketami při letu na oběžné dráhy. Tento odpor je několikanásobně větší než u modernějších raket, ale i tak nepřináší velké problémy při stavbě raket a dá se říci, že je oproti ostatním faktorům podružný. U nových typů raket je možno atmosférický odpor považovat za zanedbatelný - přibližně 0,3 % rychlosti, kterou musí raketa dosáhnout.

Rotace Země na rozdíl od atmosférického odporu pomáhá nosné raketě v získávání rychlosti při startu východním směrem. Největší rychlostní bonus díky rotaci Země má při startu rakety východním směrem na rovníku platforma Sea Launch, a to 463 m/s. Na všech

kosmodromech tak vypočítáme rychlostní výhodu s pomocí rovnice uvedené v kapitole 1.4.2 a níže, ve které využijeme zeměpisných souřadnic kosmodromů konkrétně zeměpisné šířky k úpravě rychlosti rotace. Výsledné hodnoty pro kosmodromy jsou vypočteny a zobrazeny v Tabulce 2.2.4.

$$v = v_0 \times \cos \varphi^\circ \quad (35)$$

Kosmodrom	Zrychlení díky rotaci Země
Bajkonur	322 m/s
GSC	461 m/s
KSC	407 m/s
Sea launch	463 m/s

Tabulka 2.2.4

2.3 Ciolkovského raketové rovnice

Pro použití Ciolkovského raketové rovnice pro výpočet maximální Δv , bylo nejdříve nutné vypočítat hodnoty v_e (Exhaust velocity - výtoková rychlost) z I_{sp} (Specifický impuls – Tabulka 2.1.2) s využitím gravitačního zrychlení. Hodnoty I_{sp} jsou uvedeny v oficiálních materiálech o jednotlivých raketách – čísla dokumentu ze seznamu literatury

$$v_e = I_{sp} \times g_0 \quad (36)$$

Nosná raketa	Výtoková rychlost v_e (m/s)					
	1. stupeň		Boční urychlovací stupeň	2. stupeň	3. stupeň	Briz - M 4. stupeň
	Sea level	Vacuum				
Ariane 5	3 040,06	4 236,47	2 691,93	4 373,77	-	-
Delta IV	3 530,39	4 059,95	3 530,39	4 514,98	-	-
Falcon 9	2 765,48	3 049,87	-	3 334,26	-	-
Proton-M	2 794,90	3 098,90	-	3 206,77	3 206,77	3 196,97
Zenit	3 035,16	3 306,80	-	3 432,33	3 540,20	-

Tabulka 2.3.1

V tabulce výše jsou uvedeny vypočtené hodnoty výtokové rychlosti v_e pro všechny součásti jednotlivých raket. Průměrná výtoková rychlost prvního stupně s urychlovacími postranními stupni je 2,715 km/s.

Díky těmto hodnotám a známým hmotnostem jednotlivých raket uvedených v tabulce 2.1.3 a 2.1.4, bylo možno dosadit do Ciolkovského upravených rovnic z kapitoly 1.4.3 ze základní rovnice:

$$\Delta v = v_e \ln \frac{M_0}{M_1} \quad (9)$$

Pro výpočet celkové Δv tak použijeme sumu Ciolkovského rovnic pro jednotlivé stupně a odpojování přídavných bočních stupňů. Pro porovnání jednotlivých raket použijeme pro všechny stejnou hodnotu nákladu z tabulky 2.1.6 v kapitole 2.1.

2.3.1 LEO

V případě rakety Ariane 5 se suma Ciolkovského rovnic skládá celkem ze tří rovnic, a to do odpojení bočních urychlovacích stupňů, do odpojení prvního stupně a do ukončení zážehu vrchního druhého stupně.

$$\Delta v_1 = 2,715 \times \ln \frac{(10 + 23,465 + 184,97 + 62 + 474)}{(10 + 23,465 + 0,815 * 184,97 + 62)} = 3,040 \text{ km/s} \quad (37)$$

$$\Delta v_2 = 3,040 \times \ln \frac{(10 + 23,465 + 0,815 \times 184,97)}{(10 + 23,465 + 14,9)} = 4,065 \text{ km/s} \quad (38)$$

$$\Delta v_3 = 4,374 \times \ln \frac{(10 + (23,465 - 14,7) + 14,9)}{(10 + (23,465 - 14,7))} = 2,556 \text{ km/s} \quad (39)$$

$$\underline{\underline{\Delta v = 3,040 + 4,065 + 2,556 = 9,661 \text{ km/s}}} \quad (40)$$

Delta IV Heavy má tři stejné obecně vyjádřené rovnice jako u Ariane 5, pouze množství paliva po odpojení bočních raket je 32,4% v hlavní nádrži.

$$\Delta v_1 = 3,530 \times \ln \frac{(10 + 29,89 + 227,22 + 52,8 + 400)}{(10 + 29,89 + 0,324 * 227,22 + 52,8)} =$$

$$= 5,172 \text{ km/s}$$
(41)

$$\Delta v_2 = 3,530 \times \ln \frac{(10 + 29,89 + 0,324 * 227,22)}{(10 + 29,89 + 27,2)} = 1,856 \text{ km/s}$$
(42)

$$\Delta v_3 = 4,515 \times \ln \frac{(10 + (29,89 - 26,4) + 27,2)}{(10 + (29,89 - 26,4))} = 4,985 \text{ km/s}$$
(43)

$$\underline{\underline{\Delta v = 5,172 + 1,856 + 4,985 = 12,013 \text{ km/s}}}$$
(44)

Falcon 9 v 1.1 se dá popsat dvěma rovnicemi vzhledem ke dvoustupňové konstrukci.

$$\Delta v_1 = 2,765 \times \ln \frac{(10 + 24,65 + 442,8)}{(10 + 24,65 + 70,8)} = 4,175 \text{ km/s}$$
(45)

$$\Delta v_2 = 3,334 \times \ln \frac{(10 + (24,65 - 18) + 70,8)}{(10 + (24,65 - 18))} = 5,530 \text{ km/s}$$
(46)

$$\underline{\underline{\Delta v = 4,175 + 5,530 = 9,705 \text{ km/s}}}$$
(47)

Proton – M je jediná čtyřstupňová raketa v této práci a díky tomu má největší počet rovnic.

$$\Delta v_1 = 2,795 \times \ln \frac{(10 + 47,6 + 651,962)}{(10 + 47,6 + (651,962 - 428,3))} = 2,586 \text{ km/s}$$
(48)

$$\Delta v_2 = 3,207 \times \ln \frac{(10 + (47,6 - 30,6) + 223,662)}{(10 + (47,6 - 30,6) + (223,662 - 157,3))} =$$

$$= 3,167 \text{ km/s}$$
(49)

$$\begin{aligned}\Delta v_3 &= 3,207 \times \ln \frac{(10 + (47,6 - 41,6) + 66,362)}{(10 + (47,6 - 41,6) + (66,362 - 46,562))} = \\ &= 2,668 \text{ km/s}\end{aligned}\tag{50}$$

$$\begin{aligned}\Delta v_4 &= 3,197 \times \ln \frac{(10 + (47,6 - 45,1) + (66,362 - 46,562))}{(10 + (47,6 - 45,1))} = \\ &= 3,035 \text{ km/s}\end{aligned}\tag{51}$$

$$\underline{\underline{\Delta v = 2,586 + 3,167 + 2,668 + 3,035 = 11,456 \text{ km/s}}}\tag{52}$$

Ukrajinská raketa Zenit je v této práci používána ve třístupňové variantě.

$$\Delta v_1 = 3,035 \times \ln \frac{(10 + 40,442 + 424,376)}{(10 + 40,442 + (424,376 - 326,786))} = 3,537 \text{ km/s}\tag{53}$$

$$\begin{aligned}\Delta v_2 &= 3,432 \times \ln \frac{(10 + (40,442 - 27,564) + 97,59)}{(10 + (40,442 - 27,564) + (97,59 - 81,74))} = \\ &= 3,895 \text{ km/s}\end{aligned}\tag{54}$$

$$\begin{aligned}\Delta v_3 &= 3,540 \times \ln \frac{(10 + (40,442 - 36,581) + (97,59 - 81,74))}{(10 + (40,442 - 36,581))} = \\ &= 2,699 \text{ km/s}\end{aligned}\tag{55}$$

$$\underline{\underline{\Delta v = 3,537 + 3,895 + 2,699 = 10,131 \text{ km/s}}}\tag{56}$$

2.3.2 Polární oběžná dráha

Rovnice Ariane 5:

$$\Delta v_1 = 2,715 \times \ln \frac{(5 + 23,465 + 184,97 + 62 + 474)}{(5 + 23,465 + 0,815 * 184,97 + 62)} = 3,078 \text{ km/s}\tag{57}$$

$$\Delta v_2 = 3,040 \times \ln \frac{(5 + 23,465 + 0,815 \times 184,97)}{(5 + 23,465 + 14,9)} = 4,314 \text{ km/s}$$

(58)

$$\Delta v_3 = 4,374 \times \ln \frac{(5 + (23,465 - 14,7) + 14,9)}{(5 + (23,465 - 14,7))} = 3,209 \text{ km/s}$$

(59)

$$\underline{\underline{\Delta v = 3,078 + 4,314 + 3,209 = 10,601 \text{ km/s}}}$$

(60)

Rovnice Delta IV Heavy:

$$\Delta v_1 = 3,530 \times \ln \frac{(5 + 29,89 + 227,22 + 52,8 + 400)}{(5 + 29,89 + 0,324 * 227,22 + 52,8)} = 5,256 \text{ km/s}$$

(61)

$$\Delta v_2 = 3,530 \times \ln \frac{(5 + 29,89 + 0,324 * 227,22)}{(5 + 29,89 + 27,2)} = 1,971 \text{ km/s}$$

(62)

$$\Delta v_3 = 4,515 \times \ln \frac{(5 + (29,89 - 26,4) + 27,2)}{(5 + (29,89 - 26,4))} = 6,483 \text{ km/s}$$

(63)

$$\underline{\underline{\Delta v = 5,256 + 1,971 + 6,483 = 13,710 \text{ km/s}}}$$

(64)

Rovnice Falcon 9 v 1.1:

$$\Delta v_1 = 2,765 \times \ln \frac{(5 + 24,65 + 442,8)}{(5 + 24,65 + 70,8)} = 4,281 \text{ km/s}$$

(65)

$$\Delta v_2 = 3,334 \times \ln \frac{(5 + (24,65 - 18) + 70,8)}{(5 + (24,65 - 18))} = 6,524 \text{ km/s}$$

(66)

$$\underline{\underline{\Delta v = 4,281 + 6,524 = 10,805 \text{ km/s}}}$$

(67)

Rovnice Proton - M:

$$\Delta v_1 = 2,795 \times \ln \frac{(5 + 47,6 + 651,962)}{(5 + 47,6 + (651,962 - 428,3))} = 2,617 \text{ km/s}$$

(68)

$$\begin{aligned} \Delta v_2 &= 3,207 \times \ln \frac{(5 + (47,6 - 30,6) + 223,662)}{(5 + (47,6 - 30,6) + (223,662 - 157,3))} = \\ &= 3,279 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(69)

$$\begin{aligned} \Delta v_3 &= 3,207 \times \ln \frac{(5 + (47,6 - 41,6) + 66,362)}{(5 + (47,6 - 41,6) + (66,362 - 46,562))} = \\ &= 2,954 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(70)

$$\begin{aligned} \Delta v_4 &= 3,197 \times \ln \frac{(5 + (47,6 - 45,1) + (66,362 - 46,562))}{(5 + (47,6 - 45,1))} = \\ &= 4,130 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(71)

$$\begin{aligned} \underline{\underline{\Delta v}} &= \underline{\underline{2,617 + 3,279 + 2,954 + 4,130}} = \\ &= \underline{\underline{12,98 \text{ km/s}}} \end{aligned}$$

(72)

Rovnice Zenit:

$$\Delta v_1 = 3,035 \times \ln \frac{(5 + 40,442 + 424,376)}{(5 + 40,442 + (424,376 - 326,786))} = 3,609 \text{ km/s}$$

(73)

$$\begin{aligned} \Delta v_2 &= 3,432 \times \ln \frac{(5 + (40,442 - 27,564) + 97,59)}{(5 + (40,442 - 27,564) + (97,59 - 81,74))} = \\ &= 4,224 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(74)

$$\Delta v_3 = 3,540 \times \ln \frac{(5 + (40,442 - 36,581) + (97,59 - 81,74))}{(5 + (40,442 - 36,581))} =$$

$$= 3,631 \text{ km/s}$$

(75)

$$\underline{\underline{\Delta v = 3,609 + 4,224 + 3,631 = 11,464 \text{ km/s}}}$$

(76)

2.3.3 GEO

Rovnice Ariane 5:

$$\Delta v_1 = 2,715 \times \ln \frac{(4,85 + 23,465 + 184,97 + 62 + 474)}{(4,85 + 23,465 + 0,815 * 184,97 + 62)} =$$

$$= 3,079 \text{ km/s}$$

(77)

$$\Delta v_2 = 3,040 \times \ln \frac{(4,85 + 23,465 + 0,815 \times 184,97)}{(4,85 + 23,465 + 14,9)} = 4,322 \text{ km/s}$$

(78)

$$\Delta v_3 = 4,374 \times \ln \frac{(4,85 + (23,465 - 14,7) + 14,9)}{(4,85 + (23,465 - 14,7))} = 3,234 \text{ km/s}$$

(79)

$$\underline{\underline{\Delta v = 3,079 + 4,322 + 3,234 = 10,635 \text{ km/s}}}$$

(80)

Rovnice Delta IV Heavy:

$$\Delta v_1 = 3,530 \times \ln \frac{(4,85 + 29,89 + 227,22 + 52,8 + 400)}{(4,85 + 29,89 + 0,324 * 227,22 + 52,8)} =$$

$$= 5,258 \text{ km/s}$$

(81)

$$\Delta v_2 = 3,530 \times \ln \frac{(4,85 + 29,89 + 0,324 * 227,22)}{(4,85 + 29,89 + 27,2)} = 1,974 \text{ km/s}$$

(82)

$$\Delta v_3 = 4,515 \times \ln \frac{(4,85 + (29,89 - 26,4) + 27,2)}{(4,85 + (29,89 - 26,4))} = 6,545 \text{ km/s}$$

(83)

$$\underline{\underline{\Delta v = 5,258 + 1,974 + 6,545 = 13,777 \text{ km/s}}}$$

(84)

Rovnice Falcon 9 v 1.1:

$$\Delta v_1 = 2,765 \times \ln \frac{(4,85 + 24,65 + 442,8)}{(4,85 + 24,65 + 70,8)} = 4,284 \text{ km/s}$$

(85)

$$\Delta v_2 = 3,334 \times \ln \frac{(4,85 + (24,65 - 18) + 70,8)}{(4,85 + (24,65 - 18))} = 6,561 \text{ km/s}$$

(86)

$$\underline{\underline{\Delta v = 4,284 + 6,561 = 10,845 \text{ km/s}}}$$

(87)

Rovnice Proton - M:

$$\Delta v_1 = 2,795 \times \ln \frac{(4,85 + 47,6 + 651,962)}{(4,85 + 47,6 + (651,962 - 428,3))} = 2,618 \text{ km/s}$$

(88)

$$\begin{aligned} \Delta v_2 &= 3,207 \times \ln \frac{(4,85 + (47,6 - 30,6) + 223,662)}{(4,85 + (47,6 - 30,6) + (223,662 - 157,3))} = \\ &= 3,283 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(89)

$$\begin{aligned} \Delta v_3 &= 3,207 \times \ln \frac{(4,85 + (47,6 - 41,6) + 66,362)}{(4,85 + (47,6 - 41,6) + (66,362 - 46,562))} = \\ &= 2,963 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(90)

$$\begin{aligned} \Delta v_4 &= 3,197 \times \ln \frac{(4,85 + (47,6 - 45,1) + (66,362 - 46,562))}{(4,85 + (47,6 - 45,1))} = \\ &= 4,177 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(91)

$$\underline{\underline{\Delta v = 2,618 + 3,283 + 2,963 + 4,177 = 13,041 \text{ km/s}}}$$

(92)

Rovnice Zenit:

$$\begin{aligned} \Delta v_1 &= 3,035 \times \ln \frac{(4,85 + 40,442 + 424,376)}{(4,85 + 40,442 + (424,376 - 326,786))} = \\ &= 3,612 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(93)

$$\begin{aligned} \Delta v_2 &= 3,432 \times \ln \frac{(4,85 + (40,442 - 27,564) + 97,59)}{(4,85 + (40,442 - 27,564) + (97,59 - 81,74))} = \\ &= 4,234 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(94)

$$\begin{aligned} \Delta v_3 &= 3,540 \times \ln \frac{(4,85 + (40,442 - 36,581) + (97,59 - 81,74))}{(4,85 + (40,442 - 36,581))} = \\ &= 3,669 \text{ km/s} \end{aligned}$$

(95)

$$\underline{\underline{\Delta v = 3,612 + 4,234 + 3,669 = 11,515 \text{ km/s}}}$$

(96)

Nosná raketa	LEO				
	Δv_1	Δv_2	Δv_3	Δv_4	$\Delta v_{\text{celková}}$
Ariane 5	3,04	4,065	2,556	-	9,661
Delta IV Heavy	5,172	1,856	4,985	-	12,013
Falcon 9 v1.1	4,175	5,53	-	-	9,705
Proton-M	2,586	3,167	2,668	3,035	11,456
Zenit	3,537	3,895	2,699	-	10,131

Tabulka 2.3.2

Nosná raketa	Polární orbita				
	Δv_1	Δv_2	Δv_3	Δv_4	$\Delta v_{\text{celková}}$
Ariane 5	3,078	4,314	3,209	-	10,601
Delta IV Heavy	5,256	1,971	6,483	-	13,71
Falcon 9 v1.1	4,281	6,524	-	-	10,805
Proton-M	2,617	3,279	2,954	4,13	12,98
Zenit	3,609	4,224	3,631	-	11,464

Tabulka 2.3.3

Nosná raketa	GEO				
	Δv_1	Δv_2	Δv_3	Δv_4	$\Delta v_{\text{celková}}$
Ariane 5	3,079	4,322	3,234	-	10,635
Delta IV Heavy	5,258	1,974	6,545	-	13,777
Falcon 9 v1.1	4,284	6,561	-	-	10,845
Proton-M	2,618	3,283	2,963	4,177	13,041
Zenit	3,612	4,234	3,669	-	11,515

Tabulka 2.3.4

2.4 Hohmannův transfer na GEO

Pro výpočet Δv Hohmannova transferu na GEO jsem použil standardní hodnoty používané na jednotlivých kosmodromech pro jednotlivé rakety. Přesnější by samozřejmě bylo vypočítat optimální změny inklinace a tím i GTO pro každý kosmodrom, ale vzhledem k tomu, že jsou dnes požadavky na energetickou náročnost velmi vysoké, nebylo by vhodné mnou přepočítávat optimálnost dosud používaných tratí a GTO vytvořených profesionály ve svém oboru.

Jak je uvedeno v kapitole 1.4.5 pro výpočet Δv pro Hohmannův transfer se změnou inklinace lze použít tyto vzorce:

$$\Delta v_1 = \sqrt{v_1 + v_{CS_1} - 2 \times v_1 \times v_{CS_1} \times \cos \phi_1}$$

(31)

$$\Delta v_2 = \sqrt{v_2 + v_{CS_2} - 2 \times v_2 \times v_{CS_2} \times \cos \phi_2} \quad (32)$$

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (33)$$

Hodnoty pro dosažení do těchto vzorců jsou uvedeny v Tabulce 2.1.7 Parametry GTO, s využitím standardního gravitačního parametru $\mu = 398\,600 \text{ km}^3\text{s}^{-2}$. Pro rakety Falcon 9 a Delta IV Heavy by neměl být žádný rozdíl, protože startují ze stejného kosmodromu – KSC, ale společnost SpaceX považuje jednorázovou změnu inklinace za efektivnější. Proto jsou parametry GTO pro lety rakety Falcon 9 lehce odlišné od Delta IV Heavy.

Po použití vzorců pro výpočet rychlostí v perihéliu a aféliu jsem využil vzorce uvedené v kapitole 1.4.1 za použití excentricity:

$$V_1 = \sqrt{\mu \left(\frac{1+e}{R_P} \right)} \quad (5)$$

$$V_2 = \sqrt{\mu \left(\frac{1-e}{R_A} \right)} \quad (6)$$

Výsledky těchto výpočtů jsou uvedeny pro všechny rakety v Tabulce 2.4.1.

Nosná raketa	Rychlosti na GTO	
	V_2 (km/s)	V_1 (km/s)
Ariane 5	1,602616768	10,19504125
Delta IV Heavy	1,595802378	10,25223396
Falcon 9 v1.1	1,595802378	10,25223396
Proton-M	1,594539158	10,26288339
Zenit	1,597379125	10,23896221

Tabulka 2.4.1

Dále je nutné vypočítat oběžné rychlosti pro LEO a GEO neboli v_{cs1} a v_{cs2} dle vzorce:

$$V_{CS} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{orbit}}} \quad (4)$$

Výsledky tohoto výpočtu jsou uvedené v tabulce 2.4.2 spolu s určujícími hodnotami pro oběžné dráhy.

Kosmodromy	R_{LEO} (km)	R_{GEO} (km)	v_{cs1} (km/s)	v_{cs2} (km/s)
Bajkonur	6551	42164	7,800363608	3,07466458
GSC	6628	42164	7,754921345	3,07466458
KSC	6563	42164	7,793229128	3,07466458
Sea launch	6578	42164	7,784338496	3,07466458

Tabulka 2.4.2

Po provedení všech přípravných výpočtů tak můžeme dosadit do rovnic pro Hohmannův transfer. Z profilů letu jednotlivých raket z jejich domovských kosmodromů získáme hodnoty změn inklinace v první fázi na GTO - θ_1 a následně větší i když energeticky méně náročnou změnu při přechodu na GEO - θ_2 .

Hohmannův transfer z domovských kosmodromů					
Nosná raketa	θ_1 (°)	θ_2 (°)	Δv_1 (km/s)	Δv_2 (km/s)	Δv (km/s)
Ariane 5	0	6	2,440119905	1,490272319	3,930392224
Delta IV Heavy	1,5	27	2,470113936	1,804604895	4,274718832
Falcon 9 v1.1	0	28,5	2,459004831	1,837447937	4,296452767
Proton-M	2,4	49,1	2,490872534	2,361388808	4,852261342
Zenit	0	0	2,454623714	1,477285455	3,93190917

Tabulka 2.4.3

Z výše uvedených výsledků vyplývá, že rozdíl vyslání rakety Delta IV Heavy z KSC je energeticky úspornější i přesto, že ne o mnoho. V následující kapitole a při interpretaci Hohmannova transferu budu používat data rakety Delta IV Heavy pro kosmodrom KSC při vysílání raket z tohoto kosmodromu.

2.5 Výsledné hodnoty

Po provedení všech nezbytných výpočtů je nyní nutné spojit všechny hodnoty do celkového obrazu, aby bylo možné porovnat náročnost jednotlivých raket a výhodnost umístění a používání současných kosmodromů. Největší důraz na interpretaci výsledků je kladen pro lety na GEO s Hohmannovým transferem.

2.5.1 LEO

První oběžnou drahou pro níž sledujeme energetickou náročnost je nízká oběžná dráha neboli LEO. Je logické, že pro tuto oběžnou dráhu je potřeba ze všech porovnávaných drah nejmenší množství energie, protože se nacházejí nejbližší zemskému povrchu. Zároveň ovšem mají satelity na nízkých oběžných drahách vyšší rychlost obíhání oproti vyšším tedy vzdálenějším drahám.

Jak je zřejmé z Tabulky 2.5.1 raketa Ariane 5 je neekonomičtější raketou pro vynášení nákladu na nízkou orbitální dráhu a to bez ohledu na kosmodrom z kterého by startovala. Starší rakety i po modernizaci tedy Delta IV Heavy a Proton-M jsou jistě použitelné, ale nikoliv energeticky výhodné pro lety na LEO. Důvodem těchto velmi neuspokojivých výsledků je též mnou zvolená nejtěžší varianta z rodin těchto raket, které jsou uzpůsobeny tak, že pro nižší orbitální dráhy se využívají lehčí rakety sesterského typu (Delta IV Medium nebo Proton ve třístupňové variantě). Výsledky ovšem potvrzují současnou situaci na trhu zásobování ISS, která se nachází na nízké oběžné dráze, neboť jsou používány především nové a ekonomičtější rakety ESA z GSC a od společnosti SpaceX z KSC i na úkor menších typů starších raket Delta IV a Proton.

Δv pro LEO (km/s)				
Nosná raketa	Bajkonur	GSC	KSC	Sea Launch
Ariane 5	9,37755742	9,23855742	9,29255742	9,23655742
Delta IV Heavy	11,79765199	11,65865199	11,71265199	11,65665199
Falcon 9 v1.1	9,4078175	9,2688175	9,3228175	9,2668175
Proton-M	11,28591666	11,14691666	11,20091666	11,14491666
Zenit	9,835583056	9,696583056	9,750583056	9,694583056

Tabulka 2.5.1

(V tabulce jsou tučně vyznačeny hodnoty pro domovské kosmodromy jednotlivých raket)

2.5.2 Polární oběžná dráha

Pro lety na polární oběžnou dráhu je energetická náročnost vyšší, neboť nelze započítávat bonus poskytovaný rotací Země. V Tabulce 2.5.2 níže není možné uvádět hodnoty Δv pro KSC na Cape Canaveral, protože z tohoto kosmodromu není dosažitelná inklinace 90° přímo při startu bez dalšího manévru, a tak s touto variantou ve své práci nepočítám. NASA a komerční společnosti převážně využívají menší kosmodrom Vanderberg Air Base na západním pobřeží pro dosahování polární oběžné dráhy ze Severní Ameriky.

Δv pro Polární oběžnou dráhu (km/s)				
Nosná raketa	Bajkonur	GSC	KSC	Sea Launch
Ariane 5	10,63955742	10,63955742	-	10,63955742
Delta IV Heavy	13,74855742	13,74855742	-	13,74855742
Falcon 9 v1.1	10,84355742	10,84355742	-	10,84355742
Proton-M	13,01855742	13,01855742	-	13,01855742
Zenit	11,50255742	11,50255742	-	11,50255742

Tabulka 2.5.2

(V tabulce jsou tučně vyznačeny hodnoty pro domovské kosmodromy jednotlivých raket)

Jak vyplývá z výsledků pro tuto oběžnou dráhu, zeměpisná poloha kosmodromů nemá vliv na hodnotu rychlosti, kterou musí náklad a satelity získat pro polární oběžnou dráhu. To platí samozřejmě v případě, že je možno startovat s inklinací 90° . Platí zde také stejná interpretace výsledků jako pro LEO o větší náročnosti starších typů raket, ale zároveň se zde ještě zvětšuje rozdíl mezi novými raketami Ariane 5 / Falcon 9 a středně starou raketou Zenit.

2.5.3 GEO

Hlavní část této práce se týká letů na Geostacionární oběžnou dráhu neboli GEO, která je nejnáročnější na používané rakety a jejich schopnosti. Spolu s Hohmannovým transferem se změnou inklinace se zde také projevuje vliv umístění kosmodromu.

Jak je patrné z Tabulky 2.5.3 výkonnost jednotlivých raket je zde oproti předchozím případům již závislá na kosmodromech, z kterého startují. Samozřejmě nejhorších výsledků dosahuje u všech raket kosmodrom Bajkonur, protože se nachází nejdále od rovníku a potřebuje největší změnu inklinace pro dosažení GEO. Z dnešního

ekonomického pohledu je jistě velmi zajímavý výsledek, že raketa Delta IV Heavy potřebuje dosáhnout větší rychlosti pro umístění nákladu na GEO z Cape Canaveral než ruská raketa Proton z kosmodromu Bajkonur. Je to tedy potvrzení kvality soudobých ruských raket oproti americkým, přičemž velkou roli samozřejmě hraje dřívější americké zaměření na raketoplány. Dále je zde naprosto zřejmé, že soukromá sféra vývoje v USA (rakety Falcon společnosti SpaceX a další) s podporou NASA je dostatečná a prozatím ekonomičtější než vývoj vládních raket nových řad.

Δv pro GEO (km/s)				
Nosná raketa	Bajkonur	GSC	KSC	Sea Launch
Ariane 5	15,20381876	14,14294964	14,54127625	14,14246659
Delta IV Heavy	18,41391333	17,35304421	17,75137082	17,35256116
Falcon 9 v1.1	15,40007884	14,33920972	14,75927027	14,33872667
Proton-M	17,723178	16,66230888	17,06063549	16,66182583
Zenit	16,0718444	15,01097528	15,40930189	15,01049223

Tabulka 2.5.3

(V tabulce jsou tučně vyznačeny hodnoty pro domovské kosmodromy jednotlivých raket)

Dalším zajímavým jevem vyplývajícím z těchto výsledků je nepříliš velký rozdíl mezi kosmodromem ve Francouzské Guyaně a odpalovací platformou Sea Launch. Ačkoliv jsou hodnoty z kosmodromu umístěného na rovníku vždy nejlepší, není zde příliš velký bonus oproti GSC. Výhody kosmodromu umístěného na pevné zemi, tak dle mého názoru jasně převáží minimální energetickou úsporu dosahovanou startem rakety přímo z rovníku. Ačkoliv je tedy projekt Sea Launch velmi zajímavý a životaschopný, zřejmě se kvůli různým omezením nestane nikdy hlavním proudem a předlohou pro stavbu kosmodromů na naší planetě.

3. Ekonomická analýza

V poslední kapitole této práce bych chtěl detailněji rozebrat matematické výsledky z 2. kapitoly, a to především hodnoty vypočítané pro lety na GEO. Interpretace výsledků ve vztahu kosmodromů, raket a oběžných drah je důležitá pro pochopení energetické náročnosti vynášení nákladu na oběžné dráhy a rozdílu mezi jednotlivými součástmi. Není ovšem jednoduché vytvořit reálnou ekonomickou analýzu s vyčíslením peněžitých nákladů na přestavbu kosmodromů, transport raketových komponentů nebo i samotnou výrobu a použití raket z domovských kosmodromů. V kosmickém průmyslu existuje mnoho vládních programů pro podporu výroby, mnoho technologií nachází postupně uplatnění v obyčejném životě, a to následně pomáhá ve financování firem pracujících v kosmickém průmyslu. Ceny jednotlivých vzletů jsou samozřejmě k dispozici, lze je získat i laickou veřejností, bohužel způsob kalkulace ceny jednotlivých startů není snadný. Navíc ceny se často liší dle typu nákladu, záleží, zda jde o čistě komerční let, nebo částečně sponzorovaný státem (kosmickou agenturou některého státu). Nerad bych se proto pouštěl do cenových analýz ve vztahu k efektivitě používaných raket a kosmodromů, ale své výsledky bych pouze rád prezentoval v energetické formě, kterou musejí rakety vynaložit podle kosmodromů a samotných konstrukčních vlastností raket.

3.1 LEO

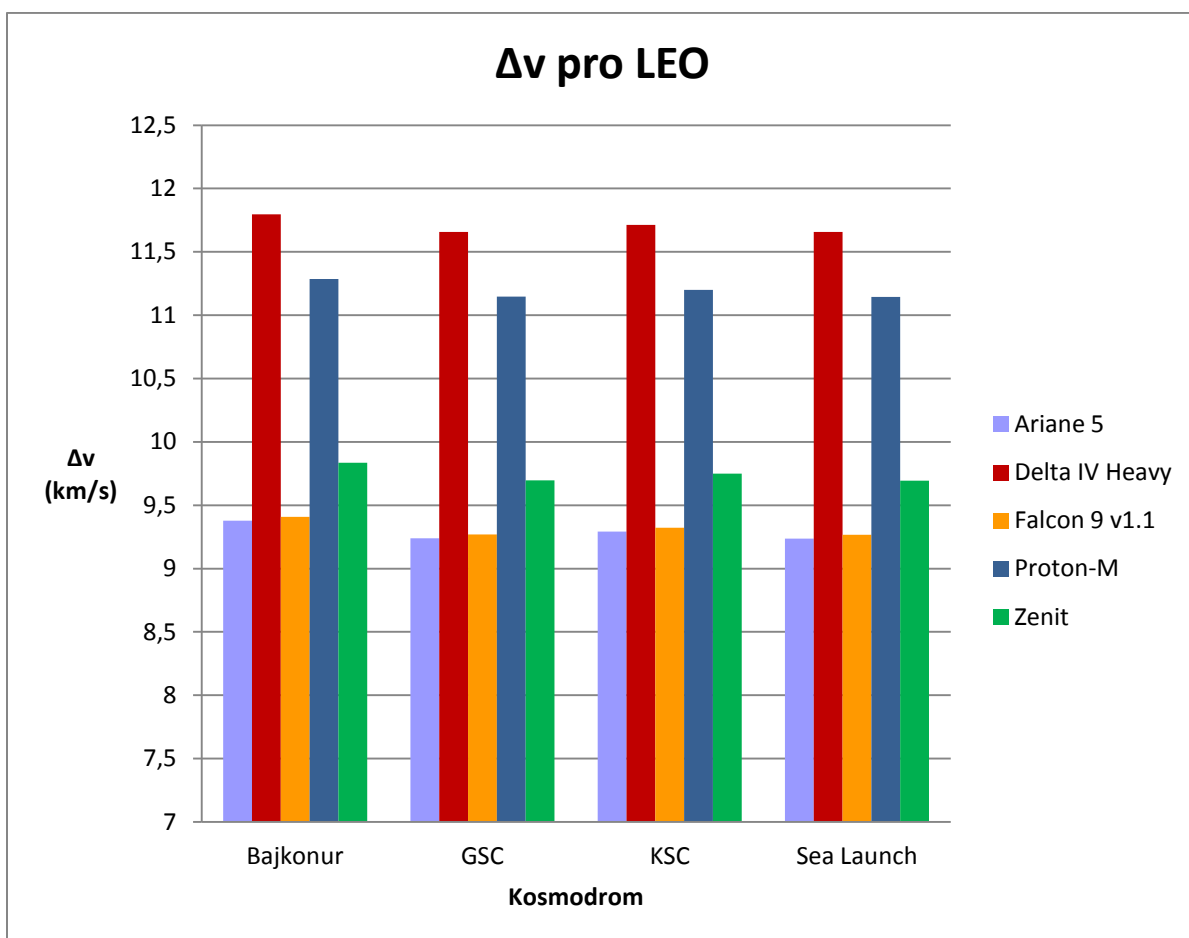
Jak jsem již zmínil v kapitole 2.5, hodnoty pro LEO se z hlediska kosmodromů neliší nijak závratně. Rozdíl mezi domovským a neekonomičtějším kosmodromem u rakety Proton-M, tedy komplexem Bajkonur a platformou Sea Launch je 141 m/s. To je pro jakékoliv přenášení startů naprosto neekonomické, neboť vybudování zázemí, logistické náklady a další související investice by byly mnohem vyšší než získaná úspora při startech tohoto typu rakety. Stejně výsledky lze pozorovat i u ostatních raket, co se týká vlivu kosmodromu na úsporu energie rakety.

Kosmodrom/Raketa	Rozdíl Δv (m/s)	Navýšení nákladu (kg)
GSC/Ariane 5	2	12
KSC/Delta IV Heavy	56	212
KSC/Falcon 9 v1.1	56	303
Bajkonur/Proton-M	141	597

Tabulka 3.1

V Tabulce 3.1 jsou uvedeny rychlostní změny pro rakety s domovskými kosmodromy mimo rovník spolu s odpovídající vahou nákladu, kterou by bylo možno přeložením startů přidat bez omezení letových parametrů. Je zde patrný rozdíl v kg při stejném rychlostním bonusu u raket Delta IV Heavy a Falcon 9, který je způsoben výkonovými rozdíly samotných raket.

Výkonové parametry a efektivita jejich využití pro nízkou oběžnou dráhu je další část interpretace získaných výsledků. V Grafu č. 1, kde jsou zpracovány celkové výsledky pro LEO, lze velmi jednoduše pozorovat rozdíly mezi jednotlivými raketami.



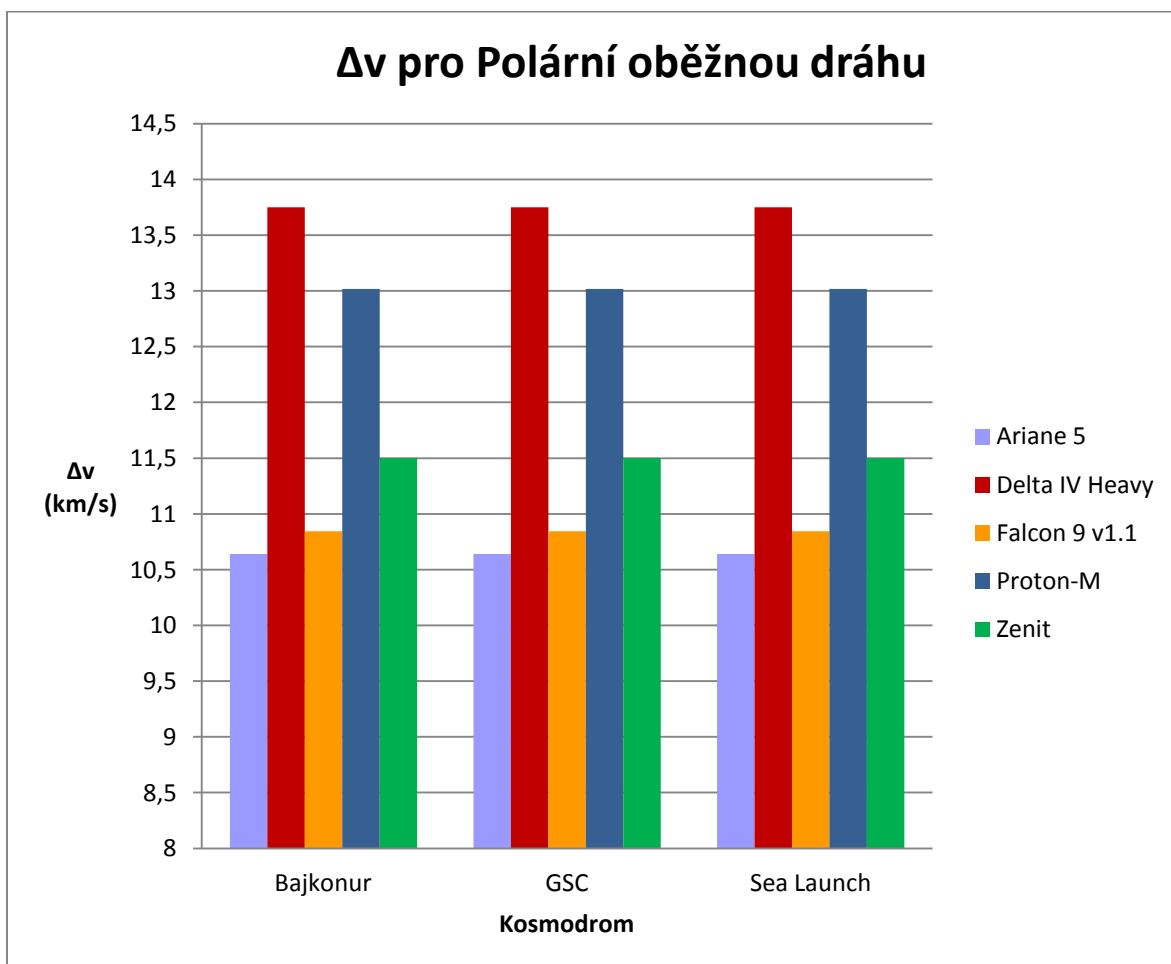
Graf č. 1

Z grafu je zcela zřejmé, že starší rakety i přes svoji modernizaci, nejsou příliš ekonomické. Vynesení stejně těžkého nákladu na nízkou oběžnou dráhu vyžaduje od rakety Proton-M dosažení o 1 908,4 m/s vyšší rychlosti než raketě Ariane 5 ze stejného kosmodromu, u rakety Delta IV Heavy tato hodnota dosahuje dokonce 2 420 m/s. Tyto hodnoty odpovídají 20 %, respektive 26 % rychlosti, kterou musí dosáhnout Ariane 5. Náklady na let samozřejmě nerostou přímo úměrně k výkonu rakety, ale pokud se starty raket pohybují

v řádech desítek milionu amerických dolarů, není takováto energie vyložená navíc nijak výhodná. Je nutno ovšem podotknout, že velké a těžkotonážní rakety, jako je čtyřstupňová varianta rakety Proton-M nebo Delta IV Heavy, se jen velmi zřídka používají pro nízkou oběžnou dráhu. V dnešní době již existuje řada menších speciálně používaných raket pro vynášení nákladu na LEO s mnohem lepšími charakteristikami letu a v případě potřeby těžších nákladů se využívají právě novější a ekonomičtější rakety jakými jsou právě mnou porovnávané Ariane 5, Falcon 9 a Zenit.

3.2 Polární oběžná dráha

Neefektivnost změny kosmodromů platí ještě mnohem více pro polární oběžnou dráhu než pro LEO. Jak je možné vidět v grafu č. 2 hodnoty, jsou pro všechny rakety nezávislé na kosmodromu, ze kterého jsou vyslány. Přemístování raket a přestavba odpalovacích komplexu tak nemá vůbec žádný význam.



Graf č. 2

Co se týká výkonnosti samotných raket, jsou zde ještě větší rozdíly než u nízké oběžné dráhy. Výkonnostní rozestupy mezi raketou Ariane 5 jako opět nejméně náročnou a ostatními porovnávanými raketami se zvýšil, viz Tabulka 3.2.

Nosná raketa	Navýšení výkonu oproti Ariane 5	
	Delta IV Heavy	29 %
Falcon 9 v1.1	2 %	203 m/s
Proton-M	22 %	2 379 m/s
Zenit	8 %	863 m/s

Tabulka 3.2

Rozdíl mezi Ariane 5 a Falcon 9 je zanedbatelný z hlediska ekonomických nároků na výkonnost a do popředí se dostává výrobní a startovací náklady, cena zázemí a podpůrných komplexů. Pro Rakety Proton a Delta IV zde opět platí lepší využitelnost jejich menších sesterských raket a neefektivita pro těžké náklady v porovnání s ostatními. Většina malých raket vyvinutých pro LEO lze s jistým váhovým omezením používat i pro polární oběžnou dráhu, což zvětšuje konkurenci a zvyšuje tlak na cenu při vynášení nákladu pro komerční subjekty.

3.3 GEO

V posledním a nejdůležitějším srovnání této práce již výsledky ukazují zajímavou provázanost se zeměpisnou polohou kosmodromů. Jak je patrné z Tabulky 3.3 rozdíly mezi současnými domovskými kosmodromy a neekonomičtějším kosmodromem pro lety na GEO platformou Sea Launch již nejsou malé a v případě rozdílu mezi kosmodromem Bajkonur a Sea Launch případně i GSC (hodnota se změnila o 0,5 m/s) dokonce velké.

V případě raket startujících z amerického kosmodromu KSC je hodnota 398,81 m/s již zanedbatelná. Z dlouhodobého hlediska by se již mohlo vyplatit přemístění a přestavba odpalovací rampy u kosmodromů v jiné části světa, bohužel zde hraje ovšem také roli obranná politika USA. Vysílání vojenského materiálu na oběžné dráhy není žádoucí z území cizích států, což samozřejmě platí i pro přesun letů rakety Proton z kosmodromu Bajkonur. Jiná otázka je přesunutí nějaké části komerčních letů, velice dobrým příkladem může být budování specializovaných zařízení pro start druhé hlavní ruské rakety Soyuz na GSC. I přesto, že nejsou v této práci porovnávány výkonnostní parametry rakety Soyuz je

z parametrů rakety Proton zřejmé, že investice do nových zařízení blíže rovníku přinese za použití stejných raket vyšší ekonomické zisky v komerčním sektoru. Zároveň lze pro kosmodrom využít již existující logistické zázemí z evropských přístavů převážejících do Jižní Ameriky komponenty pro rakety Ariane 5 a další vybavení.

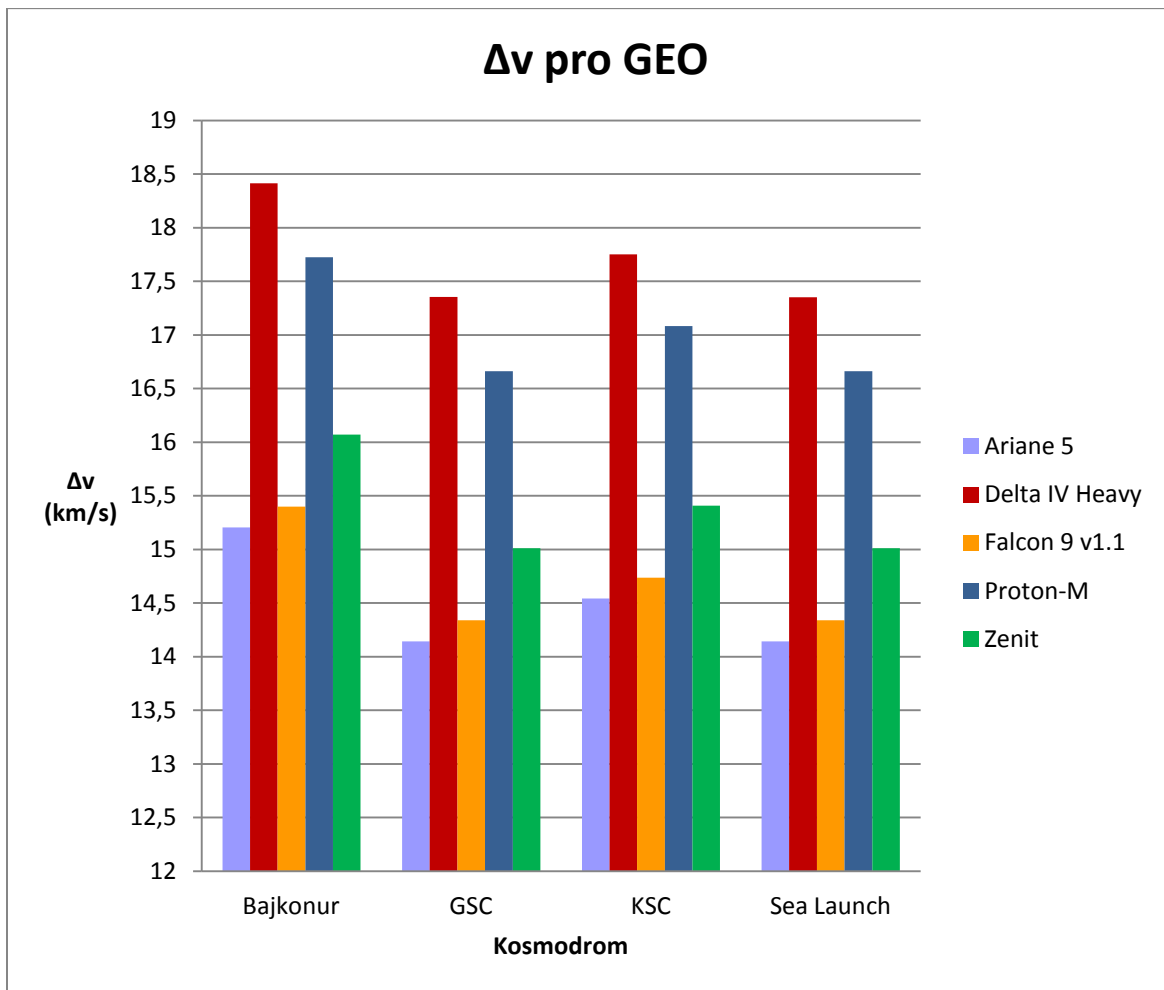
Kosmodrom/Raketa	Rozdíl Δv (m/s)	Navýšení nákladu (kg)
GSC/Ariane 5	0,48	2
KSC/Delta IV Heavy	398,81	869
KSC/Falcon 9 v1.1	420,55	1 544
Bajkonur/Proton-M	1 061,35	2 571

Tabulka 3.3

Celkově je možno říci, že pokud nebudeme brát ohled na státní, tajné a obranné zájmy majitelů kosmodromů jako je Bajkonur a KSC, je pro vysílání nákladů na GEO mnohem efektivnější téměř jakékoliv přiblížení k rovníku. Velká náročnost na pozemní kompletační práce u těžkých raket může mít negativní vliv na využití platform typu Sea Launch. Použití platformy umístěné uprostřed oceánu jako odpalovací rampy je jistě efektivní, ale konstrukční omezení pro větší rakety by vyžadovalo stavbu větších platform a specializovaných plavidel pro přepravu. Také komplexnost přípravy vysílání nákladu na GEO a následně na meziplanetární lety vyžaduje použití velkých pozemních komplexů. Umístění takovýchto rozlehlých zařízení, pokud dojde k odhalení chyby při umístění nebo předletové přípravě, v blízkosti startovacích ramp velkou výhodou pro provozovatele startů.

Rozdíl 1 061 m/s způsobený čistě změnou kosmodromu u rakety Proton je zároveň tak velký, že lze považovat kosmodrom Bajkonur za absolutně neefektivní pro GEO z pohledu komerčních letů. Vzhledem k budoucím meziplanetárním letům lze také využití kosmodromů s vysokou inklinací hodnotit jako velmi neekonomické.

U odpovídajících hodnot navýšení nákladu je opět viditelný rozdíl mezi raketami Falcon 9 a Delta IV Heavy. Novější raketa je schopná díky přemístění na rovník naložit o 1544 kg více ve stejné konfiguraci. Delta IV Heavy je přemístěním schopná vzít o 675 kg méně – 869 kg. V případě použití kosmodromu GSC je možno brát výsledná čísla jako přibližně totožná, neboť minimální odchylka v rychlosti by změnila možnou přidanou hmotnost pouze v jednotkách kilogramů u všech porovnávaných raket.



Graf č. 3

Vlivy výkonnosti a kosmodromů na energetickou náročnost pro lety na GEO jsou zobrazeny v Grafu č. 3. Mimo jasně patrný vliv kosmodromů je možné opět sledovat výkonnostní rozdíly při letech jednotlivých raket se stejným nákladem. Opět se ukazuje velký rozdíl u starších raket Delta IV Heavy a Proton, ale v tomto případě již není možné vidět polehčující okolnosti v zaměření raket pro jiné oběžné dráhy. Těžké rakety byly a jsou stavěny pro geostacionární oběžnou dráhu, vysokou oběžnou dráhu a případně meziplanetární lety. Definitivně je tedy možno konstatovat, že využívání těchto raket má sice výhody v možnosti vynesení velkých nákladů, ale celková výkonnost raket je již na hraně ekonomické použitelnosti. Bohužel tyto rakety vyvinuté během studené války stále ve svých státech čekají na vývoj adekvátních náhrad. V USA se tato politika přesunula do soukromého sektoru, a jak můžeme vidět na parametrech rakety Falcon 9, tento vývoj spěje správným směrem. V Rusku je situace, co se týká přesných informací poněkud nejasná a informační zdroje nespolehlivé, nicméně vývoj nových raket je oficiálně v plném proudu.

Protože vynesení nákladu na GEO je energeticky náročné a hodnoty rychlosti, které musejí rakety dosahovat, jsou již poměrně vysoké, není zvětšení rozdílu mezi jednotlivými raketami nijak markantní oproti předchozím oběžným drahám. Z Tabulky 3.4 tak zcela jasně vyplývá, že oproti polární oběžné dráze došlo k poklesu procentuálního rozdílu výkonu i přes mírné navýšení rychlostního rozdílu.

Nosná raketa	Navýšení výkonu oproti Ariane 5	
	Procento	Rychlost (m/s)
Delta IV Heavy	22 %	3 210 m/s
Falcon 9 v1.1	2 %	196,3 m/s
Proton-M	16 %	2 519,4 m/s
Zenit	8 %	868 m/s

Tabulka 3.4

U výkonově srovnatelných raket se ani u GEO příliš nezměnil jejich výkonnostní rozdíl oproti Ariane 5. Ukázalo se tak, že díky zaměření těžkých raket na vysoké oběžné dráhy se již diferenciací neprohloubila a procentuální rozdíl se naopak velmi snížil oproti Ariane 5 s nejlepšími výsledky.

Rozdílový výkon jednotlivých raket je velmi zajímavý u rakety Zenit, i přes lepší umístění odpalovací platformy vzhledem k rovníku má tato raketa i s Hohmannovým transferem s nulovou změnou inklinace téměř o 900 m/s horší profil než Ariane 5. Tato raketa je zároveň nejmenší a náklad počítaný pro GEO byl brán jako maximální, který je raketa schopna vynést na tuto oběžnou dráhu, zatímco u ostatních raket je možno ještě zvýšit maximální náklad při jednom letu. Zenit ve třístupňové variantě je tedy schopný dosáhnout GEO, avšak po porovnání velikosti nákladového prostoru a nižších výkonových parametrů s ostatními raketami, nevychází komerční využití pro GEO nijak ekonomicky výhodně.

Naopak raketa Falcon 9 má z kosmodromu KSC velmi dobré výsledky i přes větší nutnou změnu inklinace a menšímu zvýhodnění rotace Země. Rozdíl necelých 200 m/s oproti Ariane 5 je vzhledem k jejímu menšímu provedení a kapacitním parametrům velmi dobrý. Navíc pokud dojde k úspěšným testům její verze Heavy, dosáhne tato raketa pravděpodobně lepších výsledků než Ariane 5 se srovnatelnou nebo vyšší nosností. Bylo by samozřejmě skvělé a jistě mnohem zajímavější porovnat vlastnosti rakety Falcon 9 Heavy a Ariane 5. Bohužel použití varianty Heavy v mé práci nebylo možné z důvodu

nedostatku informací o této nové raketě, která ještě nebyla v době vzniku této práce dokončena a vyzkoušena. Nešlo tak získat dostatečné množství informací pro provedení potřebných výpočtů.

Při plánování letů na GEO je tak mimo kosmodrom nutné vzít v potaz stáří a kapacitu jednotlivých raket, neboť se všemi výpočty potvrdil vztah mezi stářím konstrukce rakety a jejími výkonnostními charakteristikami.

Závěr

Efektivní využití současných i nově vyvíjených raketových nosičů je bezesporu díky výsledkům této práce závislé na umístění jejich domovského kosmodromu na zemském povrchu. Tato závislost se projevuje tím více, čím dále do vesmíru je nutno vyslat nějaký náklad. Také je možné konstatovat, že i modernizované starší rakety jsou použitelné a dostačující vzhledem k chybějící alternativě k chemickému raketovému pohonu. Na druhou stranu ale zaostávají svojí ekonomikou letu oproti novějším nebo nově vyvíjeným raketám. Kvůli velké cenové náročnosti nových nosných raket je ovšem těžké hodnotit výhodnost vývoje nových raket oproti modernizaci stávajících stejně tak jako budování nových infrastruktur na úkor již stávajících.

Výsledky této práce ale podporují všeobecný trend, který můžeme sledovat ve světě kosmické infrastruktury, a to snahu přiblížit se rovníku v rámci národních kosmodromů jak jen to hranice dovolují. Tato omezení vznikají samozřejmě především pro tajné vojenské projekty. Co se ovšem týká komerčního využití, je zde naprostá možnost výběru rakety pro vynesení nákladu. Dochází tak z hlediska komerčního využití ke všeobecnému stěhování k rovníku – rakety Soyuz na GSC, platforma Sea Launch pro rakety Zenit místo kosmodromu Bajkonur, a v neposlední řadě také přesun čínského hlavního kosmodromu na ostrov Hainan v Jihočínském moři.

Seznam použité literatury

- 1) *Ariane 5 User's Manual*, Arianespace, 2011. Dostupné z: <http://www.arianespace.com/launch-services-ariane5/Ariane-5-User's-Manual.asp>
- 2) Bate, R.R., Mueller, D.D., White, J.E., *Fundamental of astrodynamics*. Vyd. 1. New York: Dover publishing, 1971. 455 s. ISBN 0-486-60061-0
- 3) Budil, I. *Základy kosmonautiky*. Vyd. 1. Praha: Orbis, 1964. 445 s.
- 4) *Delta IV Payload Planners Guide*, Delta Launch Services, 1999. Dostupné z: http://spacecraft.ssl.umd.edu/design_lib/Delta4.pl.guide.pdf
- 5) *Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide*, Space Exploration Technologies Corporation, 2009. Dostupné z: http://decadal.gsfc.nasa.gov/pace-201206mdl/Launch%20Vehicle%20Information/Falcon9UsersGuide_2009.pdf
- 6) Hohmann, W., *The Attainability of Heavenly Bodies*, NASA Technical Translation F-44, Washington, 1960. Dostupné z: https://archive.org/details/nasa_techdoc_19980230631
- 7) Larson, W.J., Wertz, J.R. *Space mission analysis and design*. Vyd. 3. Boston: Seventh Printing, 2005. 504 s. ISBN 1-881883-10-8.
- 8) NASA Public Affairs, *Kennedy Space Center Story*. Florida: 1991. Dostupné z: http://www.nasa.gov/centers/kennedy/about/history/story/kscstory_prt.htm
- 9) Popelínský, L., Růžička, B. *Rakety a kosmodromy*. Vyd. 1. Praha: Naše vojsko, 1986. 360 s. ISBN 28-028-86.
- 10) *Proton Launch System Mission Planner's Guide*, International Launch Services, 2009. Dostupné z: <http://www.ilslaunch.com/node/42>
- 11) Prussing, J.E., Conway, B.A., *Orbital Mechanics*. Vyd. 1. Oxford: Oxford University Press, 1993. 208 s. ISBN 0195078349.

- 12) Walter, U., *Astronautics: The Physics of Space Flight*, Vyd. 2. Weinheim: Wiley-VCH, 2012. 596 s. ISBN 3527410651
- 13) Webová stránka [vid. 25.10.2013] <http://www.spaceflight101.com/zenit-3sl.html>
- 14) Webová stránka [vid. 24.10.2013] <http://www.spaceflight101.com/proton-m-briz-m.html>
- 15) Webová stránka [vid. 24.10.2013] <http://www.spaceflight101.com/falcon-9-v11.html>
- 16) Webová stránka [vid. 24.10.2013] <http://www.spacex.com/falcon9>
- 17) Webová stránka [vid. 23.10.2013] <http://www.spaceflight101.com/delta-iv-heavy.html>
- 18) Webová stránka [vid. 23.10.2013] <http://www.spaceflight101.com/ariane-5-eca.html>
- 19) Webová stránka [vid. 5.6.2014] <http://www.sea-launch.com/launch/11138>
- 20) Webová stránka [vid. 3.6.2014] <http://www.federal-space.ru/479/>
- 21) Weiduo, Hu., *Fundamental Spacecraft Dynamics and Control*. Vyd. 1. Peking: Beihang University Press, 2013. 290 s.
- 22) Wiesel, W.E., *Spaceflight dynamics*. Vyd. 3. Ohio: Aphelion press, 2010. 356 s. ISBN 1452879591.
- 23) *Zenit-3SLBF ILV/Zenit-M SRC User's guide*, Center for Operation of Ground-based Space Infrastructure Facilities, 2011. Dostupné z:
http://www.tsenki.com/en/launch_services/equipment_maintenance/zenit_3slbf/guide/users_guide.pdf