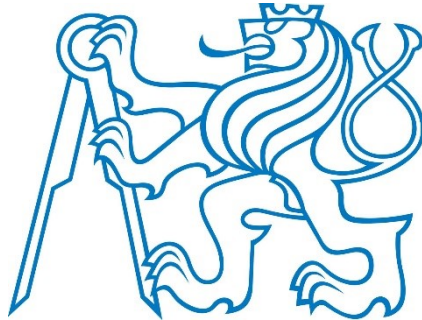


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA DOPRAVNÍ



Diplomová práce

VÝPOČET NOSNOSTI RAKETY STARTUJÍCÍ Z LETÍCÍHO
PROSTŘEDKU

CALCULATION OF THE CRITICAL MASS OF PAYLOAD
FOR AIR LAUNCH

Autor:

Bc. Jan Ptáčník

Rok odevzdání práce:

2023

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

děkan

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. Jan Ptáčník

Studijní program (obor/specializace) studenta:

navazující magisterský – PL – Provoz a řízení letecké dopravy

Název tématu (česky): **Výpočet nosnosti rakety startující z letícího prostředku**

Název tématu (anglicky): Calculation of the Critical Mass of Payload for Air Launch

Zásady pro vypracování

Při zpracování diplomové práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je porovnat koncept vypouštění raket z letícího prostředku s raketami s pevným startem na LEO dráhy a vypočítat kritické váhy payloadu rakety.
- Teoretická rešerše (přehled studií, analýza současného stavu).
- Definování variabilních/závislých proměnných ovlivňující efektivitu obou startů.
- Porovnání a výpočet finančních nákladů spojených se startem.
- Návrh optimálního řešení pro satelity.
- Diskuse.



- 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: A Conceptual Analysis of Spacecraft Air Launch Methods; Rebecca A. Mitchell
Orbital Mechanics for Engineering Students; Howard D. Curtis Embry-Riddle,
Small Satellite Launch to LEO: a Review of Current and Future Launch Systems; Nicholas Crisp

Vedoucí diplomové práce: **doc. Ing. Jakub Hospodka, Ph.D.**
Ing. Albert Bouchal

Datum zadání diplomové práce: **15. července 2022**
(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: **15. května 2023**
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. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy



prof. Ing. Ondřej Příbyl, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání diplomové práce.

Bc. Jan Ptáčník
jméno a podpis studenta

V Praze dne.....15. července 2022

Poděkování

Rád bych poděkoval doc. Ing. Jakubu Hospodkovi, Ph.D. a Ing. Albertu Bouchalovi za vedení práce a přínosné konzultace. Dále bych chtěl poděkovat své rodině a blízkým za psychickou podporu v průběhu svých studií a motivaci k dokončení této práce.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem „Výpočet nosnosti rakety startující z letícího prostředku“ vypracoval samostatně a použil k tomu úplný výčet citací použitých pramenů, které uvádím v seznamu přiloženém k diplomové práci. 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), ve znění pozdějších předpisů.

V Praze dne 15. 05 2023



Podpis

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

VÝPOČET NOSNOSTI RAKETY STARTUJÍCÍ Z LETÍCÍHO PROSTŘEDKU

Diplomová práce

Květen 2023

Bc. Jan Ptáčník

ABSTRAKT

Předmětem diplomové práce s názvem „Výpočet nosnosti rakety startující z letícího prostředku“ je porovnat koncept vypouštění raket z letícího prostředku s raketami s pevným startem na LEO dráhy a vypočítat kritickou váhu payloadu rakety. V první části práce je naprogramován kód v Matlab, který simuluje trajektorie různých způsobů vypouštění rakety na nízkou oběžnou dráhu. Na základě této skutečnosti je spočítána kritická váha payloadu rakety pro odlišné způsoby vypouštění (ze země, z letadla a balonu) a odlišné trajektorie rakety (parabolicky a konstantní úhel letu). Následně jsou vytvořeny základní fyzikální závislosti, které jsou prezentovány v grafické podobě. Výsledkem je zjištění optimálního scénáře, ve kterém raketa je schopna vynést nejvyšší zatížení na nízkou oběžnou dráhu.

Klíčová slova

Air-launch, nízká oběžná dráha, raketa, rockoon, satelit, trajektorie, Matlab

CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE

Faculty of Transportation Sciences

CALCULATION OF THE CRITICAL MASS OF PAYLOAD FOR AIR LAUNCH

Diploma Thesis

May 2023

Bc. Jan Ptáčník

ABSTRACT

The subject of the diploma thesis entitled "Calculation of the critical mass of payload for air launch" is to compare the concept of launching rockets from an aircraft with fixed-launch rockets to LEO orbits and calculate the critical weight of the rocket payload. In the first part of the thesis, a code is programmed in Matlab that simulates the trajectories of different ways of launching a rocket into low Earth orbit. Based on this fact, the critical weight of the rocket payload is calculated for different launch methods (from the ground, from an airplane, and balloon) and different rocket trajectories (parabolic and constant angle of flight). Subsequently, basic physical dependencies are created, which are presented in graphical form. Finally, the optimal scenario is determined in which the rocket is able to lift the highest payload to low Earth orbit.

Key words

Air-launch-to orbit, LEO, rocket, rockoon, satellite, trajectory, Matlab

Obsah

Seznam obrázků	VII
Seznam tabulek.....	VIII
Seznam použitých zkratk.....	IX
Úvod	11
1. Analýza současného stavu	13
1.1. Prostředí.....	14
1.2. Lidská činnost ve vesmíru	17
1.3. Základy raketové vědy.....	18
1.4. Konvenční vypuštění rakety	21
1.5. Air-launch-to-orbit.....	21
1.5.1. Rockoon.....	21
1.5.2. Z letadla.....	22
1.6. Přehled studií.....	22
2. Metodika	28
2.1. Definování variabilních/závislých proměnných ovlivňující efektivitu obou startů	28
2.2. Návrh optimálního řešení pro satelity.....	28
2.2.1. Logické operátory	29
2.2.2. Použité vzorce	32
2.2.3. Popis rakety.....	43
3. Porovnání a výpočet finančních nákladů spojených se startem.....	44
3.1. Výpočet trajektorie a kritické váhy payloadu	45
3.2. Analýza fyzikálních závislostí startů.....	53
4. Diskuse	65
5. Závěr	67
6. Seznam použité literatury	70
Seznam příloh	75

Seznam obrázků

Obrázek 1: Vrstvy atmosféry	14
Obrázek 2: US Standard Atmosphere	16
Obrázek 3: Síly působící na raketu.....	18
Obrázek 4: Stratolauncher v porovnání s jinými letadly	26
Obrázek 5: Logické schéma kódu v Matlab.....	29
Obrázek 6: Model atmosféry dle US Standard Atmosphere	33
Obrázek 7: Koeficient odporu	37
Obrázek 8: Trajektorie ze země, parabolicky.....	46
Obrázek 9: Trajektorie ze země, konstantní úhel.....	47
Obrázek 10: Trajektorie z letadla, parabolicky	48
Obrázek 11: Trajektorie z letadla, konstantní úhel	49
Obrázek 12: Trajektorie z balonu, parabolicky	50
Obrázek 13: Trajektorie z balonu, konstantní úhel	51
Obrázek 14: Závislost na α_0 z letadla, konstantní úhel	54
Obrázek 15: Závislost na α_0 z letadla, parabolicky.....	54
Obrázek 16: Závislost na α_0 z balonu, konstantní úhel	55
Obrázek 17: Závislost na α_0 z balonu, parabolicky	56
Obrázek 18: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, konstantní úhel	57
Obrázek 19: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, parabolicky	58
Obrázek 20: Závislost na Počáteční výšce z letadla, parabolicky	60
Obrázek 21: Závislost na Počáteční výšce z letadla, konstantní úhel.....	61
Obrázek 22: Závislost na Počáteční výšce z balonu, parabolicky	62
Obrázek 23: Závislost na Počáteční výšce z balonu, konstantní úhel.....	63

Seznam tabulek

Tabulka 1: Informace o použité raketě.....	43
Tabulka 2: Porovnání všech trajektorií rakety.....	52
Tabulka 3: Finanční náklady dostupných raket.....	53
Tabulka 4: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, konstantní úhel.....	58
Tabulka 5: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, parabolicky.....	59
Tabulka 6: Závislost na Počáteční výšce z letadla, parabolicky.....	61
Tabulka 7: Závislost na Počáteční výšce z letadla, konstantní úhel.....	62
Tabulka 8: Závislost na Počáteční výšce z balonu, parabolicky.....	63
Tabulka 9: Závislost na Počáteční výšce z balonu, konstantní úhel.....	64

Seznam použitých zkratek

NASA	Národní úřad pro letectví a vesmír
ESA	Evropská kosmická agentura
LEO	Low Earth Orbit / Nízká oběžná dráha
MEO	Medium Earth Orbit / Střední oběžná dráha
GEO	Geostationary Earth Orbit / Geostacionární oběžná dráha
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
2D, 3D	2 dimenze (x, y), 3 dimenze (x, y, z)
F	Síla
\dot{m}	Hmotnostní průtok
m	Hmotnost
g	Gravitační zrychlení
D	Odpor
Isp	Specifický impuls rakety
Δv	Delta rychlosti
m_0	Počáteční hmotnost rakety
m_f	Finální hmotnost rakety (bez paliva)
c_d	Koeficient odporu
rho	Hustota
S	Obsah
v	Rychlost
m_p	Hmotnost paliva
USSA	Standartní atmosféra Spojených států amerických

t_c	Teplota ve stupních Celsia
y	Kartézská osa souřadnic y
P_0	Okolní tlak
c	Rychlost zvuku
G	Gravitace
a	Zrychlení
r	Poloměr
M_E	Hmotnost Země
R_E	Poloměr Země
F_D	Odporová síla
F_T	Tahová síla
P	Tlak
P_e	Tlak výstupních plynů
Alpha_0	Počáteční úhel
Alpha_T	Úhel tahu
F_{yT}	Tahová síla v ose y
F_{yD}	Odporová síla v ose y
F_c	Dostředivá síla
F_g	Odporová síla
y_k	Výška orbity

Úvod

Již v počátku snahy o dobytí vesmíru se lidé pokoušeli vynalézt alternativní metody k vypouštění raket. Kvůli nižším technologickým možnostem bylo obtížné tyto alternativní způsoby zprovoznit. Postupně se však tato limitace ztrácí a lidstvo přichází s dalšími pokroky, které odlišné možnosti vypuštění umožňují. Hlavní kategorií těchto alternativních metod je Air-launch. Jedná se o způsob vypuštění rakety z letícího prostředku. Základní dvě podkategorie Air-launch obsahují vypuštění rakety z letadla a balonu.

Koncept startu rakety z letadla v sobě zahrnuje vynesení rakety pomocí letadla do výšky, obvykle cestovní hladiny dopravního letadla a následné odpoutání rakety od letadla. Časová prodleva mezi odpoutáním a zážehem samotného motoru je nutná pro bezpečné vzdálení rakety od letadla. Po zážehu motoru raketa zprvu přestane klesat a posléze začne stoupat na oběžnou dráhu dle předem definované trajektorie.

Vypuštění rakety z balonu následuje jednodušší scénář. Raketa je upoutána pod vodíkový balon, následně vynesena do vyšší výšky okolo 30 km. Zde je raketa ve stejnou chvíli vypuštěna a zažehnuta. To umožňuje raketě od začátku následovat zamýšlenou trajektorii. Dalším rozdílem mezi letadlem a balonem je fakt, že balon postrádá dopřednou rychlost, která je pro start rakety benefitující.

Cílem této diplomové práce je porovnat koncepty vypuštění raket z letícího prostředku s raketami s pevným startem na LEO dráhy. Dráha LEO poukazuje na nízkou oběžnou dráhu, která se rozpíná od výšky 160 km až po 2000 km nad zemí. Dále diplomová práce pojednává o vypočítání kritické váhy payloadu rakety. Payload popisuje užitečné zatížení rakety, obecně vzato se jedná o satelity, lidskou posádku či další objekty, které je třeba do vesmíru vynést.

Pro dosažení cílů této diplomové práce je nutné vytvořit skript programu Matlab, kterým jsou následně trajektorie raket simulovány. Díky tomu je možné vypočítat kritickou hmotnost payloadu rakety a vytvořit základní fyzikální závislosti v ohledu vypuštění rakety s pevným startem s raketami vypuštěnými z letícího prostředku (letadlo, balon).

Práce se zabývá teoretickými základy kosmické mechaniky, aerodynamiky a raketové techniky, které jsou potřeba pro simulace. Dále práce definuje variabilní/závislé proměnné ovlivňující efektivitu obou startů. V praktické části jsou porovnány a vypočítány finanční náklady spojené se startem. Ke konci práce je navrženo optimální řešení pro satelity.

1. Analýza současného stavu

Prvním lidským strojem, který dokázal na krátký časový úsek pokořit gravitaci Země byl aerostat (horkovzdušný balon) sestrojený bratry Montgolfierovými. Pro jeho konstrukci se rozhodli využít tkaniny taft. Tento balon po mnoha nezdařilých pokusech, kdy vodík unikal z balonu, či vodní pára máčela balon při kondenzaci na vnitřních stěnách, nakonec úspěšně naplnili horkým vzduchem. Dne 5. června 1783 uspořádali první oficiální let, kde balon vystoupal až do výšky 2 km, kde asi 10 minut setrval, poté klesl nad nedalekou vinici a shořel. První let obsahující živou posádku v balonu byl uspořádán až 19. září 1783. První živou posádkou byl beran, kachna a kohout. Tento let představující novou technologii se uskutečnil v Paříži. Rodina Montgolfierova za tyto zásluhy byla odměněna šlechtickým titulem. [1]

Dalším důležitým milníkem byl let bratří Wrightů, kde pro svoje zapsání do historie využili dnes více používanou kategorii letadel, a to aerodyn – letadlo těžší než vzduch. Bratři Orvill a Wilbur Wrightové byli z Ohia v USA, kde oba vystudovali střední školu a otevřeli si opravnu bicyklů. Rozhodli se vytvořit okřídlený bicykl poháněný benzínovým motorem. V začátcích se nechali inspirovat jinými konstruktéry, například sirem Georgem Caleyem. Posléze se však začala projevovat jejich technická genialita a praxe z oprav bicyklů. Bratři společně vytvořili systém řízení letadla okolo tří os, který se používá dodnes. Tento systém řízení zahrnuje křídélka, výškovku a směrovku. [2]

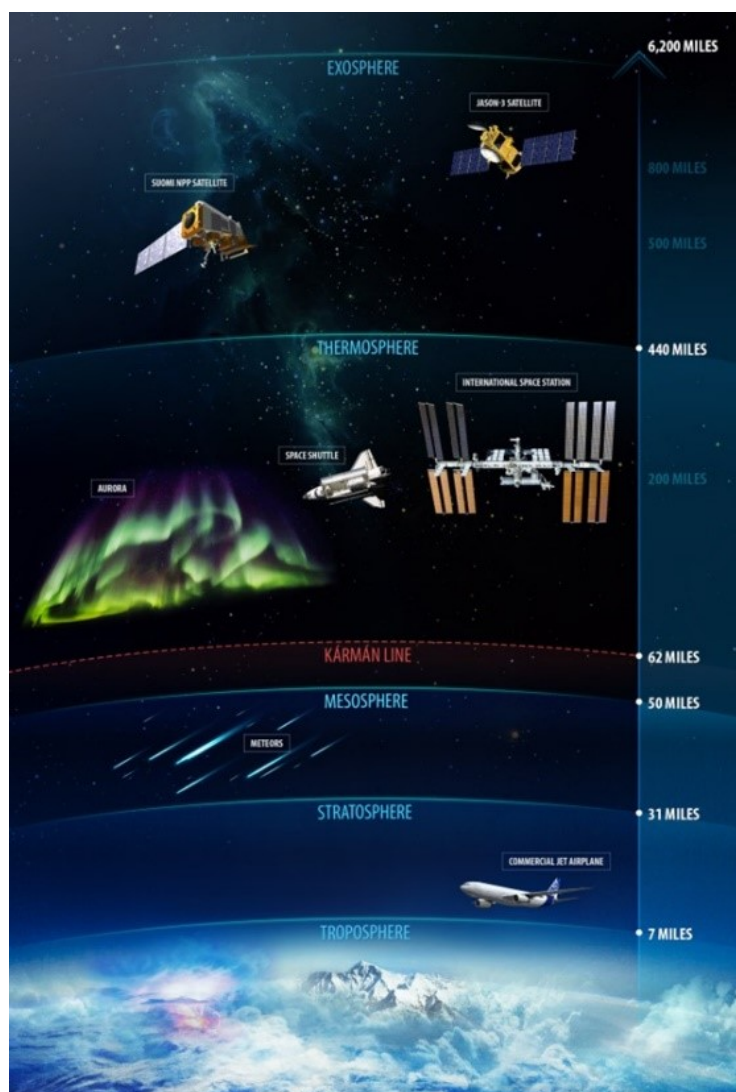
Po odstěhování do města Kitty Hawk v Severní Karolíně v rámci USA se bratři dále věnovali vytvoření letounu poháněným motorem. Kitty Hawk si bratři prozřetelně vybrali pro konstantní silný vítr, dlouhou písčnou pláž a dostatečné soukromí. K pohonu letounu Flyer I využili lehký benzínový motor s výkonem 9 kW. První let se uskutečnil 17. prosince 1903. Celkově byly uskutečněny v tento den lety čtyři. První let byl pilotovaný Orvillem, jeho délka 39 metrů sice nebyla nejvyšší, za to byl tento let vyfotografován. Poslední let byl také tím nejdelším, kdy pilotem byl bratr Wilbur a uletěl 279 metrů. [2]

S vylepšujícími technologiemi se lidem začaly otevírat nové možnosti a jejich odvaha a pud objevování je nenechalo klidnými. Následujícím logickým milníkem byl vesmír, který je popsán v následující kapitole.

1.1. Prostředí

Vesmír je definován jako prostor mimo Zemskou atmosféru. Hustota atmosféry se exponenciálně snižuje směrem od Země až do „nuly,“ a proto není fyzikálně daná jasná hranice mezi atmosférou a vnějším vesmírem. [3]

Theodore von Kármán byl matematik a fyzik zabývající se převážně letem raket. Mnoha výpočty beroucí v potaz jemu známé profily křidel došel k závěru, že tato hranice by mohla být někde okolo 100 km. Zde je atmosféra již tak řídká, že přestávají fungovat aerodynamické vlastnosti křidel letadel a nedochází tak k tvorbě dostatečného vztlaku. Nad Kármánovu hranici je zpravidla zapotřebí používat již raketové motory, využívající pouze třetí Newtonův zákon. [4]



Obrázek 1: Vrstvy atmosféry [4]

Atmosféra je obecně plynným obalem planety. U Země se jedná o plyn nazývaný vzduch. Vzduch se dělí na Dusík (78,09%), Kyslík (20,95%), Argon (0,93%), Oxid uhličitý (0,03%) a zbytek dalších plynů jako například vodní pára, která je důležitá pro tvorbu počasí. Atmosféra se dělí na následující vrstvy (viz Obrázek 1), kdy 1 míle je přibližně 1,6 kilometru. [5]

Troposféra, nejnižší vrstva atmosféry, je nejdůležitější pro život. Obsahuje $\frac{3}{4}$ hmoty atmosféry a uskutečňuje se zde většina počasí. Výškové rozložení sahá od povrchu Země až do přibližně 12 km. Tato výška závisí na zeměpisné šířce a ročním období. Nejdůležitější vlastností v troposféře je, že teplota s výškou klesá. [6]

Stratosféra, která je od troposféry oddělena tropopauzou (zde je teplota konstantní), se rozpíná až do výšky 50 km. Teplota okolního vzduchu se zvyšuje až do mezoféry. V stratosféře je obsažena i ozónová vrstva, která se vyskytuje ve výšce přibližně 20 km. Ozónová vrstva chrání Zemi před UV zářením, které je pro život škodlivé. [6]

Mezoféra se rozpíná od výšky 50 km do 80 km. Stejně jako v troposféře, teplota opět s výškou klesá. Ve vyšších vrstvách mezoféry teplota dosahuje minima, a to až -85 stupňů Celsia. [6]

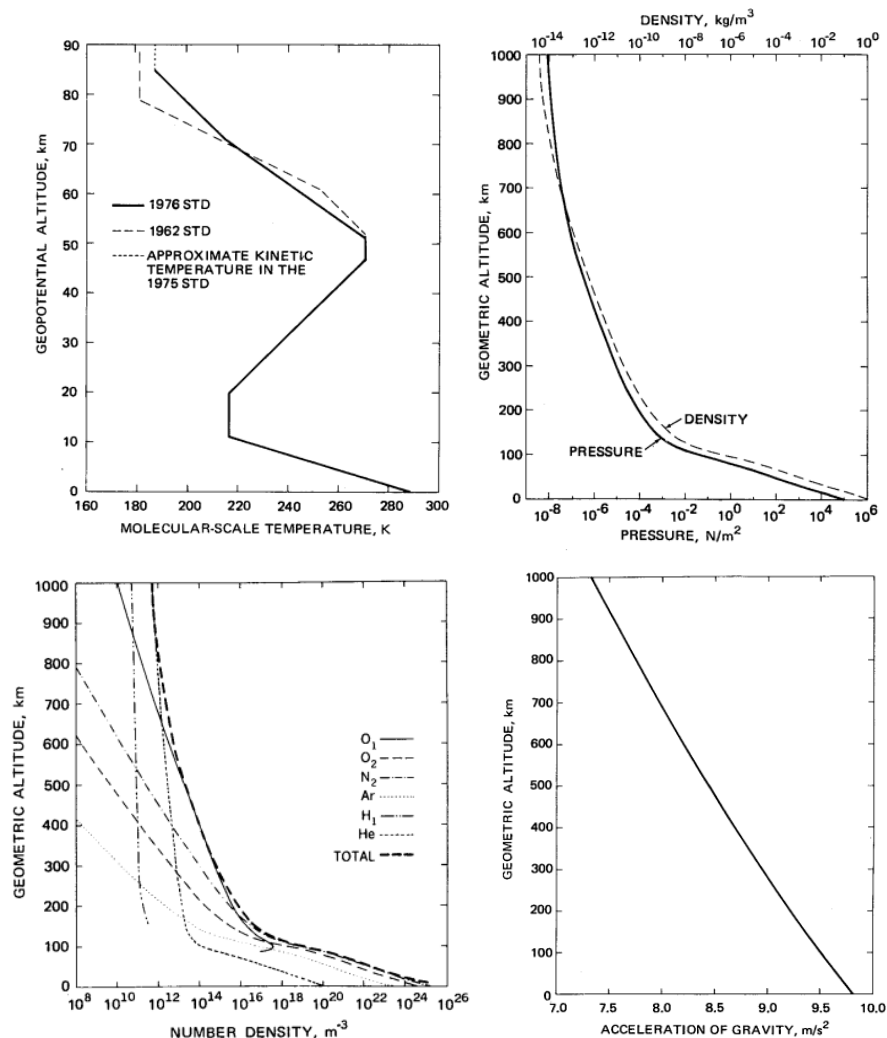
Termosféra se rozpíná až do 700 km. V nižších vrstvách termosféry je přítomna ionosféra. V této vrstvě se vyskytuje i polární záře. [6]

Exosféra obsahuje velmi málo molekul vzduchu, a proto se těžko definuje její konec vůči volnému vesmíru. I přes to, že ze studie z roku 2019 vychází, že stopy zemské atmosféry jsou přítomny i ve vzdálenosti 629 300 km nad zemí, obecně se bere za tento limit výška 10 000 km. [6]

Atmosféra je proměnlivá substance závisící na velkém množství proměnných. Z tohoto důvodu se lidstvo již od počátku snažilo vytvořit obecné modely, které by popisovaly atmosférické veličiny jako je tlak, hustota, teplota a gravitace. Dnes je hojně používaný model MSA (Mezinárodní Standardní Atmosféra), který popisuje atmosféru do výšky 80 km. Pro účely této práce je však tato výška nedostatečná. [5]

Proto je v této práci využit model US Standard Atmosphere. Jedná se o model atmosféry popsany roku 1962 a později upřesněný v roce 1976. Tento model je sice starší než MSA, ale jeho proměnné končí až ve výšce 1000 km. [7]

Základní veličiny, které jsou využity v této práci, jsou teplota, tlak, hustota a gravitace. Obrázek 2 ukazuje tyto závislosti na výšce.



Obrázek 2: US Standard Atmosphere [7]

Orbity

LEO (Low Earth Orbit), neboli Nízká oběžná dráha, je nejspodnější druh oběžné dráhy okolo Země. Jedná se o výšky od 160 km až po 1 000 km. Ve vyšší hranici této dráhy se zdroje odlišují, NASA hovoří o 2 000 km (1 200 statutárních mílů), zatímco ESA deklaruje již zmíněnou výšku poloviční, tedy 1 000 km. Tento druh orbit se využívá převážně k fotografování Země, telekomunikaci a je zde například umístěná i Mezinárodní vesmírná stanice ISS. [8, 9]

MEO (Medium Earth Orbit), neboli Střední oběžné dráhy, jsou podobné LEO drahám, avšak jejich výška se pohybuje mezi LEO a GEO výškami. Jedná se o orbity, které jsou využívány navigačními satelity. [8]

GEO (Geostationary Equatorial Orbit) jsou specifické rovníkové orbity, které mají podmínku, že satelit zůstává na stejném místě vůči povrchu Země. To je zajištěno shodnou oběžnou rychlostí satelitu a úhlovou rychlostí otáčení Země. Této podmínce se vyhovuje až ve vysokých výškách nad Zemí (obecně v desítkách tisíc kilometrů – 36 tisíc km). Satelity na těchto orbitech využívají poměrně vysokou obslužnou plochu. Například navigační satelity pro zpřesnění signálů jsou na GEO orbitech čtyři a mají pokrytí celé planety Země. [8]

1.2. Lidská činnost ve vesmíru

Již od počátku letectví bylo jasné, že ovládnutí troposféry nepostačí. Od prvních letadel se lidé snažili dostat co nejvýše a pokořit již existující rekordy. Tomu pomáhal velmi rychlý technologický pokrok.

Prvním obecně uznávaným lidským strojem ve vesmíru byla v roce 1944 raketa V-2 od tehdejšího nacistického Německa. Tato raketa vážící okolo 13 tun byla schopná nést 725 kg payloadu. Překonala milník vesmíru (Kármánovu hranici) při testovacím letu v Peenemünde dne 20. června 1944, kdy dolétla do výšky 175 km. [10, 11]

Vývoj rakety V-2 německými vědci ve Spojených státech amerických po druhé světové válce vyústil v roce 1949 v raketu s názvem "Bumper-WAC". Tento let dosáhl výšky 393 km. Společnost NASA tento let vydává za první lidský stroj ve vesmíru. [10, 12]

Sputnik 1 je prvním umělým satelitem obíhající Zemi. Dne 4. října 1957 byl vypuštěn Sovětským svazem a na své oběžné dráze se udržel přes 90 dní. Tento akt rozpoutal vesmírný závod, kde soupeřil Sovětský svaz se Spojenými státy americkými. [10, 13]

Sputnik 2 pokořil další důležitý milník, a to posláním živé bytosti do vesmíru. Stalo se tak 3. listopadu 1957, kdy vypustili psa jménem Laika na oběžnou dráhu Země. [10, 13]

Posledním logickým krokem bylo vynést do vesmíru lidskou bytost. Zde opět vyhrál Sovětský svaz, kdy 12. dubna roku 1961 Jurij Gagarin obletěl na orbitě Země. I přesto, že se nejednalo o oběh celé zeměkoule, Jurij Gagarin je mezinárodně uznávaný jako první člověk, který na orbitě obletěl Zemi. [14, 15]

Pro zajímavost, prvním objektem opouštějící gravitaci Země byl nejspíše 27. srpna 1957 kovový poklop při testovací detonaci nukleárních bomb. Při této zkoušce se pomocí vysokorychlostní kamery povedlo dopočítat, že tento poklop letěl až rychlostí 125 000 mil za hodinu, tedy 5násobek první kosmické rychlosti. [16]

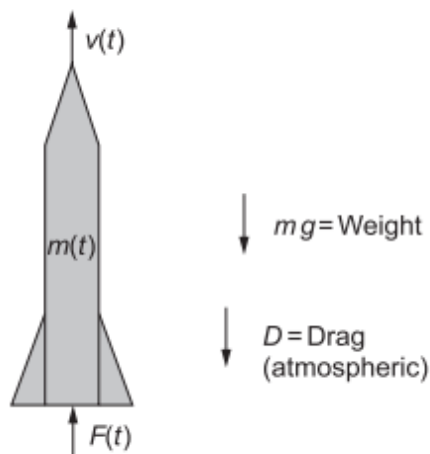
1.3. Základy raketové vědy

Při výpočtu trajektorie rakety existuje několik přístupů. Základní dvě kategorie se dělí na 2D a 3D. Dvoudimenzionální trajektorie popisuje ideální trajektorii, u 3D se do výpočtů zavádí i rušivé síly, problémy se stabilizací rakety v letu a změna inklinace orbity. [17]

Další dělení přístupu pro výpočet trajektorie je popis samotné rakety. Raketu lze brát jako reálné těleso, které se hýbe atmosférou, nebo zjednodušený popis rakety jako hmotného bodu. V první možnosti jsou síly působící na raketu zvýšené o vztlak a změnu průřezu pro přesnější výpočet odporu. Dále by se muselo počítat s rozložením váhy vůči umístění působišť tahu. To zavádí více proměnných do případných rovnic. [17]

Pro účely této práce je vhodnější přístup 2D trajektorie s výpočtem rakety jako hmotného bodu a následující zjednodušení, které jsou pro účel této práce dostatečné. Vztlak bude zcela zanedbán, jelikož jeho účinek působí pouze v blízkosti země, kde je atmosféra hustá. Více k tomuto tématu je vysvětleno v dalších kapitolách.

Základní síly



Obrázek 3: Síly působící na raketu [17]

První Newtonův zákon (1) říká, že součet sil působící na raketu je přímo úměrný aktuální váze násobené změnou rychlosti (viz Obrázek 3). Na raketu v tomto zjednodušeném modelu působí síly tah, odpor a gravitace (2). [17]

$$\sum F = \dot{m} * \frac{dv}{dt} \quad (1)$$

Tah využívá další z Newtonových zákonů, konkrétně zákon třetí. Síla je přímo úměrná opačně působící síle. Tuto sílu vytváří postupně se pálicí palivo, jehož plyny jsou vytlačovány z trysky. Plyny tedy působí stejně velkou silou, ale opačného směru na raketu. Síla plynů je opět úměrná hmotnosti plynů $\dot{m} = -\frac{dm}{dt}$, ty však postupně snižují svoji váhu. [17]

$$-m * g - D + \dot{m} * g * Isp = m * \frac{dv}{dt} \quad (2)$$

Jelikož se hmotnost rakety stále mění, je zapotřebí pro tento fakt rovnici (3) upravit.

$$-m * g - D - \frac{dm}{dt} * g * Isp = m * \frac{dv}{dt} \quad (3)$$

Po vyjádření dv z rovnice (3) se získá rovnice (4):

$$dv = -g * dt - \frac{D}{m} * dt - \frac{dm}{m} * g * Isp \quad (4)$$

Finální úpravou rovnice (4) lze vyjádřit základní raketovou rovnici – Ciolkovského rovnici (5).

$$\Delta v = g_e * Isp * \ln\left(\frac{m_o}{m_f}\right) - \int_0^{t_b} g dt - \int_0^{t_b} \left(\frac{D}{m}\right) dt \quad (5)$$

První částí této rovnice je ideální nárůst rychlosti (6). Tímto se teoreticky dají počítat rozložení váhy pro vícestupňové rakety, bohužel v praxi je to nepřesné, jelikož se rovnice nepočítá s odporem a gravitací. [17]

$$\Delta v = g_e * Isp * \ln\left(\frac{m_o}{m_f}\right) \quad (6)$$

Odpor (7) je poslední částí Ciolkovského rovnice (5).

$$D = \frac{1}{2} * cd * rho * S * v^2 \quad (7)$$

Stupně rakety

Rakety se v dnešní době konstruují z pravidla s více stupni. Stupeň rakety znamená, že její hmotnost a palivo je rozdělené do více částí. Pokud se jedná o sériové stupňování, vždy hoří pouze jeden stupeň a po jeho vyhoření se odpoutá. To zajišťuje snížení hmotnosti o hmotnost pláště a nádrží, ve kterých už není žádné palivo. Tím, že se tato část odhodí, se sníží váha rakety, a tak síla působící na raketu dosáhne vyššího zrychlení. [17]

Celková hmotnost rakety se dá dělit do tří podskupin. [17]

- Hmotnost prázdné rakety
- Hmotnost paliva
- Hmotnost nákladu

Isp, neboli specifický impuls, je jednou z nejdůležitějších parametrů rakety. Jedná se o jednoduchý způsob, jak porovnat raketové motory. Specifický impuls se počítá jednoduchou rovnicí (8), kde aktuální tah F podělíme průtokem paliva \dot{m} . Jednotkou specifického impulsu je sekunda s. [17]

$$Isp = \frac{F}{\dot{m}} \quad (8)$$

Celkový impuls rakety I je posléze specifický impuls Isp násobený množstvím paliva v raketě m_p (9). [17]

$$I = Isp \int_0^{t_b} \dot{m} dt = Isp m_p \quad (9)$$

Další kapitoly popíší, jaké způsoby vypuštění raket existují. Základní dělení je start ze země a start ze vzduchu, anglicky Air-launch-to-orbit.

1.4. Konvenční vypuštění rakety

Konvenční rakety jsou bezpochyby nejznámějším typem rakety vynášející nejen satelity, ale i jiný náklad do vesmíru. Jak již bylo vysvětleno, jejich vývoj byl sunut dopředu hlavně pro vojenské účely. Později však jejich přednosti samy dávaly smysl pro jejich další vývoj. Hlavními výhodami jsou jednoduchost, soběstačnost (do jisté míry), neomezená hmotnost rakety a schopnost vynést velmi těžké objekty. [10]

Koncept konvenční rakety je velmi jednoduchý, proto se dodnes učí i na základních školách a praktické ukázky jsou mířeny na děti mladého věku. Obecně je raketa názornou ukázkou druhého Newtonova zákona. [18]

Kosmodrom je slovo popisující místo, ze kterého je konvenční raketa vypuštěna. Kosmodromy jsou z pravidla umístovány co nejbližší rovníku, kde startující raketa využije otáčení Země k počátečnímu zrychlení. V takovém komplexu je umístěna nejen samotná startovací rampa, ale i řídicí středisko startu, obvykle i jakési hangáry, kde je náklad připraven a namontován. [19]

1.5. Air-launch-to-orbit

Tento anglický výraz by se dal přeložit jako „Vypuštěno ve vzduchu na orbitu.“ Při rešerši pro tuto práci byly rozpoznány dvě hlavní alternativy ke konvenčnímu typu vypouštění raket na oběžnou dráhu – balonem a letadlem.

1.5.1. Rockoon

Rockoon je výraz, který vznikl spojením anglických slov Rocket a Balloon. Tento název napovídá, jak již zmíněná technologie funguje. Raketa, obvykle na pevná paliva, je vynesena plyným balonem do vyšší atmosféry, a poté teprve zažehnuta a svým pohonem vynesena na oběžnou dráhu. [20]

Hlavní nevýhodou tohoto konceptu zůstává jedna z neodmyslitelných vlastností balonu – pasivně unášen povětrnostními podmínkami, a proto po vypuštění balonu nelze ovlivnit, kde v prostoru k zažehnutí dojde. Dále vyvstává otázka bezpečí při pádu rakety při nepovedeném zažehnutí. [20]

Tento koncept by měl umožnit se vyhnout nejhustší části atmosféry. Odpor je přímo úměrný hustotě atmosféry. Tím, že je raketa vypuštěna z výšky přibližně 30 km, je odpor působící na raketu markantně nižší. Další výhodou vyšší startovní výšky

je nižší okolní tlak. Zde je nižší tlak benefitující v celkovém tahu raketového motoru. Tah motoru je závislý na tlaku, který vyvíjí plyny opouštějící raketovou trysku. Tento tlak plynů je ale brzděn okolním tlakem atmosféry. Proto se raketové motory obvykle hodnotí pomocí maximálního tahu, a to tahu ve vakuu. [17, 20]

1.5.2. Z letadla

Další z alternativ konvenčního vypuštění rakety vertikálně z platformy je pomocí letadla. Letadlo vzlétne z dráhy s upoutanou raketou pod trupem či křídlem a vystoupá do „cestovní hladiny“. Výška odpoutání rakety závisí na dostupnosti letadla, jeho váze, plánované výsledné rychlosti a dalších okolnostech. Zde dojde k odpoutání rakety od letadla, následnému zažehnutí raketového motoru a vystoupení na oběžnou dráhu. [21]

Jednou z nevýhod tohoto konceptu je, že je raketa k letadlu připoutána horizontálně, a proto v prvních sekundách zažehnutí motoru je palivo využito k „přechodovému oblouku“ z horizontálního letu na let vertikální. Poté trajektorie letu rakety navazuje na klasický let rakety. [21]

Výhodami vypuštění rakety z letadla je start z kteréhokoli místa na světě a jednodušší vypuštění rakety pod specifickou inklinací. Další výhodou je, že vypuštění rakety není omezeno špatným počasím. Start rakety je obvykle omezen na dny, kdy je hezké počasí s vysokou dohledností a absencí mraků. Ovšem letadlo může oblačnost nadletět, takže na samotný start počasí vliv nemá. [21]

1.6. Přehled studií

V následující kapitole je rozebrán předchozí výzkum, který se v určitém ohledu zabývá problematikou této práce. Některé studie popisují téma, o kterém tato práce pojednává, avšak jsou buď omezené pouze na trajektorii raket s vertikálním startem ze země, či konstrukci letadla, které ve finále raketu nese před samotným vypuštěním. Dále je tu skupina studií, která porovnává dosavadní specifikace všech dostupných raket. Další skupinou jsou soukromé a komerční studie, které jsou vytvářeny specificky pro firmy a společnosti, které chtějí v kosmickém průmyslu obchodovat.

První ze studií zabývajících se tématem porovnání Air-launch s konvenčním způsobem startů raket je studie z roku 2012 od Rebecca A. Mitchell z Universtiy of Colorado. Tento výzkum porovnal všechny typy systémů vzletu rakety. Od horizontálního vzletu, přes vertikální vzlet až po vzlet ze vzduchu, tedy Air-launch koncept. Skupinu Air-launch studie uspořádala do pěti kategorií, kterými jsou: uchyceno na letadle, uchyceno pod letadlem, tažené za letadlem, vzdušné dotankování a nesené uvnitř letadla. V každé kategorii jsou zmíněny prostředky, které se tam řadí. Stručně je popsána jejich výkonnost, parametry a důvod ukončení výzkumu. V poslední kapitole je popsán způsob vypočítání ušetření paliva. Výpočty jsou velmi jednoduché, využívají přeměnu kinetické energie na potencionální. Výsledkem pro výpočet je, že by bylo možné ušetřit 25% hmotnosti rakety a tím pádem by stačilo motorů sedm, místo dosavadních devíti. [22]

Další studie, tentokrát z University of Manchester, Velká Británie, je vypracovaná od Nicholase Crispa, Katharine Smith a Petera Hohhingsworthe. V roce 2013 se kvůli zvyšující se poptávce po výnosu malých satelitů tato trojice rozhodla porovnat nejen aktuální, ale i budoucí způsoby vynesení na nízkou oběžnou dráhu. Dle finančních nákladů a schopnosti vynést určitou váhu nákladu na oběžnou dráhu jsou vytvořeny tabulky a grafy porovnávající všechny dostupné systémy v té době. Z této studie je zřejmé, že rakety, které jsou schopné vynést velké množství satelitů, jsou efektivnější a v přepočtu na jednotku váhy také levnější. [23]

Další z univerzitních studií na toto téma je studie z Univerzity of Illinois, od skupiny studentů společně s jejich profesory. Jedná se o práci publikovanou v roce 2007. Jejich přístup ke snížení nákladů pro vynesení satelitů na oběžnou dráhu byl uskutečněn pomocí návrhu nadzvukového letadla, které by mělo být schopné vynést raketu do výšky 51 800 ft (15 788 m) a vypustit v rychlosti přesahující dvojnásobek rychlosti zvuku. Úhel letadla při vypuštění je 25°. Dle jejich simulací by raketa byla schopna unést dvojnásobné zatížení vůči původním návrhům až na payload 2 100 lbs (952 kg). Posledním jejich výpočtem je, že při optimálním užívání těchto letadel dojde ke snížení finančních nákladů za vypuštění rakety o 43 %. [24]

V roce 2014 Ezgi Civek Coşku publikoval svou doktorskou práci na Middle East Technical Univerzity. Práce pojednává o vytvoření kódu v programu Matlab pro simulaci a optimalizaci letu rakety na oběžnou dráhu. I přesto, že tato velmi podrobná a kvalitní práce pojednává o velmi podobném tématu, jeho přístup je

omezen pouze na konvenční typ raket a využívá výpočtů ve sférické ose souřadnic. Tímto se tyto práce od sebe klíčově odlišují a není možno jejich srovnání. [25]

V České republice není mnoho studií, které by se zabývaly letem do vesmíru. Pro úplnost je zmíněna diplomová práce od autora Michala Fojtla. Tato práce byla publikovaná na Vysokém učení v Brně, na Leteckém ústavu v roce 2017. Zde se rozebíral účinek aerodynamického ohřevu rakety při letu s vertikálním startem na oběžnou dráhu. [26]

1.6.1 Konvenční vypuštění raket

Konvenčních raket je mnoho, většina nejpoužívanějších jsou řazeny do kategorie Heavy (těžká). Jelikož se jejich fixní náklady dají rozložit mezi více zákazníků, tak se jejich výsledná cena za provoz celkově sníží. Tato práce však popisuje vliv obdobně velkých raket na změnu způsobu vypuštění. Proto jsou v práci zmíněny rakety jako například Falcon 1, Minotaur, Safir a Shavit. Tyto rakety jsou řazeny do kategorie lehkých raket a jsou schopné vynést satelit ze země až na LEO. [27, 28]

Falcon 1 je raketa od společnosti SpaceX. Jedná se o dvoustupňovou raketu, která je schopna vynést 420 kg na LEO. Celková váha rakety dosahuje 28 tun. [29]

Minotaur je čtyřstupňová raketa, která byla vytvořena spojením prvních dvou stupňů z vyřazené vojenské rakety Minuteman II a dvěma vrchními stupni z rakety Pegasus XL. Celková hmotnost rakety je 36 tun, s možností vynést 360 kg na nízkou oběžnou dráhu. [29, 30]

Safir se řadí mezi Íránské rakety, jedná se o dvoustupňovou raketu s hmotností 26 tun a nosností 30 kg na LEO. Druhá generace této rakety měla nosnost zvýšenou až na 50 kg. [29]

Další z Íránských raket je dvoustupňovou raketu s názvem Shavit. Její původní nosnost byla 200 kg, po vylepšení dosahovala 1 tuny. Váha rakety se pohybovala od 30 500 kg až po 70 tun. [29]

1.6.2 Z balonu

Hlavním problémem typu vypouštění raket rockoon je to, že neexistují funkční prototypy. Tyto rakety jsou pořád ve vývoji, či v procesu testování.

Jednou ze společností prosazující vypouštění raket pomocí balonu je britská společnost B2Space, která ve svém programu Colibri chce využít třístupňovou raketu pro výnos malých satelitů na LEO dráhu. Snaží se reagovat na rostoucí poptávku. Poslední informace o této společnosti existuje z února 2022, kdy vyzkoušeli poslední článek jejich technologie a za další 2 měsíce chtěli testovat vypuštění z výšky 25 km z balonu. [31, 32]

Bloostar od společnosti Zero2infinity je dalším ambiciózním projektem, který se snaží použít balon k výnosu rakety do vyšší výšky, kde teprve poté bude raketa zažehnuta a satelit odnesen na oběžnou dráhu. Jedná se o španělskou firmu, která slibovala v roce 2019 první let, ale od té doby o nich nelze dohledat další informace. [33]

Jelikož ani jedna firma nepředstavila funkční vypuštění raket, není jejich technologie v této práci blíže specifikována. Marketingová tvrzení z oficiálních stránek, které jsou již pár let neaktualizována, by byly pouze zavádějící.

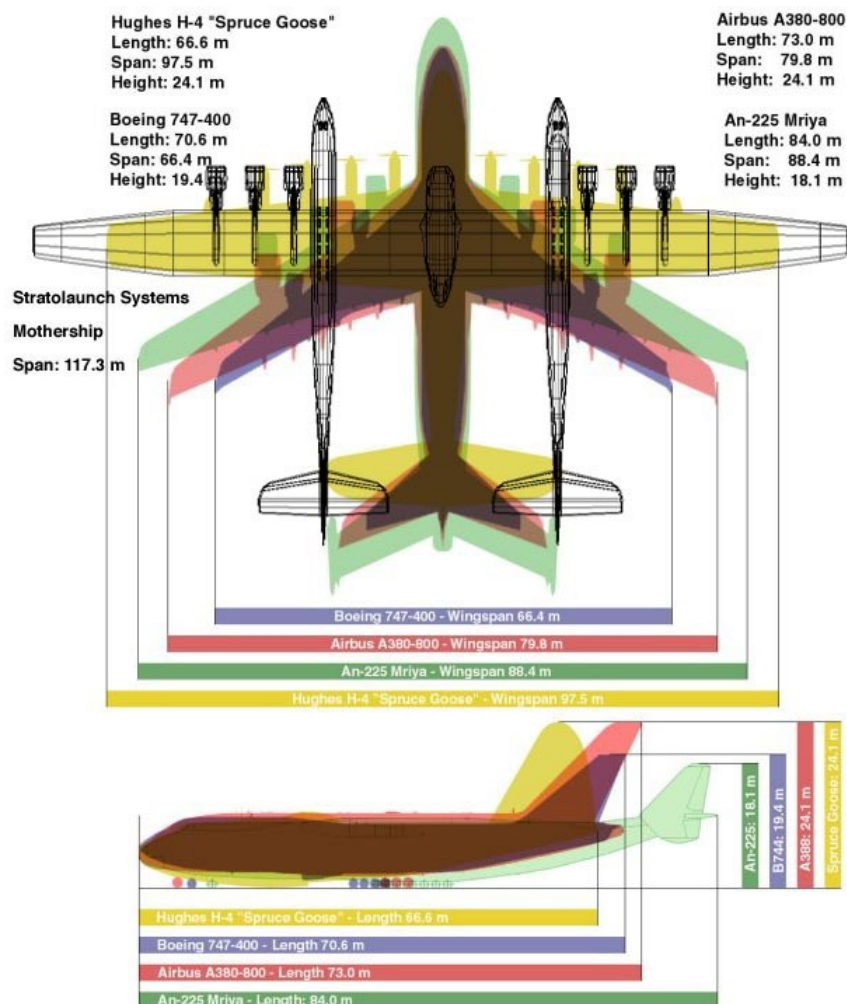
1.6.3 Z letadla

Národní úřad pro letectví a vesmír (NASA) v roce 1990 poprvé vypustila raketu Pegasus z tehdejšího letadla B-52. Jednalo se o raketu s pevným palivem s třemi stupni a menšími pomocnými křídly. Poté vypouštění převzala společnost Orbital Sciences Corporation, která k tomu využívala letadla L-1011. Jedná se o třístupňovou raketu, která využívá menšího křídla pro vyšší účinnost vztlaku v nižších výškách. Raketa váží 18 tun a byla schopna vynést 375 kg na LEO. Novější verze rakety s názvem Pegasus XL byla celkově zvětšena na váhu 23 tun a je schopna vynést 460 kg na LEO. Raketa Pegasus je oficiálně aktivní až doposud, i když za posledních několik let vynesla satelity pouze dvakrát. Celkový počet letů od zahájení programu až doposud je 44. [34, 35]

Raketa Falcon 9 air byla vyvinutá speciálně pro kolaboraci společností SpaceX a Stratolaunch v letech 2011 a 2012. Původní plány byly vynést raketu s váhou payloadu 6 100 kg do výšky 30 000 ft. Dle slov Space X se po konstrukčních problémech a rozdílných očekávání dlouhodobé strategie společnosti SpaceX rozcházel se společností Stratolaunch. [36]

Raketa Pegasus II navazuje na kolaboraci Stratolaunch. Po SpaceX společnost Stratolaunch podepsala smlouvu s Orbital Sciences Corporation a společně vyvinuli raketu se stejnými parametry, tedy payload 6 120 kg. Zde se jedná také o třístupňovou raketu s pomocnými křídly. Rozdílem je, že první dva stupně rakety jsou tuhého paliva, avšak třetí stupeň by měl být z kapalného kyslíku. Po technologickém vývoji se zjistilo, že raketa nedosahuje očekávaných zlepšení a vrátilo se zpět k tuhému palivu. [30]

Stratolaunch je společnost založena roku 2011, která se také zaměřuje na použití letadla pro vypuštění rakety na oběžnou dráhu. Společnost se však odlišila od jiných podobných koncepcí tím, že jejich hlavní zaměření není na konstrukci rakety, ale naopak na konstrukci letadla s největším rozpětím křídel – 117 metrů. [36–38]



Obrázek 4: Stratolauncher v porovnání s jinými letadly [39]

Na obrázku 4 lze vidět porovnání velikosti letadla s názvem Stratolauncher s ostatními velkými letadly. Konstrukce takového letadla si vyžádala letadlo s dvěma trupy. Maximální vzletová hmotnost letadla je 590 tun, pohání ho šest motorů z B747 a ke vzletu potřebuje dráhu dlouhou 3 700 m. Stratolauncher ukončil spolupráci v roce 2019, Pegasus se vrátil k vypouštění rakety z letadla L-1011. [36–38]

Společnost Virgin Orbit s vlastním raketovým systémem LauncherOne byla jedna z mála společností, která dokázala zprovoznit air-launch-to-orbit koncept. Byla založena sirem Richardem Bransonem jako jedna z odnoží společnosti Virgin. Pro vypouštění rakety využívali letadlo B747-400 přezdívané Cosmic Girl. [40, 41]

Raketa byla upevněna do podvěsného systému pod křídlem. Byla schopna nést náklad o hmotnosti 500 kg na orbitu a jejich cena za start se pohybovala okolo 12 milionu dolarů. [40, 41]

Samotná raketa byla dvoustupňového typu na tekuté palivo. Maximální hmotnost rakety byla 30 tun. První let byl v květnu 2020, kdy došlo k selhání přívodu kapalného kyslíku do motoru. Druhý, již úspěšný let, uskutečnili v lednu 2021, kdy na oběžnou dráhu raketa dopravila 10 satelitů. Celkově měla 6 letů, kdy první a poslední lety byly neúspěšné. [42, 43]

Ke dni 4. dubna 2023 společnost Virgin Orbit zkrachovala a tímto ukončuje lety do vesmíru. Jednalo se s největší pravděpodobností o reakci na nezdařený let ze dne 9. ledna 2023. [44]

Pro srovnání raketa LauncherOne od společnosti Virgin Orbit na rozdíl od rakety Pegasus XL od Northrop Grumman dokázala snížit náklady na provoz. I přes to, že LauncherOne byl ekonomičtější, Pegasus si připisuje vypuštění 44 raket oproti LauncherOne, který měl letů pouze 6. Z technických rozdílů raketa Pegasus byla podvěšena pod trup letadla, zatímco LauncherOne byl podvěšen pod křídlo. Pegasus dále využíval menšího křídla, které pomáhalo se vztlakem při prvních vteřinách letu (v husté části atmosféry). [34, 40]

2. Metodika

Při vytváření simulačního programu byl využit program Matlab R2022b. Tento kód simuluje trajektorii rakety a svým způsobem vyhledává optimální variabilní proměnné. Program byl vytvořen s pomocí smyčkových cyklů. Jedná se o způsob postupného přepočítávání po velmi malých částech. Obdobně je definována derivace, jejíž vzorce jsou v práci využity.

2.1. Definování variabilních/závislých proměnných ovlivňující efektivitu obou startů

Vstupní parametry se dají dělit na parametry konstantní a variabilní. Konstantní vstupní proměnné zahrnují parametry popisující hlavně nosnou raketu a prostředí planety Země. Variabilní vstupní proměnné popisují jak nosnou raketu, tak její trajektorii vůči planetě Zemi. Co se týče variabilních proměnných, z psaní této práce bylo zjištěno, že se jedná o váhu payloadu, počáteční výšku vypuštění, počáteční dopředná rychlost, úhel vypuštění, typ optimální dráhy a počáteční váha paliva obou stupňů a jeho procentuální rozložení. [10, 17]

2.2. Návrh optimálního řešení pro satelity

Matlab kód využívá dalších funkcí (kódů), které vyvolává, aby průběžně vypočítával následující proměnné.

USSA – počítají se základní parametry atmosféry, které jsou závislé na výšce nad mořem. Jedná se o tlak vzduchu, teplotu, hustotu a rychlost zvuku.

Drag_coef (c_D) – vstupní parametry jsou: aktuální dopředná rychlost rakety a rychlost zvuku. Zde se dopočítává Machovo číslo (M), které ovlivňuje velikost koeficientu odporu. U letu pod $M=1$ se odpor exponenciálně zvyšuje až do maximální hodnoty, kde se posléze opět snižuje. Okolo hodnot $M=1$ je použita konstantní hodnota, která dostatečně přesně simuluje plynulý přechod konkávní křivky přes $M=1$. [45]

Logické schéma skriptu Matlab

Logické schéma vypuštění rakety programu Matlab								
Letadlo	Ano	Čas méně než 4 sec	Ano	Volný pád				
			Ne	Úhel trajektorie nižší, než úhel vypuštění	Ano	Tah benefituje letu dopředu	Ano	Úhel tahu zvýšený o deltu
					Ne	Oпустit smyčku	Ne	Úhel tahu je vertikální
	Ne	Nic						
Palivo 1. stupně	Ano	Pod výškou $E_k=E_p$	Ano	Trajektorie konst. úhel	Ano	Úhel tahu pro konstantní úhel letu - Správně? (se rovná úhlu vzletu)	Ano	Nic
					Ne	Úhel tahu se rovná úhlu letu	Ne	Korekce
			Ne	Vertikální rychlost	Ano	Tah pouze horizontální		
					Ne	Tah tak, abychom drželi konstantní výšku (zrychlení =		
	Ne	Odhození stupně 1						
Let bez tahu 5 sec								
Palivo 2. stupně	Ano	Pod výškou $E_k=E_p$	Ano	Trajektorie konst. úhel	Ano	Úhel tahu pro konstantní úhel letu - Správně? (se rovná úhlu vzletu)	Ano	Nic
					Ne	Úhel tahu se rovná úhlu letu	Ne	Korekce
			Ne	Vertikální rychlost	Ano	Tah pouze horizontální		
					Ne	Tah tak, abychom drželi konstantní výšku (zrychlení =		
	Ne	Odhození stupně 2						
Matice je prázdná	Ano	Ukázat chybu						
	Ne	Rychlost vyšší než kosmická	Ano	V těch, co jsou najit minimální palivo				
			Ne	Najit maximální rychlost				

Obrázek 5: Logické schéma kódu v Matlab

Kód v programu Matlab je napsán v logickém postupu, který je zjednodušeně znázorněn na obrázku 5. Poté, co se kód rozhodne, v jaké části procesu vypuštění rakety je, Matlab začne vypočítávat trajektorii dle vzorečků, které jsou popsány v další kapitole.

2.2.1. Logické operátory

V kódu je využito If, For a While cyklů.

If cyklus funguje tak, že když je určitá podmínka splněna, uskuteční se jistá část kódu. Dá se také využít pro přerušování jiných cyklů, například For či While. [46]

For cyklus je použit pro přiřazování hodnoty k proměnné od první uvedené do poslední uvedené. Pokud jsou zde tři hodnoty od sebe oddělené dvojtečkou, střední hodnota určuje s jak velkým krokem tyto hodnoty postupují. Například $a=1:2:15$ znamená, že se jedná o proměnnou a, která postupně cyklicky nabývá hodnot od

1 po 15, s krokem 2. postupně tak a bude vycházet 1, 3, 5, 7... až 15. Toto vyšší krokování je velmi účinné pro vysoké hodnoty, kde není potřeba tak podrobné vzorkování, jelikož výpočty s krokem jedna by zabraly velmi mnoho času.

While cyklus využívá další logickou podmínku, kde se určitá část kódu cyklicky opakuje, dokud podmínka vyhovuje. Hlavní využití v kódu je rozdělení letu na úseky, které popisují rozdílné části letu rakety. Tyto části letu jsou podmíněny časovými úseky, které popisují jednak čas pálení paliva v raketě, ale i let bez tahu při oddělování stupňů rakety.

Popsání kódu

Procenta v kódu znamenají komentář, jde pouze o popis pro uživatele, nejde o aktivní část kódu Matlabu.

Jako první v kódu je zapotřebí zajistit vyčištění paměti a nastavení/restartování Matlabu do původního stavu. Tím je myšleno zavření všech vyskakujících oken (grafů), vymazání mezipaměti a nastavení zobrazovací formát číslic na 16 míst za desetinou čárkou. To je klíčové pro zobrazování některých proměnných (jinak by došlo k zaokrouhlení).

Další skupinou v kódu je definování konstantních vstupních proměnných, jedná se zejména o parametry Země, krokování výpočtů a založení matic, které budou později využity.

Následuje skupina kódu, kde se opět jedná o konstantní vstupní proměnné, které pro účel této práce nejsou aktivně měněny. Tyto hodnoty popisují parametry rakety: tah, I_{sp} , váhu konstrukce a paliva obou stupňů. Využití kódu pro simulaci jiné rakety by se tyto proměnné měly změnit.

I přes to, že další skupinou je pouze komentář, jde o rychlý návod pro uživatele. Ten se odkazuje na další skupinu, která je oddělena procenty – variabilní vstupní proměnné. Zde se nastavuje finální výška orbity, delta úhel po vypuštění z letadla mezi trajektorií letu a úhlem tahu. Další variabilní proměnné jsou počáteční výška vypuštění, rozhodnutí, zda se jedná o let vypuštěný z letadla, či balonu/země, trajektorie rozhodující, zda raketa bude následovat konstantní úhel, nebo poletí po parabole. Dále se zde zapojují již popsané For cykly. Zde jsou využity pro postupné dosazování váhy payloadu, počáteční hmotnosti paliva (celkové pro oba stupně), počátečního úhlu vzletu a procentuálního rozdělení paliva do dvou stupňů.

(Původní snaha počítání sofistikovaněji selhala, jelikož se zde nepočítá s odporem a nevycházely správné hodnoty).

Následující kódy jsou ve For cyklech, tedy jsou procházeny stále dokola, mění se hodnoty parametrů definovaných ve For cyklech (hmotnost payloadu, hmotnost paliva, počáteční úhel a procentuální rozložení paliva).

Po určení hmotnosti paliva a procentuálního rozložení do obou stupňů je zapotřebí spočítat počáteční hmotnost paliva ve stupni jedna a dva pro aktuální scénář. Dále je spočtena i velikost I_{sp} pro oba stupně, závisící na počátečním množství paliva v obou stupních. Dalšími dopočty je hmotnost paliva a hmotnost rakety a celková hmotnost rakety s palivem.

Následují další počáteční podmínky, které však musí být umístěné ve For cyklech, aby v každém kole výpočtů byla síla tahu, odporu, vzdálenost, rychlost, úhel tahu a odporu a čas byl roven počátečním podmínkám.

Posledním krokem před začátkem výpočtu trajektorie je vytvořit soubor s názvem Rocket, kam se postupně ukládají vypočítané proměnné. Ty jsou využity hlavně pro vytvoření grafů, které popisují trajektorii rakety, zrychlení, rychlost a dráhu v závislosti na čase. Tento soubor je ve tvaru matice, kde s každým výpočtem se přičítá řádek s příslušnými proměnnými.

První částí kódu, kde se opravdu začíná počítat trajektorie letu, je rozdělena na dvě pomocí podmínky `!f`. Zde se odkazuje na podmínku, zda je raketa vypuštěna z letadla nebo balonu/země. Hlavním rozdílem u vypuštění z letadla je další kód, který popisuje trajektorii volného pádu rakety po odpoutání od letadla, a následné zažehnutí pro přechod rakety z pádu do vertikálního letu. Tento volný pád následuje trajektorii paraboly, působí na ni odpor a gravitační zrychlení. Po čtyřech sekundách je motor zažehnut a směr tahu působí na raketu o delta úhel rozdílně vůči směru odporu (reálná trajektorie letu). To raketě postupně dodává zrychlení a mění směr letu rakety. Po „přechodovém oblouku“ raketa naváže na další část kódu, který je pro oba způsoby vypuštění stejný. To je podmíněné tím, že trajektorie (úhel odporu) je větší než počáteční úhel. Tímto je zajištěno prosednutí rakety po odpoutání od letadla a plynulé navázání na od počátku zamýšlený úhel letu. Pokud je raketa vypuštěna z balonu/země, není třeba čekat 4 sekundy a tento celý krok je přeskočen.

Následuje fáze hoření paliva prvního stupně. To je zajištěno cyklem While, který se uskutečňuje, dokud obě podmínky délky času hoření a váhy paliva jsou uspokojeny. Pokud obě, či pouze jedna z nich nesplňuje podmínku, z cyklu se vystoupí a následuje další fáze. V části hoření paliva prvního stupně jsou použity cykly If, které podmiňují použití různých částí kódu. V každém kroku se počítá, zda raketa dosáhla takové výšky a rychlosti, že dosáhne setrvačností orbitální výšky (viz vzorce). Pokud je raketa pod vypočtenou výškou, pokračuje v předchozí trajektorii (následuje konstantní úhel, či parabolu – opět odděleno pomocí If cyklu). Pokud je raketa nad touto výškou, ukončí výpočty úhlu tahu a převede tah pouze pro urychlování do horizontálního letu.

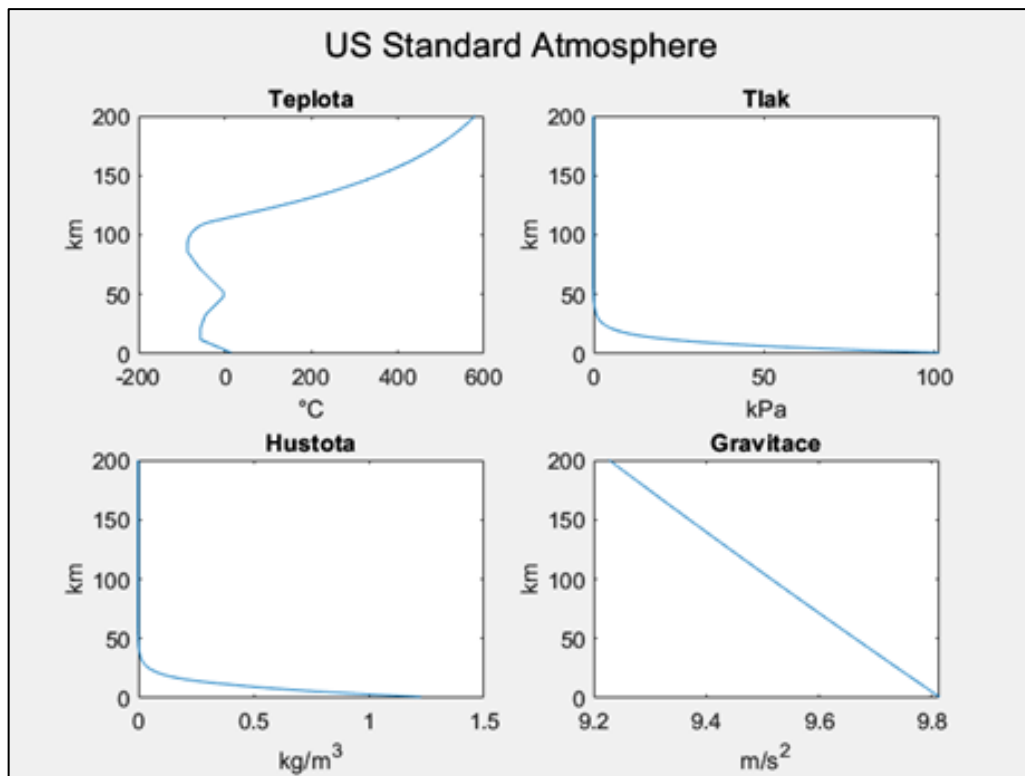
Poté, co je palivo z prvního stupně vyčerpáno, následuje část letu bez tahu. Na začátku tohoto kroku je odpoutána část rakety, která sloužila pro úschovu paliva prvního stupně. Zde se jedná opět o parabolickou křivku, kterou raketa následuje po dobu pěti sekund.

Fáze hoření paliva druhého stupně je obdobná s fází předešlou, jedná se pouze o číselnou odlišnost vstupních parametrů. Logika a postup rozhodování jsou obdobné.

I tentokrát po ukončení paliva druhého stupně odpoutáváme váhu rakety, která sloužila jako nádrž pro palivo druhého stupně. Jelikož tímto končí aktivní fáze rakety dostoupat do výšky, následuje podmínka v pokračování, zda raketa dostoupala do výšky orbity. Pokud ano, vstupní parametry pro tento specifický scénář se zapíšou do matice VYS.

2.2.2. Použité vzorce

Na začátku cyklu se kód odkáže na další programy USSA a Drag_coef. Tyto programy nejsou nic jiného než řádky kódu, které pouze nejsou ve stejném souboru. Tímto se kód zpřehlední a zkrátí. Tyto programy musí být umístěny ve stejné složce jako je hlavní kód. USSA program počítá základní parametry atmosféry na základě aktuální výšky. Drag_coef přes aktuální rychlost a rychlost zvuku v konkrétní výšce počítá hodnotu koeficientu odporu, aby mohla být odporová síla správně stanovena.



Obrázek 6: Model atmosféry dle US Standard Atmosphere [7, 47, 48]

Atmosférický model je využit v programu USSA. Grafické zobrazení tohoto kódu je na obrázku 6. Níže jsou popsány příslušné rovnice. [7, 47, 48]

- Teplota v Celsíích

Teplota se s výškou mění. Záleží, v jaké vzduchové hmotě se nachází.

Troposféra – do 11 km

$$t_c = 15,04 - \frac{6,49 * y}{1000} \quad (10)$$

Tropopauza – od 11 km do 20 km

$$t_c = -56,46 \quad (11)$$

Stratosféra – od 20km do 32 km

$$t_c = -76,5 + \frac{y}{1000} \quad (12)$$

Stratosféra – od 32 km do 47 km

$$t_c = -134,1 + \frac{2,8 * y}{1000} \quad (13)$$

Stratopauza – od 47 km do 51 km

$$t_c = -2,5 \quad (14)$$

Mezoféra – od 51 km do 71 km

$$t_c = 140,3 - \frac{2,8 * y}{1000} \quad (15)$$

Mezoféra – od 71 km do 85 km

$$t_c = 83,5 - \frac{2 * y}{1000} \quad (16)$$

Mezopauza – od 85 km do 91 km

$$t_c = -86,28 \quad (17)$$

Termosféra – od 91 do 110 km

$$t_c = -9,96 - 76,3232 * \sqrt{1 - \left(\frac{\frac{y}{1000} - 91}{-19,9429} \right)^2} \quad (18)$$

Termosféra – od 110 km do 120 km

$$t_c = -33,15 + 12 * \left(\frac{y}{1000} - 110 \right) \quad (19)$$

Termosféra – od 120 km

$$t_c = 726,85 - 640 * e^{\left[\frac{-0,01875 * \left(\frac{y}{1000} - 120 \right) * (6356,766 + 120)}{6356,766 + \frac{y}{1000}} \right]} \quad (20)$$

Další parametry atmosféry jsou obecné a nezávisí na výšce nad zemí. [47, 48]

- Tlak atmosféry
 - Do 10 km

$$P_o = 101,29 * \left(\frac{t_c + 273,1}{288,08} \right)^{5,256} \quad (21)$$

- Od 10 km

$$P_o = 22,65 * e^{1,73 - 0,000157 * y} \quad (22)$$

- Hustota

$$\rho = \frac{P_o}{0,2869 * (t_c + 273,1)} \quad (23)$$

- Rychlost zvuku [49]

$$c = 20 * \sqrt{(t_c + 273,1)} \quad (24)$$

Univerzální gravitační zákon

Newton pospal další z klíčových zákonů (25) pro raketovou vědu ve své publikaci z roku 1667. Zde vysvětluje sílu, která vzniká působením jednoho objektu na objekt další pomocí gravitační síly. [49]

$$F = \frac{G * m_1 * m_2}{r^2} \quad (25)$$

kde F znázorňuje gravitační sílu. G je gravitační konstantou, která byla experimentálně změřena a nese hodnotu $6,67 * 10^{-11} \frac{Nm^2}{kg^2}$. Dále jsou zde zastoupeny hmotnosti obou těles. Gravitační síla je nepřímo úměrná poslední složce vzorce, a to je vzdálenost obou těles od sebe. [49]

Po dosazení do Newtonova druhého zákona $F = m * a$ můžeme spočítat gravitační zrychlení g , respektive a . Záporné znaménko u gravitačního zrychlení (26) naznačuje, že se jedná o zrychlení pro raketu se „zpomalujícím“ účinkem. [49]

$$g = -\frac{F}{m} = -\frac{G * m_1 * m_2}{r^2 * m_1} \quad (26)$$

Ve vzorci pro výpočet gravitačního zrychlení se hmotnosti objektu vykrátí a vzdálenost objektů se dá vyjádřit jako poloměr Země plus dodatečná výška nad Zemí (27).

$$g = -\frac{G * ME}{(RE + y)^2} \quad (27)$$

Rychlost zvuku

Rychlost zvuku (24) je závislá na okolní teplotě. Jedná se o závislost odmocniny absolutní teploty (v Kelvinech) násobenou konstantou. Pro převod teploty na stupně Celsia je použit vzorec přičtením čísla 273,15. [49]

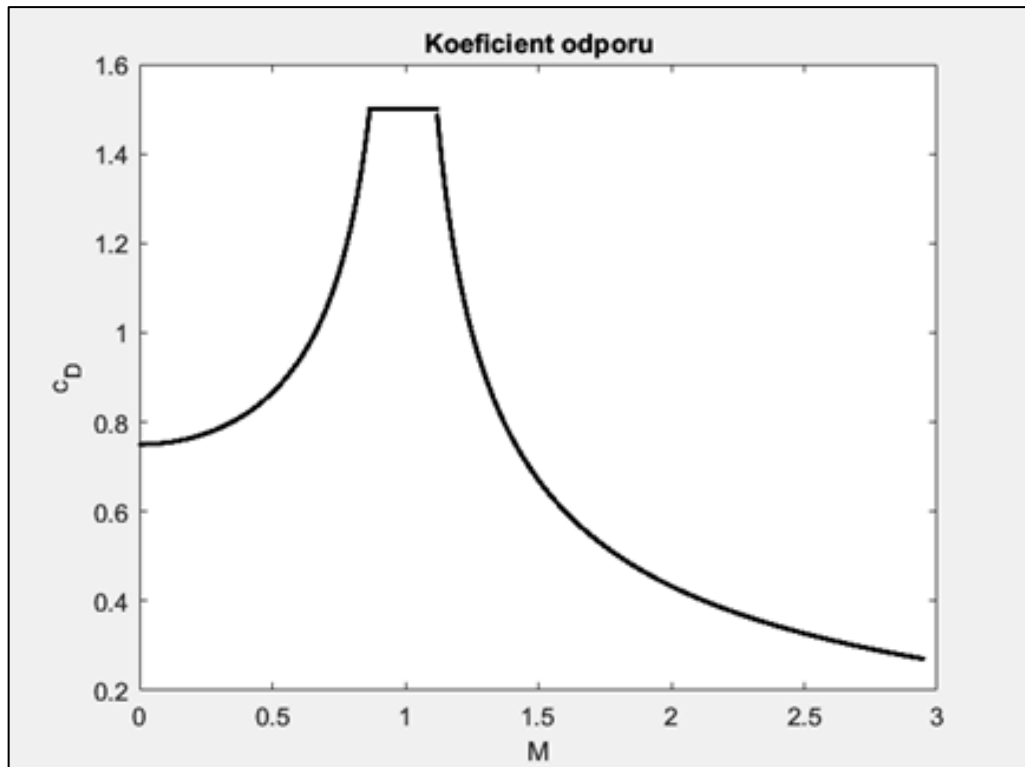
$$c = 20 * \sqrt{(t_c + 273,15)} \quad (28)$$

kde c je rychlost zvuku, t_c je teplota okolního prostředí ve stupních Celsia. Machovo číslo (29) tuto rychlost zvuku využívá dále a vkládá ji jako poměrem rychlosti letu a rychlosti zvuku v daném prostředí. [49]

Koeficient odporu

$$M = \frac{v}{c} \quad (29)$$

Machovo číslo je dále využíváno ve výpočtu koeficientu odporu. Tento koeficient je nejvyšší okolo hodnoty $M=1$, tedy při transsonických rychlostech. Tento fenomén lze pozorovat na obrázku 7, který ukazuje závislost koeficientu odporu na Machově rychlosti, která je využívána ve výpočtech kódu Matlab. [17]



Obrázek 7: Koeficient odporu

- Subsonické rychlosti ($M \leq 0.9$)

Při subsonických rychlostech hodnoty koeficientu odporu lze popsat pomocí rovnice (30). [50]

$$cd = \frac{0,75}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (30)$$

- Transsonické rychlosti ($0.9 < M \leq 1.09$)

Při transsonické rychlosti se matematicky špatně popisuje chování hodnoty koeficientu odporu. Pro potřeby této práce postačí konstantní hodnota (31). [45]

$$cd = 1,73 \quad (31)$$

- Supersonické rychlosti

Po přechodu z transsonické rychlosti koeficient odporu následuje obdobný vzorec, jako byl v subsonické rychlosti (32). Pouze ve jmenovateli pod odmocninou je opačné znaménko. [50]

$$cd = \frac{0,75}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (32)$$

Odporová síla je pospána pomocí vzorce (33) pro odpor. [49]

$$D = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * c_D * S \quad (33)$$

Znaménko mínus opět napovídá, že síla není pro let rakety benefitující (34).

$$F_D = -D \quad (34)$$

Jelikož bude grafické zobrazení využívat kartézskou soustavu souřadnic, je zapotřebí tyto síly převést do os x a y. K tomu se využije funkcí sinus a cosinus (35,36). Referenční počátek úhlu je v horizontální kladné ose.

$$F_{x_D} = F_D * \cos(\alpha_D) \quad (35)$$

$$F_{y_D} = F_D * \sin(\alpha_D) \quad (36)$$

Tahová síla

Zde vstupují dva různé principy do výpočtu. První je opět známý druhý Newtonův zákon (37), druhý se opírá o tlak výstupních plynů opouštějící plochu raketové trysky (38). [49]

$$F = m * a \quad (37)$$

$$F_T = m * a + P * A \quad (38)$$

Tlak výstupních plynů (expanse do vakua) je brzděn tlakem okolní atmosféry (39). To způsobuje vyšší tah rakety ve volném vesmíru, vůči tahu na zemi. [49]

$$F_T = m * a + (P_{e_1} - P_o) * A \quad (39)$$

kde ideální tah T_{vac} se rovná druhému Newtonovskému zákonu zvýšenému o tlak plynů, neboli expanzi do vakua (40). [49]

$$T_{vac} = m * a + P_{e_1} * A \quad (40)$$

Tah ve vakuu pomocí akce a reakce lze naměřit a dosahuje u raketových motorů dostatečně konstantních hodnot. Naopak tlak výstupních plynů je brzděn tlakem okolního prostředí, které je závislé na výšce letu (41). [49]

$$F_T = T_{vac} - P_o * A \quad (41)$$

Opět je využit vektorový rozklad sil do kartézského zápisu (42,43).

$$F_{x_T} = F_T * \cos(\alpha_T) \quad (42)$$

$$F_{y_T} = F_T * \sin(\alpha_T) \quad (43)$$

Trajektorie

Logika výpočtu trajektorie rakety využívá základní Newtonovskou fyziku. Po výpočtu tahové a odporové síly se vektorovým skládáním tyto síly převedou na referenční horizontální a vertikální osu. Dále je spočítáno pomocí těchto sil zrychlení a společně s gravitačním a dostředivým zrychlením (ve vertikální ose) dostáváme aktuální zrychlení. Posléze ze znalostí předchozí rychlosti a aktuálním přírůstkem ze zrychlení dostáváme aktuální rychlost. Obdobně s předchozí vzdáleností přičtenou k přírůstkem vzdálenosti dostáváme aktuální uletěnou vzdálenost.

Zrychlení (44) se dá obecně vyjádřit z druhého Newtonova zákona $F = m * a$.

$$a = \frac{F}{m} \quad (44)$$

Zrychlení pro osu x a y je dále rozebráno zvlášť. Zrychlení v ose x (45) je jednodušší, jelikož do rovnice vstupuje pouze tahová a odporová síla.

$$a_x = \frac{F_{x_T} + F_{x_D}}{m} \quad (45)$$

Pro osu y (46) se do rovnice představují další dvě zrychlení, a to zrychlení dostředivé a gravitační.

$$a_y = \frac{F_T + F_D}{m} + a_c + g \quad (46)$$

tedy (47)

$$a_y = \frac{Fy_T + Fy_D}{m} + \frac{v_x^2}{RE + y} - \frac{G * ME}{(RE + y)^2} \quad (47)$$

Při znalosti zrychlení v obou osách je již jednoduché vypočítat rychlost a dráhu (48,49).

$$v_x = v_x + a_x * dt \quad (48)$$

$$v_y = v_y + a_y * dt \quad (49)$$

Uletěná dráha rakety je obdobně závislá na přechozí dráze přičtené k násobku rychlosti s časem (50,51)).

$$x = x + v_x * dt \quad (50)$$

$$y = y + v_y * dt \quad (51)$$

První kosmická rychlost – kruhová orbita

Na orbitě platí, že síla dostředivá je rovna síle gravitační (52). [49]

$$F_g = F_c \quad (52)$$

Se znalostí rovnic těchto sil vznikne následující rovnice (53).

$$\frac{G * ME * m}{(RE + y)^2} = \frac{m * v^2}{RE + y} \quad (53)$$

Následně stačí vyjádřit rychlost z dostředivé síly (54). [49]

$$vk = \sqrt{\frac{G * ME}{RE + y}} \quad (54)$$

Úhel tahu

Na začátku bylo řečeno, že s raketou se bude počítat zjednodušeně jako s hmotným bodem. Po výpočtu tahu rakety je zapotřebí rozhodnout, pod jakým úhlem by měla tahová síla působit na raketu. Zde je dělení:

- „Urychlená“ pseude-parabolická trajektorie
V tomto scénáři se jedná o sílu, která působí jako tečna k trajektorii rakety. Toto vytváří obdobnou trajektorii jako má šikmý vrh koulí, pouze jeho proporcionalita závisí na velikosti síly (55).

$$\alpha_T = \arctan\left(\frac{dy}{dx}\right) \quad (55)$$

- „Maximální zrychlení v horizontu“
Ve specifických případech je vhodné využít plný tah v horizontálním směru. V tom případě úhel tahu bude vyjádřen takto (56).

$$\alpha_T = 0 \quad (56)$$

- Konstantní úhel α_0
Jako druhý způsob výpočtu trajektorie v této práci je využít let pod konstantním úhlem (57). Pro tento výpočet se vychází z rovnice výpočtu odporové síly v ose x. (pozn. Šlo by i pro rovnice osy y, ale je to zbytečně složité.)

$$F_{x_D} = F_D * \cos(\alpha_D) \quad (57)$$

Kde položíme α_D rovno α_0 (58).

$$F_{x_D} = F_D * \cos(\alpha_0) \quad (58)$$

Při znalosti rovnice (59) pro sílu tahovou v ose x.

$$F_{x_T} = F_T * \cos(\alpha_T) \quad (59)$$

Po úpravě rovnice pro zrychlení v ose x a dosazení předchozích rovnic se dojde k rovnici (60,61), která popisuje vše potřebné (62).

$$ax = \frac{Fx_T + Fx_D}{m} \quad (60)$$

$$Fx_T = ax * m - Fx_D \quad (61)$$

$$F_T * \cos(\alpha_T) = ax * m - F_D * \cos(\alpha_0) \quad (62)$$

Posléze stačí vyjádřit α_T (63,64).

$$\cos(\alpha_T) = \frac{ax * m - F_D * \cos(\alpha_0)}{F_T} \quad (63)$$

$$\alpha_T = \arccos\left(\frac{ax * m - F_D * \cos(\alpha_0)}{F_T}\right) \quad (64)$$

- Konstantní výška
Kde výslednice sil v ose y = 0. Rovnice (65) popisuje tento vztah.

$$Fy_T - Fy_D + F_c - F_g = 0 \quad (65)$$

Po dosazení všech známých rovnic se dostane (66):

$$F_T * \sin(\alpha_T) + \frac{v_x^2}{RE + y} + F_D * \sin(\alpha_D) - \frac{G * ME * m}{(RE + y)^2} = 0 \quad (66)$$

Po vyjádření úhlu tahu vznikne rovnice (67):

$$\alpha_T = \arcsin\left(\frac{\left(\frac{G * ME * m}{(RE + y)^2} - \frac{(v_x - 0)^2}{RE + y}\right) - F_D * \sin(\alpha_D)}{F_T}\right) \quad (67)$$

Výška, ve které se začne nalétávat orbita

- Zákon zachování energie – přeměna kinetické energie na potenciální (68)

$$E_{kin} = E_{pot} \quad (68)$$

Po dosazení vzorců kinetické a potenciální energie dostaneme rovnici (69).

Vyjádřením proměnné y získáme rovnici (70), respektive s rozepsáním gravitačního zrychlení (71).

$$\frac{1}{2} * m * v_y^2 = m * g * (y_k - y) \quad (69)$$

$$y = y_k - \frac{v_y^2}{2 * g} \quad (70)$$

$$y = y_k - \frac{v_y^2}{2 * \frac{G * ME}{(RE + y)^2}} \quad (71)$$

2.2.3. Popis rakety

Pro zvýšení věrohodnosti této práce byla použita raketa používaná společností Virgin Orbit, LauncherOne. Její vlastnosti jsou použity z dostupných zdrojů společnosti Virgin Orbit. K výběru této rakety vedlo více proměnných. V začátku psaní této práce byla raketa LauncherOne jediná aktivně používaná raketa pro vzlety z letadla na světě. Dále se jednalo o raketu, která nemá žádné aktivní plochy pro zvýšení vztlaku. Tato skutečnost byla klíčová, jelikož ve výpočtech této diplomové práce není zahrnut vztlak. Samotná raketa je symetrická a při nulovém úhlu náběhu se vztlak nevytváří. Jediný scénář, kde by se vztlak uplatňoval, je u letu konstantním úhlem, kde se úhel náběhu nerovná nule. Jelikož většina letu se nachází nad výškou, kde hustota atmosféry je zanedbatelná, bude tato skutečnost zmíněna v limitaci práce.

Základní informace o raketě jsou níže v tabulce 1.

Tabulka 1: Informace o použité raketě [30, 51, 52]

Parametr rakety	Hodnota	Jednotka
Isp 1. stupně	Isp0_1 = 175	s
Tah 1. stupně	T_1 = 327000	N
Plocha trysky 1. stupně	A_1 = (1.62/2)^2 * pí	m^2
Plocha rakety 1. stupně	S_1 = (1.8/2)^2 * pí	m^2
Váha rakety 1. stupně	mr_1 = 3150	kg
Váha paliva 1. stupně	mp0_1 = 19450	kg
Isp 2. stupně	Isp0_2 = 360	s
Tah 2. stupně	T_2 = 22241	N
Plocha trysky 2. stupně	A_2 = (1.27/2)^2 * pí	m^2
Plocha rakety 2. stupně	S_2 = (1.5/2)^2 * pí	m^2
Váha paliva 2. stupně	mp0_2 = 2750	kg
Váha rakety 2. stupně	mr_2 = 250	kg

3. Porovnání a výpočet finančních nákladů spojených se startem

Pro porovnání účinnosti a efektivnosti různých způsobů vypuštění rakety bylo nasimulováno několik scénářů. Každý scénář se dá rozdělit na dva způsoby. Buď dle umístění startu, nebo dle trajektorie letu. Každé toto dělení má své specifické vlastnosti.

Start rakety

- Start ze země
Země měla původně znamenat výška startu 0 m, později bude vysvětleno, proč toto nemohlo být splněno. Z logického hlediska počáteční dopředná rychlost ze země byla 0 m/s.
- Start z letadla
Letadlo bylo ve všech případech umístěno do výšky 30 000 ft, tedy 10668 m. Dále byla jeho rychlost dána na obvyklou rychlost letadla v této výšce – 200 m/s (rychlost zvuku je zde okolo 300 m/s). Toto bylo stanoveno jako konstanta, variabilita a závislost na počáteční rychlosti bude popsána níže.
Další specifikum letadla je to, že raketa nemůže hned naletět danou trajektorii a musí prvně pár sekund padat, až poté může zažehnout motory a začít nalétávat cílenou trajektorii.
- Start z balonu
Výška balonu byla stanovena na 30 km. Opět se nejedná o nijak stanovenou hodnotu ze specifických důvodů, snaha byla stanovit realistickou výšku, které je možno dosáhnout.

Úhel trajektorie

- Parabolicky
Raketa následuje tvar urychlené pseudo-paraboly, není zde žádné aktivní vedení směru rakety. Jedná se pouze o trajektorii „hmotného bodu“ a raketa je urychlována v tečném směru tohoto pohybu.

- Konstantní úhel

Raketa částečně využívá tah motorů, aby udržovala předem daný konstantní úhel letu. Pokud se raketa vychýlí z této trajektorie, motory jsou natočeny a výchylna je potlačena.

3.1. Výpočet trajektorie a kritické váhy payloadu

Pro porovnání míst startu rakety bylo zapotřebí normalizovat raketu. Byla vybrána raketa od společnosti Virgin Orbit. Kvůli této skutečnosti se stalo, že raketa nemá dostatečnou sílu, aby dolétla na orbitu s výslednou rychlostí vyšší než 1. kosmická. Aby šlo alespoň nějak porovnat místo startu ze „země“ s ostatními Air-launch-to-orbit, byla určena váha payloadu 1 kg (raketa dokáže vynést náklad na orbitu) a naopak byla vypočítána minimální výška, z které raketa musí startovat.

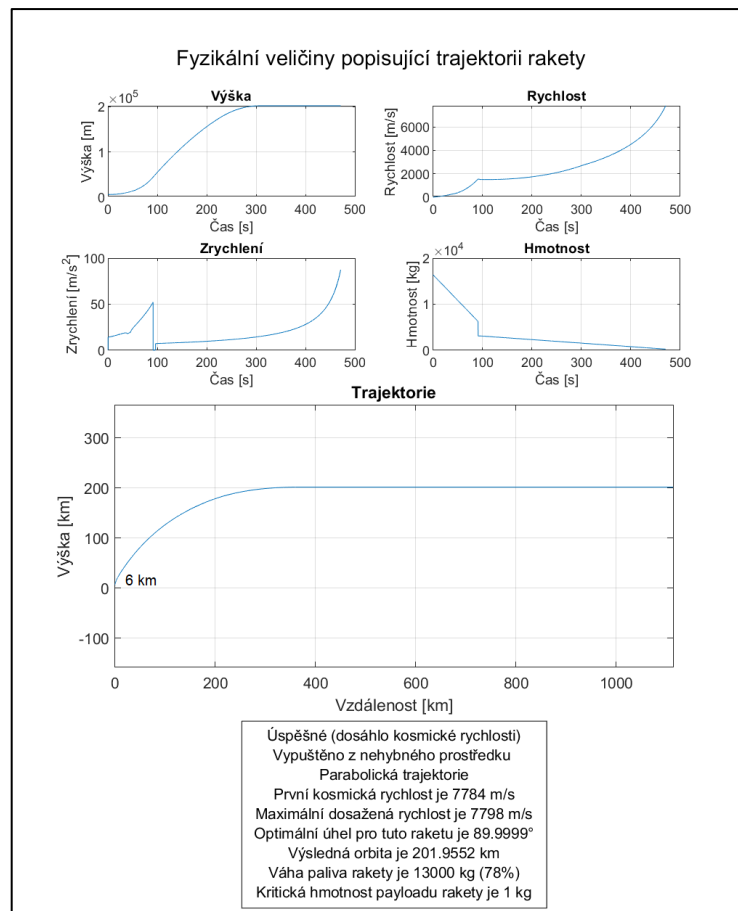
I přes to, že je to těžké představit, více paliva vždy nemusí znamenat lepší výkonnost rakety. Palivo je velmi těžké, ale tah rakety zůstává stejný. Proto existuje maximální váha paliva, kdy raketa má nadbytek tahu oproti gravitaci. Tento přebytek je využit pro urychlení rakety.

Následující obrázky jsou ve formátu čtyř grafů v závislosti na čase. Tyto grafy ukazují výšku, rychlost, zrychlení a hmotnost. Výška je vztažena k ose y, tedy referenční rovinou je Země. Co se týče rychlosti a zrychlení, zde je referenční rovinou raketa – tedy výsledná rychlost/zrychlení v ose rakety. Poslední závislou na čase je celková hmotnost rakety.

Střední část obrázku reprezentuje trajektorii rakety. Zde je vyobrazena výška a vzdálenost rakety od počátku startu až po dolet na orbitu. Dle rozdílných scénářů se trajektorie od sebe liší.

Ve spodní části obrázku je umístěný rámeček, kde jsou důležité informace o tomto konkrétním letu. Tyto informace obsahují, zda simulace byla úspěšná (raketa dosáhla předem stanovené orbity a urychlila se na 1. kosmickou rychlost, dále o jaký scénář jde (odkud raketa byla vypuštěna a jakou trajektorii následovala), dále je zde zmíněna výsledná dosažená rychlost a pro porovnání 1. kosmická (kterou má raketa dosáhnout). Další informace zahrnují počáteční úhel letu, výslednou výšku orbity (jelikož se simulací od simulace liší), optimální celková váha paliva (v závorce je procentuální rozložení do prvního stupně) a kritická hmotnost payloadu, tedy váhy, kterou raketa dokáže na orbitu vynést.

Ze země, parabolicky:



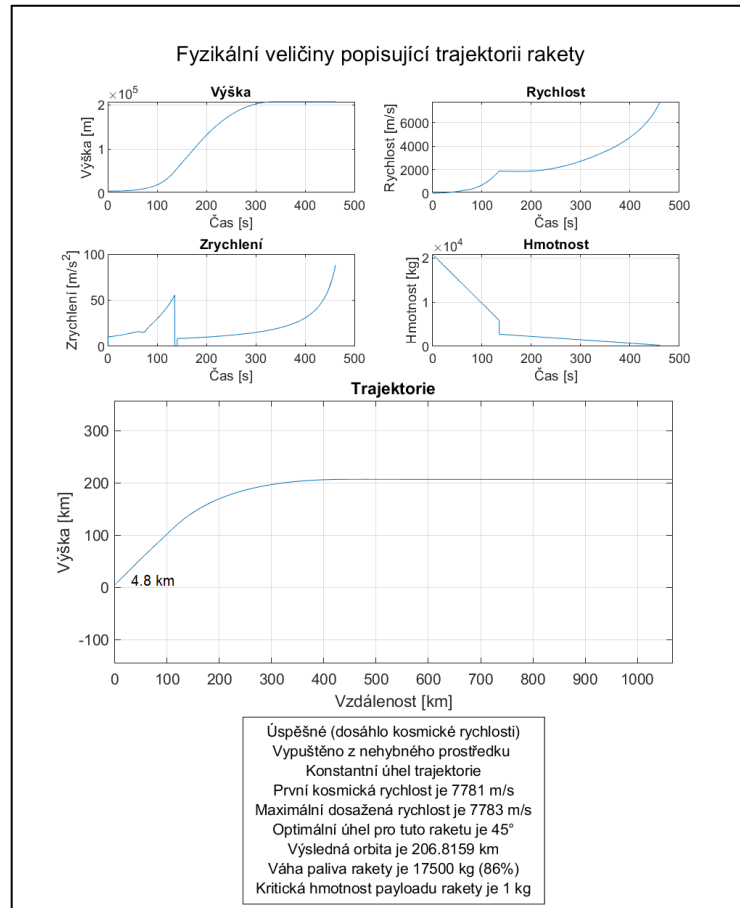
Obrázek 8: Trajektorie ze země, parabolicky

Na obrázku 8 je vidět, že raketa úspěšně dosáhla výsledné výšky a rychlosti, bohužel však neměla dostatečnou sílu, aby mohla startovat ze země. Při výpočtu minimální výšky, z které bude raketa úspěšná, bylo zjištěno výšky 6 km. Počáteční úhel vzletu rakety je 89,9999°, kdy raketa je motory pouze urychlována, tj. tah není použit pro změnu trajektorie (zdánlivě nejefektivnější možnost). Po dosažení výšky orbity 202 km, raketa přešla do módu, kdy udržuje dosaženou výšku pomocí úhlu tahu (část tahu je použit pro potlačení gravitační síly působící na raketu, zbytek je použit k urychlení na výslednou rychlost, která je 7 798 m/s. Celková váha paliva pro tento optimální let je 13 tun a hmotnost payloadu, kterou raketa dokáže vynést, je 1 kg (v tomto specifickém případě byla váha 1 kg manuálně zadána, a naopak byla hledána minimální výška, ze které raketa dolétne na orbitu – 6 km).

Na první pohled by se mohlo zdát, že zrychlení prvního stupně je malé. Při bližším pohledu na stupnici se ale zjistí, že to je naopak. Zrychlení druhého

stupně je v tomto případě (ze země, pro obě scénáře) vyšší. Dalším překvapením je, že váha paliva u země se markantně snížila. Tento fakt byl ověřen vícekrát a při zvýšení hmotnosti paliva v raketě dojde ke snížení výsledné rychlosti na orbitě.

Ze země, konstantní úhel:

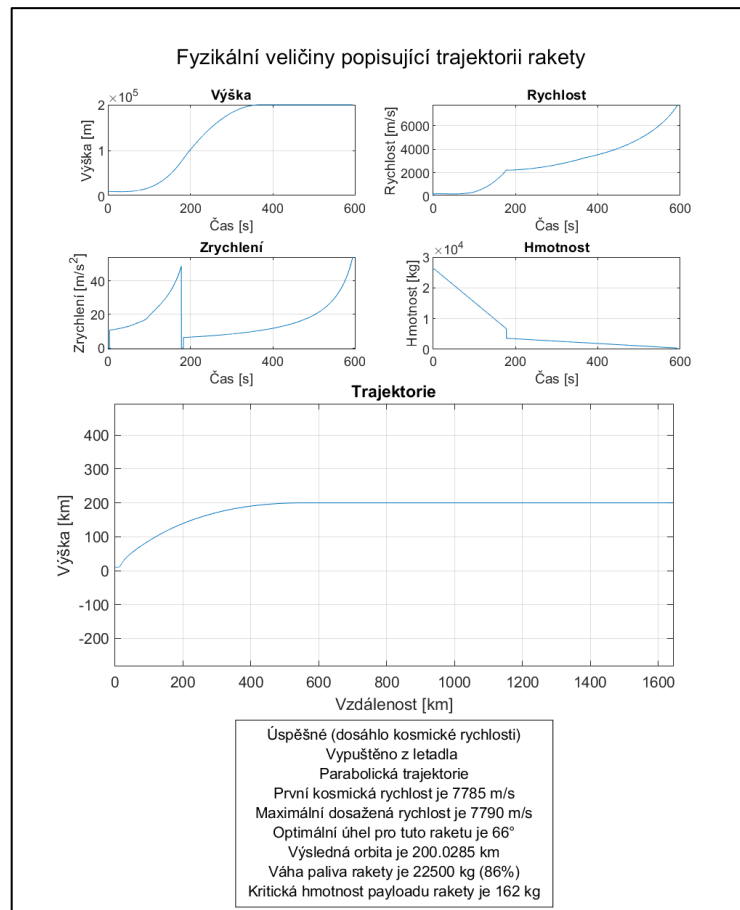


Obrázek 9: Trajektorie ze země, konstantní úhel

Toto je druhý scénář, kdy raketa neměla dostatečný výkon na to, aby doletěla ze země na orbitu, urychlila se na 1. kosmickou rychlost, a ještě k tomu vynesla nějaké zatížení. Proto jako v předchozí simulaci raketě bylo manuálně zadáno 1 kg váhy satelitu a byla hledána minimální výška, ze které raketa dokáže úspěšně doletět – 4,8 km (viz Obrázek 9). Toto je velmi překvapivý závěr, jelikož parabolická trajektorie by měla splňovat obecně známé podmínky typu: u země kolmo, blízko orbity horizontálně. Raketa následovala konstantní úhel trajektorie 45° s celkovým množstvím paliva 17,5 tun (rozdělení do prvního stupně 86%). Výsledná orbita je 207 km, s rychlostí 7 783 m/s. [17]

Stejně jako u prvního scénáře ze země (zde to však není tak markantní), zrychlení druhého stupně převyšuje zrychlení prvního. Tento fenomén je pozorovatelný pouze u startu v blízkosti země.

Z letadla, parabolicky:



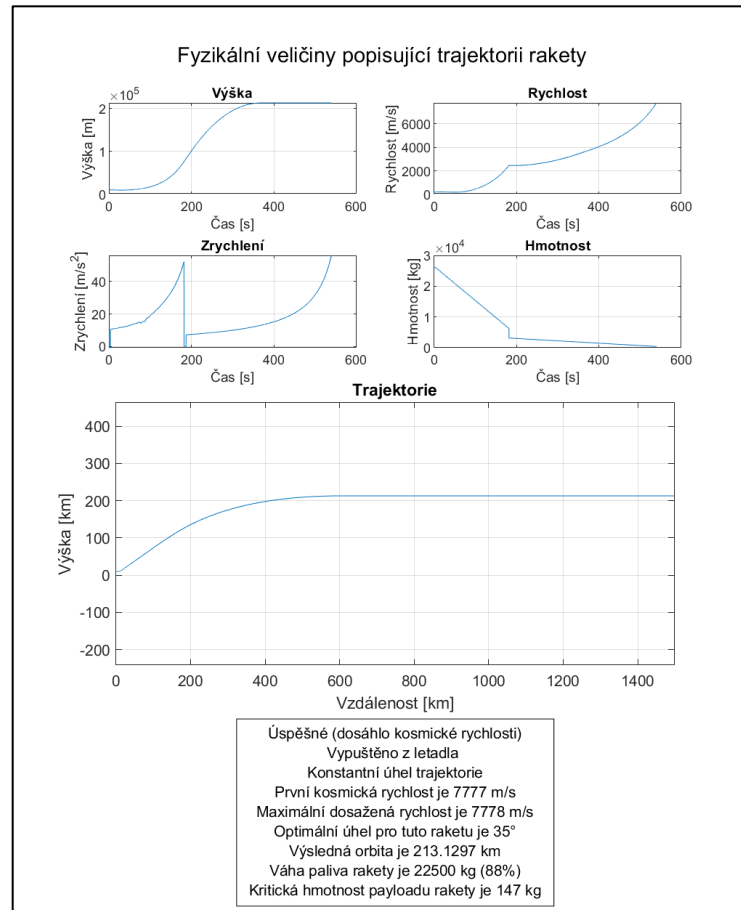
Obrázek 10: Trajektorie z letadla, parabolicky

U trajektorie vypuštění z letadla jsou zde navíc čtyři sekundy volného pádu, zažhnutí motorů rakety a použití části paliva na zastavení letu k zemi, „přechodovému oblouku“ do letu vzhůru a nalétnutí požadovaného úhlu pro vzlet. Toto lze vidět v prvních sekundách na obrázku 10.

Raketa z výšky necelých 11 km dosáhla žádané orbity 200 km a rychlosti 7 790 m/s na ní. Při tomto letu nalétla úhel vzletu 66° (technicky vzato inflexní bod mezi přechodovým obloukem a pseudo-parabolou). Výsledná váha satelitu, kterou raketa byla schopna v tomto scénáři vynést se rovná 162 kg. Palivo, které raketa spálila při tomto letu bylo váhy 22,5 tun s rozložením 86% v prvním stupni. Zde je možno pozorovat fakt, že je z letadla potřeba vyšší váhy paliva, jelikož část z něho

je použita při startu na zabrzdění negativní rychlosti a otočení směru trajektorie rakety nahoru.

Z letadla, konstantní úhel:



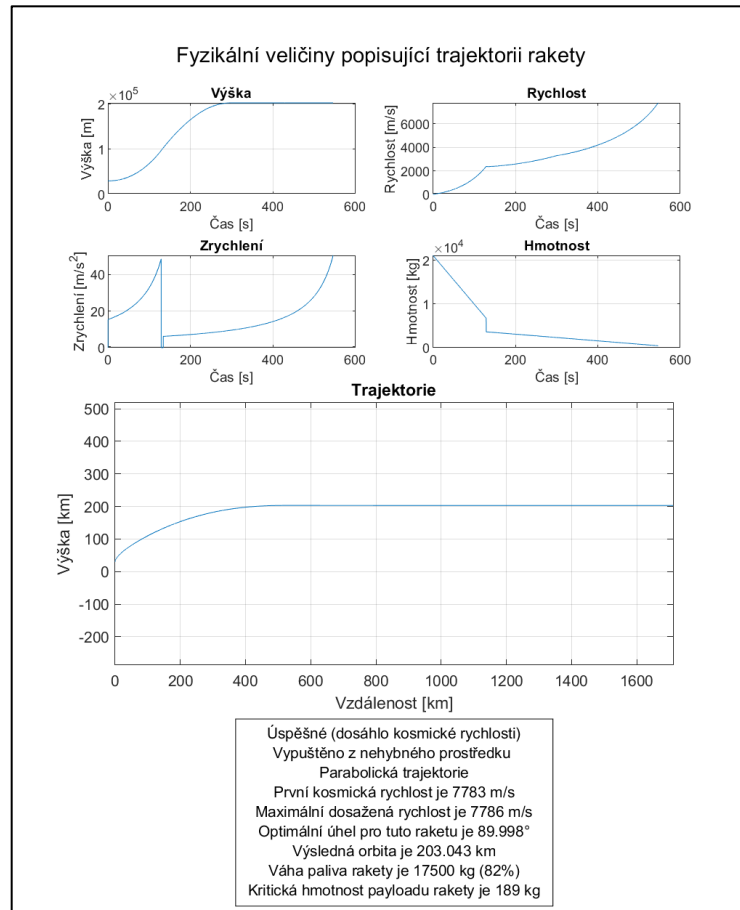
Obrázek 11: Trajektorie z letadla, konstantní úhel

Tento scénář na obrázku 11 obsahuje vypuštění z letadla, volný pád čtyř sekund a poté navázání na konstantní úhel letu 35°. Na rozdíl od konstantních trajektorií, parabolické trajektorie obecně mají přesnější nalétnutí orbity, jelikož vzorec výpočtu kritické výšky pro přechod do pouze horizontálního tahu není optimální. V tomto případě raketa přestoupala na výšku 213 km, jejíž rychlost nakonec byla 7 778 m/s. Při tomto letu bylo potřeba 22,5 tun paliva (rozložení do prvního stupně 88%). Při porovnání s předchozím scénářem, kde raketa následovala parabolickou trajektorii, hmotnost paliva zůstala stejná, ale schopnost vynést payload na orbitu se změnil na 147 kg.

Tímto lze určit, že trajektorie rakety je důležitá i nad výšku letu letadla. I přes to, že váha paliva zůstala stejná (vstupní náklady jsou shodné), změnou trajektorie na

orbitu raketa vynese o 15 kg více. Tudiž celková ekonomičnost a cena za kilo payloadu se výrazně změní.

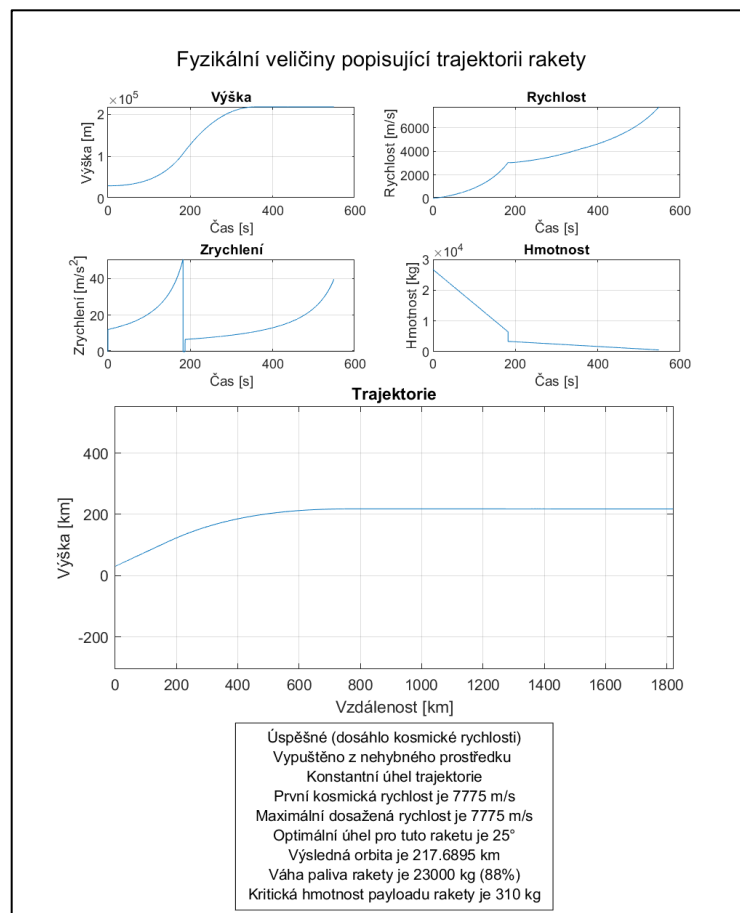
Z balonu, parabolicky:



Obrázek 12: Trajektorie z balonu, parabolicky

Při přesunutí se na poslední platformu, ze které raketa může startovat, lze porovnat zbývající scénáře. Raketa je vypuštěna ze stacionárního balonu ve výšce 30 km. V tomto prvním scénáři (viz Obrázek 12) následuje parabolickou trajektorii, jejímž úhlem vzletu je úhel 89,998°. Po vystoupení na orbitu ve výšce 203 km, raketa se urychlí na výslednou rychlost 7 786 m/s. Váha paliva pro tento let je 17.5 tun s rozdělením 82% / 18%. Maximální váhu satelitu, kterou raketa v tomto případě dokáže vynést, je 189 kg.

Z balonu, konstantní úhel:



Obrázek 13: Trajektorie z balonu, konstantní úhel

Posledním scénářem na obrázku 13 je vypuštění rakety z balonu, kde raketa od začátku následuje konstantní úhel trajektorie 25%. Při simulaci raketa opět přeletěla výšku orbity o necelých 18 km, výsledné zarovnání do horizontálního letu se uskutečnilo ve výšce 218 km. Konečná rychlost rakety na konci simulace je 7 775 m/s. Palivo potřebné k tomuto letu je 23 tun, s rozložením 88% paliva do stupně číslo jedna. Hmotnost payloadu, kterou raketa po takto specifikované trajektorii, kterou dokáže vynést je 310 kg. Toto je nejvyšší hodnota, kterou předchozí simulace měly.

Tímto se dá předběžně tipovat, že nejzásadnějším parametrem, který mění výkonnost rakety, je jeho výška. U balonu je další výhodou, že raketa hned od odpoutání může následovat zamýšlenou trajektorii a není zapotřebí „plýtvat“ palivo v prvotních částech letu z letadla.

Tabulka 2: Porovnání všech trajektorií rakety

Prostředek	Trajektorie	Úhel (°)	Palivo (kg)	Payload (kg)	Výška startu (km)	Palivo na 1 kg
Balon	Parabolicky	89,998	17500	189	30	92,59
	Konstantně	25	23000	310	30	74,19
Letadlo	Parabolicky	66	22500	162	10.7	138,9
	Konstantně	35	22500	147	10.7	153,06
Země	Parabolicky	89,9999	13000	1	6	13000
	Konstantně	45	17500	1	4,8	17500
Výsledná výška orbity 200 km, Výsledná rychlost 1. kosmická (+- 7800 m/s)						

Výše přiložená tabulka 2 shrnuje všechny před chvílí popsané scénáře. Jak lze vidět, tak konstantní trajektorie je benefitující ve všech případech. To je zajímavé, jelikož obecné pravidlo zní, že u země, kde je atmosféra hustá, je lepší letět co nejvíce kolmo. Naopak ve výšce, kde je důležitý přechod na orbitu a urychlení rakety na výslednou rychlost, je vhodnější letět co nejvíce horizontálně.

Co se týče finančních nákladů na vypuštění rakety na orbitu, v této práci je možné porovnat potřebné palivo na vynesení payloadu na nízkou orbitu. Poslední sloupec v tabulce ukazuje, kolik paliva je potřeba v přepočtu na jeden kilogram. Tím se dá alespoň omezeně zhodnotit ekonomičnost daného způsobu vynesení. Nejlépe vychází balon, jako druhý je letadlo. Porovnávat efektivnost letu rakety není zcela optimální, jelikož při pohledu na poslední skupinu, a to let ze země, raketa potřebuje řádově jiné množství paliva.

Ve snaze na otázku odpovědět přesněji, dále jsou rozebrány náklady spojené se startem při přihlídnutí k společnostem, které se této problematikou týkají. Pouze málo společností je schopno vynášet objekty do vesmíru. Některé z nich jsou národní společnosti, jejichž podrobné náklady jsou tajné. Druhá skupina společností, které mají možnost létat do vesmíru, jsou komerční společnosti. U nich tyto podrobné náklady sice nejsou tajné, ale spadají do „know-how“ dané firmy. Ať se jedná o jednu či druhou skupinu, podrobný seznam nákladů není veřejný. Jediná možnost, jak různé druhy způsobů vypuštění raket porovnávat, je pouze finální porovnání jejich nabídky na trhu vynést různé payloady do vesmíru.

Náklady spojené se startem obsahují stejné složky. Jedná se o návrh a vývoj rakety, testování, certifikace, výstavba a údržba odpalovací rampy (kosmodrom, letadlo, balon), pojištění rakety a jejího nákladu atd.

V níže přiložené tabulce 3 je porovnání cen za start raket s pevným startem s raketami vypuštěnými z letadla. Ceny za rakety vypuštěné z balonu nejsou, jelikož není aktuálně žádná společnost, která by tento servis nabízela. LauncherOne pouze pozastavila aktivitu, program Pegasus i přes svoji nízkou aktivitu není oficiálně ukončen.

Tabulka 3: Finanční náklady dostupných raket [53–56]

Raketový systém	Hmotnost	Váha satelitu	Cena za start	Cena za 1 tunu
Falcon 9	549 tun	22 000 kg	\$67 milionů	\$3 miliony
LauncherOne	30 tun	500 kg	\$12 milionů	\$24 milionů
Pegasus XL	23 tun	443 kg	\$40 milionů	\$90 milionů

Jak již bylo řečeno, nejúspěšnějším scénářem je let z balonu konstantním úhlem trajektorie. V další části této práce bude rozebráno proč to tak je.

3.2. Analýza fyzikálních závislostí startů

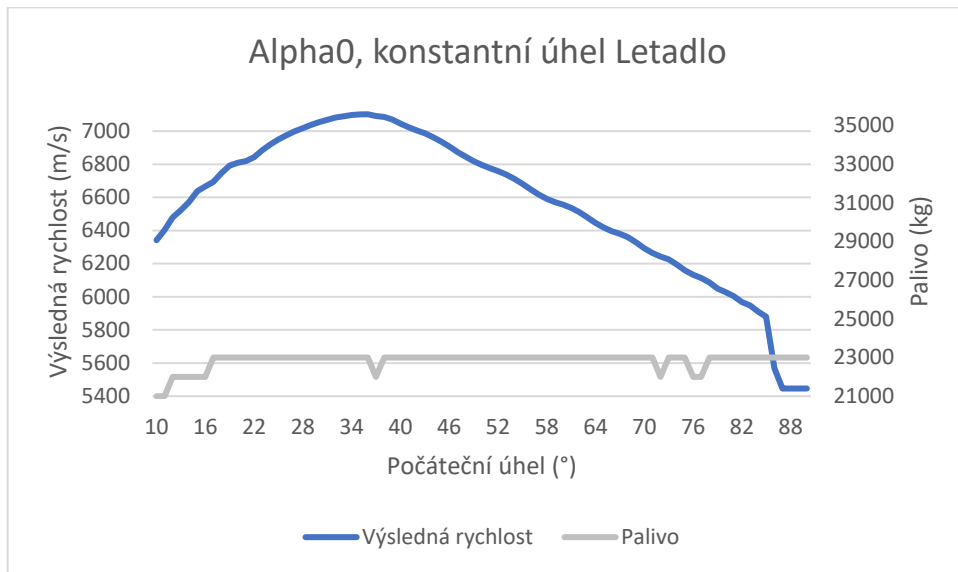
Následující grafy jsou rozděleny dle předem zjištěných závislých fyzikálních proměnných:

- Počáteční úhel vzletu
- Počáteční výška
- Počáteční rychlost

Tyto závislosti jsou vyneseny do grafické podoby, modrou čarou je znázorněna samotná závislost na proměnné (stupnice na levé části grafu), šedě je přiřazena hodnota hmotnosti paliva (příslušná stupnice vpravo). Samotná závislost je na ose x a dle kategorie se mění.

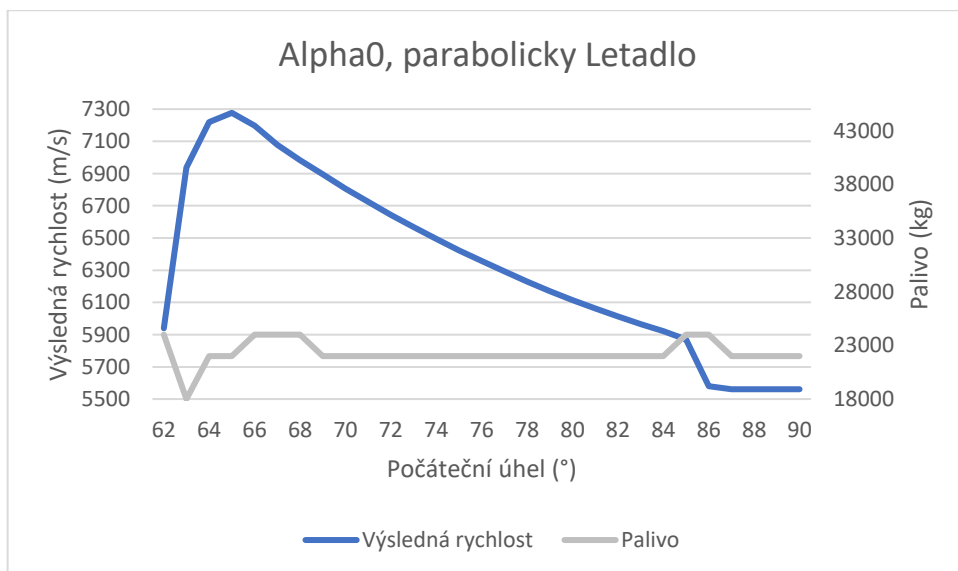
Pro unifikaci výsledků a možnost jejich vzájemného porovnání bylo v této části stanovena váha satelitu na 250 kg. Všechny následující závislosti s tímto počítají. Každá kategorie dále obsahuje příslušné scénáře (u počáteční rychlosti je počáteční výška vzletu určena pouze na necelých 11 km, jelikož balon ve výšce 30 km není schopen letět rychlostí, která by významně měnila údaje závislostí.

V závislosti na počátečním úhlu vzletu (α_0)



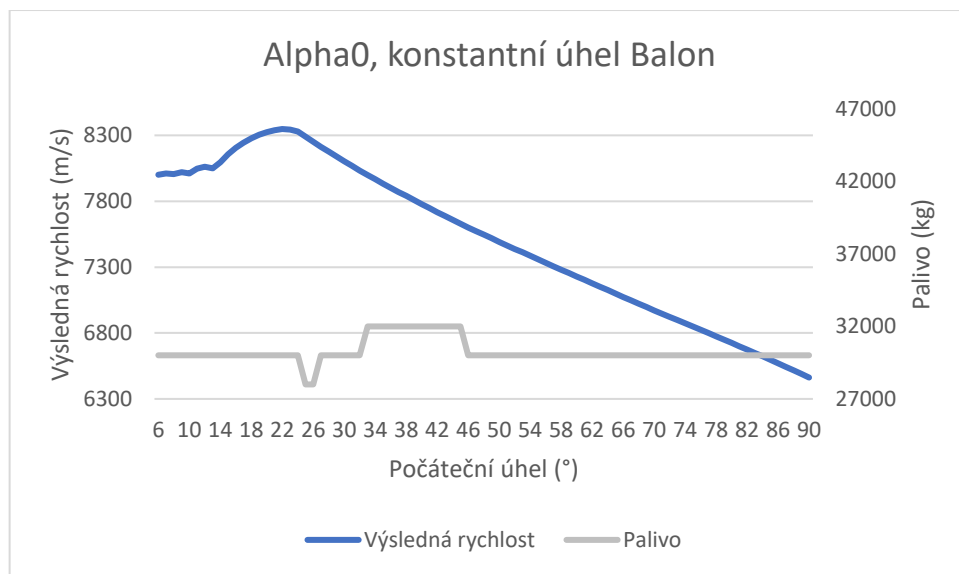
Obrázek 14: Závislost na α_0 z letadla, konstantní úhel

Optimální úhel letu konstantní trajektorie při vypuštění rakety z letadla je 36° (viz Obrázek 14). Výsledná rychlost pro tento úhel je 7100 m/s. Váha paliva je obecně ustálená na hodnotě 23 tun. Při odchýlení z optimálního úhlu letu je penalizací nižší výsledná rychlost na orbitě. Při vyšším úhlu letu je touto penalizací přibližně 25,9 m/s na každý 1° odchýlení od optimálního letu. Při nižším úhlu, než je optimální, tato penalizace je 34,8 m/s na každý stupeň úhle.



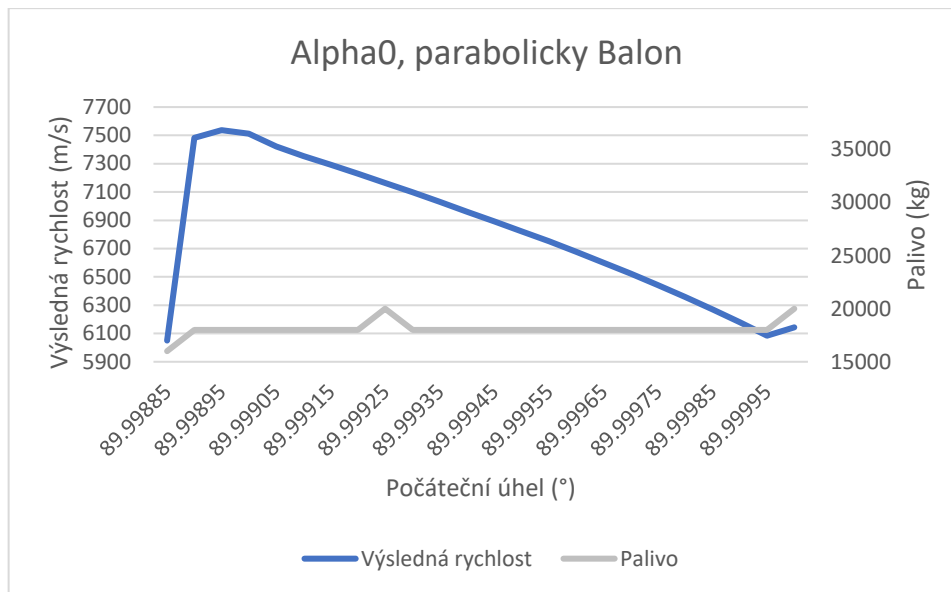
Obrázek 15: Závislost na α_0 z letadla, parabolicky

Při parabolických trajektoriích z letadla na obrázku 15 je optimální úhel téměř totožný s nejnižším možným pro úspěšné nalétnutí orbity. V letu z letadla raketa následuje optimální počáteční úhel 65° s výslednou rychlostí na orbitě 7277 m/s . Průměrná hmotnost paliva se ustálila na 22 tunách. Při nižším, než optimálním letu je penalizace markantní, a to 640 m/s na každý úhel pod optimální. Další snížení počátečního úhlu znamená selhání celého letu, jelikož raketa nedostoupá na orbitu a spadne zpět na zem. Při opačném směru, tedy vyšším než optimálním počátečním úhlu vzletu, je penalizace $70,8 \text{ m/s}$.



Obrázek 16: Závislost na Alpha0 z balonu, konstantní úhel

U letu na obrázku 16 se startem z balonu při konstantním úhlu trajektorie je výsledným optimálním úhlem 23° , k jehož hodnotě připadá rychlost na orbitě 8343 m/s . Průměrná váha paliva je 30 tun. I přes to, že při snížení úhlu trajektorie průběh křivky není zcela lineární, pro hrubé srovnání bude stačit hodnota penalizace $27,5 \text{ m/s}$ na každý 1° . Když se zvolí úhel vyšší než optimum, penalizace se zvýší na $28,1 \text{ m/s}$ za 1° odchýlení od optimální trajektorie.



Obrázek 17: Závislost na Alpha0 z balonu, parabolicky

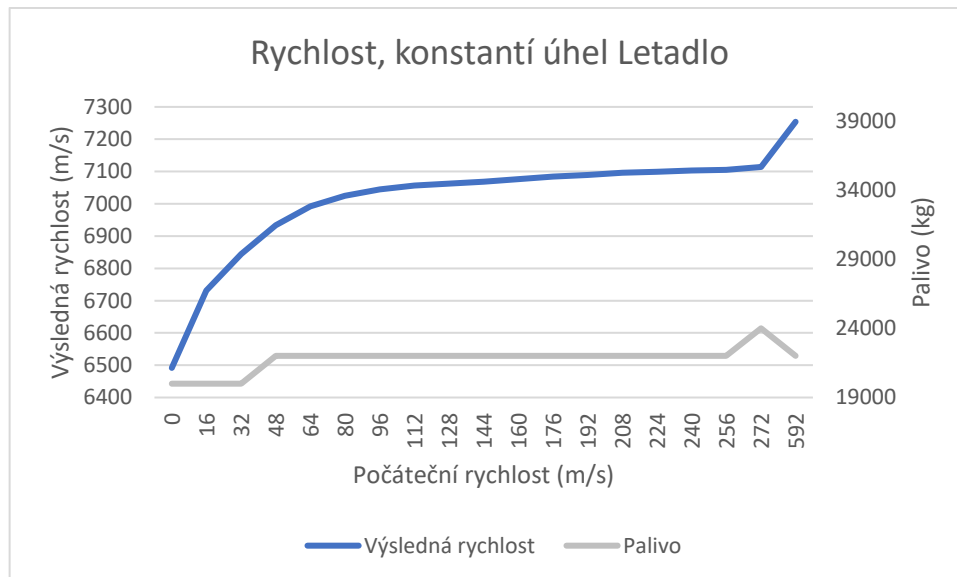
Při vypuštění rakety z balonu a parabolickým průběhem trajektorie je optimálním úhlem $89,99895^\circ$ s výslednou rychlostí 7537 m/s (viz Obrázek 17). Opět při snížení počátečního úhlu vzletu, raketa obdrží významnou penalizaci. V první snížení úhlu o $0,00005^\circ$ se tato penalizace projeví na snížení výsledné rychlosti na orbitě o 55 m/s , při druhém snížení se penalizace zvýší na 1432 m/s na $0,00005^\circ$ počátečního úhlu vzletu. Pod počáteční úhel vzletu $89,99885^\circ$ raketa není schopna doletět na orbitu, jelikož nejvyšší bod trajektorie neprotíná výslednou výšku orbity.

Křivka tvořená závislostí výsledné rychlosti rakety na orbitě na počátečním úhlu vzletu rakety u parabolické trajektorie je shodná, i přes odlišný způsob vypuštění. Jak je vidět, nezáleží na tom, zda raketa je vypuštěna z letadla či balonu/země, tvar křivky je shodný. Pouze výsledné rychlosti jsou celkově posunuty v závislosti na okolnostech, ve kterém je raketa vypuštěna.

Při pohledu na závislosti konstantních úhlů, objevuje se zde obdobný příběh. Křivky jsou si celkem podobné, i když méně než u parabolické trajektorie. Na výslednou rychlost při vypuštění z balonu je závislost nižších než optimálních úhlů méně penalizující, až by se dalo říci konstantní. Toto by se dalo přisoudit vyšší výšce balonu, kde raketa je již méně ovlivněna odporem tvořeným okolní slabší atmosférou.

V závislosti na počáteční rychlosti

Křivky tvořeny závislostí výsledné rychlosti na rychlosti počáteční jsou logaritmického tvaru. Tímto aproximováním lze dojít k jednoduchému závěru, že z počátku stejné přírůstky počáteční rychlosti jsou více benefitující, než přírůstky v rychlosti vyšší.



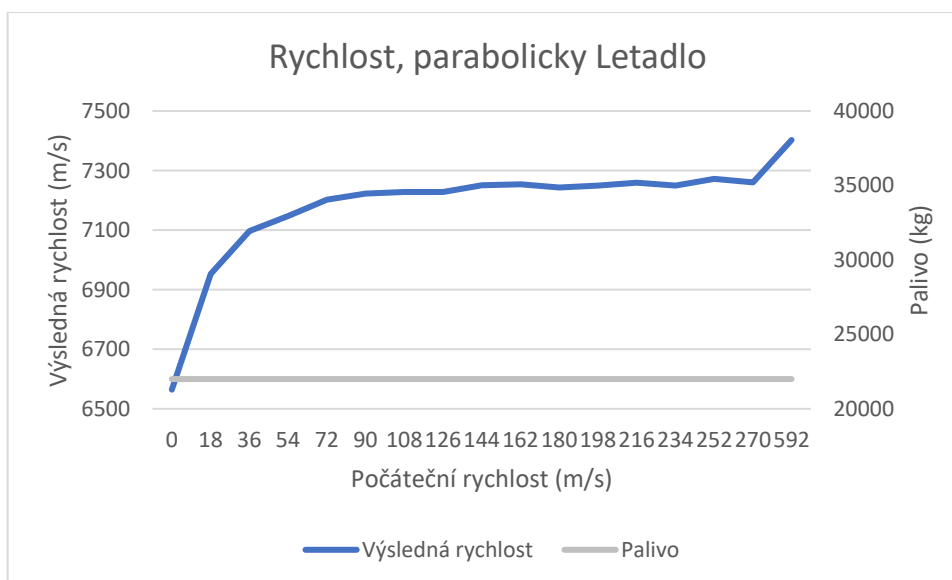
Obrázek 18: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, konstantní úhel

Závislost na počáteční rychlosti lze vidět na obrázku 18. Hmotnost paliva se vyjma pár výchylek pohybuje okolo 22 tun. Výsledný skok na křivce je zapříčiněn vyšší změnou počáteční rychlosti. Plynulá křivka vykresluje přírůstky rychlosti až po mez možnosti klasického dopravního letadla, tedy Mach 1. Poslední rychlost byla zadána navíc. Její snahou bylo zjistit, zda obdobný trend pokračuje i po překonání rychlosti zvuku. Na první pohled je v grafické podobě mylně ukázáno, že to tak není. Při bližším porzkoumání tabulky přiložené níže, lze dojít k závěru, že v poměru přírůstků finální a počáteční rychlosti tento jev není pozorovatelný. Po navýšení počáteční rychlosti o 230 m/s, finální rychlost rakety na oběžné dráze je méně než poloviční (140 m/s). V tabulce 4 lze vidět, že po přepočítání procentuálního poměru urychlení na stejný přírůstek počáteční rychlosti ($320/16=20$) se tento skok v grafu zcela eliminuje.

Výsledek znamená, že i přes to, že je možno dosáhnout vyšší výsledné rychlosti, tento přírůstek zdaleka nedosahuje přírůstku v nižších rychlostech. Kritická rychlost, kdy se přestane další navyšování vyplácet (pouze z matematického hlediska) je někde okolo 50 m/s.

Tabulka 4: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, konstantní úhel

Počáteční rychlost	Finální rychlost	Přírůstek poč. rychlosti	Přírůstek finální rychlosti	% Poměr urychlení
0	6491,67			
16	6731,50	16	239,84	3,69
32	6844,48	16	112,98	1,68
48	6933,04	16	88,57	1,29
64	6991,66	16	58,62	0,85
80	7024,53	16	32,87	0,47
96	7044,31	16	19,78	0,28
112	7056,38	16	12,07	0,17
128	7062,68	16	6,30	0,09
144	7068,13	16	5,45	0,08
160	7076,78	16	8,64	0,12
176	7083,74	16	6,96	0,10
192	7089,55	16	5,82	0,08
208	7095,78	16	6,23	0,09
224	7099,14	16	3,36	0,05
240	7102,55	16	3,41	0,05
256	7105,10	16	2,54	0,04
272	7113,48	16	8,38	0,12
592	7253,89	320	140,41	$1,97/320*16 = 0,10$



Obrázek 19: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, parabolicky

Další křivka, která vykazuje stejné rysy je křivkou popisující parabolickou trajektorii při vypuštění z letadla (viz Obrázek 19). Zde se jedná o méně čistou křivku. Tyto nerovnosti se přisuzují méně přesnému náletu počátečního úhlu raketou. Hmotnost paliva u tohoto typu letu je konstantní, a to 22 tun.

Obdobně jako u předchozí závislosti, poslední přírůstek rychlosti je dosažen v jiném přírůstku počáteční rychlosti (viz Tabulka 5). Po přepočtu na stejný přírůstek počáteční rychlosti ($322/18=18$) je výsledný přírůstek obdobně velký, jako dosavadní přírůstky, následuje tedy trejd nadále i nad Mach 1. Zde po navýšení rychlosti o 322 m/s, výsledný bonus na orbitě je pouze v podobě rychlosti 142 m/s. Opět lze z dat vyčíst, že při navyšování rychlosti nad 50 m/s, na výsledné rychlosti se to objeví pouze v omezené míře (v rámci desetin procent urychlení).

Tabulka 5: Závislost na Počáteční rychlosti z letadla, parabolicky

Počáteční rychlost	Finální rychlost	Přírůstek poč. rychlosti	Přírůstek finální rychlosti	% Poměr urychlení
0	6564,35			
18	6953,10	18	388,76	5,92
36	7096,80	18	143,70	2,07
54	7147,22	18	50,41	0,71
72	7202,48	18	55,27	0,77
90	7222,79	18	20,31	0,28
108	7228,54	18	5,75	0,08
126	7228,14	18	-0,40	-0,01
144	7250,58	18	22,44	0,31
162	7253,41	18	2,84	0,04
180	7243,35	18	-10,06	-0,14
198	7249,69	18	6,34	0,09
216	7259,33	18	9,64	0,13
234	7249,78	18	-9,55	-0,13
252	7271,81	18	22,04	0,30
270	7260,42	18	-11,40	-0,16
592	7402,72	322	142,30	$1,96/322*18=0,11$

V závislosti na počáteční výšce

Překvapivě jsou křivky popisující závislost počáteční rychlosti a počáteční výšky na výsledné rychlosti obdobné. Opět se jedná o logaritmické křivky, které jsou si mezi sebou velmi podobné. Výška je odvozena od výšky, ve které se může daný prostředek pohybovat. U letadla se jedná o výšku do 25 km, u balonu až do 40 km.

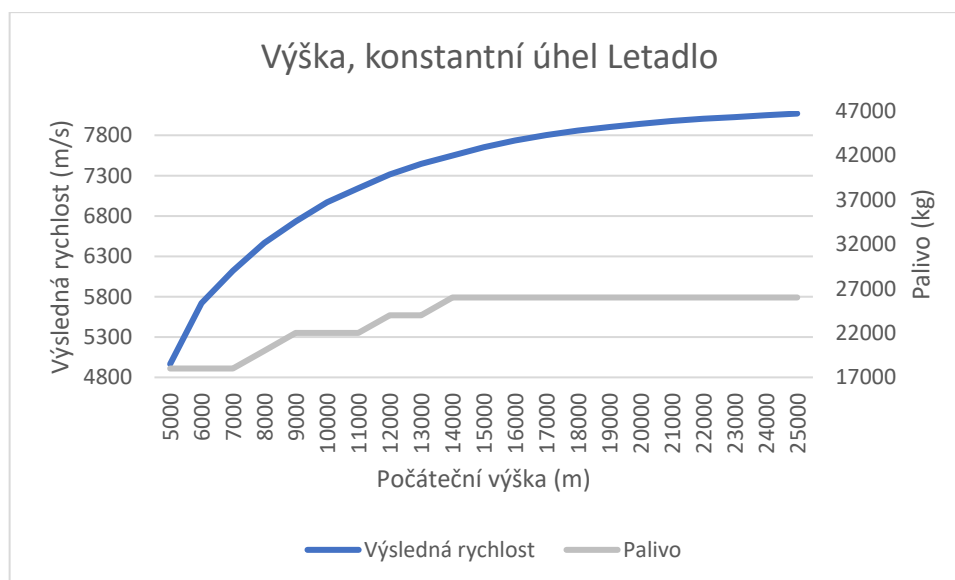


Obrázek 20: Závislost na Počáteční výšce z letadla, parabolicky

Obrázek 20 ukazuje závislost počáteční výšky na výsledné rychlosti na orbitě. Při startu z letadla nejvyšší přírůstky výsledné rychlosti jsou přibližně do výšky 15 km. Poté je vyšší výška benefitující pouze v rámci desetin procent. Hmotnost paliva se v průběhu navyšování počáteční výšky měnila, z původních 22 tun na výsledně konstantních 24 tun. Výsledná data jsou přiložena v tabulce 6.

Tabulka 6: Závislost na Počáteční výšce z letadla, parabolicky

Počáteční výška	Výsledná rychlost	Poměr urychlení	% poměr urychlení
6000	5877,89		
7500	6657,86	779,98	13,27
9000	6978,19	320,33	4,81
10500	7183,34	205,15	2,94
12000	7400,60	217,26	3,02
13500	7550,74	150,14	2,03
15000	7646,42	95,68	1,27
16500	7697,50	51,08	0,67
18000	7779,70	82,19	1,07
19500	7813,84	34,15	0,44
21000	7819,99	6,14	0,08
22500	7814,47	-5,51	-0,07
24000	7888,27	73,80	0,94

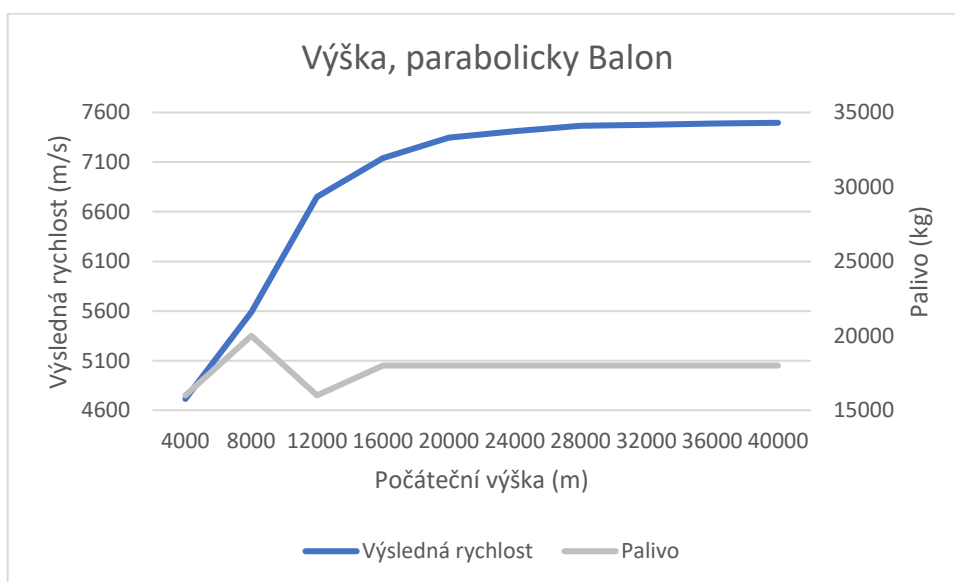


Obrázek 21: Závislost na Počáteční výšce z letadla, konstantní úhel

Při vypuštění rakety pod konstantním úhlem (viz Obrázek 21), křivka je opět shodná. Výška, do které letadlo výrazně zvyšuje výslednou rychlost na orbitě je okolo stejné hodnoty, a to 15 km. Další navyšování počáteční výšky se projeví pouze v desetínách procent vyšší rychlosti (viz Tabulka 21). Váha paliva se postupně zvyšovala od 18 tun až do 26 tun, které byly dále konstantní.

Tabulka 7: Závislost na Počáteční výšce z letadla, konstantní úhel

Počáteční výška	Výsledná rychlost	Poměr urychlení	% poměr urychlení
5000	4964,91		
6000	5718,66	753,75	15,18
7000	6119,54	400,88	7,01
8000	6467,00	347,46	5,68
9000	6731,94	264,93	4,10
10000	6970,88	238,94	3,55
11000	7145,20	174,33	2,50
12000	7313,05	167,85	2,35
13000	7444,09	131,04	1,79
14000	7550,81	106,71	1,43
15000	7653,64	102,84	1,36
16000	7733,63	79,99	1,05
17000	7802,77	69,14	0,89
18000	7856,62	53,85	0,69
19000	7902,43	45,81	0,58
20000	7943,20	40,77	0,52
21000	7979,15	35,95	0,45
22000	8004,82	25,67	0,32
23000	8024,36	19,55	0,24
24000	8048,25	23,88	0,30
25000	8069,36	21,11	0,26



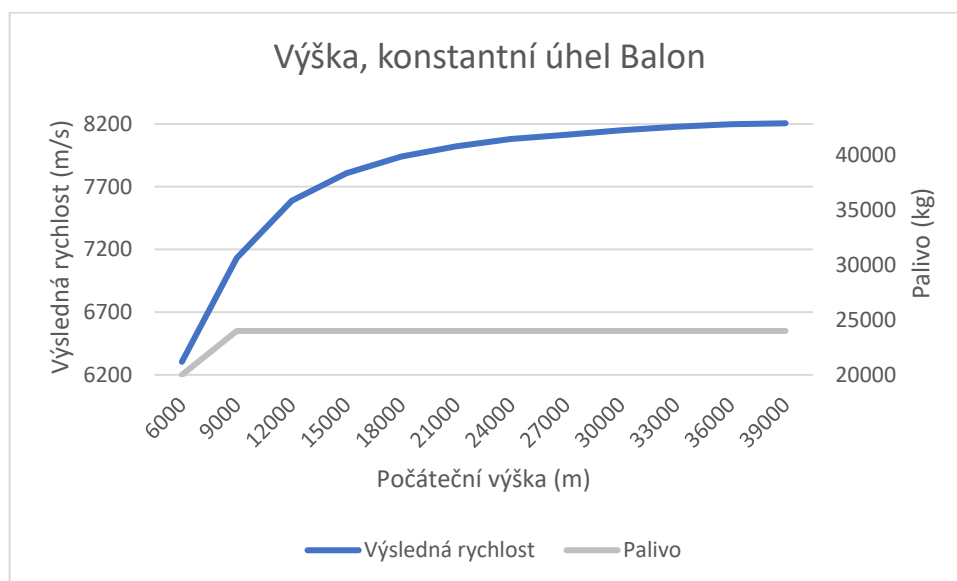
Obrázek 22: Závislost na Počáteční výšce z balonu, parabolicky

Balon, který teoreticky vystoupá od země až po 40 km, následuje obdobnou křivku jako je pro letadlo. Na obrázku 22 lze vidět, že v nižších výškách nejsou data tak přesná, jelikož do nich vstupuje šum v podobě omezené možnosti výpočtů

programu Matlab, ale i vstupy v podobě vyšší hustoty atmosféry u země. Dále je to ovlivněné i variabilitou váhy paliva, i když by se mělo jednat o optimální konfiguraci rakety. Nicméně palivo potřebné pro úspěšný let se pohybuje okolo 18 tun. V tomto případě, kdy raketa je vypuštěna z balonu pod parabolickou křivkou, je mezní výška okolo 20 km. Toto lze vidět v tabulce 8, kde procentuální poměr urychlení je snížen pod hodnotu 1.

Tabulka 8: Závislost na Počáteční výšce z balonu, parabolicky

Počáteční výška	Výsledná rychlost	Poměr urychlení	% poměr urychlení
4000	4713,98		
8000	5589,66	875,68	18,58
12000	6749,55	1159,89	20,75
16000	7139,34	389,80	5,78
20000	7346,16	206,81	2,90
24000	7411,72	65,56	0,89
28000	7465,40	53,68	0,72
32000	7475,21	9,817	0,13
36000	7487,67	12,45	0,17
40000	7496,04	8,38	0,11



Obrázek 23: Závislost na Počáteční výšce z balonu, konstantní úhel

Posledním grafem na obrázku 23 je raketa vypuštěná z balonu pod konstantním úhlem. Zde se jedná o závislost od 6 km až po 39 km. Mezní výška pro let pod konstantním úhlem je opět okolo 20 km. Pozdější nárůsty počáteční výšky se ve výsledné rychlosti na orbitě projeví pouze omezeně, v rámci desetin procent (viz Tabulka 9). Hmotnost paliva se pohybuje stabilně okolo 24 tun.

Tabulka 9: Závislost na Počáteční výšce z balonu, konstantní úhel

Počáteční výška	Výsledná rychlost	Poměr urychlení	% poměr urychlení
6000	6304,02		
9000	7131,64	827,62	13,13
12000	7589,04	457,41	6,41
15000	7808,06	219,02	2,89
18000	7941,54	133,48	1,71
21000	8021,37	79,83	1,01
24000	8081,62	60,24	0,75
27000	8115,44	33,82	0,42
30000	8149,43	33,99	0,42
33000	8177,30	27,87	0,34
36000	8198,11	20,80	0,25
39000	8205,92	7,81	0,10

Mezní počáteční hodnoty – platí pro tuto raketu

- Z výšky 10,7 km – Rychlost 50 m/s
- U rychlosti 200 m/s – Výška letadla 15 km
- U rychlosti 0 m/s – Výška balonu 20 km

Popsání závislostí

- Počáteční rychlost rakety ovlivňuje výslednou rychlost na orbitě přes odpor narůstající s rychlostí (viz Vzorec (33)).
 - (Vyšší rychlost -> vyšší odpor -> exponenciálně závislé na v)
- Počáteční výška vypuštění rakety ovlivňuje výslednou rychlost na orbitě přes hustotu atmosféry (viz Vzorec (23), respektive (21, 22)).
 - (Vyšší výška -> nižší hustota -> exponenciálně závislé na ρ)
- Počáteční úhel vypuštění rakety se mění a není možno jasně ukázat závislost na okolních podmínkách.

4. Diskuse

Představená práce je zaměřena na porovnání konceptů vypuštění raket z letícího prostředku s raketami s pevným startem na LEO dráhy. Dále diplomová práce pojednává o vypočítání kritické váhy payloadu rakety.

Při porovnání simulace rakety s pravou raketou od Virgin Orbit, lze vidět odlišnost ve výkonnosti. Toto by se dalo přiřadit více aspektům. Zaprvé informace o výkonnostních vlastnostech rakety nejsou zcela jednotné. U více zdrojů lze dohledat odlišné I_{sp} , váhu jednotlivých stupňů a paliva. Dále samotný Virgin Orbit uvádí, že pro každý let se raketa speciálně upravuje. V neposlední řadě LauncherOne následuje složitější trajektorii, která není dále dohledatelná. Jedná se o manévry, kdy palivo druhého stupně je páleno nadvakrát – u druhého zážehu se raketa přetočí kolmo k zemi a poslední tah využije k zvýšení výsledné orbity. Dalším z důvodů by mohly být odlišné hodnoty koeficientu odporu. Sice není známý koeficient odporu rakety LauncherOne, ale ten, co je použit v této diplomové práci, je velmi konzervativní (z některých zdrojů až o dvojnásobek vyšší).

Na základě nasimulovaných dat pomocí kódu z programu Matlab byly získány následující výsledky.

Jedním z výsledků je zjištění, že počáteční výška je více benefitující než počáteční rychlost. Z čistě fyzikálního hlediska by se dalo říci, že balon je tedy vhodnější než letadlo. Letadlo sice do jisté míry zvyšuje oba tyto aspekty, avšak má v sobě negativum v podobě nemožnosti raketu vypustit ihned z letadla. V případě vypuštění rakety z letadla je zde potřeba časové prodlevy, kdy raketa snižuje svoji kinetickou rychlost, mění její směr v nepříznivém směru (dolů) a poté je třeba raketu zastavit v pádu, spálit palivo při změně směru a zpětném urychlení rakety na „počáteční rychlost vypuštění.“ Dalším pokrokem v tomto ohledu by bylo, kdyby budoucí studie zkoumaly možnost vypustit raketu z letadla ihned, tj. bez časové pauzy volného pádu. Kdyby letadlo bylo schopno raketu vypustit v ideálním počátečním úhlu a bez pálení paliva při manévru při vypuštění, výsledná hmotnost, kterou by raketa byla schopna vynést, by se výrazně zvýšila.

Závislost výsledné rychlosti na počáteční rychlosti mění pohled na dosavadní studii z roku 2007 publikovanou v Univerzity of Illinois. Jejich návrh supersonického letadla využívá let v počáteční výšce 51 800 ft (15 240 m) s rychlostí Mach 2,0. Letadlo v této pozici má letět ve stoupání v úhlu 25°. Raketa se odpoutá a následuje pouze dvousekundový volný pád, kdy raketa dle jejich slov ztratí dopřednou rychlost pouze minimálně – konkrétně o 71.6 m/s. Dle jejich tvrzení lze se stejnou raketou díky tomuto scénáři vynést dvojnásobný náklad na orbitu, tedy 952 kg.

Dle analýzy a výsledků získaných v této diplomové práci je jejich úspěch zapříčiněn více faktory. Nejen, že jejich rychlost dvakrát převyšuje rychlost zvuku a jejich letadlo je schopné letět až ve výšce necelých 16 km nad zemí. Poslední dílkem do jejich skládačky úspěchu je způsob vypuštění. Efektivnost vypuštění rakety pod úhlem 25° a schopnosti snížit časovou prodlevu mezi vypuštěním a zážehem zvyšuje každým kilem přiblížení k jejich úspěchu.

Otázkou však stále zůstává, zda se tento způsob vypuštění vyplatí. Scénář předchozí studie zachází do extrému v optimalizaci. Zvýšení únosnosti rakety při zvýšení počáteční rychlosti z Mach 1 na Mach 2 není tak markantní, jako vynaložená síla při urychlování letadla s raketou na tuto rychlost. Bohužel není známa spotřeba paliva nadzvukové stíhačky, která dokáže vynést raketu v celkové váze (letadlo plus raketa) 63 tun do 15 km a letět zde rychlostí Mach 2. [24]

Tato finální rozhodnutí jsou vždy závislá na proměnných, které předem nelze předvídat. Každý subjekt, který se bude chtít zabývat těmito problémy musí svoji studii cíleně mířit.

O Air-launch-to-orbit je vyřčeno mnoho ambiciózních tvrzení. I přes všechny neúspěchy se o tomto způsobu mluví jako o budoucnosti. Tvrdí se, že se v obou případech jedná o revoluční technologii, která šetří palivo a finance. Výše představené výsledky to vesměs potvrzují. Otázkou však zůstává, proč není žádná společnost schopna tento systém vypouštění raket zprovoznit? Ke dni dokončení této práce všechny tyto firmy buď ani nezačaly, nebo nakonec zkrachovaly.

5. Závěr

Cílem této diplomové práce bylo porovnat koncepty vypuštění raket z letícího prostředku s raketami s pevným startem na LEO dráhy a dále vypočítat kritickou váhu payloadu rakety.

Po vytvoření simulačního kódu v programu Matlab byly spočteny výsledky. Nejprve byla zjištěna kritická váha payloadu v různých scénářích (různé typy startovacích prostředků, rozdílné trajektorie rakety). Zde vyšlo, že balon je nejvíce vhodný dopravní prostředek. Maximální payload, který balon pod konstantním úhlem letu je schopný vynést, se rovná 310 kg. Výhody balonu zahrnují vyšší dostup před vypuštěním rakety, možnost bezprostředního následování trajektorie (absence časové prodlevy mezi odpoutáním a zážehem).

Druhým z klíčových výsledků bylo analyzování fyzikálních závislostí na startu raket. Aby bylo možno analyzovat, payload rakety byl fixně stanoven na 250 kg. Tyto proměnné zahrnovaly počáteční úhel vzletu, počáteční dopřednou rychlost a počáteční výšku. Výslednou veličinou byla rychlost na orbitě, která byla funkcí zmíněných veličin. Grafické vyobrazení těchto závislostí bylo přiloženo a zanalyzováno. Úhel konstantní trajektorie rakety je ve tvaru maxima, kde po obou stranách vychylující mimo optimum se aplikuje lineární penalizace výsledné rychlosti na orbitě. Při počátečním úhlu parabolické trajektorie bylo zjištěno, že optimální počáteční úhel leží velmi blízko minimálnímu úhlu. Další snižování počátečního úhlu by zapříčinilo neúspěšnost celé mise. Při vyšším, než optimálním úhlu vzletu, raketa vykazovala obdobně lineární penalizační znaky jako u konstantního úhlu.

Počáteční výška a počáteční dopředná rychlost vykazovaly stejné znaky. Křivky závislostí jsou logaritmického tvaru, kde při počátečním navyšování proměnné se výsledná rychlost na orbitě markantně zvyšuje. Při dalším navyšování se výsledná rychlost již nezvyšovala tak výrazně. Byly zde rozpoznány význačné výšky/rychlosti, kde stejné navýšení počáteční proměnné zvýší výsledný přírůstek rychlosti na orbitě pouze v rámci desetin procent. Tyto výšky/rychlosti jsou: Z výšky 10,7 km je kritická rychlost 50 m/s. Při rychlosti letu 200 m/s je kritická výška 15 km. Při rychlosti 0 m/s (stacionární) je kritická výška pro efektivní vypuštění rakety 20 km. I přes to,

že číselné hodnoty platí pouze pro tuto specifickou raketu, fyzikální zákonitosti a křivky zůstávají v obecném hledisku stejné.

Tato diplomová práce je přínosná v několika hlediscích. Prvním přínosem této práce je analýza Air-launch konceptů a jejich následné porovnání s pevným startem ze země. Zde bylo jasně definováno, že ve smyslu efektivnosti vypuštění raket, je balon nejvíce perspektivní koncept. Dalším přínosem práce je volně přístupný Matlab kód, který s dostatečnou přesností simuluje trajektorie raket. Díky tomu bylo možné vytvořit a pochopit jednoduché závislosti na počátečních podmínkách startu rakety. Byly identifikovány kritické body na grafu, ve kterých se další navyšování počátečních veličin projeví v pouze velmi omezeném přírůstku konečné rychlosti na orbitě. To neznamena, že jít za tento bod je nevýhodné. Pouze to poukazuje na fakt, že za tímto bodem se efektivnost přírůstku velmi snižuje. Tento přínos práce otevírá dveře pro další studie, kde je třeba analyzovat, zda bude ekonomičtější platit za palivo letadla, které musí raketu urychlit např. Mach 2, nebo zda se vyplatí ponechat letadlo na nižší rychlosti a připlatit za palivo v raketě.

Provedený výzkum byl limitován několika faktory. Prvním z faktorů jsou omezení simulačního kódu v programu Matlab a omezení samotného programu Matlab. Kód je omezen na kladné přírůstky v ose x. Při záporných hodnotách dráhy dochází k chybnému výpočtu úhlu tahu a trajektorie rakety přestává vykazovat reálné hodnoty. Tento fakt lze upravit, ovšem bylo zjištěno, že kód byl následně velmi dlouhý a výpočty počítače pomalé.

Přesnost výpočtu výšky, ve které raketa přejde do urychlování v horizontální ose, je limitován. Autor použil zákona zachování energie jako nejlepšího existujícího způsobu, jak plynule navázat na orbitu. Nicméně raketa v konstantním úhlu letu přelétává orbitu i o 15 km.

Při psaní kódu pro výpočet trajektorie rakety vypuštěné z letadla byl „přechodový oblouk“ zjednodušen a počítán s rozdílem úhlu mezi tahem a trajektorií 90°. Tento úhel není zcela reálný. Při výpočtech rozdílu tahu 45° raketa vykazovala slabší složku tahu v ose y a zanášela šum v podobě prodlouženého „přechodového oblouku“. To prodlužovalo naletění zamýšlené trajektorie a plýtvalo se palivo při tomto letu.

Další limitací kódu simulátoru je absence výpočtu vztlaku. Toto bylo rozhodnuto opět pro zkrácení výpočtů. Samotná raketa je symetrická a v klasickém letu vztlak nevykazuje. I z tohoto důvodu byla použita raketa LauncherOne od společnosti Virgin Orbit a ne raketa Pegasus. Jedním z míst, kde by se vztlak objevil, je již zmíněný „přechodový oblouk“ u vypuštění rakety z letadla. Raketa nemá nulový úhel náběhu, a proto by se zde vztlak vytvářel. Co se týče letu výše, při konstantním úhlu trajektorie raketa takřka ihned opouští hustou část atmosféry a vytvořený vztlak na raketě by byl minimální. Tento ústupek zkrátil simulační čas a zavedl minimální chybu do výpočtu.

Poslední limitací kódu je výpočet koeficientu odporu u rakety. Zde nebylo možné dohledat pravou hodnotu při Mach 1, některé studie udávají koeficient pod hodnotu 0,8, v práci je však použit více konzervativní hodnota 1,73. [57]

Omezením samotného programu Matlab je fenomén nazývaný jako plovoucí čísla (anglicky floating points). Nejlépe jde tato chyba vidět při výpočtu jednoduchých matematických operací, když zadáme zobrazovací schopnost Matlabu na delší verzi – format long. Například výpočet $32,9 - 7,1 = 25,79999999999997$ (a ne číslo 25,800000000000). Prý je to systémová vlastnost, kdy Matlab počítá s formátem čísel jako single či double. [58]

Další limitací práce byla nemožnost najít přesná a důvěryhodná data pro výpočet finančního ohodnocení startů raket. Tyto informace nejsou veřejné. Proto byly finanční náklady porovnány pouze ve smyslu potřebného paliva.

Budoucí studie mohou získat přesnější výsledky a simulace trajektorií dat tím, že se pokusí eliminovat některé z výše uvedených omezení. Dále mohou použít výkonnější počítač umožňující složitější výpočty a přesnější výsledky simulací. Pro tuto diplomovou práci bylo použito vybrané množství grafů, nicméně kód vytvořený při psaní této práce je multifunkční a dá se z něho získat více dat a potřebných grafů.

6. Seznam použité literatury

- [1] KRÁLOVÁ, Magda. Bratři Montgolfierové. *Eduportál Techmania* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <http://edu.techmania.cz/cs/encyklopedie/vedec/1260/montgolfierove>
- [2] MCCULLOUGH, David G. *The Wright brothers*. First Simon&Schuster hardcover edition. New York: Simon & Schuster, 2015. ISBN 978-1-4767-2874-2.
- [3] BOND, Peter. *Space: a visual encyclopedia*. London; New York: DK, 2010. ISBN 978-0-7566-6277-6.
- [4] BETZ, Betz. The Kármán Line: Where does space begin? *Astronomy.com* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://astronomy.com/news/2021/03/the-krmn-line-where-does-space-begin>
- [5] CAE OXFORD AVIATION ACADEMY. *Meteorology*. 2014. vyd. nedatováno. ATPL Ground Training Series, 9.
- [6] BUIS, Alan. Earth's Atmosphere: A Multi-layered Cake. *Climate Change: Vital Signs of the Planet* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://climate.nasa.gov/news/2919/earths-atmosphere-a-multi-layered-cake>
- [7] NOAA. *U.S. STANDARD ATMOSPHERE, 1976*. 1976.
- [8] ESA. *Types of orbits* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits
- [9] ELBURN, Darcy. *FAQs | NASA* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/leo-economy/faqs>
- [10] SHEARER a VOGT. *Rockets Educator Guide*. 2020, Educator Guide.
- [11] GREGERSEN. *V-2 rocket* [online]. 17. březen 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/technology/V-2-rocket>
- [12] ADMINISTRATOR, NASA Content. First Human-Made Object to Enter Space. *NASA* [online]. 18. březen 2015 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: http://www.nasa.gov/mission_pages/explorer/bumper.html
- [13] GREGERSEN. *Sputnik* [online]. 20. březen 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/technology/Sputnik>
- [14] AUGUSTYN. *Yuri Gagarin* [online]. 23. březen 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/biography/Yuri-Gagarin>
- [15] ESA. *The flight of Vostok 1* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: https://www.esa.int/About_Us/ESA_history/50_years_of_humans_in_space/The_flight_of_Vostok_1

- [16] HARRINGTON, Rebecca. A manhole cover launched into space with a nuclear test is the fastest human-made object. A scientist on Operation Plumbbob told us the unbelievable story. *Business Insider* [online]. [vid.2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.businessinsider.com/fastest-object-robert-brownlee-2016-2>
- [17] HEISTER, Stephen D., William E. ANDERSON, Timothée POURPOINT a Joseph CASSADY. *Rocket propulsion*. First edition. New York: Cambridge University Press, 2018. ISBN 978-1-108-42227-7.
- [18] BENSON. *Water Rockets* [online]. [vid.2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktbot.html>
- [19] VÍTEK a LÁLA. *Malá encyklopedie kosmonautiky*. Praha: Mladá fronta, 1982. Malé encyklopedie. ISBN 23-079-82.
- [20] *Rockoon* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://web.archive.org/web/20131108131319/http://www.astronautix.com/lvs/rockoon.htm>
- [21] SARIGUL-KLIJN a SARIGUL-KLIJN. *A Study of Air Launch Methods for RLVs*. B.m.: University of California. 2001
- [22] MITCHELL, Rebecca A. A Conceptual Analysis of Spacecraft Air Launch Methods [online]. nedatováno. Dostupné z: https://www.colorado.edu/faculty/kantha/sites/default/files/attached-files/42797-36621_-_rebecca_mitchell_-_dec_20_2012_710_am_-_final_project_mitchell.pdf
- [23] CRISP, Nicholas, Katharine SMITH a Peter HOLLINGSWORTH. Small Satellite Launch to LEO: A Review of Current and Future Launch Systems [online]. 2014, 12(ists29), Tf_39-Tf_47 [vid.2023-04-26]. ISSN 1884-0485. Dostupné z: doi:10.2322/tastj.12.Tf_39
- [24] BURTON, Rodney, Eric LOTH a Michael SELIG. Conceptual Design of a Supersonic Air-launch System. In: *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* [online]. Cincinnati, OH: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007 [vid.2023-04-26]. ISBN 978-1-62410-011-6. Dostupné z: doi:10.2514/6.2007-5841
- [25] COŞKUN, EZGİ CİVEK. *Multistage launch vehicle design with thrust profile and trajectory optimization*. B.m.: Middle East Technical University. 2014
- [26] FOJTL, Michal. *Výpočet aerodynamických charakteristik nosiče pro nízkou oběžnou dráhu*. B.m.: Vysoké učení technické v Brně. 2017
- [27] DOODY. Basics of Space Flight Section III. Space Flight Operations. *Jet Propulsion Laboratory, NASA* [online]. Dostupné z: <https://www2.jpl.nasa.gov/basics/bsf14-1.php>

- [28] ROBERTS. Cost for Space Launch to Low Earth Orbit. *Aerospace Security* [online]. 1. září 2022 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://aerospace.csis.org/data/space-launch-to-low-earth-orbit-how-much-does-it-cost/>
- [29] Kosmonautika. *Kosmo.cz* [online]. 2023. Dostupné z: <https://www.kosmo.cz/modules.php?op=modload&name=kosmo&file=index&fil=/m/nosice/index.htm>
- [30] KREBS. Launch Vehicles. *Gunter's Space Page* [online]. 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: https://space.skyrocket.de/directories/launcher_usa.htm
- [31] COLIBRI. B2Space. *Twitter* [online]. 1. únor 2022 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: https://twitter.com/B2_Space/status/1488640840436260867
- [32] B2SPACE LTD. Colibri programme | B2Space. *B2Space* [online]. 2016 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://b2-space.com/colibri-programme/>
- [33] ZERO2INFINITY. *Simplifying access to space* [online]. 7. březen 2019. Dostupné z: <https://www.zero2infinity.space/>
- [34] NORTHROP GRUMMAN CORPORATION. *Pegasus User's Guide* [online]. 2020. Dostupné z: <https://www.northropgrumman.com/wp-content/uploads/Pegasus-User-Guide-1.pdf>
- [35] NASA, Elaine. *Pegasus: Countdown 101* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/st-5/launch/pegasus-101_prt.htm
- [36] MANN, Adam. Stratolaunch Systems: Building the World's Largest Airplane. *Space.com* [online]. 28. květen 2019 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.space.com/stratolaunch-systems.html>
- [37] STRATOLAUNCH. *Colossal aircraft with a mission* [online]. B.m.: Seattle times. 2016. Dostupné z: https://static.straitstimes.com.sg/s3fs-public/attachments/2017/07/28/st_20170728_nnsience_3308269.pdf
- [38] BERGIN. Stratolaunch and Orbital - The Height of Air Launch. *NASASpaceFlight.com* [online]. 2013 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://www.nasaspaceflight.com/2013/05/stratolaunch-orbital-air-launch/>
- [39] ANTIDOTE, Hamartia. Stratolaunch, the world's largest plane, speeds down the runway for the first time [online]. 2018 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://defence.pk/pdf/threads/stratolaunch-the-worlds-largest-plane-speeds-down-the-runway-for-the-first-time.546646/>
- [40] CHARANIA, A C, Steve ISAKOWITZ, Barry MATSUMORI, Will POMERANTZ, Mandy VAUGHN, Hanna KUBIAK, David CAPONIO a E Conant ST. LauncherOne: Virgin Galactic's Dedicated Launch Vehicle for Small Satellites. 30th Annual AIAA.
- [41] VAUGHN, Mandy a Jeff KWONG. LAUNCHERONE: VIRGIN ORBIT'S DEDICATED LAUNCH VEHICLE FOR SMALL SATELLITES & IMPACT TO THE SPACE ENTERPRISE VISION. 2017.

- [42] THORPE, Emma. Virgin Orbit Rocket Launch History & Scheduled Launches. *Orbital Today* [online]. 18. duben 2022 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://orbitaltoday.com/2022/04/18/opening-space-for-good-virgin-orbit-launch-history-and-update/>
- [43] DESISTO, Austin. Straight Up | LauncherOne. *Everyday Astronaut* [online]. 27. červen 2022 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://everydayastronaut.com/straight-up-launcherone/>
- [44] VIRGIN ORBIT. *Premier Satellite Launch Service* [online]. 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://virginorbit.com/>
- [45] HALL. Shape Effects on Drag. *Glenn Research Center | NASA* [online]. 2022. Dostupné z: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/shape-effects-on-drag/>
- [46] BÁEZ LÓPEZ, David a David Alfredo BÁEZ VILLEGAS. *MATLAB handbook with applications to mathematics, science, engineering, and finance*. Boca Raton, Florida: CRC Press, 2019. ISBN 978-1-138-62645-4.
- [47] BRAEUNIG. *Basic of Space Flight: Atmospheric Models* [online]. 2014. Dostupné z: <http://www.braeunig.us/space/atmmodel.htm#USSA1976>
- [48] HALL. *Earth Atmosphere Model - Metric Units* [online]. 2021. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/atmosmet.html>
- [49] TAYLOR, Travis S. *Introduction to rocket science and engineering*. Boca Raton: CRC Press, 2009. ISBN 978-1-4200-7528-1.
- [50] KUNDU, Pijush K., Ira M. COHEN a David R. DOWLING. *Fluid mechanics*. 5th ed. Waltham, MA: Academic Press, 2012. ISBN 978-0-12-382100-3.
- [51] DAN HART. *LauncherOne Service Guide* [online]. 2020. Dostupné z: <https://www.virginorbit.com/wp-content/uploads/2020/09/LauncherOne-Service-Guide-August-2020.pdf>
- [52] BRUGGE. *LauncherOne, Design* [online]. 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: http://www.b14643.de/Spacerockets_3/Virgin-Orbit/Design/LauncherOne.htm
- [53] SPACEX. Falcon 9. *Capabilities & services* [online]. 2022. Dostupné z: <https://www.spacex.com/media/Capabilities&Services.pdf>
- [54] SESNIC, Trevor. TacRL-2 | Pegasus XL. *Everyday Astronaut* [online]. 10. červen 2021. Dostupné z: <https://everydayastronaut.com/tacrl-2/>
- [55] HENNESSY. To cheaply go: How falling launch costs fueled a thriving economy in orbit. *NBC News* [online]. 8. duben 2022. Dostupné z: <https://www.nbcnews.com/science/space/space-launch-costs-growing-business-industry-rcna23488>

- [56] ALAMALHODAEI, Aria. Virgin Orbit's botched launch highlights shaky financial future. *TechCrunch* [online]. 10. leden 2023 [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: <https://techcrunch.com/2023/01/10/virgin-orbits-botched-launch-highlights-shaky-financial-future/>
- [57] *Basic of Space Flight: Aerodynamics* [online]. 2020. Dostupné z: http://www.braeunig.us/space/aerodyn_wip.htm
- [58] MATHWORKS. *Floating-Point Numbers - MATLAB & Simulink* [online]. [vid. 2023-04-26]. Dostupné z: https://www.mathworks.com/help/matlab/matlab_prog/floating-point-numbers.html

Seznam příloh

Příloha 1: US Standard Atmosphere (USSA)

Příloha 2: Koeficient odporu (Drag_coef)

Příloha 3: Kód pro výpočet trajektorií rakety a váhy payloadu

Příloha 4: Kód pro výpočet závislosti na rychlosti

Příloha 5: Kód pro výpočet závislosti na α_0

Příloha 6: Kód pro výpočet závislosti na výšce

Přílohami této diplomové práce jsou kódy vytvořené v Matlab programu. Tyto skripty byly využity k nasimulování praktické části diplomové práce. Kódy byly vypracované autorem a jsou uloženy a volně přístupné na stránkách digitální knihovny ČVUT – dspace.cvut.cz.