

České vysoké učení technické v Praze
Fakulta elektrotechnická

Katedra měření
Obor: Kybernetika a Robotika



Postupy vypuštění cubesatů na nízkou oběžnou dráhu kolem Země

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Vypracovala: Anna Sereda
Vedoucí práce: doc. RNDr. René Hudec, CSc.
Rok: 2021

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Sereda** Jméno: **Anna** Osobní číslo: **466106**
Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**
Zadávací katedra/ústav: **Katedra měření**
Studijní program: **Kybernetika a robotika**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Postupy vypuštění cubesatů na nízkou oběžnou dráhu kolem Země

Název bakalářské práce anglicky:

Launch solution for cubesatellites with emphasis on low orbits

Pokyny pro vypracování:

Současný rychlý rozvoj technologií mini satelitů typu cubesat a prudce narůstající četnost jejich realizace a aplikace představuje potenciál pro realizaci studentských i vědeckých kosmických experimentů na univerzitách typu ČVUT. Kromě rychlého rozvoje vlastních technologií a technických řešení vlastních cubesatů dochází v poslední době k rychlému rozvoji i v oblasti launch kapacit a moderních a netradičních řešení pro vynášení těchto objektů na okolozemskou oběžnou dráhu. Některá tato řešení představují zajímavý potenciál i pro vynášení cubesatů na oběžné dráhy ve velmi malé výšce řádu 100 až 300 km, kde se očekává jejich umístování vzhledem k rozvoji cubesatů s iontovým motorem, rovněž ve studiu na ČVUT FEL (Atmosphere-Breathing Electric Propulsion (ABEP) s těžištěm na air-breathing ion thruster, neboli air-breathing iontový pohon). V současnosti je limitujícím faktorem vysoká cena za vypouštění a také prakticky neexistence řešení pro umístění satelitu na VLEO (Very Low Earth Orbit). Cílem projektu je Rešerše současných a budoucích launch možností pro minisatelity typu Cubesat 1U až 12U, jejich detailní rozbor a diskuze technických a ekonomických parametrů. Tato studie by měla zahrnout i start-upy typu <https://www.dawnaerospace.com/>, zaměřené na netradiční technologie a přístupy. Návrh řešení by měl fitovat potřeby současně probíhající studie na FEL ČVUT proveditelnosti cubesatelitu na VLEO s iontovým motorem a vědeckým payloadem vyvinutým na FEL ČVUT (rentgenový monitor). Práce by na základě výše uvedeného měla vyústit v návrh launch řešení pro vyslání malého cubesatu FEL ČVUT 3U až 8U na VLEO ve výšce mezi 200 a 300 km. Řešení by mělo optimalizovat technickou i ekonomickou stránku.

Seznam doporučené literatury:

1) Turner M. J. L., Rocket and Spacecraft Propulsion Principles, Practice and New Developments, 2nd edition, Praxis Publishing Ltd, UK, 2005, ISBN 3-540-22190-5

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

doc. RNDr. René Hudec, CSc., katedra radioelektroniky FEL

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **22.06.2021**

Termín odevzdání bakalářské práce: _____

Platnost zadání bakalářské práce:

do konce zimního semestru 2022/2023

doc. RNDr. René Hudec, CSc.
podpis vedoucí(ho) práce

podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Mgr. Petr Páta, Ph.D.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Studentka bere na vědomí, že je povinna vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studentky

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracovala samostatně a použila jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

V Praze dne

.....

Anna Sereda

Poděkování

Děkuji vedoucímu práce doc. René Hudecoví, CSc. za obrovskou trpělivost, citlivé navádění a odborné rady během vypracování práce. Daná práce existuje pouze kvůli jeho víře ve své studenty a přání pomoc najít správná témata, pro každého z nich.

V neposlední řadě chci také poděkovat své rodině a přátelům, kteří mě podporovali po celou dobu studia.

Anna Sereda

Název práce:

Postupy vypuštění cubesatů na nízkou oběžnou dráhu kolem Země

Autor: Anna Sereda

Obor: Kybernetika a Robotika

Druh práce: Bakalářská práce

Vedoucí práce: doc. RNDr. René Hudec, CSc.

Abstrakt: Současný rychlý rozvoj a popularizace miniaturních satelitů vede nás k tomu, že existuje možnost relativně levně vypustit vlastní satelit na zemskou orbitu. Studenti vysokých škol mohou nyní sami sestavit vlastní satelit, navrhnout misi a později možná i tuto misi uskutečnit. Dána práce je určena ke zkoumání všech, jak současných, tak i budoucích možností vypuštění CubeSatelitů (typu 1U až 12U) na nízkou a velmi nízkou oběžnou dráhu Země, jejich detailní rozbor a diskuze technických a ekonomických parametrů.

První tři kapitoly práce jsou koncipovány jako úvod do problematiky tématu: úvod do světa CubeSatů, úvod do problematiky miniaturních misí z pohledu astrodynamiky a rozbor možnosti umístění satelitů na velmi nízké okolozemní orbity. Čtvrtá kapitola udává přehled nosných raket, k vynesení malého užitečného zatížení, jejich parametry a přehled moderních řešení dané problematiky. Seznámit se s možnostmi oddělení satelitů od nosiče je možný v kapitole číslo 5 a rozbohem nákladů na mise v kapitole 6.

Klíčová slova: satelit, CubeSat, vypuštění, LEO, VLEO, MiniSat, kosmická mise, nosná raketa, orbita

Title:

Launch solution for cubesatellites with emphasis on low orbits

Author: Anna Sereda

Abstract: Current rapid development and popularization of miniature satellites lead us to the possibility of launching a satellite into the Earth orbit relatively cheaply. A university student can now build their satellite, plan a mission, and later carry it out. This work investigates both current and future possibilities of CubeSatellites launch (type 1U to 12U) on the Low and Very Low Earth orbit, their detailed analysis and discussion of technical and economic parameters.

The first three chapters are designed as an introduction to the world of CubeSats and the problem of placing satellites at the Very Low Earth Orbit. The fourth chapter provides an overview of launchers for small payload missions, their parameters and an overview of modern solutions to the problem. Possibilities of separating satellite's modules from the carrier can be found in chapter number 5 and the cost analysis of the mission in chapter 6.

Key words: satellite, CubeSat, launch, LEO, VLEO, MiniSat, space mission, launch vehicle, orbita

Obsah

Seznam použitých zkratk	xi
Seznam obrázků	xiii
Seznam tabulek	xiv
Úvod	1
1 Co je CubeSat?	3
1.1 Standardizace CubeSatu	3
1.2 Přehled základních technických standardů	4
1.2.1 Systémové technické standardy	4
1.2.2 Fáze projektování mise pro CubeSat	5
1.2.3 Souhrn	6
1.3 Popularizace CubeSatů	7
1.3.1 Proč jsou miniaturní satelity populární?	7
2 Astrodynamika	9
2.1 Principy astrodynamiky	9
2.1.1 Keplerova úloha neboli problém dvou těles	10
2.1.2 Elementy dráhy	11
2.1.3 Klasifikace oběžných drah	12
2.1.4 Přibližná oběžná dráha CubeSatů po startu	12
2.2 Perturbace	13
2.2.1 Družice a gravitační pole Země	13
2.2.2 Atmosférický odpor	14
3 Problematika VLEO	17
3.1 Aerodynamika ve VLEO	17
3.1.1 Principy orbitální aerodynamiky	18
3.2 Benefity a problémy umístění satelitů ve VLEO	19
3.2.1 Benefity VLEO	19
3.2.2 Výzvy VLEO	21
3.2.3 Závěr	22
3.3 Aplikace VLEO	22
3.3.1 Pasivní systémy	22
3.3.2 Aktivní systémy	23
4 Přehled nosných vozidel	25
4.1 Rodiny nosných raket na vypouštění CubeSatů	25
4.1.1 Antares/Minotaur	25
4.1.2 Dnepr	26
4.1.3 PSLV	27
4.1.4 Sojuz-2	28
4.1.5 Falcon 9	29
4.1.6 Atlas V	30
4.2 Alternativní možnosti vypouštění	30
4.2.1 Micro satellite launchers	30
4.2.2 Dawn Mk Aurora	32

4.3	Výběr nosné rakety	34
5	Vypuštění CubeSatů na orbitu	37
5.1	Anatomie dávkovače CubeSatů	37
5.2	Možnosti vypuštění z ISS	38
5.2.1	Nanoracks ISS CubeSat Deployer (NRCSD)	38
5.2.2	Nanoracks ISS MicroSatellite Deployment – Kaber Deployer Program	39
5.2.3	JEM Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD)	39
5.3	Rozmístění nad ISS	41
5.3.1	Nanoracks External CubeSat Deployer (ENRCSD)	41
5.3.2	SEOPS SlingShot	41
6	Analýza nákladů na mise a její autorizace	43
6.1	Odhad nákladu	43
6.1.1	Licence a autorizace mise	44
6.2	Ekonomika vypuštění CubeSatů	45
6.3	Závěr a doporučení k stanovení nákladu malé mise	46
	Závěr	49
	Literatura	51
	Přílohy	
A	Znázornění typu zmíněných nosičů	

Seznam použitých zkratk

CubeSat	Cubical Satellite
ISS	Mezinárodní vesmírná stanice
ABEP	Atmosphere-Breathing Electric Propulsion
LEO	Low Earth Orbit, Nízká okolozemní orbita
VLEO	Very Low Earth orbit, Velmi nízká okolozemní orbita
CalPoly	California Polytechnic State University
ESA	European Space Agency
MDR	Mission Definition Review
PRR	Preliminary Requirement Review
PDR	Preliminary Design Review
CDR	Critical Design Review
QR	Qualification Review
AR	Acceptance Review
UDZ	Umělá družice Země
SNL	Signal-To-Noise ratio (Poměr signálu k šumu)
DNH	Do No Harm
FMF	free-molecular flow (molekulární proudění)
ISS	International Space Station
NRCSD	Nanoracks CubeSat Deployer
J-SSOD	JEM Small Satellite Orbital Deployer
MPEP	Multi-Purpose Experiment Platform
J-SSOD	Small Satellite Orbital Deployer
ENRCSD	Nanoracks External CubeSat Deployer
USSSN	US Space Surveillance Network
SSO	Sun-Synchronous Orbit

GEO Geosynchronní oběžná dráha
BN Balistický koeficient
PSLV The Polar Satellite Launch Vehicle
PMBOK Project Management Body of Knowledge
AMS Agile MicroSatellite
LoLaSat Low Latency Satellite

Seznam obrázků

1.1	Znázornění velikosti různých typu CubeSatů[1]	4
1.2	Funkce a hranice systémového inženýrství. Zdroj: ECSS-E-ST-10C [3][2]	5
1.3	Roční spuštění CubeSatů od 20. srpna 2021[4].	7
1.4	Vypuštění nanosatelitů dle typu organizace[4]	8
2.1	Význam některých elementů dráhy.	11
2.2	Přibližná oběžná dráha Cubesatů po startu[4]	13
3.1	Explorer 6 [9]	17
3.2	Spekulární a difúzní reemitované toky částic[10]	18
3.3	Koeficienty odporu a zdvihu pro plochou desku při různém úhlu dopadu θ vypočítané pomocí Sentmanova modelu[10]	19
3.4	Vývoj výškových profilů prostorové hustoty v LEO pro objekty s $d > 10$ cm, pro scénář obvyklého vývoje, během 100letého časového období predikce[11][12]	21
4.1	Dawn Mk-II operational diagram[23]	33
4.2	Dawn Mk-III operational diagram[23]	34
4.3	Vývojový diagram výběru nosné rakety pro CubeSate mise [2]	35
5.1	Nanoracks CubeSat Deployer[28]	39
5.2	J-SSOD[30]	40
1	Antares 110 při prvním startu[39]	
2	Minotaur I, duben 2007[40]	
3	Raketa Dnepr[41]	
4	Raketa PSLV-C35[42]	
5	Nosné rakety Dnepr a PSLV-C35	
6	Atlas V 551 se sondou New Horizons [45]	
7	Vzhledová specifikace Mk-II[23]	

Seznam tabulek

4.1	Základní informace o raketách Antares [2][15]	26
4.2	Základní informace o raketách Dnepr[2][16]	27
4.3	Základní informace o PSLV-XL [2]	28
4.4	Základní informace o Sojuzu-2 [2]	29
4.5	Základní informace o Falcon 9 [2]	29
4.6	Základní informace o Atlas V-401 [2]	30
4.7	Malé vesmírné odpalovací systémy v aktivním vývoji[21][22]	31
4.8	Micro launch vehicle launches[2]	32
4.9	Specifikace MK-II[23]	33
5.1	Částečný seznam dostupných dávkovačů [2]	38
5.2	Typické parametry oběžné dráhy pro nasázení CubeSatu z ISS za pomoci J-SSOD [2]	41
6.1	Poskytovatelé startů CubeSatu / Brokery / Integrátoři misí [4][22]	46

Úvod

CubeSat - je pojmenování satelitů, které zná každý, kdo se zajímá o Astrofyziku, Astronomii, kosmické inženýrství apod. Tyto satelity se staly opravdovou revolucí kosmického inženýrství, díky tomu že jejich návrh, vývoj, výroba a provoz nejsou tak finančně, technologicky i časově náročné.

Současný rychlý rozvoj technologií mini satelitů typu cubesat a prudce narůstající četnost jejich realizace a aplikace představuje potenciál pro realizaci studentských i vědeckých kosmických experimentů na univerzitách typu ČVUT. Mnozí studenti se rozhodnou sestavit si své vlastní satelity jako součást své bakalářské nebo diplomové práci.

V poslední době dochází i k rychlému rozvoji v oblasti launch kapacit a moderních a netradičních řešení pro vynášení těchto objektů na okolozemní oběžnou dráhu. Některá tato řešení představují zajímavý potenciál i pro vynášení CubeSatů na oběžné dráhy ve velmi malé výšce, kde se očekává jejich umístování vzhledem k rozvoji cubesatů s iontovým motorem, rovněž ve studiu na ČVUT FEL (Atmosphere-Breathing Electric Propulsion (ABEP) s těžištěm na air-breathing ion thruster, neboli air-breathing iontový pohon).

V současnosti je limitujícím faktorem vysoká cena za vypouštění a také prakticky neexistence řešení pro umístění satelitu na VLEO (eng. Very Low Earth Orbit, tj. velmi nízká okolozemní orbita).

Cílem daného projektu je rešerše současných a budoucích launch možností pro minisatelity typu Cubesat 1U až 12U, jejich detailní rozbor a diskuze technických a ekonomických parametrů.

Díky svému standardizovanému tvaru, technickým parametrům, rozhraní a atd. CubeSaty tvoří specifickou třídu satelitů. Dána skupina se řídí určitými pravidly, parametry, technickými normami, novými nebo přizpůsobenými testovacími metodikami, standardizovanými spouštěcími adaptéry. V první kapitole této práci se rozebírá základní informaci o tom, co je CubeSat.

Nedávný výzkum pohonné technologie v kombinaci s aktivními aerodynamickými koncepty vedl ke konceptu kosmických lodí pracujících na VLEO orbitách. Při použití takového přístupu mohl satelit zůstat na oběžné dráze menší než 200 km (tj. nižší než konvenční LEO), a to navzdory aerodynamickému odporu po delší dobu. Dané problematice a rozboru výzev, které tato možnost obnáší, stejně tak i jejím benefitům je věnována druhá a třetí kapitola.

Velkou součástí návrhu kosmické mise pro CubeSaty je výběr nosné rakety a vypouštěcího zařízení vhodného pro tuto misi. Rodinám různých nosných raket určených pro rideshare launch řešení pro CubeSaty je věnovaná sekce v kapitole čtyři. Ve stejné kapitole je možné se seznámit s alternativními řešeními vypouštění satelitů daného druhu. Vypouštěcím zařízením neboli dávkovačem CubeSatů je věnována kapitola pět.

Pro jakýkoli vesmírný projekt a zvláště pro misi CubeSat je nezbytné správně, formálně, kvantifikovatelné a ověřitelné potřeby, které mají koneční uživatelé splnit. Univerzitní projekty CubeSat se typicky zaměřují hlavně na vzdělávací a technologické mise. Požadavky jsou obvykle definovány stejnou institucí, která navrhuje, integruje a provozuje satelit. Při mnoha příležitostech je prohlášení o poslání zcela otevřené a potřeby uživatelů nejsou příliš dobře definovány. Ekonomické stránce návrhu malé mise, diskuze a

ceně vypouštění základním informacím a legislativních otázkách je věnovaná finální, šestá kapitola.

Kapitola 1

Co je CubeSat?

CubeSat (z angl. Cubilacal Satelit) je miniaturní satelite, který (dle úvodu mnoha stránek) změnil vědecký svět. Daný standart byl byl vytvořen v Kalifornské Polytechnické Statní univerzitě (California Polytechnic State University) města San Luis Obispo (zkráceně SLO) a laboratoři vývoje vesmírných systémů na Stanfordské univerzitě v roce 1999 pro vysokoškolské studenty, aby jim usnadnil přístup do vesmíru. Od té doby tento standard přijaly stovky organizací po celém světě. Mezi vývojáře CubeSatu patří nejen univerzity a vzdělávací instituce, ale také soukromé firmy a vládní organizace.

Standard CubeSat usnadňuje častý a cenově dostupný přístup do vesmíru s možnostmi startu, jež jsou dostupné pro většinu nosných raket. CubeSaty jsou vypuštěny z celého světa na různých nosných raketách. Seznam možností spuštění se denně mění a zvyšuje. Některé organizace, poskytující příležitosti ke spuštění satelitů daného typu, jsou Cal Poly, ISISpace, AeroSpace, NanoRacks, Spaceflight Industries, TriSept Corporation, Tyvak.

V České republice je několik projektů, které se drží rozměrů, jež stanovuje CubeSat. Prvním projektem zaměřeným na vývoj CubeSatů v České republice byl projekt czCube, které vedlo občanské sdružení czCube o.s.. Tento projekt byl zahájen v roce 2004 a oficiálně dokončen v roce 2014. Ukázalo se totiž, že projekt nebyl z finančního hlediska úspěšný. Projekt PilsenCUBE, který částečně navazuje na czCube, potkal stejný osud jako jeho "bratra" czCube. Dalšími českými projekty byli CzechTechSat, Lucky-7, VZLUSAT-1 atd.

1.1 Standardizace CubeSatu

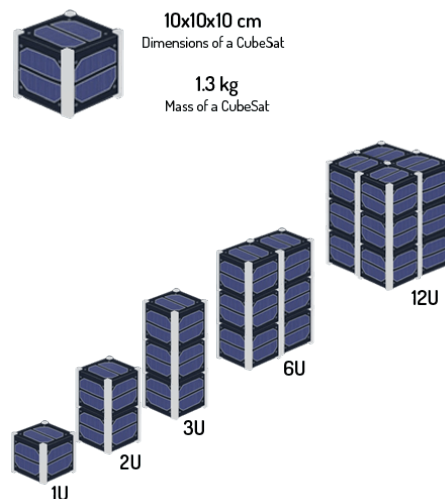
V roce 1999 vyvinula Kalifornská státní polytechnická univerzita (Cal Poly) a Stanfordská univerzita specifikace CubeSat na podporu a rozvoj dovedností nezbytných pro návrh, výrobu a testování malých satelitů určených pro nízkou oběžnou dráhu Země (LEO). Od té doby se specifikace neustále upřeshňují a spolu s tempem rozvoje a popularizace miniaturních satelitů obnovují.

První a jedna z hlavních klasifikací CubSatu je velikost. CubeSat je typ miniaturního satelitu třídy U. Jeho velikost v přepravním stavu odpovídá $10 \times 10 \times 10$ cm a jeho hmotnost je kolem 1.33 kg. Tento popis velikosti CubeSatu by byl pravdivý před několika lety. Díky svoji popularitě a poptávce po větším místě na satelitu se se koncept CubeSatů rozšířil na takzvané 1U, 2U, 3U atd. Tj. na tvary, které jsou složené z 1, 2, 3 a více základních stavebních bloků původního konceptu.

Momentálně existuje mnoho různých velikosti CubSatu od 0.25U do 27U tj. od 0.2kg do 40 kg. Pro zlepšení pochopení rozdílů těchto velikostních typů uvedeme pár příkladů:

Přesná velikost CubSatu typu 1U je $10 \times 10 \times 11.35$ cm. CubeSat typu 2U se skládá z dvou "kostek" typu 1U a tedy má velikost $10 \times 10 \times 22.7$ cm . Analogicky můžeme zjistit, že typ 6U má velikost již $20 \times 10 \times 34.05$ cm a 12U až $20 \times 20 \times 34.05$ cm [1].

CubeSaty mají velký počet dalších elektrických, mechanických, provozních a obecných požadavků. Některé z těchto standardů jsou nutnost neoddělitelnosti a pevnosti



Obrázek 1.1: Znázornění velikosti různých typu CubeSatů[1]

části satelitu, použití a dodržování standardů pyrotechnických systémů, použití jen určitých materiálů. Podrobný přehled všech požadavků lze nalézt na stránkách CalPoly v dokumentu "CubeSat Design Specification". Vše ostatní je nadbytečné.

1.2 Přehled základních technických standardů

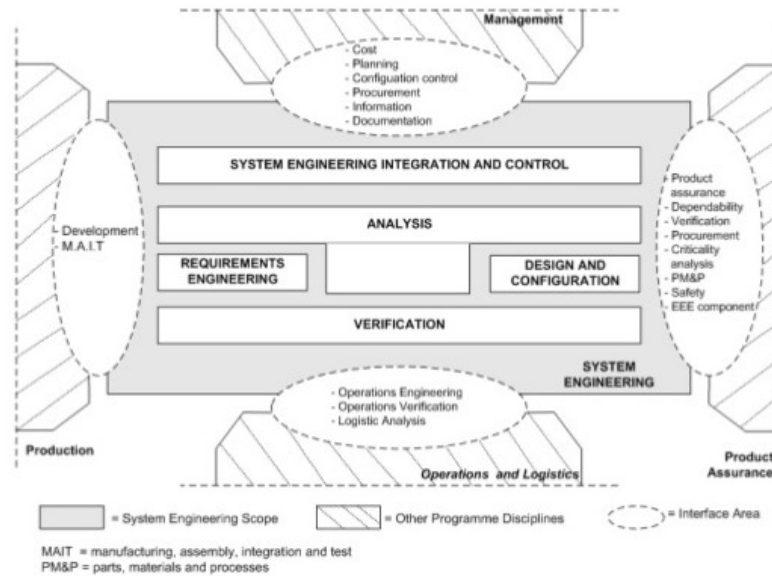
Před zavedením stávajících norem systémového inženýrství je důležité pochopit, proč jsou normy zásadní. Nyní je dobře známo, že CubeSats začal jako standardní vzdělávací program, který studentům umožnil získat praktické zkušenosti se satelity. Počáteční standard definoval rozměry, hmotnost a mechanické rozhraní malého satelitu s dislokátorem. Ve stejné době byl standardizován pomocí rohových kolejnic jako dotykového rozhraní mezi kosmickou lodí a satelitem. Toto standardní rozhraní nakonec umožnilo CubeSatům uspět[2]. Tímto způsobem bylo již definováno rozhraní s nosnou raketou, což vývojářům umožnilo soustředit se pouze na problém kosmické lodi. Bez standardu by každý CubeSat musel pracovat na vlastním rozhraní se specifickým spouštěčem, což by zvýšilo čas, náklady a složitost celého projektu.

1.2.1 Systémové technické standardy

Všechny vesmírné inženýrské systémy jsou definovány určitými technickými parametry. Tyto parametry jsou momentálně stanovené NASA a ESA. Norma ESA je určena v E-ST-10 Engineering Standard, pro NASA je standard definován v příručce NASA Systems Engineering Handbook. E-ST-10 Engineering Standard [3] vytvořená Evropskou spoluprací pro standardizaci vesmíru (ECSS). Oba standardy systémového inženýrství mají být přizpůsobeny koncovému uživateli podle jeho potřeb a jsou aktivně používány v mnoha zemích mimo Ameriku a Evropu[2].

Systém představuje integrovaný soubor prvků určený k dosažení definovaného cíle. Tyto prvky zahrnují hardware, software, firmware, lidské zdroje, informace, techniky, služby zařízení a další podpůrné prvky.

Obr. 1.2 ukazuje hranice systémového inženýrství (pro které naznačené interakce mezi identifikovanými hlavními disciplínami jsou jenom orientační, nikoli vyčerpávající), její vztah k výrobě, operacím, zajišťování produktu a disciplínám managementu (a jejich vzájemná interakce je označena jako „oblasti rozhraní“ (eng. "interface areas")) a jeho vnitřní



Obrázek 1.2: Funkce a hranice systémového inženýrství. Zdroj: ECSS-E-ST-10C [3][2]

rozdělení do následujícího systému dílčích inženýrských funkcí [3]:

- inženýrství požadavků, které se skládají z analýzy požadavků a validace, alokace požadavků a údržba požadavků;
- analýza, která se provádí za účelem řešení konfliktů požadavků, dekompozice a alokace požadavků při funkční analýze, posouzení účinnosti systému (včetně analýzy rizikových faktorů); a doplnění hodnocení testování a poskytování obchodních studií pro hodnocení účinnosti, rizika, nákladů a plánování;
- návrh a konfigurace, jejichž výsledkem je fyzická architektura a její kompletní systémové funkční, fyzické a softwarové vlastnosti;
- ověření, jehož cílem je prokázat, že jde o plnění odpovídajících stanovených požadavků, včetně kvalifikace a přijetí;
- integrace a řízení systémového inženýrství, koordinace různých inženýrských oborů a účastníků během celého projektu fáze.

1.2.2 Fáze projektování mise pro CubeSat

V dané části jednak uvedeme každou fázi projektu standardní pokyny pro projektování kosmických systému dle ECSS [3], jednak probereme každou fázi projektu a její základní požadavky.

Fáze 0: Analýza mise

Fáze 0 neboli základní fáze projektu zahrnuje v sobě stejné "stavební bloky" jako každý projekt. Musí být provedena analýza projektu tak, aby později byly dodrženy požadavky zákazníka a přezkoumání definice mise (MDR). Dle těchto požadavků musí být navržen koncept projektu, provedena analýza dokumentu prohlášení o poslání a začlenění této analýzy a jakýchkoliv relevantních příspěvků dodavatelů nižší úrovně do dokumentace mise.

Fáze A: Proveditelnost

Finalizujeme všechny indikátory předchozí fáze, dle kterých provedeme návrh systémového řešení (včetně identifikace kritických položek a rizik), tak aby vyhovovaly potřebám zákazníků.

Musí být dodrženy předběžné přezkoumání požadavků (PRR) a zajištěno provádění akcí PRR. Až poté, kdy jsou stanoveny a vzaty v úvahu všechny výše uvedené body, lze definovat přístup rozvoje a plán inženýrských činností.

Fáze B: Předběžná definice

Pro fázi B funkce systémového inženýrství stanovíme předběžnou definici systému řešení stanoveného na konci fáze A. Musí být prokázáno, že řešení splňuje technické požadavky podle harmonogramu, cílové náklady a požadavky zákazníka.

Musí být provedená kontrola podpory SRR a PDR a zajištěno provádění akcí SRR a PDR. Výsledkem této fáze je definování vývojového přístupu a plán inženýrských činností.

Fáze C: Detailní definice

Pro fázi C funkce systémového inženýrství stanoví podrobnou definici systému, prokáže schopnost splnit technické požadavky specifikace technických požadavků systému a podpory Critical Design Review (CDR) a zajistí provádění akcí CDR.

Fáze D: Kvalifikace a výroba

Pro fázi D funkce systémového inženýrství finalizuje rozvoj systému kvalifikací, dokončuje přípravu k provozu a využití. Musí být provedena kontrola kvalifikace (QR) a kontrola přijetí (AR) a zajištěna jejich realizace.

Fáze E: Provoz

Předfinální fáze projektu podporuje zahajovací kampaň, zajišťuje provoz a využití podle podmínek obchodní smlouvy. Prokázána podpora Flight Readiness Review (FRR), Operations Readiness Review (ORR), Launch Readiness Review (LRR), Commissioning Results Review (CRR), End-of-Life Review (ELR) a opakované produkty AR umožňují provádět výše uvedené akce. Musí být provedena kontrola všech činností systémového inženýrství a poskytnutá dokumentace na podporu vyšetřování anomálií a usnesení.

Fáze F: Likvidace

Pro fázi F funkce systémového inženýrství podporuje subjekt odpovědný za likvidaci podle podmínek obchodní smlouvy a Mission Close-out Review (MCR).

1.2.3 Souhrn

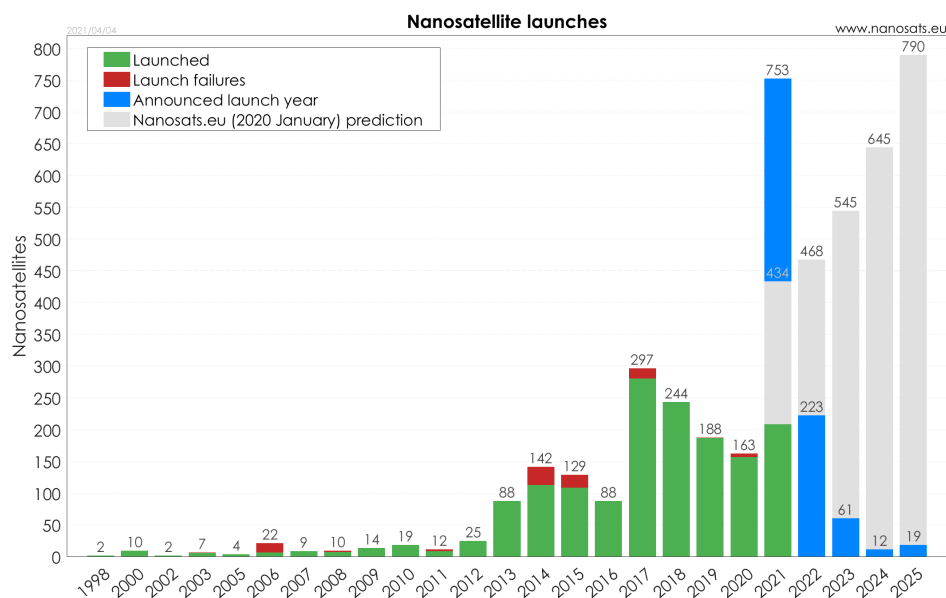
Specifikace CubeSat svým technickým designem a stále běžnějším používáním v kosmickém sektoru vedla k tomu, že se CubeSats staly vysoce univerzálními platformami. Mohou být použity k dosažení mnoha různých cílů mise zejména kvůli své nízké ceně a jednoduchému procesu vývoje a integraci do architektury mise. Důležité je, že jejich lehký aspekt znamená, že je lze přiřadit jako sekundární užitečné zatížení mnoha různým orbitám a cílům a díky standardizacím, jako je mechanismus nasazení P-POD, je pro vývojáře a poskytovatele spouštěcích služeb relativně snadné.

Kromě toho služby, technologie a zařízení vyvinutá mezinárodně na podporu tohoto odvětví - komponenty COTS, konzultanti specifictí pro CubeSat a další služby - nyní nabízejí příležitosti pro mise a zákazníky, kteří mohli čelit obtížím a vysokým nákladům

při vývoji užitečných zatížení pro tradiční kosmické lodě nebo platformy nebo dokonce vůbec přístup do vesmírného sektoru.

1.3 Popularizace CubeSatů

K vypuštění satelitu z nosné rakety se nejčastěji používá unifikované vypouštěcí zařízení P-POD, které je schopné vypustit 1 až 3 CubeSaty. V současné době jsou CubeSaty běžně uváděny na oběžnou dráhu dispečery na Mezinárodní vesmírné stanici nebo vypouštěny jako sekundární užitečné zatížení na nosné raketě. K 20. srpnu 2021 bylo vypuštěno 1634 CubeSatů[4]. Více než 1200 bylo úspěšně nasazeno na oběžnou dráhu a více než 90 bylo zničeno při selhání startu. Zvětšení zájmu o CubeSaty můžeme pozorovat na grafu uvedeném na obrázku 1.3. V roce 2021 je naplánováno více než 700 vypuštění, což je o 319 více než se očekávalo na začátku roku 2020 a jenom dvakrát méně než počet satelitů vypuštěných za předchozích 20 let.



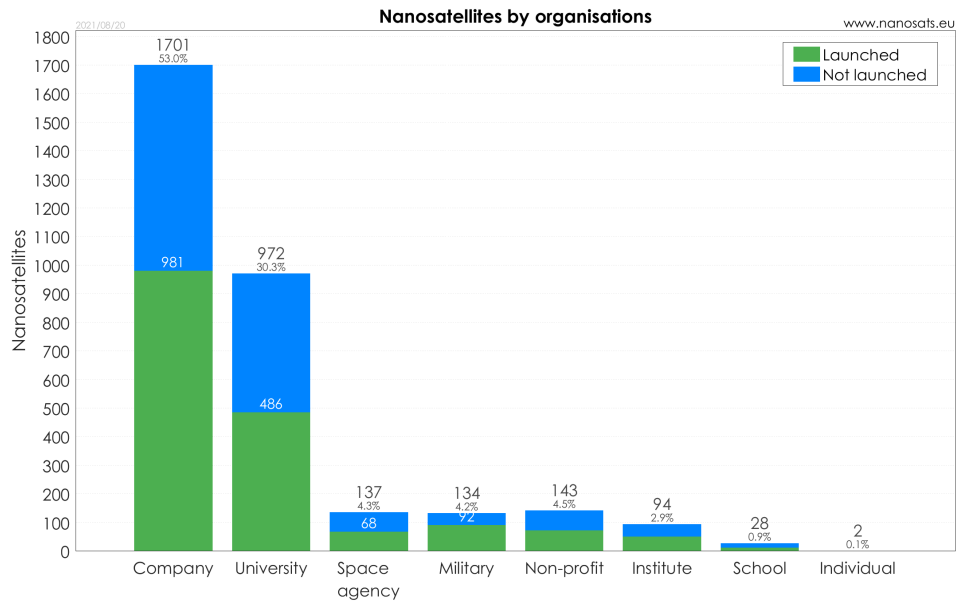
Obrázek 1.3: Roční spuštění CubeSatů od 20. srpna 2021[4].

1.3.1 Proč jsou miniaturní satelity populární?

Navzdory skutečnosti, že nano-satelity byly původně vynalezeny pro studenty a univerzity, tento typ satelitů nyní využívá obrovské množství organizací. Na grafu 1.4 je vidět, že více než polovinu cube-satelitů vypustily velké korporace. Lidstvo úspěšně vyslalo své první umělé satelity na oběžnou dráhu Země v roce 1957 s modely Sputnik SSSR. Od té doby a až do konce 20. století vypustily světové velmoci pod vedením svých vlád stovky satelitů, které soutěžily v průzkumu vesmíru v řadě stále ambicióznějších a komplexnějších projektů.

Zatímco první Sputnik vážil pouhých 80 kg, druhý již dosáhl úctyhodných 500 kg. Dnes má Mezinárodní vesmírná stanice hmotnost 420 000 kg. K dnešnímu dni má vesmírná technologie tendenci být stále větší a sofistikovanější, přístupná pouze kosmickým agenturám nejrozvinutějších zemí světa nebo ve službách velkých korporací.

Pochopitelně vytvoření Satelitů takových velikostí je časově náročné a náklady strmě rostou. Díky tomu, že nano a mini satelity jsou menší, zmenšuje se i náklad na jejich výrobu. Tím se zvětšuje počet možností spustit takové satelity na oběžnou dráhu.



Obrázek 1.4: Vypuštění nanosatelitů dle typu organizace[4]

Praktickou definicí systémového inženýrství je technické řízení návrhu a vývoje produktu. V posledních letech stále větší počet zemí projevuje rostoucí zájem o rozvoj své původní vesmírné kapacity prostřednictvím vnitrostátních malých satelitních programů. Satelity vyrobené tímto úsilím, které byly původně zaměřeny na vzdělávací a výcvikové mise, jsou nyní více orientovány na vědecký výzkum a operační systémy. Malé družicové mise jsou tedy považovány nejen za vzdělávací nástroje, ale také za technologické demonstrátory nebo dokonce za dostatečně vyspělé pro komerční a vědecké mise.

Kromě jejich velikosti a nákladů je největší výhodou miniaturních satelitů krátká doba potřebná k vývoji každého modelu. Průměrný nebo velký satelit vyžaduje 5 až 15 let vývoje na identifikaci a umístění na správnou oběžnou dráhu za normálních parametrů. To však není případ nanosatelitů, neboť detekovat jejich potřebu a umístit je na oběžnou dráhu může trvat méně než 8 měsíců.

Navíc konstrukce nanosatelitů zaručuje možnost pravidelného obnovování součástí a korelace systému, což zajišťuje konzistentní nejmodernější systém.

Použití CubeSatů obvykle zahrnuje experimenty, které lze miniaturizovat nebo které slouží k účelům jako je pozorování Země nebo fungování amatérského rádia. CubeSaty se používají k demonstraci technologií kosmických lodí určených pro malé satelity, nebo k těm, které představují spornou proveditelnost, a je nepravděpodobné, že by ospravedlnily cenu většího satelitu. Vědecké experimenty s neprokázanou základní teorií se také mohou ocitnout na palubě CubeSatů, protože jejich nízké náklady mohou ospravedlnit vyšší rizika.

Kapitola 2

Astrodynamika

Astrodynamika je založena na principech nebeské mechaniky. Zabývá se studiem dynamiky umělých vozidel, hraním si s manévry a technikami ovládní k dosažení konkrétních cílů mise. Tímto způsobem plní astrodynamika důležitý úkol integrace mnoha heterogenních – přesto úzce souvisejících – prvků, jako je například dráha, stabilita, řízení, pohon a systémy.

Hlavní cíle astrodynamiky jsou:

- Analýza mise se studiem optimálních letových drah a manévrů a kontrolních technik, jak aktivních, tak pasivních, orbitálních a polohových, k jejich výrobě (pořízení a údržba).
- Studium naváděcích, navigačních a řídicích systémů.
- Určení dráhy a polohy pro kosmické lodě/letecké prostředky (satelity a sondy).
- Orbitální šíření pro určování efemerid kosmických lodí/leteckých dopravních prostředků.

Kromě toho má metodologie používaná ke studiu problémů astrodynamiky dva různé přístupy: jeden je více matematický a druhý je inženýrský přístup, který umožňuje vidět praktické výsledky kromě toho, že je dokáže formulovat. Aplikovaná astrodynamika je tedy přechodem od teorie k praxi v oblasti astrodynamiky. V dané části představíme oba přístupy v kontextu misí pro CubeSaty.

2.1 Principy astrodynamiky

Johannes Kepler (1571 - 1630) formuloval po celoživotním studiu empirické zákony, kterými se řídí pohyby planet po obloze. Tycho Brahe (1546 - 1630), který jako poslední z velkých astronomů prováděl pozorování bez pomoci dalekohledu, nashromáždil rozsáhlé množství poznatků a údajů, jež umožnily Keplerovi odvodit tři zákony o pohybech planet, nesoucí dnes Keplerovo jméno.

Empirické zákony popisující pohyb planet (nazývané Keplerovy zákony), lze shrnout takto[5]:

1. Planety se pohybují po elipsách (jen málo odlišných od kružnic), v jejichž společném ohnisku je Slunce.
2. Plochy opsané průvodičem planety za jednotku času jsou stejné velké.
3. Poměr druhých mocnin oběžných dob dvou planet je roven poměru třetích mocnin hlavních poloos jejich drah.

Později ukázal Newton (1642 - 1727), že z jeho gravitačního zákona lze Keplerovy empirické zákony odvodit i teoreticky. Základem tohoto modelu jsou zákony klasické mechaniky, které lze shrnout do vztahu:

$$\vec{F} = m\vec{a}, \quad (2.1)$$

kde je zrychlení považováno za účinek síly způsobující pohyb, na rozdíl od aristotelské fyziky. Klasická formulace problému dvou těles (vytvořená Newtonem) předpokládá velmi jednoduchý model gravitačního pole Země, přesto se za mnoha okolností rozumně přibližuje hlavním rysům orbitálního pohybu kosmické lodi. Trajektorie, získané pomocí tohoto modelu, se řídí Keplerovými zákony. Jsou tedy periodické. V každé periodě se vrací do stejného bodu. Nazývají se oběžné dráhy.

Vezmeme-li v úvahu účinky sílového modelu, tj. tak zvané perturbace, ostatních relevantních sil v orbitálním modelu, získáme úplnější reprezentaci pohybu kosmické lodi, čímž zároveň umožníme detailnější a přesnější návrh misi.

2.1.1 Keplerova úloha neboli problém dvou těles

Keplerova úloha je v klasické mechanice problém dvou těles, které spolu interagují centrálními silami, jejichž velikost je nepřímo úměrná druhé mocnině vzdálenosti těchto těles (gravitační síla, elektrická síla, magnetická síla). Úkolem je nalézt, jak se s časem mění poloha nebo rychlost těchto těles.) Základní zákon v aerodynamice vyjádřený v rovnici 2.1 je ve všech referencích stejný a pohybuje se rovnoměrným přímočarým pohybem vzhledem k stálícím. Ekvivalentně s tím síla F , která charakterizuje astrodynamiku, je síla způsobená Newtonovým zákonem univerzální gravitační přitažlivosti vyměřovaná dvěma tělesy o hmotnosti m a M umístěnými ve vzdálenosti r :

$$\vec{F} = \frac{GMm}{r^2} \quad (2.2)$$

kde G je univerzální gravitační konstanta. Konstanta úměrnosti mezi silou a zrychlením v rov. 2.1 se nazývá setrvačná hmotnost, zatímco hmotnost ve vyjádření gravitačního zákona rov. 2.2 se nazývá gravitační hmotnost. Princip ekvivalence říká, že poměr mezi setrvačnou hmotností a gravitační hmotností je pro všechna tělesa shodný, setrvačná hmotnost tedy může být považována za rovnou gravitační hmotnosti [5]. Z toho plyne, že pohyb hmotných těles při volném pádu je nezávislý na jejich složení a struktuře. Pohyb hmotných těles, na které působí pouze gravitační síla (Rov. 2.2), proto nezávisí na jejich hmotnosti. Takzvaný problém dvou těles nebo Keplerova úloha je studium pohybu kosmické lodi o hmotnosti m kolem nebeského tělesa o hmotnosti M (kde $m \ll M$), za předpokladu sféricky symetrického gravitačního pole se středem v nebeském tělese a bez dalších sil působících na systém. Pohybovou rovnici kosmické lodi je potom dáno Newtonovým gravitačním zákonem:

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = \frac{\vec{F}_g}{m} = -\frac{GM}{r^3}\vec{r} = -\frac{\mu}{r^3}\vec{r}, \quad (2.3)$$

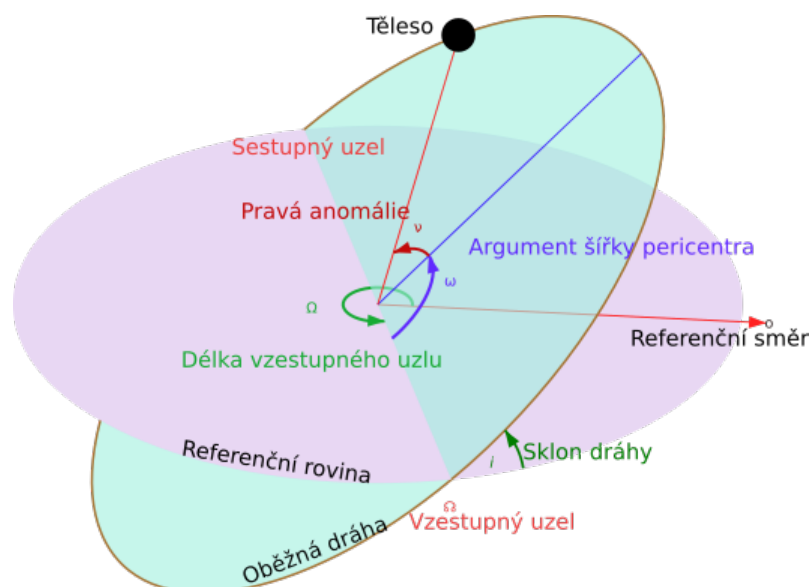
kde μ je gravitační parametr (v závislosti na hmotnosti nebeského tělesa) a r je vektor od M do m .

Provedením různorodých fyzikálních úprav rovnice 2.3 dostaneme k několika závěrům:

1. Vektory polohy a rychlosti v každém časovém okamžiku leží ve stejné orbitální rovině, přičemž moment hybnosti je k ní kolmý. Dráha družice je tedy rovinná a leží vždy v orbitální rovině.
2. Vyjádření polohy satelitu odpovídá obecné rovnici kuželosečky v polárních souřadnicích, což naznačuje, že orbitální trajektorie v problému dvou těles je vždy kuželosečka. V závislosti na hodnotě excentricity e bude dráha uzavřená nebo otevřená.

2.1.2 Elementy dráhy

Jak bylo vysvětleno v předchozí části, ve formulaci problému dvou těles je dráha kosmické lodi kolem nebeského tělesa rovinná trajektorie zcela určená vektory polohy a rychlosti. Dalším způsobem, jak znázornit oběžné dráhy, je použití šesti veličin, nazývaných kepleriánské nebo orbitální prvky. Protože rozměr tohoto vektoru orbitálních prvků je roven rozměru vektoru polohy a rychlosti, jsou obě reprezentace ekvivalentní. Výhodou použití orbitálních prvků je, že umožňují rychlejší vizualizaci oběžné dráhy satelitu spíše než vektory polohy a rychlosti[2]. Existují různé sady prvků, z nichž nejklassičtější tvoří :



Obrázek 2.1: Význam některých elementů dráhy.

1. velká poloosa dráhy a , odpovídající střední vzdálenosti tělesa od hmotného středu (těžiště) soustavy, vyjádřené v astronomických jednotkách (AU);
2. excentricita čili výstřednost dráhy e , udávající typ oběžné dráhy (druh kuželosečky) a její tvar;
3. inklinace čili sklon dráhy i k základní rovině soustavy souřadnic, vyjádřený v úhlových stupních případně v radiánech. Na obrázku je vyznačen osou x referenční směr Υ , což je v naší sluneční soustavě směr k jarnímu bodu.
4. délka vzestupného uzlu Ω , udávající úhlovou vzdálenost vzestupného uzlu od osy x soustavy souřadnic vyjádřená v úhlových stupních případně v radiánech;
5. argument šířky pericentra ω , udávající úhlovou vzdálenost pericentra od vzestupného uzlu vyjádřenou v úhlových stupních případně v radiánech;
6. střední anomálie M , udávající okamžitou polohu tělesa na dráze vzhledem k pericentru této dráhy v daném okamžiku, vyjádřenou v úhlových stupních případně v radiánech. Na obrázku je místo střední anomálie uvedena pravá anomálie v , protože střední anomálie odpovídá kruhové dráze, zatímco pravá eliptické a mimo apsidy se jejich hodnoty liší.
7. Doba průchodu pericentru t .

První dva parametry definují velikost a tvar oběžné dráhy; i , Ω a ω definují jeho orientaci v prostoru; a sedmý parametr definuje polohu kosmické lodi podél oběžné dráhy.

I když je vždy možné vypočítat vektory polohy a rychlosti z keplerovských prvků, opak nemusí být v některých případech proveditelný. Například pro kruhové dráhy není ω definováno a výpočet e by mohl způsobit numerické problémy (Obr. 2.1).

2.1.3 Klasifikace oběžných drah

Po startu je družice (nebo kosmická loď) umístěna na některou z mnoha různých drah kolem Země, nebo může letět do meziplanetárního prostoru, takže se k Zemi už nikdy nevrátí a místo toho bude kroužit kolem Slunce, dokud nedorazí ke svému cíli – například Marsu. Existuje mnoho faktorů, které rozhodují o tom, jaká oběžná dráha bude pro danou družici nejvhodnější. Vždy záleží na tom, co přesně má daná družice za úkol.

Definice orbitálních prvků uvedená v předchozí části umožňuje definovat taxonomii pro oběžné dráhy. Ve skutečnosti lze oběžné dráhy klasifikovat podle jejich nadmořské výšky (vztažené k hlavní poloze a), excentricity a sklonu.

Oběžné dráhy Země, jejichž maximální vzdálenost od těžiště Země je menší než 2000km, se nazývají nízké oběžné dráhy Země (LEO); střední oběžné dráhy Země (MEO) jsou mezi 2000 a 20 000km; a vysoké oběžné dráhy Země (HEO) jsou ty nad 20 000km. Klasifikace podle excentricity rozlišuje uzavřené a otevřené dráhy: kruhové ($e = 0$) a eliptické ($0 < e < 1$) dráhy jsou uzavřené trajektorie, zatímco parabolické ($e = 1$) a hyperbolické ($e > 1$) dráhy jsou otevřené trajektorie, které může uniknout gravitační síle nebeského tělesa. Konečně, podle sklonu mohou být oběžné dráhy definovány jako rovníkové ($i = 0$ stupňů) nebo polární ($i = 90$ stupňů)[6].

Kombinace některých těchto charakteristik poskytuje některé z nejdůležitějších drah. Dráhy s periodou rovnou hvězdnému dni se nazývají geosynchronní. Geostacionární dráhy jsou geosynchronní kruhové dráhy s nulovým sklonem. Pozorovateli na Zemi se na obloze objeví geostacionární družice, a proto jsou tyto dráhy využívány pro důležité telekomunikační mise[2][6].

2.1.4 Přibližná oběžná dráha CubeSatů po startu

CubeSaty se často dostávají na oběžnou dráhu jako sekundární užitečná zatížení. Ve většině případů to znamená, že mají menší kontrolu nad výškou oběžné dráhy, do které jsou umístěny. Přibližná výška, do které se umísťuje CubeSat, je stanovena typem kosmické mise určitého satelitu. Na obrázku 2.2 vidíme statistiku umístění CubeSatů k 04/04/2021.

CubeSaty pravděpodobně nebudou vypuštěny na geostacionárních drahách, ale většina z nich byla vypuštěna na jiný druh synchronní dráhy, nazývaný Sun-Synchronous Orbit (SSO). Je vidět (viz obr. 2.2), že většina již vypuštěných satelitů je umístěna ve výšce 500 km na SSO. SSO je heliosynchronní dráha, která je uspořádána takovým způsobem, že její precese nastává jednou za rok. Na orbitě synchronní se Sluncem se orbitální rovina otáčí, aby si udržela konstantní orientaci vzhledem ke Slunci po celý rok. Tj. heliosynchronní dráha je geocentrická dráha, která kombinuje výšku a sklon takovým způsobem, že satelit prochází nad určeným místem povrchu Země vždy ve stejném slunečním čase. To je velmi důležité pro mise dálkového průzkumu Země, protože při každém průchodu je zemský povrch v podobných bleskových podmínkách. Jinak řečeno, daná vlastnost je užitečná pro satelity, které snímají povrch Země ve viditelném nebo infračerveném spektru (meteorologické a špionážní družice) nebo pro satelity určené k dálkovému průzkumu Země (například satelity pro průzkum oceánů nebo atmosféry). Jelikož majorita satelitů je určena k pozorování Země a daná oběžná dráha nabízí středně dlouhou životnost satelitů, vysvětluje to popularitu SSO.

Rotaci orbitální roviny (precese) lze získat zdarma využitím perturbace J_2 (viz další část). K tomu je nutná přesná kombinace nadmořské výšky a sklonu. Pro nízké oběžné dráhy, nejdostupnější pro CubeSaty, se výsledný sklon blíží 90 stupňům. V důsledku toho satelit na nízké oběžné dráze synchronní se Sluncem mnohokrát za den proletí nad celým

km výšky nad zemským povrchem je to právě odpor atmosféry, který limituje životnost družice na dráze (atmosféra v takové výšce se z hlediska laboratoře na zemském povrchu jeví prakticky jako vakuum, ale pro působení na družice je i tato velice nízká hustota atmosférických částic významná). Hustota atmosféry stoupá exponenciálně s klesající výškou, a tak je zkáza družice (bez raketových motorků, které by dráhu zvýšily či opětovně zvyšovaly, dokud nedojde palivo) nevyhnutelná[7].

Gravitační potenciál je nekonečným součtem pojmů, z nichž každý popisuje specifický model rozložení hmoty pro planetu [2]. Například první člen sériové expanze je potenciál spojený s dokonale kulovým rozložením hmoty, což je stejné gravitační zrychlení uvažované v problému dvou těles. Jiné podmínky expanze série reprezentují zonální, sektorové a tesařské harmonické. Nejrelevantnější z těchto harmonických faktorů jsou zonální harmonické faktory 2. řádu spojené se zploštěním Země, tj. poloměr Země na rovníku je asi o 20 km širší než poloměr na pólech. Ostatní zonální harmonické vyššího řádu jsou numericky méně relevantní[2].

Účinky poruchy J_2 jsou hlavně na Ω a ω . Mimořádná hmota na rovníku vytváří mimořádnou gravitační sílu v rovníkové rovině, která způsobuje precesi orbitálního momentu hybnosti. V závislosti na výšce a sklonu dráhy je vzestupný uzel posunut v opačném směru letu. Nodální regresní rychlost způsobená J_2 může být použita k přirozenému dosažení potřebného Ω potřebného pro synchronní dráhu Slunce bez jakéhokoli manévru, což je případ mnoha misí CubeSatů. Například v malých nadmořských výškách by měla být oběžná dráha téměř polární, aby se využil efekt J_2 k dosažení synchronicity Slunce.

Vliv J_2 na ω je posun v perigeu oběžné dráhy v závislosti na výšce a sklonu oběžné dráhy. Apsidální rotace může být ve směru letu nebo v opačném směru v závislosti na sklonu.

2.2.2 Atmosférický odpor

Kosmická loď na oběžné dráze v nízké výšce zažívá aerodynamickou sílu v důsledku interakce mezi atmosférou a povrchem kosmické lodi. Hlavní složkou této síly je aerodynamický odpor, zatímco ostatní složky jako vztlačková síla jsou obvykle zanedbatelné. Atmosférický odpor je síla působící v opačném směru rychlosti v kosmické lodi.

Běžnou družici velmi ovlivňuje odpor atmosféry. Lze ji proto vybavit motorkem, který pokles dráhy eliminuje, nebo přístrojem, který pokles měří a z toho odvodí parametry hustoty atmosféry. Obojí se děje. Odpor atmosféry a vliv tlaku slunečního záření závisí přímo úměrně na poměru A/m povrchu A družice vystaveného jejich působení ku hmotnosti družice [7].

Výsledné zrychlení $\ddot{\vec{r}}_{drag}$ můžeme vyjádřit následovně[2]:

$$\ddot{\vec{r}}_{drag} = -\frac{1}{2}\rho\frac{A}{m}v^2C_D\hat{v}, \quad (2.4)$$

[2] kde ρ je hustota atmosféry (exponenciálně klesající s výškou), A je plocha průřezu kosmické lodi, m je hmotnost kosmické lodi a C_D je koeficient odporu. Primárním účinkem této poruchy je snížení celkové energie satelitu (nekonzervativní síla). Síla je v protikladu k pohybu a snižuje hlavní poloosu oběžné dráhy. V důsledku toho se zvyšuje orbitální rychlost. Zvýšená rychlost dále zvyšuje hodnotu odporu, takže kosmická loď se spirálovitě snižuje. U eliptických drah se dráha nejprve stane kruhovou a poté se zmenší poloměr dráhy. Variace hlavní poloosy je [2]

$$\dot{a} = -\frac{2a^2}{\mu}\ddot{\vec{r}}_{drag}mv. \quad (2.5)$$

Atmosférický odpor je velmi důležitý pro oběžné dráhy Země do 1000 km, které jsou nejběžnější pro mise CubeSat. Nad touto nadmořskou výškou lze atmosférický odpor zanedbat, protože jiné poruchy mají významnější účinky. Atmosférický odpor může být také

použit v přístupu k generickému nebeskému tělesu s atmosférou ke cirkularizaci oběžné dráhy.

Kapitola 3

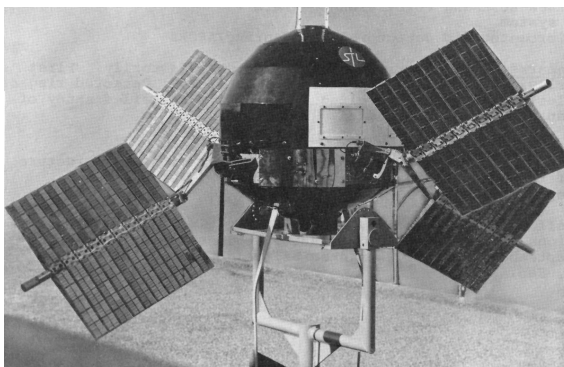
Problematika VLEO

Velmi nízké oběžné dráhy Země (VLEO), obvykle klasifikované jako oběžné dráhy s výškou pod přibližně 450 km, mají potenciál poskytnout kosmickým lodím významné výhody oproti těm, které pracují na oběžných drahách s vyšší nadmořskou výškou.

3.1 Aerodynamika ve VLEO

Konstrukce kosmické lodi či satelitu pro provoz ve VLEO vyžaduje znalost aerodynamických sil a krouticích momentů způsobených interakcí částic atmosférického plynu s povrchy vozidla. Hlavní aerodynamickou silou, která působí na satelit ve VLEO, je odpor, který způsobuje orbitální úpadek a s časem opětovný vstup. Tento efekt můžeme v konstrukci satelitu kompenzovat nebo snížit.

Účinky vnějších rušivých momentů z aerodynamických sil na oběžné dráze byly zaznamenány vypuštěním satelitů typu „paddlewheel“ na konci 60. let, příkladem takového satelitu je např. Explorer VI (viz obr. 3.1) [8].



Obrázek 3.1: Explorer 6 [9]

Tyto satelity měly panely solárních článků, které "ucítily" na sebe aerodynamické momenty, vyvolávající roztočení vozidla. Důsledkem tohoto jevu, v porovnání s tím, co se očekávalo na začátku mise, byl rychlejší rozpad satelitů. Podobně byl aerodynamicky vztlak na oběžné dráze zaznamenán při analýze sklonu satelitu S3-1 v roce 1977.

Použití aerodynamických momentů a sil bylo následně navrženo pro řadu různých aplikací na oběžné dráze a řízení polohy kosmické lodi. Za účelem implementace těchto řídicích aplikací byla konceptualizována a vyvinuta řada řídicích technik a souvisejících geometrií. Dále materiály, které mohou snížit orbitální odpor a zlepšit atomový kyslík, jsou rovněž předmětem vyšetřování odporu s potenciálem podpořit jejich realizaci aplikace aerodynamického řízení.

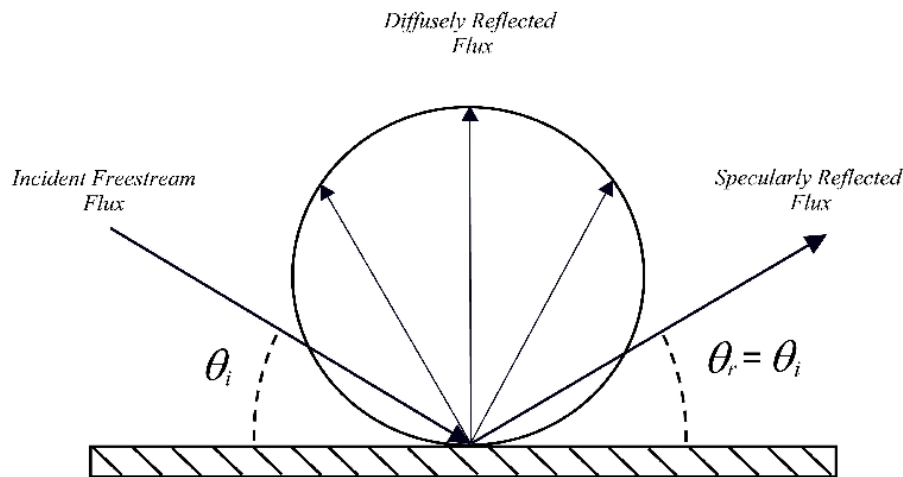
Z dosud navržených metod aerodynamického řízení byly na oběžných drahách úspěšně

provedeny jak aerostabilita kosmických lodí, tak manévry s diferenciálním odporem. Aktivní aerodynamické řízení polohy a manévrování na oběžné dráze mimo rovinu je však ještě třeba prokázat[10].

3.1.1 Principy orbitální aerodynamiky

Kosmické lodě létající ve VLEO pracují ve vesmíru, a proto musí fungovat v náročných podmínkách, týkajících se vakua, radiaci, teploty a účinků, kterými mohou materiály ve vesmíru trpět, jako je uvolňování plynu a elektrické nabíjení, aby přežily životnost mise.

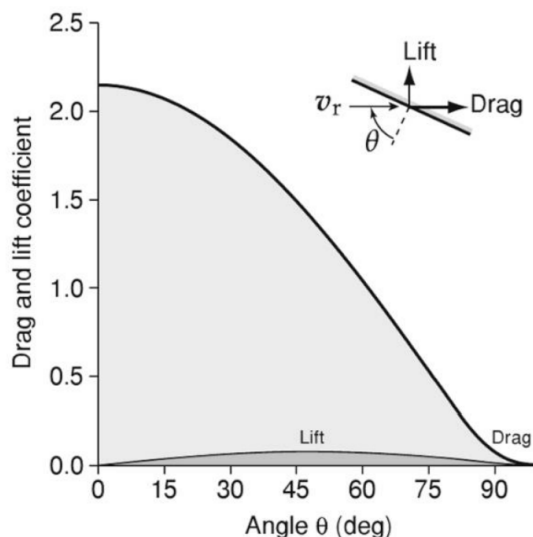
Navíc létání na VLEO má další interakci s atmosférou, jelikož má vyšší hustotu. Atmosféra však není dostatečně hustá, aby mohla být považována za spojitou tekutinu. Z tohoto důvodu je režim proudění obvykle považován spíše za režimem volného molekulárního proudění (FMF) než za režim kontinuálního proudění, který existuje v nižších atmosférických nadmořských výškách. V tomto režimu FMF lze zbytkový atmosférický plyn považovat za částice v přírodě a vyznačuje se velmi malým počtem srážek mezi složkami molekul. Síly a krouticí momenty vyskytující se na volném tělese za podmínek FMF jsou v zásadě vytvářeny výměnou energie probíhající mezi dopadajícími částicemi plynu a vnějšími povrchy. Tyto interakce mezi plynem a povrchem jsou ovlivněny vlastnostmi plynu, vlastnostmi povrchu, čistotou povrchu a úhlem interakce mezi dopadajícími částicemi a povrchem [10].



Obrázek 3.2: Spekulární a difúzní reemitované toky částic[10]

V mechanice interakce plynu s povrchem, koeficient přizpůsobení energie popisuje, jak je kinetická energie dopadající částice plynu nastavena směrem k tepelné rovnováze s povrchem. Vyšší koeficient akomodace zvyšuje úhlové rozložení zpětné emise částic ze zrcadlení reemisi směrem ke zcela difúzní reemisi (viz obrázek 3.2). Adsorpce atmosférických částic na tělo kosmické lodí způsobuje povrchovou kontaminaci a zvyšuje akomodaci povrchu. Povrchová eroze způsobená srážkami s energetickými a reaktivními částicemi (především atomární kyslík) může také zvýšit akomodaci energie. Kromě toho mají čisté povrchy obecně vyšší úroveň kvazizrcadlové reemise, zatímco kontaminované povrchy mají rozptýlenou distribuci reemitovaných částic. Bylo pozorováno, že povrchová adsorpce a akomodace se mění ve funkci orbitální výšky a hustoty a obecně se zvyšují v nižších nadmořských výškách. Typické akomodační koeficienty pro LEO jsou v rozsahu 0,85 až 1,00.

Jak již bylo uvedeno, hlavní aerodynamickou silou na oběžné dráze je odpor, který působí opačně než vektor rychlosti satelitu. Aerodynamický vztlak na oběžné dráze je mnohem menší než odpor (podle Sentmanova modelu GSI, jak je znázorněno na obrázku 3.3), kvůli charakteristikám GSI a typicky kvazi-difuznímu rozložení reemitovaných částic



Obrázek 3.3: Koeficienty odporu a zdvihu pro plochou desku při různém úhlu dopadu θ vypočítané pomocí Sentmanova modelu[10]

pro většinu povrchů a materiálů používaných v LEO. satelity. Z tohoto obrázku lze tedy vyvodit závěr: satelit obíhající ve VLEO může mít největší povrchové plochy paralelně orientované ke směru proudění, aby se minimalizovala tažná síla. To by snížilo rychlost rozpadu satelitu operujícího na takových drahách.

3.2 Benefity a problémy umístění satelitů ve VLEO

Provoz ve VLEO má některé důležité výhody a nevýhody. Popíšeme některé z nich podrobněji. Tato část práce je převážně založena na [10][11].

3.2.1 Benefity VLEO

Zvýšené rozlišení optického užitečného zatížení

Limit úhlového rozlišení dalekohledu je určen Rayleighovým kritériem. Toto kritérium uvádí, že maximální teoretické rozlišení optického systému je omezeno difrací světla vstupujícího do optického systému. Tedy pro zlepšení rozlišení by bylo potřeba zlepšení celého optického systému. Zvýšení kvality optiky lze provést až do určité úrovně, protože difrakční limit bude vždy existovat. Zvětšení velikosti optiky má také významné důsledky pro náklady. Větší optika také znamená větší a těžší kosmickou loď, jejíž vývoj a vypuštění je nákladnější (všimněte si, že náklady na optiku rostou exponenciálně s kvalitou a velikostí, jak lze snadno zaznamenat na optice spotřebitelských kamer).

Zmenšením letové výšky se automaticky zvýší rozlišení (bez úpravy optiky). Například snížením provozní nadmořské výšky na polovinu (z 650 km na 325 km) by se rozlišení okamžitě zdvojnásobilo bez jakékoli úpravy optického systému (pouze nastavení senzoru tak, aby fungovalo v nové nadmořské výšce).

Zvýšený radiometrický výkon

Další výhodou létání blíže k zobrazovacímu cíli je to, že je zlepšen radiometrický výkon vzdálenost k cíli se sníží (to znamená větší poměr signálu k šumu). Snížení provozní nadmořské výšky (snižuje vzdálenost od zdroje) zlepšuje množství signálů, které se dostávají do přijímače. To je výhoda pro optická užitečná zatížení i pro radary nebo pasivní

SIGINT antény. To umožňuje méně citlivým nástrojům (nižší náklady) dosáhnout stejných výsledků jako citlivější nástroje.

I když to není úplně ekvivalentní zvýšenému radiometrickému výkonu, let blíže k cíli může také posílit signál, který chce být měřen. To je případ GOCE3, který pracuje v tak nízké nadmořské výšce <300 km (a navíc všechny mise pro gravitační průzkum). Provoz v tak nízkých nadmořských výškách umožňuje GOCE měřit gravitační pole s velmi vysokou přesností.

Zvýšená hmotnost užitečného zatížení (z vypuštěče)

Obecně platí, že hmotnost, kterou je odpalovací zařízení schopná vpravit na kruhovou oběžnou dráhu, exponenciálně klesá s rostoucí výškou oběžné dráhy. Ve srovnání s typickými oběžnými dráhami EO na 600 a 300 km je u nosiče VEGA5 kapacita užitečného zatížení zvýšena až na 13% a v nosiči Dněpr se zdvojnásobuje. To je pro mise VLEO zjevně výhodné, protože to může snížit náklady na odpalovací zařízení, např. vybráním menšího odpalovacího zařízení, nebo taky je možné zvýšit dostupnou hmotnost kosmické lodi bez dalších nákladů.

Zvýšení dostupné hmotnosti z odpalovacích zařízení může posunout omezující faktor z odpalovací hmoty na dostupný objem na kabotáži spouštěče. Mise VLEO proto musí zajistit, aby se vešly do kabotáže odpalovacího zařízení.

Lehčí opuštění orbity

Životnost satelitu na oběžných drahách ve výšce 600 až 700 km leží v intervalu 17 a 78 let v závislosti na balistickém koeficientu sondy a sluneční aktivitě. Směrnice ESA v návaznosti na doporučení IADC uvádějí, že neaktivní kosmické lodě by měly být vyřazeny z oběžné dráhy do 25 let[3]. Naprostá většina kosmických lodí operujících na současných vysokých oběžných drahách proto bude vyžadovat nějaký druh zařízení pro vybočení z oběžné dráhy (například vypálení z oběžné dráhy).

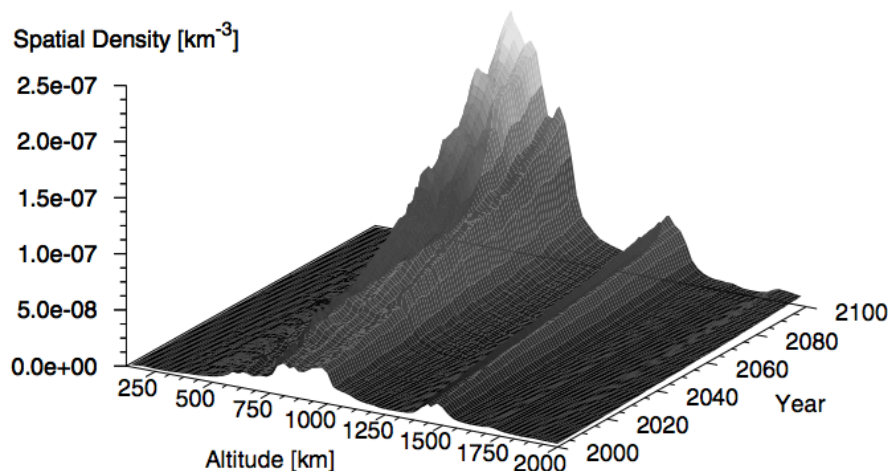
Na oběžné dráze 400 km není životnost delší než 3 roky, a proto se aerodynamický odpor na konci životnosti stává výhodou, satelit shoří v atmosféře a nebude potřebovat k tomu žádné doplňkové zařízení.

Nižší riziko kolize s vesmírnými úlomky

USSSN katalogizuje objekty na nízké oběžné dráze Země (LEO) o průměru větším než 10 cm a průměru větším než 1m na geosynchronní oběžné dráze (GEO). Od června 2019 více než v katalogu se objevuje 23 000 kusy orbitálních úlomků a toto číslo roste (viz obr. 3.4).

Létání na oběžné dráze s nižší nadmořskou výškou, kde je hustota atmosféry je vyšší, znamená, že trosky se budou také rozpadat vyšší rychlostí a proto se oběžná dráha vyčistí od nich mnohem rychleji než vyšší oběžné dráhy. Aktuální předpovědi populace vesmírného odpadu v LEO naznačují, že rozsah VLEO zůstane čistý po mnoho dalších let, a proto představuje alternativu k tradičním oběžným dráhám, pokud budou příliš přeplněné nebo znečištěné[11].

Rozsah VLEO lze poté považovat za odolný vůči hromadění vesmírného odpadu (tak nebezpečný na drahách vyšších výšek). Pokud se na oběžných drahách vysokých nadmořských výšek vyskytne významné zvýšení populace troskek (například kvůli Kesslerovu syndromu)[12], může být VLEO dobrou alternativní oběžnou dráhou. Díky své vlastní odolnosti vůči hromadění troskek může být VLEO také zvláště vhodný pro obranné mise, které by musely být udržovány v provozu i po potenciálním náhlém hromadění troskek na tradičních drahách.



Obrázek 3.4: Vývoj výškových profilů prostorové hustoty v LEO pro objekty s $d > 10$ cm, pro scénář obvyklého vývoje, během 100letého časového období predikce[11][12]

Zvýšená přesnost geoprostorové polohy

Kratší délka cesty k cíli také zvyšuje geoprostorovou přesnost snímků. Nejistoty polohy a postoje kosmické lodi mají menší délku paže, aby se mohly šířit, a proto mohou být pořízené snímky geolokovány s větší přesností (nebo méně schopné a levnější systémy určování polohy používané k dosažení stejného výkonu).

Zvýšení velikosti efektivní stopy dohledu

Pokud je pro platformu vyžadováno minimální užitečné rozlišení, pak čím nižší bude kosmická loď létat, tím větší bude oblast, která splňuje tento požadavek. To je způsobeno kratší délkou cesty k cíli. Tento efekt způsobí, že se zlepší také včasnost revize.

3.2.2 Výzvy VLEO

Aerodynamické síly

Jak již bylo zmíněno létání v hustší atmosféře zvyšuje aerodynamické síly, které je potom potřeba vzít v úvahu během konstrukcí kosmické lodi. Tření je hlavní aerodynamická síla, způsobující rozpad orbity kosmické lodi, a tím snižující její životnost. To je obecně považováno za nežádoucí účinek, který je třeba potenciálně kompenzovat pohonem, aby se udržovala nadmořská výška, a tím se prodloužila životnost.

Aby se snížily požadavky na pohon (nebo v některých případech úplně vyloučily), musí se snížit odpor vzduchu. To ukládá významné změny v návrhu kosmické lodi (upřednostňují se štíhlé tvary zarovnané s relativní rychlostí, protože mají nižší odpor). Přijetí konfigurací s nízkým odporem může omezit schopnost kosmické lodi změnit svůj postoj, protože tím by loď ztratila možnost kompenzování vysokého odporu[10].

Omezená komunikační okna

V nižších nadmořských výškách se dostupná okna pro downlink dat zkracují, protože doba průchodu se zkracuje kvůli omezením úhlu nadmořské výšky a zvýšené orbitální rychlosti. Vzhledem ke stejnému generování dat vyžaduje zkrácení doby přístupu rychlejší stahování dat, což představuje hlavní ovladač designu. Jedním z řešení by mohl být výběr

komunikačních subsystémů s větší šířkou pásma. Další alternativou by mohlo být vysílání [12] prostřednictvím komunikačních relových satelitů obíhajících kolem GEO, které umožňují rozšířená komunikační okna[10].

3.2.3 Závěr

V této části byly identifikovány výhody a výzvy umístění kosmické lodi na VLEO. Prvotní analýza naznačuje, že tyto mise mohou poskytnout významné výhody pouze s mírnou úpravou současných platform. Stále existují některé nevyřešené problémy, které je třeba vyřešit, než budou moci komerční provozovatelé tyto mise realizovat. Problémy, které je třeba vyřešit, jsou:

- Odpor prostředí je jedním z největších designových hybatelů v misích VLEO, pochopení odporu (a jak ho snížit) se přímo promítne do konkurenceschopnějších vesmírných lodí.
- Aerostabilita je vlastnost, kterou musí mít kosmická loď VLEO. Nemít aerostabilní kosmickou loď znamená, že systém řízení polohy bude vždy bojovat proti aerodynamickým točivým momentům, čímž se zvýší hmotnost, výkon a cena těchto systémů řízení polohy. Také v případě ztráty kontroly nad polohou může aerostabilní kosmická loď udržovat polohu s nízkým odporem [11]. Pokud kosmická loď není aerostabilní a začne klesat odpor a rychlost rozpadu se může výrazně zvýšit, což ji potenciálně přiměje znovu vstoupit nebo výrazně snížit výšku tedy plýtvání palivem potřebným k následnému zvýšení nadmořské výšky (pokud je snížení nadmořské výšky vážné, elektrický pohonný systém nemusí být schopen zvýšit výšku kosmické lodi)[12].
- Systémy kompenzace odporu musí zajistit to, že kosmická loď dokáže úspěšně udržet svou výšku. To zahrnuje techniky odhadu odporu a elektrické pohonné systémy. Pokud je třeba udržovat pevnou nadmořskou výšku, bude vyžadována kompenzace odporu. Udržování nadmořské výšky v určitém rozsahu není ekvivalentní systému řízení bez odporu[12].

3.3 Aplikace VLEO

Tato část spojuje dříve popsané výhody s různými typy a koncepty systémů pozorování Země. Typy systémů jsou nejprve kategorizovány jako pasivní nebo aktivní v závislosti na použitých senzorech. Pasivní systémy zahrnují optické, infračervené a radarové. Aktivní systémy jsou klasifikovány jako radar s reálnou aperturou, radar se syntetickou aperturou (SAR) nebo LiDAR.

3.3.1 Pasivní systémy

Optické systémy

Optické systémy lze obecně rozdělit do tří hlavních kategorií:

- Panchromatické: snímky jsou citlivé na široký rozsah vlnových délek viditelného světla, obvykle zastoupené černobíle nebo ve stupních šedi.
- Multispektrální: zobrazení probíhá v malém počtu diskretních spektrálních pásem (malé rozsahy vlnových délek). Minimálně je zastoupeno viditelné spektrum červeného, zeleného a modrého světla, ale v závislosti na aplikaci lze zachytit mnoho pásem, včetně infračerveného a ultrafialového spektra.
- Hyperspektrální: snímky se shromažďují v mnoha (stovkách) úzkých a sousedících spektrálních pásem

Ukázalo se [12], že existuje závislost mezi difrakčně omezeným rozlišením a nadmořskou výškou pro různé vlnové délky světla a pevným průměrem čočky. Zlepšení difrakce omezilo rozlišení se snížením výšky. Pomocí stejného vztahu lze průměr otvoru podobně snížit snížením orbitální výšky, což ukazuje výhodu při dimenzování užitečného zatížení, kterého lze dosáhnout při zachování stejného rozlišení omezeného difrakcí[13].

Se snížením výšky kosmické lodi, celková plocha stopy, kterou má kosmická loď k dispozici pro dané úhlové pole pohledu, se bude zmenšovat. V důsledku delší vzdálenosti k okraji dostupné oblasti stopy rozlišení se také sníží[13].

Výhody v prostorovém a radiometrickém výkonu se snížením nadmořské výšky jsou zvláště důležité pro hyperspektrální přístroje, které jsou typicky radiometricky, a proto také jsou prostorově omezené (kvůli úzké šířce jednotlivých zobrazovacích pásem a tudíž nízkému SNR).

Nízkonákladové panchromatické a multispektrální optické zobrazovací platformy (pro pokrytí i aplikace s vysokým rozlišením) také získají spoustu výhod z nižších orbitálních nadmořských výšek. Bude možný zlepšit prostorové rozlišení a SNR anebo použít optické apertury s menším průměrem, čímž se sníží hmotnost a integrace požadavky.

Pasivní infračervené a radarové systémy

Pasivní infračervené a radarové (radiometr) užitečné zatížení snímají buď odražené nebo emitované záření ze Země. Aplikace pro systémy na oběžné dráze Země zahrnují tepelné infračervené pozorování, mikrovlnné zobrazování a GNSS reflektometrii (hlavně pro monitorování stavu moře, rychlosti větru)[13][11].

Stejně jako optická pozorování jsou tyto metody pasivní, a proto podobně těží ze snížení orbitální výšky prostřednictvím zlepšeného prostorového rozlišení a radiometrického výkonu.

3.3.2 Aktivní systémy

Radar s reální aperturou

Radar s reální aperturou (RAR) lze použít pro aplikace výškoměru nebo rozptyloměru a nabízí schopnost proniknout oblačností nebo rozlišit objekty podle struktury povrchu. Tato zařízení jsou omezena Rayleighovým kritériem. Avšak kvůli delší vlnové délce rádiových vln má radar přirozeně větší difrakční omezené rozlišení.

Výzkum DISCOVERER [13] projektu ukázal, že se SNR zlepšuje s inverzní hodnotou čtvrté mocniny dosahu při klesající nadmořské výšce. Alternativně lze prokázat, že požadavek na SNR nebo výkon vysílače pro monostatický radar se zlepšuje s druhou mocninou plochy antény.

Radar se syntetickou aperturou

Radar se syntetickou aperturou (SAR) je implementace radaru, která umožňuje výrazně lepší rozlišení ve směru rychlosti kosmické lodi. SAR může být používán pouze pohybováním nástrojů přes relativně statické cíle pozorování, ale přesto dosahuje širokého použití v dálkovém průzkumu Země a mapování. Užitečná zátěž SAR je typicky boční radar, který detekuje jak amplitudu, tak fázi zpětně odraženého signálu.

Azimut neboli in-track rozlišení SAR je nezávislé na vlnové délce, rychlosti a dosahu a je úměrný délce antény. Na rozdíl od radaru se reální aperturou se rozlišení SAR podél dráhy zlepšuje se zmenšením velikosti antény (sníží se poměr signálu k šumu). Pokud je uvažována minimální plocha antény (úměrná dosahu), souvislost SNR s dosahem se redukuje na lineární funkci pro užitečné zatížení SAR. Snížení výšky oběžné dráhy při zachování minimální plochy antény tedy lineárně zlepšuje požadavek na výkon[13].

LIDAR senzory

Senzory LIDAR byly nedávno použity na kosmických lodích pro generování digitálních výškových modelů a mapování terénu. Rozlišení rozsahu nebo vertikální přesnost snímače LIDAR není závislá na nadmořské výšce, ale na rozlišení dostupného hodinového nebo časovacího řetězce. Dosah LIDAR je však závislý na síle odraženého signálu a faktorech okolního hluku. Snížení výšky nebo dosahu cíle proto zlepší SNR nebo umožní nižší výkon laserového pulsu[13] .

Kapitola 4

Přehled nosných vozidel

Jedním z aspektů, který odlišuje CubeSaty od svých větších předchůdců, je velká dostupnost příležitostí ke startu. Důvodem je jak standardizace rozhraní, tak kontejnerizace [14]. Od vypouštění prvního CubeSatu na počátku roku 2000 využívají tyto satelity přístup sdíleného užitečného zatížení s více než 1000 spuštěnými během následujících dvou desetiletí [4]. Teprve nedávno se clastery CubeSatu staly primárním užitečným zatížením komerčních nosných raket díky zavedení mikro nosných raket, jako je například Electron společnosti Rocket Labs[14]. CubeSaty se staly častým prvkem vypouštění na nízkou oběžnou dráhu Země, přestože stále tvoří malou část celkové hmoty vypuštěné do vesmíru.

Příchod malých komerčních nosných raket může mít hluboký dopad na design misí CubeSat, protože speciální starty umožní plánovačům misí mít podstatně větší svobodu designu. Očekává se, že se zvýší účast a důležitost nosných raket mikro: do roku 2017 bylo na mikro odpalovacích zařízeních vypuštěno méně než 1% všech CubeSatů; mezi lety 2018 a 2019 12% [14] všech CubeSatů bylo letecky převezeno na mikro nosných vozidlech.

4.1 Rodiny nosných raket na vypouštění CubeSatů

Nosná raketa obvykle patří do velkých rodin, protože jejich návrháři se snaží poskytovat optimalizovaný výkon pro několik různých stupnic užitečného zatížení, kapacit a dosažitelných oběžných drah. Při zvažování rodin byly vzaty některé svobody. Například, Minotaur a Antares byly sloučeny do jedné rodiny, protože se vyrábějí jednou skupinou Northrop Grumman.

Roční počet CubeSatů během dvou desetiletí existence standardu exponenciálně vzrostl a nosné rakety, které používají, se odpovídajícím způsobem změnily. Nosiče jako Sojuz, které zřídka přepravovaly CubeSaty, se staly nesmírně důležitými. Populární dopravci CubeSatů z minulosti, například Dnepr, ukončili provoz. Prostřednictvím uvedení na trh CubeSat se bude znovu konsolidovat a rozšiřovat mikro nosná vozidla [2].

4.1.1 Antares/Minotaur

Rodina nosných vozidel Antares / Minotaur kombinuje starty raket Minotaur (viz obr. 2), Taurus a Antares(viz obr. 1) společnosti Northrop Grumman.

Rodina Antares, byla navržena tak, aby poskytovala citlivý a levný přístup do vesmíru. Jedná se o dvoustupňové vozidlo (s volitelným třetím stupněm), které poskytuje schopnost startu na nízké oběžné dráze (LEO) pro užitečné zatížení o hmotnosti až 8 000kg. Antares, vyvinutý společností Northrop Grumman, dokončil misí na snižování rizik a demonstraci komerčních doplňovacích služeb pro Mezinárodní vesmírnou stanici (ISS) pod NASA. Společnost Northrop Grumman zahájila dodávky nákladu na Mezinárodní vesmírnou stanici na základě smlouvy NASA Commercial Resupply Services 1 (CRS1) v roce 2014 a pokračovala s tím do roku 2019[15].

Na začátku roku 2016 Společnost Northrop Grumman byla vybrána, aby pokračovala v dodávkách nákladu podle smlouvy CRS2. Mise v rámci CRS2 byly zahájeny v roce 2019 a budou pokračovat do roku 2024. Odpalovací systém Antares využívá Osvědčený avionický systém MACH společnosti Northrop Grumman a mnoho dalších přístupů k řízení, technické normy, výrobu a testovací procesy společné pro rodinu Northrop Grumman úspěšné nosné vozy malé třídy Pegasus a Minotaur.

Antares	Pohonná látka	Motor	tah	Max. G	střední Max G
První stupeň	LOX/P1	RD-181	1.92 MN	<-1.0, +8.0>	±1.5
Druhý stupeň	Composite	Castor 30XL	557kN	<-1.0, +8.0>	±1.5
Třetí stupeň (volitelná)		OAM/Star 48/ Orion 38			
Obchodní úřad	Northrop Grumman				
Užitečné zatížení na oběžnou dráhu ISS	do 8000 kg				
Užitečné zatížení při 600 km SSO	3600 kg				
Vypouštěcí zařízení	NanoRacks				
Cena vypouštění	80–85 milionů USD, 12,880–12,900 USD/kg				
Hlavní kosmodrom	Wallops Flight Facility				
Nejlépe pro mise	S nízkou nadmořskou výškou, přímé nasazení z ISS				

Tabulka 4.1: Základní informace o raketách Antares [2][15]

Rodina Antares / Minotaur je druhým nejčastějším launcherem pro CubeSaty (pouze za rodinu PSLV). Důvodem je hlavně nasazení ISS CubeSat NanoRacks a nasazení externích Cygnus se 106 CubeSaty nasazenými z ISS [15] a 30 nasazenými přímo kapslí Cygnus, která obvykle používala odpalovací zařízení Orbital ATK [2].

Minotaur-C je v současné době v provozu s užitečným zatížením 1590 kg na nízkou oběžnou dráhu Země [2]. Působí ze čtyř odpalovacích center: US Air Force Western Range (WR) a Eastern Range (ER), NASA Wallops Flight Facility (WFF), Pacific Spaceport Complex Alaska (PSCA) a Reagan Test Site (RTS). Vzhledem k mnoha odpalovacím místům je Minotaur-C schopen jak polárních oběžných drah, tak i oběžných drah s nízkým sklonem (28,5 stupňů), ačkoli komerční vypouštění se provádí pouze z WFF. Je nepravděpodobné, že by pro nevládní starty CubeSat byly k dispozici nižší sklony, protože WFF neslouží tomuto typu oběžné dráhy [2].

Nosná raketa Antares byla vyvinuta k vypuštění kosmické lodi Cygnus na Mezinárodní vesmírnou stanici pod COTS a Programy CRS, i když může spouštět další specializované satelity nebo klastry CubeSat. Projekt Cygnus / ISS se ukázal jako spolehlivá a konzistentní alternativa pro spuštění CubeSat s nízkou sklonem a nízkou nadmořskou výškou. Antares startuje pouze z WFF. První stupeň Antares byl vyvinut společností KB Yuzhnoye a je vybaven RD181 vyráběným společností NPO Energomash. Druhá fáze Antares byla vyvinuta společností Orbital ATK založené na tuhém raketovém motoru CASTOR 30XL [15][2]. Souhrn všech základních informací je uveden v tabulce 4.1.

4.1.2 Dnepr

V časovém rámci 1992-2003 se tým ruských a ukrajinských společností spolu s ruským ministerstvem obrany podílel na vývoji komerčního vesmírného odpalovacího systému založeného na technologii vyřazování ICBM SS-18. Rozhodnutí vybudovat takový odpalovací systém předcházela řada vědeckých výzkumů a .předběžných návrhů a snah, které vyústily v závěr, že nejslibnějším a nákladově nejefektivnějším řešením pro vložení užitečného nákladu na oběžnou dráhu by byl vesmírný odpalovací systém založený na SS-18 těžký ICBM s minimálními úpravami původní rakety.[16]

ISC Kosmotras byla přidělena role vedoucího týmu při budování a komerčním provozu tohoto vesmírného odpalovacího systému založeného na SS-18 ICBM a celý program dostal název „Dnepr“. Dnepr (viz obr. 3) je nosná raketa odvozená ze změny postavení 150 sovětských R-36 ICMB, které mají sloužit jako vesmírné nosné platformy. Opětovné využití a pozdější komerční využití raket mělo za úkol ISC Kosmotras, který program stále provozuje.

Dnepr	Pohonná látka	Motor	tah	Max. G	střední Max G
První stupeň	UDMH/NTO	RD-264	4.52MN	<7.5, ± 0.5>	±0.8
Druhý stupeň	UDMH/NTO	RD-0255	755 kN	<7.8, ± 0.5>	0.5 ± 0.5
Třetí stupeň	UDMH/NTO	RD-864	20.2 kN	-0.3	0.25
Obchodní úřad	ISC Kosmotras				
Užitečné zatížení na oběžnou dráhu ISS	3000kg				
Užitečné zatížení při 600 km SSO	1200kg				
Vypouštěcí zařízení	Několik makléřů				
Cena vypouštění	29 milionů USD, 9063.00 USD/kg				
Hlavní kosmodrom	Baikonur/Yasny				
Nejlépe pro mise	Velké a rozmanité starty klastrů				

Tabulka 4.2: Základní informace o raketách Dnepr[2][16]

Kosmotras ISC prokázal výjimečný talent pro organizování složitých a různorodých vypouštění nanosatelitů, přičemž 19. start Dnepru držel titul většiny satelitů v jediném startu až do roku 2017, kdy ho start PSLV C37 předčil. Přes působivý počet 37 satelitů vypuštěných současně byla nejpůsobivější postavou tohoto vypuštění účast 26 nezávislých provozovatelů satelitů od univerzit po národní vesmírné agentury [2][16] (tabulka 4.2).

Hlavní rysy programu Dnepr jsou následující[16]:

- Použití osvědčených raket SS-18 a související pozemní infrastruktury, které mají dlouhou historii letu;
- Rekordní start SS-18 představuje více než 160 misí;
- Využívání podzemních odpalovacích sil a typu vypouštění páry, čímž se minimalizuje dopad počasí na raketu a modul vesmírné hlavy a umožňuje se v pohotovostním stavu dlouhá pohotovostní doba uvnitř sila;
- Dostupnost „záložního“ odpalovacího zařízení po dobu zpracování primární rakety pro vypuštění;
- Dostupnost dvou startovacích základen: Bajkonur (Kazachstán) a Yasny (Rusko);
- Dostupnost oblastí dopadu první fáze v Rusku, Kazachstánu a Turkmenistánu a dalších zemích; Úzká spolupráce s Federální kosmickou agenturou Ruska (Roscosmos) a ruským ministerstvem obrany (strategické raketové síly, vesmírné síly), Státní kosmickou agenturou Ukrajiny.

4.1.3 PSLV

Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV viz obr. 4) je indická nosná raketa třetí generace. Jedná se o první indickou nosnou raketu vybavenou kapalinovými stupni. Po svém prvním úspěšném startu v říjnu 1994 se PSLV představila jako spolehlivá a univerzální nosná raketa v Indii s 39 po sobě úspěšnými misemi do června 2017. V období 1994–2017 vozidlo vypustilo 48 indických satelitů a 209 satelitů pro zákazníky ze zahraničí[17].

PSLV provedl 48 misí (2 z nich byly neúspěšné) a provedl starty od nízké oběžné dráhy Země po geostacionární a měsíční oběžné dráhy[2]. PSLV získal svůj titul „Workhorse of

ISRO“ důsledným doručováním různých satelitů na nízké oběžné dráhy, zejména řady satelitů IRS. Může dopravit až 1750 kg užitečného zatížení na sluneční synchronní polární oběžné dráhy v nadmořské výšce 600 km[17].

PSLV v současné době drží rekord pro většinu satelitů vypuštěných na jednu misi, přičemž start C37 nese 104 kosmických lodí, z nichž 101 bylo CubeSaty. Užitečná zatížení PSLV CubeSat jsou primárně zprostředkována ISIS. PSLV v současné době provádí pouze komerčně sluneční synchronní starty pro CubeSats s nadmořskými výškami od 485 do 780 km[2]. Základní informace jsou shrnuté v tabulce 4.3.

PSLV-XL	Pohonná látka	Motor	tah	Max. G	střední Max G
Posilovače	Složený	6×S12	6×719 kN	5 ± 1	±0.5
První stupeň	Složený	S138	4.84MN	5 ± 1	±0.5
Druhý stupeň	UH25 / NTO	Vilkas	803 kN	4.5 ± 0.2	±0.6
Třetí stupeň	Složený	P37.5	240 kN	6.2 ± 0.2	±0.5
Čtvrtý stupeň	MMH/MON-3	2 × L-2-5	14.6 kN	1 ± 0.2	±0.5
Obchodní úřad	Antrix				
Užitečné zatížení na oběžnou dráhu ISS	5950kg				
Užitečné zatížení při 600 km SSO	4550kg				
Vypouštěcí zařízení	ISIs				
Cena vypouštění	21-31 milionů USD, 6642.00-9538.00 USD / kg				
Nejlépe pro mise	Nízké náklady na spuštění a častý přístup k vyšším polárním dráhám pro CubeSaty				

Tabulka 4.3: Základní informace o PSLV-XL [2]

4.1.4 Sojuz-2

Nosné rakety řady Sojuz-2 (viz obr. 5a) jsou vyvíjeny na základě sériové nosné rakety Sojuz-U. Vylepšené pohonné systémy a moderní řídicí a měřicí systémy byly použity na nosných raketách Sojuz-2, což významně zvýšilo technické a provozní vlastnosti nosné rakety[18].

Nosné rakety Sojuz-2 v kombinaci s horním stupněm Fregat jsou navrženy k vypouštění kosmických lodí na oběžné dráhy Země s různými výškami a sklony, včetně geopřevodu a geostacionáře, jakož i trajektorií odletu.

Strukturálně jsou nosné rakety Sojuz-2, stejně jako všechny rakety rodiny Sojuz, vyráběny podle podélného a příčného dělení raketových stupňů. V první fázi letu pracují motory čtyř bočních a středních bloků. V druhém, po oddělení bočních bloků, pouze motor centrálního bloku.

Historicky Sojuz vypustil velmi málo CubeSatů, pouze 18 kosmických lodí bylo vypouštěno do června 2017. Situace se ovšem změnila a Sojuz od té doby poslal na orbitu až 108 CubeSatů ve čtyřech různých misích.

Hlavní posilovač Sojuzu se skládá ze tří stupňů: první stupeň, posilovače, je poháněn čtyřmi motory RD-107A; druhý stupeň je napájen jediným RD-108A; a třetí stupeň o jeden RD-0124[18]. Sojuz také využívá horní fázi Fregat-M pro starty, které potřebují dosáhnout vyšších nadmořských výšek[2].

Spouštění CubeSatu Sojuzem v současné době většinou zprostředkovávají společnosti EXOLaunch a ISIS [2]. Sojuz obvykle zahajuje CubeSaty na oběžné dráhy s velkým sklonem. Sojuz startuje z Bajkonuru, Plesecku a Vostočného [18]. Základní informací znovu uvedeme do tabulky 4.4 pro lepší přehlednost.

Soyuz-2-1a	Pohonná látka	Motor	tah	Max. G	střední Max G
První stupeň (posilovače)	RP1/LOX	RD-107A	4×938.5 kN	4.3 ± 0.7	±1.8
Druhý stupeň	RP1/LOX	RD-107A	792.5 kN	2.6 ± 1.2	±0.8
Třetí stupeň	RP1/LOX	RD-107A	297.9 kN	2.2 ± 1.2	±0.3
Čtvrtý stupeň (Fregat)	UDMH/NTO	S5.92	19.6 kN	N/A	N/A
Obchodní úřad	Starsem (Soyuz-2-1a)				
Užitečné zatížení na oběžnou dráhu ISS	5950kg				
Užitečné zatížení na polární orbitu 98 stupňů ve výšce 600 km	4550 kg				
Kosmodromy	Bajkonur, Pleseck, Vostočný				
Vypouštěcí zařízení	EXOLaunch				
Cena vypouštění	80 million USD, 16,495.00 USD/kg				
Nejlépe pro mise	Možné přizpůsobené nasazení souhvězdí CubeSat díky vysoké kapacitě manévru Fregat				

Tabulka 4.4: Základní informace o Sojuzu-2 [2]

4.1.5 Falcon 9

Falcon 9 (viz obr. 5b) je opakovaně použitelná dvoustupňová raketa navržená a vyrobená společností SpaceX pro spolehlivý a bezpečný transport osob a užitečných nákladů na oběžnou dráhu Země i mimo ni. Falcon 9 je první opakovaně použitelná raketa na světě s orbitální třídou. Opakovaná použitelnost umožňuje SpaceX zachovat nejdražší části rakety, což zase snižuje náklady na přístup do prostoru[19]. SpaceX úspěšně snížil náklady na vypuštění vesmíru nejméně o dvě třetiny [2] a v současné době vyvíjí meziplanetární super těžký odpalovací systém a kapsli s posádkou pro obsluhu ISS. V roce 2019 společnost SpaceX oznámila první strukturovaný program spolujízdy, který umožňuje nezávisle rezervovat sekundární užitečné zatížení z primárního; program také umožňuje přeplánování startu bez nákladů v případě zpoždění mise [2][19].

Falcon 9 Block 5	Pohonná látka	Motor	tah	Max. G	střední Max G
První stupeň	RP1/LOX	Merlin-1D	9×854 kN	6	2
Druhý stupeň	RP1/LOX	MVac	981 kN	6	2
Obchodní úřad	SpaceX				
Užitečné zatížení na oběžnou dráhu ISS	8700kg				
Užitečné zatížení na polární orbitu 98 stupňů ve výšce 600 km	7500 kg				
Kosmodromy	Kennedy Space Center				
Vypouštěcí zařízení	Několik zprostředkovatelů				
Cena vypouštění	60.1 milionů USD, 2864.00 USD/kg				
Nejlépe pro mise	Nejlevnější odpalovací zařízení na kilogram, široká škála sklonů a program SmallSat by mohly umožnit lepší nasazení konstelace				

Tabulka 4.5: Základní informace o Falcon 9 [2]

Falcon 9 využívá RP-1 a kapalný kyslík na všech svých stupních. První stupeň je vybaven devíti motory Merlin 1D a druhý stupeň je vybaven jediným MVac, vakuovou variantou motoru Merlin[10]. První fáze spouštěče aktuální verze je také vybavena systémy rychlé opětovné použitelnosti: přistávací nohy, titanové mřížkové ploutve a nepyrotechnické pohony [2] (viz tabulka 4.5)

4.1.6 Atlas V

Atlas V (viz 6) je současná verze jedné z nejstarších amerických rodin nosných raket. Atlas V vyrábí a provozuje United Launch Alliance a společně s Delta IV zpracovává většinu amerických vojenských startů do vesmíru v rámci National Security Space Launch (NSSL). Atlas V také zahájil mnoho amerických meziplanetárních misí, včetně jediných meziplanetárních CubeSats, MarCO A a B[2].

Atlas V je dvoustupňová nosná raketa původně vyvinutá společností Lockheed-Martin, dnes je vyráběna společným podnikem společností Lockheed a Boeing: United Launch Alliance. První stupeň se nazývá CCB (Common Core Booster) a spaluje RP-1 (petrolej) a kapalný kyslík, o jeho pohon se stará jeden motor ruské konstrukce RD-180. Druhý stupeň je Centaur V1 s motory RL-10A-4-2 na kapalný vodík a kyslík.

Odpalovací zařízení Atlas V z Vandenberg AFB (WR) a Cape Canaveral AFS (ER) poskytují příležitosti jak pro starty s nízkým sklonem (geostacionární a ISS), tak s vysokým sklonem [20]. Po roce 2014 společnost Antares Accident Orbital ATK uzavřela smlouvu s ULA na spuštění Cygnusu. Spuštění Atlas V CubeSat jsou obvykle zprostředkovány společností Tyvak, s výjimkou tří startů Cygnus, které byly většinou zprostředkovány NanoRacks[4]. Atlas V nasadil CubeSats na ISS a polární oběžné dráhy ve výškách od 400 km do meziplanetárních.

Atlas V-401	Pohonná látka	Motor	tah	Max. G	střední Max G
První stupeň	RP1/LOX	Merlin-1D	3.82MN	5	2
Druhý stupeň	RP1/LOX	MVac	99.2 kN	5	2
Obchodní úřad	ULA				
Užitečné zatížení na oběžnou dráhu ISS	9224kg				
Užitečné zatížení na 28.5 stupňů ve výšce 600 km	7434kg				
Kosmodromy	Eastern Range and Vandenberg				
Vypouštěcí zařízení	Tyvak				
Cena vypouštění	131–179 milionů USD, 9514.00–12,903.00USD/kg				
Nejlépe pro mise	Na využití vládními starty USA				

Tabulka 4.6: Základní informace o Atlas V-401 [2]

4.2 Alternativní možnosti vypouštění

4.2.1 Micro satellite launchers

Průzkum v roce 2016 zjistil, že více než 50 organizací pracuje na vývoji nových malých družicových nosných raket schopných vynést až 500 kg na nízkou oběžnou dráhu Země (LEO). Bylo zjištěno, že nejméně 29 nosných raket je v současnosti aktivně vyvíjeno. Uvedeme je do tabulky 4.7.

V roce 2019 se Electron stal pátým nejpoužívanějším launcherem pro CubeSatsy a celkové mikro launchery přispěly 12% z celkového počtu CubeSatů vypuštěných v daném období[2].

Popularizace mikro odpalovacích zařízení otevřela plánovačům misí CubeSatů bezprecedentní příležitost, která jim umožňuje navrhovat systémy, kde jsou jejich kosmické lodě primárním užitečným zatížením a kde lze obíhat oběžné dráhy CubeSatů bez zátěže spojené se spolujízdou.

V letech 2018 až 2019 přepravovalo CubeSatsy pět různých nosných raket: Electron, OS-M1, Long March 11, Epsilon a SS-520. Ačkoli jedno vypuštění SS-520 a jednoho OSM1

Název organizace	Název nosiče	Země	Frekvence vypouštění
PLD Spac	Arion 2	Španělsko	10/rok
Bagaveev Corporation	Bagaveev	USA	50/rok
Horizon Space Technologies	Black Arrow 2	Spojené království	4/rok
zero2infinity	Bloostar	Španělsko	
CubeCab	Cab-3A	USA	
Scorpius Space Launch Compan	Demi-Sprite	USA	
Tranquility Aerospace	Devon Two	Spojené království	
Rocket Lab	Electron	USA/Nový Zéland	10/tydně
China Aerospace Science and Industry Corporation	Fei Tian 1	Čína	
Firefly	Firefly α	USA	50/rok
ARCA Space Corporation	Haas 2C	USA	
Rocketcrafters	Intrepid-1	USA	
LandSpace	LandSpace-1	Čína	
Virgin Galactic	LauncherOne	USA	24/rok
MISHAAL Aerospace	M-OV	USA	
Interorbital Systems	NEPTUNE N5	USA	
Open Space Orbital	Neutrino I	Kanada	
Nammo	North Star Launch Service	Norsko	
Orbital Access	Orbital 500	Spojené království	
Leap Space	Primo	Itálie	20/rok
SpaceLS	Prometheus-1	Spojené království	
Celestia Aerospace	Sagittarius Space Arrow	Španělsko	
Swiss Space Systems	SOAR	Švýcarsko	
UP Aerospace	Spyder	USA	
CONAE	Tronador II	Argentina	
VALT Enterprises	VALT	USA	1000/year
bspace	Volant	USA	Několik/čtvrtletí
Vector Space Systems	Wolverine	USA	100/rok
Lin Industrial	Tajmyr-1A	Rusko	

Tabulka 4.7: Malé vesmírné odpalovací systémy v aktivním vývoji[21][22]

selhalo, trend mikrospouštěčů přetrvává (Tabulka 4.8). V letech 2017 až 2019 bylo provozováno devět mikro nosných raket - z toho šest čínských, dvě japonské a jedna z Nového Zélandu. Šest z devíti mikro nosných raket bylo vyvinuto nebo je provozováno soukromými společnostmi. Přesto stojí za povšimnutí, že některé ze společností jsou odštěpením veřejných subjektů, jako je China Rocket (provozovatel Jielong-1), která je dceřinou společností CALT.

Nedávný nárůst komerčně dostupných mikro nosných raket otevírá příležitosti pro plánovače misí CubeSatů, což umožňuje svobodu jak harmonogramu, tak orbitálního designu. Užitečné zatížení mikrosatelitních odpalovacích zařízení se u SS-520 liší od 4 kg do 500 kg na Epsilonu (500 km SSO). Dostupná řada užitečných dat umožňuje nasazení jednotlivých CubeSatů, i když je to ekonomicky neúčinné, k důslednému spouštění klastrů

Micro launchers	Počet vypuštění	Z nich neúspěšné	Poznámky
Electron	8	1	Soukromé podnikání, převážně čínské
CZ-11	5	0	Čínský, vypouštěli CubeSaty
OS-M1	1	1	Čínský soukromý podnik
SS-520	2	1	vypouštěli CubeSaty
Epsilon	2	0	Čínský, vypouštěli CubeSaty
LandSpace-1	1	1	Čínský soukromý podnik
KZ-1A	5	0	Čínský soukromý podnik
Hyperbola-1	1	0	Čínský soukromý podnik
Jielong-1	1	0	Soukromý podnik

Tabulka 4.8: Micro launch vehicle launches[2]

a budování konstelací.

4.2.2 Dawn Mk Aurora

Dawn Mk-II Aurora je jedno z nejnovějších vozidel na nové cestě do vesmíru. Dawn Mk-II Aurora přistupuje k vesmíru zcela novým způsobem a je schopen provádět několik letů denně na 100 km a více. Při vzletu a přistání ze standardních letišť spojuje toto vozidlo vedle běžných letadel svět raket a letectví.

Jedná se o suborbitální vozidlo sub-scale, které demonstruje základní technologii Dawn pro každodenní přístup do vesmíru.

Další vozidlo ze série Dawn, Mk-III, bude založeno na této konstrukci, ale mnohem větší a schopné dopravit na oběžnou dráhu satelity o hmotnosti až 50–100 kg.

Díky 100% obnovení hardwaru a schopnostem letu ve stejný den je Mk-II Aurora zcela opakovaně použitelným vozidlem. Žádné další továrny na rakety, žádné další problémy s výrobou, žádné další nedostupné manifesty.

Díky možnosti vzlétnout a přistát z jakékoli konvenční 900m uzavřené dráhy může létat z tisíců již dostupných letišť. Nepotřebuje žádná nosná či podpurná vozidla. Aurora Mk-II stojí sama. Navíc Mk-II Aurora má licenci jako letadlo (kromě toho, že letí do vesmíru). Nepotřebuje žádné exkluzivní startovací zóny, dýchací cesty nebo vodní cesty.

První vědecký experiment poletí na Auroře v roce 2021 a bude postaven Centaurus High School Physics Club z Denveru v Coloradu. Experiment bude měřit polutanty přenášené vzduchem v mezosféře, která je příliš vysoká na to, aby ji bylo možné měřit jakýmkoli jinými prostředky, například balónem.

Princip funkčnosti

Mk-II Aurora předvede základní technologii pro každodenní přístup do vesmíru v subškálovém vozidle. Má skromnou kapacitu užitečného zatížení, dost na to, aby přinesla vědecké experimenty do vesmíru, ale příliš málo na druhou orbitální fázi. Pozdější generace Mk-III bude založena na konstrukci Mk-II, ale s větší kapacitou užitečného zatížení. To umožní doručení satelitu o hmotnosti 50–100 kg na oběžnou dráhu. Mk-III přinese satelity na oběžnou dráhu pomocí spotřební druhé etapy. Po uvolnění satelitu druhý stupeň shoří v atmosféře a tvoří asi 6 procent celého vozidla, což činí celý systém 94% znovu použitelným[23].

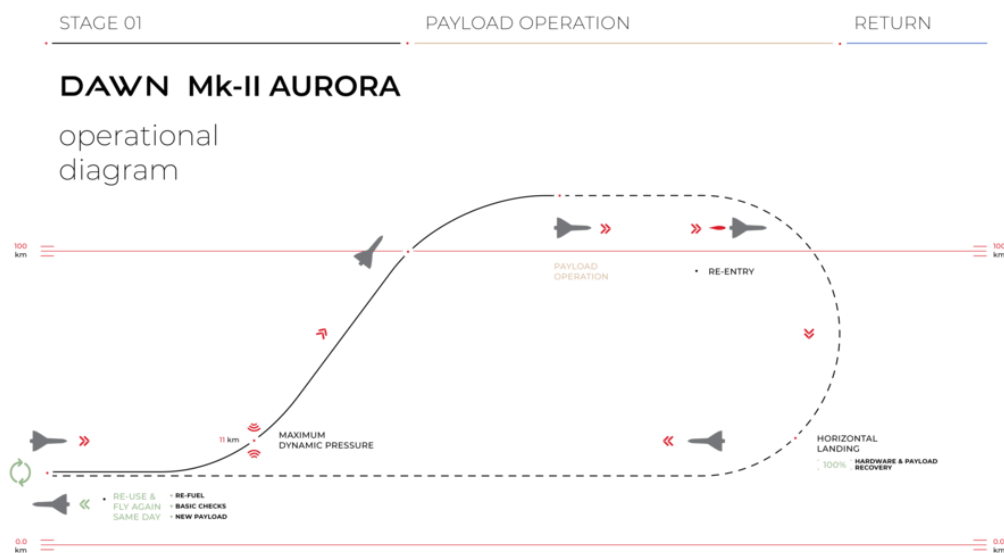
Na obrázku 7 lze porovnat velikost MK-II a MK-III s výškou člověku. Jedná se o letadlo s možností zásobování jedné jednotky CubeSatu velikosti 3U. Uvedeme přesnější technické parametry MK-II do tabulky 4.9.

Délka	4.8 m
Vzletová hmotnost	280 kg
Prázdná hmotnost	75 kg
Pohonná látka	HTP (High-test peroxide)/ petrolej
Maximální rychlost	Mach 3+ (kolem 2300 mph)
Maximální výška	110+km
Užitečné zatížení	< 4 kg
Rozměry užitečného zatížení	D 30 cm x Š 10 cm x V 10 cm (3U)
Mikrogravitace	180 s
Atmosférická přístupnost	Otevíratelné dveře zatížení
Downlink	v reálném čase
Trajektorie	definována zákazníkem

Tabulka 4.9: Specifikace MK-II[23]

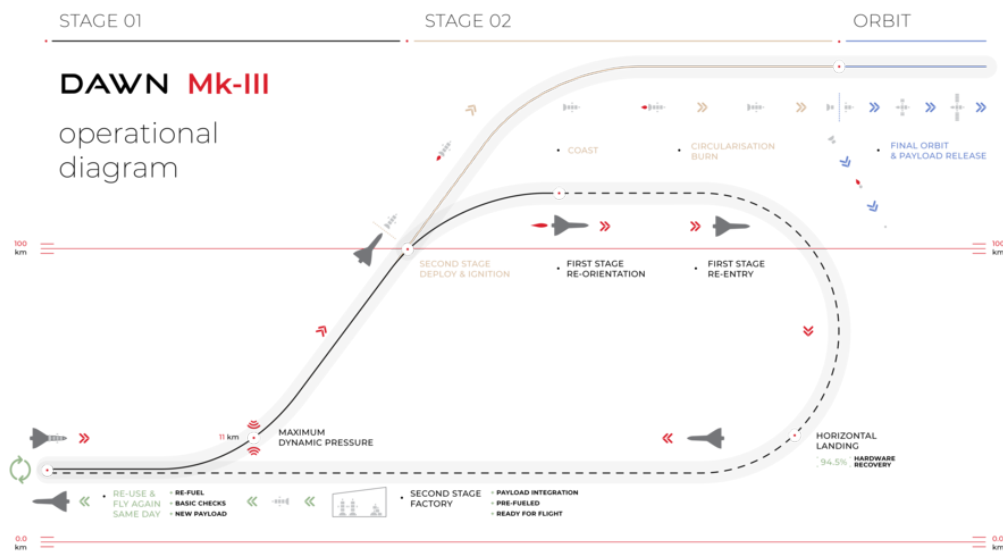
Na svých stránkách AeroSpace uvádí, že toto letadlo se dá použít pro výzkum mikrogravitace (180s na let), mezoférický výzkum v nadmořské výšce 50 - 80 km, demonstrace technologií (jako je ověření SAR) a suborbitální přístup několikrát denně.

Raketový motor Mk-II Aurora je navržen tak, aby fungoval stejně jako jakýkoli jiný letecký motor, ale s výkonem rakety. Pro operace typu „gas-and-go“ používá skladovatelné pohonné hmoty vhodné pro letadla. Díky mono a bi-propelantnímu režimu provozu je nekonečně restartovatelný.



Obrázek 4.1: Dawn Mk-II operational diagram[23]

Kombinace vysoce testovaného peroxidu (HTP) a petroleje poskytuje jak vysoce specifický impuls, tak impuls s vysokou hustotou, který je důležitý pro naplnění velkého množství pohonné látky do malého aerodynamického draku letadla. Pohonné látky skladovatelné při pokojové teplotě se nevyvaří a uhlíková vlákna nebudou trpět mikropraskáním, jak je běžné u kryogenních kompozitních nádrží. To umožňuje flexibilní provoz letadla a téměř nekonečnou životnost, stejně jako byste očekávali u jakéhokoli jiného letadla[23].



Obrázek 4.2: Dawn Mk-III operational diagram[23]

Aurora startuje stejně jako každé jiné letadlo - horizontálně, pomocí konvenčního startu. Maximálně dosažitelná rychlost se rovná 3 Máchovým číslům neboli přibližně 3704 kilometrům za hodinu. Finální varianta letadla bude mít tekuté raketové palivo, což má dovolit dosažení nadzvukové rychlosti a nadmořské výšky 100km na suborbitální dráze.

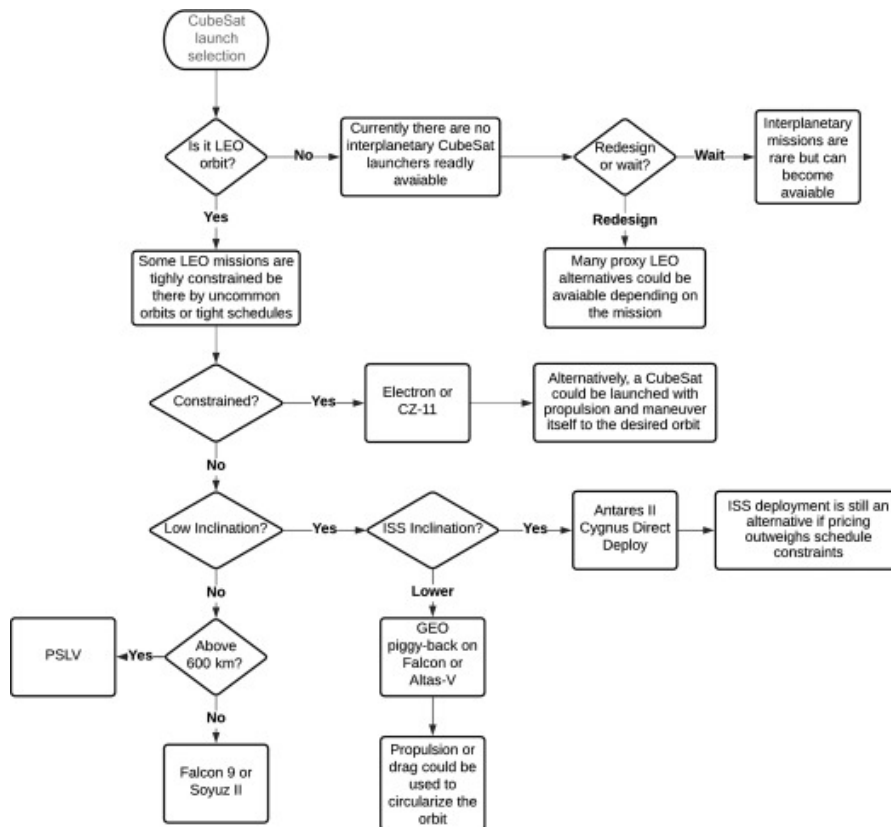
Na operačním diagramu 7 vidíme princip, dle kterého Aurora bude vypouštět satelity na oběžnou dráhu. Po horizontálním startu letadlo překoná místo největšího tlaku ve výšce 11 km nad úrovní moře a bude nabírat výšku dokud nedosáhne výšky rovné 100km. V dané chvíli je loď nasměrována tak, aby satelit vletěl na určenou oběžnou dráhu, loď provádí vypouštění užitečného nákladu. Satelit pokračuje v cestě pomocí speciálního urychlovacího modulu (viz 4.2), dokud nedosáhne předem určené pozice, a odklopení urychlovacího modulu. Letadlo provádí přesměrování a vrací se zpátky na místo startu. Toto alternativní řešení může být použito znovu a zachraňuje až 94.5% hardwaru, což umožňuje se použít jej opakovaně již ve stejný den.

4.3 Výběr nosné rakety

Výběr startovacích vozidel je často přehlíženým problémem na misích CubeSatů. Při tradičním zpětném startu si operátoři CubeSatů nemohou vybrat ani ovlivnit konečnou dráhu a jsou vypuštěni na stejnou dráhu jako hlavní užitečné zatížení. Výjimku představují odpalovací zařízení s manévrovacími koncovými stupni, ale ani v tomto případě nemají CubeSaty kontrolu nad cílovou orbitou, protože manévry v závěrečné fázi se provádějí za účelem ochrany hlavního nákladu.

Primárními zájmy souvisejícími s výběrem nosných raket pro mise CubeSat jsou dostupnost zamýšlené oběžné dráhy, frekvence startů a typy rozmístění CubeSat, které obsluhují vybranou nosnou raketu.

Jak je vidět v předchozí části, trendem poslední doby jsou mikronosné rakety, jako jsou Electron a CZ-11. Menší kapacity mikronosičů umožňují snadnou organizaci startů skupin, protože k plnému obsazení nosné rakety je potřeba menší počet CubeSatů. Další výhodou



Obrázek 4.3: Vývojový diagram výběru nosné rakety pro CubeSat mise [2]

mikronosičů je možnost dosáhnout na oběžnou dráhu na míru: zákazník CubeSat si může nasmlouvat celou kapacitu užitečného zatížení výběrem konkrétní oběžné dráhy, což bylo dříve pro CubeSat nemožné [24]. Program od SpaceX pro vypouštění malých satelitů taky se začíná rozvíjet více. Program SmallSat poskytuje starty pro užitečné zatížení 150 a 300kg, které lze nasmlouvat nezávisle na primárním užitečném zatížení[2][25].

Výběr dostupného odpalovacího zařízení pro misi CubeSat je složitý proces. Hlavní ovladače a rozhodovací body jsou shrnuty ve vývojovém diagramu na obr. 4.3[2]. Prvním bodem, který je třeba vzít v úvahu při výběru odpalovacího zařízení, je požadovaná orbita. Existuje mnoho příležitostí pro starty na nízkou oběžnou dráhu Země, ale časté příležitosti meziplanetárních startů zatím neexistují. Alternativy pro meziplanetární mise CubeSat jsou buď přepracování mise, nebo čekání na větší meziplanetární misi[2]. Jednou z alternativ redesignu je létat na misích LEO Proxy, kde nejsou splněny všechny vědecké cíle, ale výzkum se může posunout kupředu. Lunární mise stále mají alternativu ke startu na geostacionární přenosovou oběžnou dráhu (GTO), zvednout oběžnou dráhu a být zachyceny Měsícem.

Kapitola 5

Vypuštění CubeSatů na orbitu

Metoda pomocí které jsou malé satelity typu CubeSat, PicoSat, PocketSat apod. nasazeny na oběžnou dráhu, je kritickou součástí procesu vypuštění. Volba způsobu nasazení závisí na tvarovém faktoru satelitu.

Během posledních několika let se objevilo ohromující množství a rozmanitost implementátorů a konfigurací CubeSat. Existuje více než 15 vývojářů implementátorů, kteří mají hardware ve vesmíru. Téměř každý vývojář má několik variant svého dávkovače (1U, 3U, 6U, 12U atd.) A různé přizpůsobivé funkce, které jsou k dispozici. Doprovodná sada návrhových kritérií a atributů na výdejní stojan a varianty výdejního stojanu může způsobit značnou míru nejistoty a zabránit pokroku ze strany mise.

Existují dva způsoby, jak dosáhnout toho, aby byl CubeSat vypuštěn do vesmíru. Vývojář CubeSat může najít dávkovač s požadovanými funkcemi a poté vybrat raketu, která se dostane na požadovanou oběžnou dráhu. Tento přístup v nabídce úplně nesleduje, protože některá nosná zařízení preferují nebo vyžadují určité výdejní stojany nebo dokonce mají smlouvy s určitými společnostmi pro spouštěcí služby, aby zvládly a koordinovaly všechny příležitosti spuštění CubeSat. Alternativně existují různé organizace sdílení jízdy, ve kterých může vývojář CubeSat zahájit spuštění a přizpůsobit svůj design dávkovačům vybraným pro jízdu, kterou by chtěli.

5.1 Anatomie dávkovače CubeSatů

Tvarový faktor CubeSatu je velmi běžným standardem pro kosmické lodě pokud se jedná o satelity do přibližně 24 kg (12U CubeSat), ale lze jej také rozšířit na přibližně 54 kg v konfiguraci 27U. Forma CubeSatu je vhodná pro integrační systémy založené na kontejnerech nebo výdejních stojanech, které slouží jako rozhraní mechanické a elektrické rozhraní mezi CubeSatem a nosnou raketou. Jakmile nosná raketa vyšle signál do výdejního stojanu, mechanismus ovládání dveří umožňuje otevření dveří, což umožňuje pružině (pružinám) vysunout tlačnou desku směrem k nyní otevřeným dveřím, zatlačení užitečného zatížení podél kolejnic nebo jazýčků a jeho vysunutí z nosné rakety.

V zásadě existuje dva typy dávkovačů: typu tab a kolejového typu.

Dávkovač typu tab podporuje CubeSaty se záložkami, které mají délku CubeSatu na dvou rovnoběžných hranách. Dávkovač uchopí jazýčky, aby držel CubeSat na místě, uvolní se až poté, co je vydán povel k otevření dveří. Tento typ dávkovač není široce vyráběn, protože společnost Planetary Systems Corporation má na tento design patent [26].

Dávkovač kolejového typu podporuje CubeSaty, které mají kolejnice, prodlužující délku CubeSatu na čtyřech rovnoběžných hranách. Kolejnice na CubeSatu zabraňují jeho otáčení uvnitř stojanu. Poté, co je vydán povel k otevření dvířek stojanu, kolejnice se posouvají podél vodítek uvnitř stojanu a CubeSat je spuštěn. Tento typ stojanu je nejrozšířenější konfigurací s více než patnácti výrobci po celém světě.

Volba dávkovače není vždy rozhodnutím CubeSat. V mnoha případech poskytovatel

nosné rakety nebo integrátor startu již určil, které výdejní stojany budou na nosné raketě nainstalovány. Protože každý výrobce stojanu má mírně odlišné objemy a požadavky, je pro CubeSat výhodné navrhovat co nejširší škálu stojanů, aby se maximalizovaly příležitosti uvedení na trh. Někteří výrobci dávkovačů navíc nabízejí služby, které mohou porušovat požadavky Do No Harm (DNH) stanovené nosnou raketou nebo integrátorem nosné rakety, což omezuje možnosti vysílání. Proto je pro CubeSat výhodné vyhodnotit doporučení Do No Harm pro různé nosné rakety [27].

Uvedeme do následující tabulky 5.1 částečný seznam dostupných dávkovačů.

	Původ	Vypouštěcí platforma	Typ	Omezené	Standard CubeSatu
Astrofein/ECM/EXOLAUNCH PSL-P	Německo	Raketa	Rails	Ano	3U,3U+,6U,12U
Astrofein/ECM/EXOLAUNCH 16U	Německo	Raketa	Rails	Ano	16U
Cal Poly PPOD	USA	Raketa	Rails	Ne	3U,3U+
D-Orbit ION	Itálie	Raketa	Rails	Ne	3U, 3U+, 6U, 6U+, 12U, 12U+
ISIS DUO	Holandsko	Raketa	Rails	Ne	1U-3U,6U
ISIS ISIpod	Holandsko	Raketa	Rails	Ne	1U-3U, vlastní
ISIS QuadPack	Holandsko	Raketa	Rails	Ne	1U-3U,6U,12U
Jaxa J-SSOD	Japonsko	ISS	Rails	Ne	1U-3U
Nanoracks	USA	ISS	Rails	Ne	1U-6U (1×6)
PSC CSD	USA	Raketa	Rails/Tubs	Ano	1U-3U,6U
Rocket Labs Maxwell	USA	Raketa	Rails	Ne	3U
SFL XPOD Triple	Kanada	Raketa	Rails	Ne	3U
SFL XPOD DUO	Kanada	Raketa	Rails	Ne	16U
Tyvak RailPOD	USA	Raketa	Rails	Ne	3U, 3U+, 3U XL
Tyvak NLAS, Mk II	USA	Raketa	Rails	Ne	3U, 3U+, 6U,6U+
Tyvak 12U	USA	Raketa	Rails	Ne	3U, 3U+, 6U, 6U+,12U,12U+

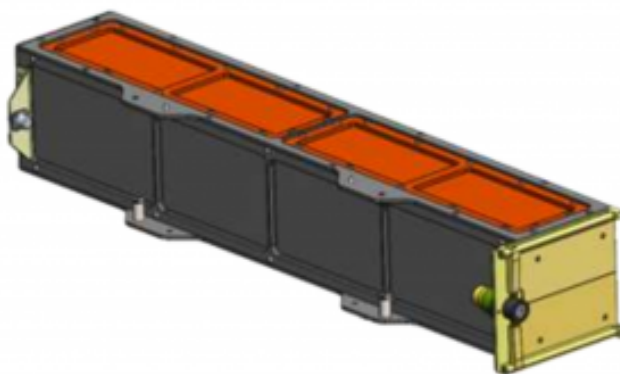
Tabulka 5.1: Částečný seznam dostupných dávkovačů [2]

5.2 Možnosti vypuštění z ISS

ISS poskytuje několik možností pro rozmístění satelitů. Obecně jsou satelity vypouštěny pod ISS, aby se zabránilo možnému kontaktu s ISS.

5.2.1 Nanoracks ISS CubeSat Deployer (NRCSD)

Nanoracks CubeSat Deployer (NRCSD) (obrázek 5.1) je samostatný dávkovací systém CubeSatů, který mechanicky a elektricky izoluje CubeSaty od ISS vozidel pro doplňování nákladu a posádky ISS. NRCSD je obdélníková trubka, která se skládá z eloxovaných hliníkových desek, sestavy základové desky, přístupových panelů a dveří aktivátoru. Vnitřní stěny NRCSD mají hladký otvor, který minimalizuje a/nebo znemožňuje zavěšení nebo zaseknutí přídavků CubeSatů během nasazení, pokud by došlo k jejich předčasnému uvolnění[28]. Pro umístění je platforma přesunuta ven přes Airlock a výsuvný stůl modulu Kibo, který umožňuje japonskému experimentálnímu systému vzdáleného manipulátoru



Obrázek 5.1: Nanoracks CubeSat Deployer[28]

(JEMRMS) přesunout dávkovače do správné orientace a poskytuje jim příkazy a ovládání. Každý NRCSD je schopen pojmout šest jednotek CubeSatů o velikosti až 6U. NR-CSD DoubleWide pojme CubeSaty až do 12U, přičemž Nanoracks je schopen spustit až 48U za cyklus. CubeSaty se nasazují při sklonu $51,6^\circ$, na oběžné dráze 400-415km během 1 až 3 měsíce po kotvení na stanici. V únoru 2020 dokončila společnost Nanoracks svou 17. misi[28].

5.2.2 Nanoracks ISS MicroSatellite Deployment – Kaber Deployer Program

Nanoracks Kaber Microsat Deployer je opakovaně použitelný systém, který poskytuje velení a řízení pro satelitní nasazení na oběžnou dráhu z japonského experimentálního modulu Airlock Slide Table ISS. Kaber podporuje satelity s tvarovým faktorem až 24U a hmotností 82 kg a používá separační systém Nanoracks s kruhovým rozhraním podobný výše uvedeným separačním systémům. Družice jsou vypouštěny do ISS na tlakové nosné raketě, namontovány na Kaberův dispečer a rozmístěny mimo ISS [29].

5.2.3 JEM Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD)

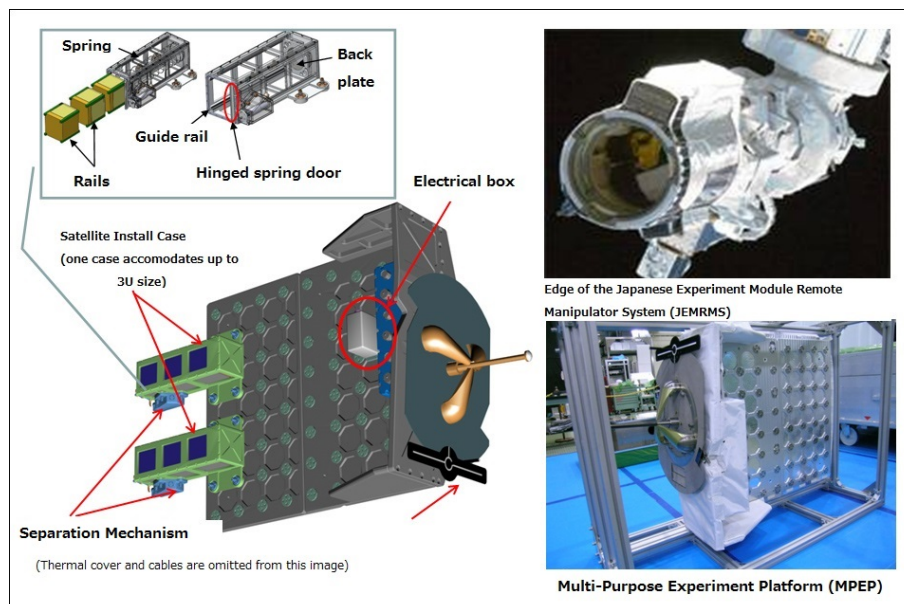
Chcete-li nabídnout častější příležitosti a umírněné prostředí pro malé vypouštění družic do vesmíru, je nový koncept schopný rozmístit malé satelity pomocí japonského experimentálního modulu (JEM) Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD) Mezinárodní vesmírné stanice (ISS) ve LEO (400 km).

Japonský experimentální modul (JEM) Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD) (viz. obrázek 5.2), který japonská letecká kosmická agentura (JAXA) vyvinutá zavaděčem CubeSatů používaným ke jejich spouštění z ISS. J-SSOD může spouštět CubeSaty až do tvarového faktoru 6U. Družice se svými dávkovači jsou instalovány na víceúčelové experimentální platformě před přenosem MPEP na místo uvolnění pomocí robotického ramene japonského experimentálního modulu vzdáleného manipulátoru (JEMRMS) společnosti Kibo. V tomto okamžiku jsou nasazeny CubeSaty[30].

Tato možnost byla poprvé prokázána úspěšným nasazením pěti CubeSatů (čtyři satelity 1U a jeden 2U) ze systému J-SSOD 4. října 2012. Tyto CubeSats obsahující natlakovaný náklad jemně uložený v tašce uvnitř přepravního vozidla H-IIB (HTV) -3, byly vypuštěny raketou H-IIB z vesmírného střediska JAXA Tanegashima. Po instalaci posádkou ISS na systém JEM Remote Manipulator System (JEMRMS) a umístění příkazů posádky i pozemního ovladače k JEMRMS byly úspěšně nasazeny na plánovanou oběžnou dráhu.

Po tomto úspěchu bylo do roku 2018 z JEM nasazeno více než 200 mikrosatelitů pomocí několika mechanismů nasazení, jako je J-SSOD, NanoRacks CubeSat Deployer

(NRCSD) vyvinutých společností NanoRacks LLC a CYCLOPS [nebo Space Station Integrated Kinetic Launcher pro Orbital Payload Systems (SSIKLOPS)] vyvinutá NASA. Spouštění mikrosatelitů z ISS se stalo jednou z hlavních příležitostí ke spuštění pro vývojáře a uživatele CubeSat. V důsledku využití Mezinárodní vesmírné stanice potenciální vývojáři malých satelitů zvýšili využívání dispečerů vesmírných stanic a univerzity, společnosti a další netradiční uživatelé vesmíru si uvědomují cenově dostupný přístup do vesmíru.



Obrázek 5.2: J-SSOD[30]

Mise J-SSOD se provádějí pomocí následujících kroků jako typického scénáře pro nasazení satelitů z JEM. Typický scénář nasazení CubeSatu si můžete vypadat následovně [2]:

1. Družice se instalují do Satellite Install Case při vypuštění z konfigurace Země.
2. Pouzdro Satellite Install Case je zabaleno v přepravní tašce ISS Cargo Transfer Bag (CTB) s polštářem, spuštěno jako tlakový náklad a na ISS je dodáváno doplňovacím vozidlem, jako je HTV nebo jiný komerční Cygnus nebo Dragon.
3. Jakmile jsou na ISS přijaty případy satelitní instalace s předem zabalenými malými satelity, členové posádky je vybalí a nainstalují na MPEP, který je již nainstalován na posuvný stůl JEMAirlock, spolu s dalším vybavením souvisejícím s mechanismem J-SSOD.
4. J-SSOD na MPEP je veden přes JEMAirlock ven z ISS a je ukotven a manipulován JEMRMS.
5. Tým pozemního řídicího letového specialisty JAXA s názvem „KIBOTT“ manévruje s JEMRMS na příslušnou orientaci nasazení.
6. Družice jsou rozmístěny z případu satelitní instalace J-SSOD do vesmíru pomocí příkazů od posádky nebo pozemního letového ovladače. Systém vzdáleného manipulátoru vesmírné stanice a další kamery ISS lze podle potřeby použít k podpoře video-monitorování nasazení satelitu. Členové posádky také sledují nasazené CubeSaty a pořizují snímky.
7. J-SSOD je vrácen do přechodové komory a uložen uvnitř ISS.

Typické parametry pro mise s tímto typem vypouštěcího zařízení uvedeme do následující tabulky 5.2.

Parametry	Specifikace
Oběžná dráha ISS	1. Nadmořská výška cca. 380-420 km (obvykle kolem 400 km) 2. Sklon na 51,6 stupňů
Směr vypouštění	Nadir na zádi, 45 stupňů od nejnižšího bodu, pokud jde o souřadný systém těla ISS
Rychlost vypouštění	1.1-1,7 m/s pro satelit 3U
Život satelity	Pokud je BN 100, asi 100-250 dnů v závislosti na nadmořské výšce nasazení a atmosférických podmínkách

Tabulka 5.2: Typické parametry oběžné dráhy pro nasazení CubeSatu z ISS za pomoci J-SSOD [2]

5.3 Rozmístění nad ISS

Pro mnoho poskytovatelů satelitů je rozmístění z ISS dobrá volba. Nicméně jak již bylo uvedeno v kapitole o problémech s rozmístěním satelitů na LEO, přetrvává otázka, co udělat s nižší nadmořskou výškou. Nižší nadmořská výška ISS znamená, že životnost satelitu na oběžné dráze je obecně kratší. Proto někteří poskytovatelé chtějí umístit své satelity co nejvýš. Tato část pojednává o možnostech, které byly vyvinuty pro nasazení CubeSatů nad ISS pomocí modulu doplňování nákladu.

5.3.1 Nanoracks External CubeSat Deployer (ENRCSD)

ENRCSD je systém, který se používá k nasazení CubeSatů na oběžnou dráhu nad ISS pomocí vozidla Northrop Grumman Cygnus ISS Cargo Resupply. S každou misí Cygnus může být nad ISS nasazeno až 36U CubeSatů v lineárním tvarovém faktoru 1U až 6U. CubeSaty se umísťují v nasazovacím zařízení Nanoracks a před spuštěním jsou externě namontovány na vozidlo Cygnus. Zůstávají mimo ISS po dobu, po kterou je Cygnus připojen ke stanici. Jakmile Cygnus opustí ISS, zvedne se do výšky přibližně 500km a nasadí CubeSaty [31].

5.3.2 SEOPS SlingShot

SEOPS SlingShot je systém pro nasazení CubeSatů na oběžnou dráhu nad ISS pomocí vozidla Northrop Grumman Cygnus ISS Cargo Resupply. Tento systém se spustil čtyři roky po ENRCSD. SlingShot může vypustit až 72U CubeSats na misi Cygnus; největší tvarový faktor CubeSatů, který dokáže létat, je 12U. Tato metoda nasazení se od ENRCSD liší v tom, že satelity a jejich výdejní zařízení jsou na ISS letecky přepravovány jako tlakový náklad na doplňovací misi. Astronauti odstraňují satelity a instalují dávkovače na pasivní společný kotevní mechanismus Cygnus těsně před odjezdem Cygnus ze stanice. Jakmile Cygnus opustí ISS, zvedne se do výšky přibližně 500 km a nasadí CubeSaty [32].

Kapitola 6

Analýza nákladů na mise a její autorizace

Plánování způsobu správy nákladů je pro každý projekt zásadní. Plán řízení nákladů by měl alespoň určovat, jak musí být odhadován, naplánován, monitorován a řízen. Pro odhad nákladů se běžně používá technika rozdělení nákladů a vytvoření takzvané struktury rozdělení nákladů (CBS)[2]. Potom je možné odhadnout každé dělení pomocí různých metod. Volba, kterou techniku použít, závisí na množství informací dostupných v daném okamžiku. Tradiční metody odhadu nákladů na mise jsou založeny na zkušenostech z předchozích projektů národních vesmírných agentur nebo hlavních dodavatelů. Použití tohoto přístupu v soukromém odvětví by však přineslo nereálné odhady nákladů, protože náklady v tomto odvětví se ani zdaleka nevyrovnaají výsledným nákladům.

Vynikající příklad rozdílu v nákladech v Nové éře vesmíru ukázal SpaceX. Pokud by vesmírná agentura nebo hlavní dodavatel vyvinuli Falcon 9, náklady by pro tento průmysl byly neúnosné. Průmysl optimalizuje náklady, protože jejich zisk je nakonec založen na jejich nákladových schématech. Plánování nákladů, také známé jako „stanovení rozpočtu“ pro PMI, je nezbytné pro určení, kdy jsou peníze potřebné. Tyto informace jsou zásadní pro rozhodnutí o finančních peněžních tocích požadovaných pro projekt. Odhad nákladů poskytuje představu o tom, kolik peněz je pro projekt nezbytných, a plánování nákladů poskytuje pocit, kdy jsou finanční prostředky požadovány. Plán řízení nákladů by měl obsahovat podrobnosti o tom, jak musí být náklady odhadnuty. Musí také zahrnovat techniky používat a vyjmenovat identifikované předpoklady a rizika. Poté by měl stanovit různé indikátory, které pomohou projektovému manažerovi během realizace projektu sledovat a kontrolovat náklady [2] .

6.1 Odhad nákladu

Prvním krokem při provádění analýzy nákladů na mise je odhadnout cenu každého listu CBS. Na začátku uvedeme některé z technik používaných struktury k odhadu nákladů podle PMBOK:

- Odborný posudek, kdy osoba nebo skupina osob, které pracovaly na podobných projektech, mají dostatek odborných znalostí k odhadu nákladů.
- Analogický odhad, který používá známé náklady projektu s podobnými charakteristikami k odhadu nákladů na tento projekt.
- Parametrický odhad, který využívá statistické informace k vytváření modelů pro odhad. Například při extrapolaci nákladů 1U CubeSat na LEO na náklady 6U CubeSat.

- Odhad zdola nahoru se skládá ze stanovení nákladů na každý pracovní balíček. V tomto případě jsou aktivity převzaty z WBS a mohou zahrnovat více než jednu kategorii CBS již v odhadu.
- Tříbodový odhad, který se používá k zohlednění nejistoty a rizika. Uvažují se tři různé odhady: nejpravděpodobnější, optimistický a pesimistický. Poté se očekávané náklady získají pomocí vzorce, který závisí na požadovaném distribučním modelu.
- Softwarové nástroje pro odhad, které jsou specifické pro různé oblasti odbornosti.

Vesmírné projekty jsou složité, takže v raných fázích vždy existují nejistoty ohledně rozsahu a harmonogramu. V závislosti na fázi, ve které se provádí odhad nákladů, by měla být zahrnuta míra nejistoty, aby se zohlednily možné odchylky. Fáze projektů jsme již uváděli v sekce 1.2.2. Použité rozpětí nejistoty závisí na oblasti odbornosti, na které je projekt vyvíjen. Pro kosmické projekty rozpočet bude vypadat následovně[2]:

- Fáze 0 - 20% + 40%
- Fáze A i B - 15% +35%
- Fáze C - 10% + 15%
- Fáze D a další -5% + 10%

Podle NASA Cost Handbook [33] oblasti nejistoty jsou očekávané vyjednávání, souběžnost, plánovací riziko, požadavky na výkon, které ještě nejsou pevné, vhodnost analogií, úroveň znalostí o konceptech podpory, kritické předpoklady a další.

Aby odhadce zohlednil výskyt známých rizik, měl by vzít v úvahu registr rizik projektu jako základní vstup pro provedení odhadu nákladů. Skutečnost, že dojde k jakémukoli riziku, nepochybně vytváří mezeru v odhadovaném harmonogramu a nákladech.

Existuje další výdaj, který by měl odhadce vzít v úvahu, který je známý jako rezervy managementu. Tyto rezervy jsou předem dohodnuty se společností pro zohlednění případných nepřidělených odchylek. 10 % by mělo být přiměřené množství, které by se mělo zohlednit v prvních fázích nového projektu[2].

V měnících se nebo agilních prostředích, jako jsou projekty CubeSat, kde existuje vysoká míra nejistoty ohledně požadavků, by bylo náročnější od začátku rozdělit a provést přesné odhady. V těchto případech je také možný odhad nákladů a kontrola, čímž se celý proces odhadu rozloží na kratší časové harmonogramy. V určitém okamžiku ve fázi plánování projektu je však nutné provést odhad. V tomto smyslu je použití rozpočtů účinné a umožňují více měnících se scénářů [2].

6.1.1 Licence a autorizace mise

Umístění satelitu na oběžnou dráhu vyžaduje řadu následných a formálních schválení na různých úrovních od různých aktérů, které se v jednotlivých zemích liší. Na straně vývojáře a zákazníka je mise obecně podrobena následným technickým kontrolám v různých fázích vývoje, které obvykle končí kontrolou přijetí letu nebo ekvivalentem, aby se družice a její pozemní segment prohlásily za připravené ke startu a provozu.

Vypuštěcí orgán spoléhá na důkladný proces technické, právní a bezpečnostní kontroly, který obvykle začíná roky nebo měsíce před startem. K získání konečného povolení budou muset provozovatel kosmické lodi a orgán pro vypuštění sondy získat určité licence a schválení od vnitrostátních orgánů. Státy mohou volně definovat jakákoli praktická opatření, která považují za adekvátní a dostatečná k zajištění souladu. Mohou tak učinit definováním postupů udělování licencí, kterými se má subjekt provádějící kosmickou činnost

řídít, nebo vytvořením vnitrostátního právního rámce, který tyto činnosti reguluje, a pověřením příslušného vnitrostátního orgánu, jako je kosmická agentura nebo ministerstvo, aby povolil a dohlížel na tyto vesmírné aktivity[2]

Před vypuštěním družice musí vývojář požádat o potřebné licence, aby získal povolení od státu k provádění vesmírné aktivity. Mezi specifická povolení, potřebná k provozování družice patří například povolení ke startu, komunikační licence, licence dálkového průzkumu Země a licence pro návrat na Zemi. Zodpovědný orgán státní správy před udělením licence ověří, zda činnost navrhovaná držitelem licence nenarušuje nebo jiným způsobem nepoškozuje jiné probíhající nebo plánované činnosti. Různé licence mohou vyžadovat oslovení různých vládních úřadů a v některých státech může být oslovený orgán navíc závislý na povaze mise (např. mise na nízkou oběžnou dráhu Země vs. geostacionární nebo planetární mise a komerční mise vs. akademické mise).

6.2 Ekonomika vypuštění CubeSatů

Jak již bylo uvedeno v předchozí části kapitoly, cena na vypuštění satelitů není dána jednoznačně. Nicméně přibližný přehled cen, jež odpovídají vypuštění CubeSatů, můžeme najít v Nanosats Database [4]. Zahrneme přibližnou cenu vypuštění od některých poskytovatelů služby vypuštění CubeSatů do tabulky 6.1. Je vidět, že tabulka nebyla doplněna informací o ceně vypuštění satelitu alternativními službami (jako např. Aurora od AeroSpace) a u ostatních zdrojů nebyla upřesněna osobně kvůli tomu, že i přes opakované úsilí se nepodařilo navázat kontakt s firmami.

Ihned upozorníme na to, že v tabulce je možné najít možnosti vypuštění, cena kterých je označena jako zdarma. V těchto případech se jedná o speciální projekty od firem, které chtějí umožnit vypuštění satelitů vysokým školám. Dané firmy mají určité podmínky souběhu daného programu, které je potřeba splnit. Nejvýznamnější požadavky jsou přehledně představeny v tabulce v sloupci Poznámky.

Je potřeba upřesnit, že existuje více poskytovatelů služby vypuštění CubeSatů na orbitu. V tabulce 6.1 jsou uvedeni pouze poskytovatele u kterých je známa cena služby. Plný seznam lze najít na stránkách NanoSats Database[4]. Plný seznam malých raket ve vývoji, je možné najít v NewSpace Index [22], seznam obsahuje 180 položek, s přibližnou cenou za vypuštění a dalšími poznámkami.

Cenová složka vypuštění CubeSatů je jistě variabilní, existuje velké množství parametrů nutných k stanovení ceny za jeden launch. Přesná částka závisí na parametrech mise (velikost jednotky, výběr nosiče, určení orbity na vypuštění, počet satelitů vypuštěných najednou atd.) a taky na ceně licence na vypuštění (je odlišná pro každou zemi), případném zúčastnění v grantových projektech pro malé podniky a vysoké školy atd.

Často při objednání celé mise v kosmické agentuře tj. konstrukce, software, hardware plánování atd., agentura bere na sebe i vypuštění daného satelitu. Řeší tedy všechny potřebné doklady pro misi. Firma provede analýzu dle požadavků projektu a nabídne několik různých možností vypuštění. Takové agentury často nabízejí pro své zákazníky zvýhodněné ceny vypouštění [1]. Další možností snížení ceny za vypouštění satelitu je zaplnění celého dávkovače na CubeSaty.

Po pečlivému zkoumání údajů v tabulce 6.1, můžeme stanovit přibližnou střední cenu na vypuštění satelitu typu 3U na LEO. Celková cena takového vypuštění se bude pohybovat kolem částky \$210,000 neboli přibližně 4,703,640Kč. Nicméně je potřeba pamatovat na to, že mnoho firem poskytuje slevu na vypuštění satelitů od vydělovacích institucí, např. společnost Nanoracks [34]. Jejich cena je uvedena pouze orientačně.

Podrobnější informace o cenách lze získat tím, že zkontaktujeme vybranou společnost (z osobních zkušeností zmíním, že to může být problematicky a to zejména z důvodu, že dané firmy nereagují ani na opakované dotazy). Společnost dodá detailnější informace na základě požadavku mise, takových jako výška oběžné dráhy, její sklon a další konfigurace,

Poskytovatel	Počet vypuštěných CubeSatů	První vypuštění (rok)	Cena vypuštění	Poznámky
ISISpace	314+	2009	\$210 000 - 270 000 pro 3U na LEO	
NASA CSLI a ELaNa	100+	2011	Zdarma	Pro americké vzdělávací, NASA a neziskové CubeSaty. Používají se různé rakety
ESA Fly your Satellite!	10	2012	Zdarma	Evropské vzdělávací CubeSaty. Od této chvíle se používá oběžná dráha ISS.
Nanoracks	250+	2012	\$85 000 pro 1U od roku 2017	Dříve se provádělo nasazení pouze z ISS a nyní je zprostředkována 1 mise na polární oběžnou dráhu. Satelity až do typu 12U.
Spaceflight Industries	200+	2013	\$145 000 pro 3U LEO, \$295 000 pro 6U LEO, \$595 000 pro 12U LEO. (GTO a Lunar jsou taky možné, cena není upřesněna.)	
Rocket Lab	90+	2018	\$70,000 - 80,000 pro 1U LEO, \$200,000 - 250,000 pro 3U LEO (byla na webu zveřejněna v roce 2016)	Možnosti vypuštění jak pomocí spolujizdy, tak i sestavení vlastní rakety
KiboCUBE	3+	2018	Zdarma	Zajišťuje starty z ISS pro vzdělávací nebo výzkumné instituce z rozvojových zemí.
Virgin Orbit	0	2019	Za předpokladu, že \$10 milionů a 40 CubeSatů, dostaneme \$250 000 za 3U.	
SpaceX	?	2021	\$1M za 200 kg.	Žádné jednotlivé sloty pro CubeSaty, ale je možné připojit dávkovač CubeSatu k portům ESPA.
Adaptive Launch Solutions	?	2021	?	ALS je poskytovatelem startovacích služeb pro Firefly Alpha Flights 2 a 3, jehož vypuštění je plánováno na rok 2021
PT Scientists	0	2021	\$0,9M za kg na oběžnou dráhu Měsíce (bylo zveřejněno na webu v roce 2018).	
Momentum	0	2022	\$120,000 - \$260,000 for 3U, \$230,000 - \$500,000 for 6U, \$430,000 - \$960,000 for 12U (v závislosti na sklonu dráhy)	
Astrobotic	0	2022	\$1.2M za kg na oběžnou dráhu Měsíce nebo na povrch	
ULA (United Launch Alliance)	0	?	Zdarma	Momentálně je plánováno vypuštění 6 jednotek. Pouze pro vysoké školy a univerzity v USA.
Goonhilly Earth Station	0	?	\$1.3 M za kg	V budoucnosti i lunární oběžná dráha.

Tabulka 6.1: Poskytovatelé startů CubeSatu / Brokery / Integroři misí [4][22]

přibližný potřebný datum vypuštění, velikost CubeSatu, př. požadavek na typ dávkovače nebo nosné rakety.

6.3 Závěr a doporučení k stanovení nákladu malé mise

CubeSat tvoří nákladově efektivní nezávislý prostředek, jak dostat užitečné zatížení na oběžnou dráhu. Po zpožděních od nízko-nákladových odpalovacích zařízení, jako je Interorbital Systems, byly ceny při spuštění přibližně 100 000 USD za jednotku, novější operátoři však nabízejí nižší ceny. Některé CubeSats mají komplikované komponenty nebo nástroje, jako je LightSail-1, které tlačí jejich konstrukční náklady na miliony, ale základní 1U CubeSat může stát konstrukci přibližně 50 000 USD, takže CubeSats jsou životaschopnou volbou pro některé školy a vysoké školy; stejně jako pro malé podniky vyvíjející CubeSaty pro komerční účely.

Existuje několik komerčních poskytovatelů, kteří slibují budoucí rakety pro CubeSat za předpokladu, že dokončí vývoj. Různé projekty NASA a Mezinárodní vesmírné stanice přijímají některé návrhy využívající architekturu CubeSat. Každý rok do soukromého startovacího podniku vstupuje více společností, takže vyhlídky na zahájení startu jsou stále silnější [35].

Pokud provedeme přepočítání ceny vypuštění CubeSatu na kilo, zjistíme, že to není tak levná záležitost, jak by se mohlo zdát. Např. Spaceflight Industries nabízí vypuštění jednotky 3U na LEO za cenu rovnou \$145 000. Jednotka takové velikosti váží kolem 5kg. Ve výsledku dostáváme $145\,000/5 = 29\,000\$/kg$. Stejná společnost nabízí vypuštění klasické satelity ve váze 50kg za pouhých \$895 000 na stejnou oběžnou dráhu, čímž získáváme cenu $895\,000/50 = 17\,900\$/kg$. Je tedy zřejmé, že vypuštění malého satelitu na oběžnou dráhu je skoro dvakrát dražší, než vypuštění satelitu klasického. Zkusíme provést analýzu daného jevu.

V případě, kdybychom koupili dedikovaný launch např. od Rocketlab, tak zaplatíme 6 milionů dolarů bez ohledu na to, kolik váží satelit. Potom pokud satelit má 300kg a vejde se do jejich kapotáže, zaplatíte pouze 20 000\$/kg, pokud váží 60kg, stále zaplatíte 6 milionů dolarů, což vychází jako 100 000\$/kg.

Pokud kupujete celou raketu, téměř nikdy nepřekročíte limit jmenovité hmotnosti užitečného zatížení, takže ceny celé rakety, které jsou uvedené pro např. Rocket Lab nebo Virgin Orbit, vypadají v dolarech/kg mnohem nižší než té, které ve skutečnosti dostane zákazník.

Také ceny, které uvádějí od výrobce raket, jsou základní ceny za raketu, ale pokud se staví cubesat, je potřeba přidat další hardware, aby bylo možný ho namontovat na raketu a vydat jej, jakmile dosáhnete orbity. Tento hardware je většinou již začleněn do ceny, která je stanovena pro CubeSaty.

V důsledku toho, pokud letíte na větším satelitu kategorii mini (tj. větší než 6U), dedikovaný start malé rakety nejspíš skončí jako nejlevnější varianta. Ale pokud se jedná o cubesat 6U nebo menší, nejlepší možností bude Falcon 9, Sojuz II, Momentus nebo (v teorii, kvůli tomu, že se nepovedlo navázat spojení s AeroSpace, není čím potvrdit dříve tvrzení) Dawn Aurora MK.

Jinak cena spolujízdy pro zákazníky závisí na více faktorech. Potenciální menší zákazníci pro své spolujízdy si musí buď koupit mnohem větší kapacitu, než potřebují, nebo použít nabídku společnosti, které si budou účtovat vyšší cenu za kg, aby pokryli své náklady, ale budou prodávat menší velikost prostoru na užitečné zatížení.

Na závěr uvedeme 10 základních bodů, které je potřeba mít na mysli při plánování rozpočtu finančních prostředků k zajištění mise:

1. Buďte realističtí. Finanční rozpočet pro malé mise je těžko proveditelný a má dost velkou variabilní složku. Běžná mylná představa je, že náklady se mění s velikostí letového systému.
2. V případě potřeby vyhledejte pomoc (čím dříve, tím lépe). Je možné zařídit misi a její realizaci samostatně, nicméně existuje dost velké množství agentur, které dovolí týmu se soustředit na vědecké stránce projektu a vezme na sebe různé byrokratické a další problémy.
3. Zacházejte s nákladovými parametry jako s technickými parametry, jako je hmotnost a výkon. Ekonomická strana projektu je také klíčová k jeho úspěšné realizaci.
4. Ne všechny náklady závisí na velikosti kosmické lodi.
5. Zachycení trendu na trhu malých satelitů je náročné. Pochopení dat povede k lepšímu rozhodování a pochopení rizik a rozhodnutí o návrhu.
6. Analyzujte možná rizika – faktor nejistoty může silně pokazit realizaci projektu.

7. Neexistuje nic takového jako jediný model pro všechny náklady. Vygenerujte více odhadů pomocí různých modelů a zjistěte, jaký je rozsah rozptylu. V případě velkého intervalu se pokuste porozumět tomu, proč se to mohlo přihodit a proč se to stalo.
8. Obhajujte svůj odhad nákladů pomocí silného základu odhadu.
9. Odhadování nákladů je formou umění a vědy. Neexistuje správný/špatný způsob, jak to udělat, ale použijte dobrý úsudek.
10. "Ve formulaci jsou pouze dva cíle. Vyhrát a nelitovat toho, když se to podaří."– Dr. Alfred Nash, hlavní inženýr JPL a vedoucí týmu TeamX.

Závěr

Éra CubeSatů je nyní definitivně v plném proudu. V současnosti, lehčí, levnější a méně energeticky náročné, než tradiční satelity, CubeSaty obíhají hlavně na nízké oběžné dráze Země ve výšce asi 170 až 2,000km nad Zemí. CubeSaty se používají pro vesmírné vzdělávání i vědecký výzkum.

Všechny vesmírné inženýrské systémy jsou definovány určitými technickými parametry, rodina CubeSatů není výjimkou. Počáteční standardy obnášely velikost, hmotnost a mechanické rozhraní. Spolu s rozvojem a popularizací daného druhu satelitů se rozvíjely i technické standardy. Nyní rodina CubeSatu má velké množství jednotných mezinárodních pravidel, umožňujících globálnější použití satelitů daného druhu. V průběhu dané práce byly rozebrány nejzákladnější z nich.

Astrodynamika je kriticky důležitou součástí plánování libovolné kosmické mise, proto krátkému souhrnu důležitých informací je věnována jedna z kapitol dané práce. Byly uvedeny základní principy, potřebné k porozumění problematice v kontextu miniaturních satelitů. Rovněž byly probrané koncepty ovlivňující životnost miniaturních satelitů a silně působících na VLEO misi.

Využití VLEO přináší spoustu dalších výhod pro mise, které jsou zaměřeny na pozorování nejrůznějších jevů na planetě Zemi. Velmi nízká oběžná dráha se ukázala jako ekologičtější a výkonnější varianta. Benefity umístění satelitu v této nadmořské výšce jsou např. zvýšené rozlišení optického užitečného zatížení, větší radiometrický výkon a další. Na druhou stranu má tato varianta i svoje apely, takové jako větší vliv aerodynamických sil (snižující životnost satelitu), omezená komunikační okna atd.. V současné době vzniká mnoho studií, které hledají řešení těchto problémů.

V nejbližší době jsou plánované dvě mise s těžištěm na VLEO. První z nich je AMS (Agile MicroSatellite) typu 6U od MIT Lincoln Laboratory. Start je financovaný americkým letectvím a je naplánován na 28/12/2022. AMS zpočátku startuje do výšky 500 kilometrů a k manévrování do nejnižší možné výšky použije elektrický pohon[36]. "S touto misí můžeme pokračovat v demonstraci životaschopnosti malých satelitů na velmi nízké oběžné dráze Země a dále zdůrazňovat potenciál CubeSatů jako všestranné technologie nové generace, vhodné pro širokou škálu aplikací", řekl George Stafford, zakladatel a generální ředitel Blue Canyon Technologies [37]. Americké letectvo bude schopno využít technologii výkonu CubeSatů v tak nízkých nadmořských výškách k provádění důležitých nových pozorování Země a dalších civilních a vojenských vesmírných misí.

Po celoevropské soutěži na vývoj ambiciózních klíčových technologií pro telekomunikační družici na VLEO, Evropská kosmická agentura vydala smlouvu na LoLaSat. Předpokládaný rok startu je 2023 [4][36]. Pro využití výhod VLEO inovativní začínající společnost S4 – Smart Small Satellite Systems GmbH jako hlavní dodavatel, vyvine koncept pro odstranění výzev zbývající tenké atmosféry. Zatímco Elon Musk dosud umístil na oběžné dráze ve výšce 550 km již více než 1800 satelitů Starlink, plánuje za několik let vyslat tisíce satelitů do VLEO ve výšce asi 320 km, pro zlepšení výkonu v reálném čase[38].

Kvůli tomu že se nepodařilo navázat spojení s firmami, nabízejícími služby vypouštění CubeSatu, v práci nebyla provedena diskuze o výběru poskytovatele mise na VLEO. Celkově bylo vyzkoušeno navázat spojení s více než 15 kanceláři pomocí jejich stránek,

odpověď byla obdržena pouze ode dvou z nich: AlbaOrbital a AlenSpace. Bohužel bylo zjištěno, že dáne agentury neposkytují vypouštěcí služby na VLEO pro mise CubeSat.

Roční počet odpalovaných CubeSatů během posledních dvou desetiletí exponenciálně vzrostl a ovlivnil konstrukce nosných raket. Nosiče jako Sojuz, které zřídka přepravovaly CubeSaty, se staly nesmírně důležitými v kontextu CubeSat mise. Objevilo se velké množství mikronosných raket, které umožňují malým kosmickým sondám jezdit jako primární užitečné zatížení. Nicméně většina malých kosmických sond je vynášena na oběžnou dráhu jako sekundární zatížení, využívající nadměrnou odpalovací schopnost větších raket. Program „Fly Your Satellite“ Evropské kosmické agentury (ESA) poskytuje příležitosti ke startu univerzitním týmům CubeSat z členských států EU, Kanady a Slovinska.

Každý rok se vymýšlí další způsoby vynášení CubeSatu na oběžnou dráhu. Speciální nosné rakety využívají výhod rychlé integrace a flexibility návrhu mise, což umožňuje malým kosmickým projektům diktovat parametry mise. Nové integrační systémy výrazně zvětšují obálku mise malých satelitů. V budoucnu mohou tyto technologie přinést vzrušující pokroky ve vesmírných schopnostech.

Způsob, jakým jsou SmallSaty nasazeny na oběžnou dráhu, je kritickou součástí procesu startu. Výběr způsobu rozmístění závisí na tvarovém faktoru satelitu. V mnoha případech poskytovatel nosné rakety nebo agregátor/integrátor nosné rakety již určil, které dávkovače budou na nosné raketě instalovány. Protože každý výrobce dávkovačů má mírně odlišné objemy a požadavky, je pro CubeSat výhodné navrhnout co nejširší škálu dávkovačů, aby se maximalizovaly příležitosti uvedení na trh. Podrobnosti anatomie dávkovačů jsou součástí práce a byly podrobně rozebrány pro usnadnění návrhu mise.

Pokud postavíte CubeSat, zajištění rakety pro jeho odpálení není obtížné, pouze drahé. Se zmenšením velikosti satelitu se náklady na vypuštění v poměru cena za kilogram nezmenšily. Střední cena pro vypuštění jednotky typu 3U na LEO se odhaduje na přibližně \$190 000 neboli 4 263 980 Kč. Nejlepší cenovou nabídku má společnost Momentus, nabízející cenu vypuštění v intervalu \$120 000 až \$260 000 za satelit typu 3U na LEO. Dana varianta je optimální pro vynesení potenciálního 3U CubeSatu připraveného na ČVUT v případě, že se nepodaří získat alternativní cenu jako projekt organizovaný vzdělávací institucí. Různé projekty NASA, ESA a Mezinárodní vesmírné stanice přijímají některé návrhy využívající architekturu CubeSat. Každým rokem vstupuje do soukromého podnikání více společností, takže vyhlídky na uvedení na trh jsou stále silnější.

Literatura

1. ALEN.SPACE. *A Basic Guide to Nanosatellites*. Dostupné také z: <https://alen.space/basic-guide-nanosatellites/>. (Přístup získán: 12.03.2021).
2. CAPPELLETTI, C.; BATTISTINI, S.; MALPHRUS, B. K. *"Cubesat handbook : From mission design to operations"*. ProQuest Ebook Central, 2020.
3. ESA. *ECSS, Space Engineering: SystemEngineering General Requirements, Tech. Rep. ECSS-EST-10C, Evropská spolupráce pro standardizaci vesmíru, 2009*. Dostupné také z: <https://ecss.nl/>. (Přístup získán: 30.05.2021).
4. KULU, Erik. *"Nanosatellite & CubeSat Database"*. Dostupné také z: <https://www.nanosats.eu/>. (Přístup získán: 04.04.2021).
5. HALLIDAY, David; RESNICK, Robert; WALKER, Jeral. *"Vysokoškolská učebnice obecné fyziky"*. VUTIUM, 2013. 1. ISBN 978-80-214-4123-1.
6. RIEBEEK, Holli. *Catalog of Earth Satellite Orbits*. Dostupné také z: <https://earthobservatory.nasa.gov/features/OrbitsCatalog>. (Přístup získán: 28.12.2021).
7. KLOKOČNÍK, Jaroslav a kol. *"Družice a gravitační pole Země"*. Astronomický ústav AV ČR, 2014.
8. AL., Wertz et. *"Space Mission Analysis and Design"*. Space Technology Library, United States of America, 1999. 11th ed.
9. *Explorer 6*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Explorer_6#/media/Soubor:Explorer_6_paddles_up.jpg.
10. GONZÁLEZ, Gerardo; DOMÍNGUEZ, Rosa M.; VÁZQUEZ, Irene; BRAÑA, Alvaro; CRISP, Nicholas H.; BECEDAS, Jonathan. VLEO Aerodynamics Requirements Document. In: *Reinventing Space Conference*. 2018.
11. LLOP, J. Virgili; ROBERTS, P.C.E.; ZHOU, Hao; TOMAS, L. Ramio; BEAUPLET, V. Very Low Earth Orbit mission concepts for Earth Observation: Benefits and challenges. In: *Reinventing Space Conference*. 2014. Reinventing Space Conference ; Conference date: 18-11-2014 Through 20-11-2014.
12. VIRGILI-LLOP, Josep; ROBERTS, C. E. Peter; ZHOU, Hao; RAMIO, Laia; BEAUPLET, Valentin. Very Low Earth Orbit mission concepts for Earth Observation. Benefits and challenges. *Conference: Reinventing Space Conference*. 2014, s. 17.
13. CRISP, Nicholas H.; ROBERTS, P.C.E.; LIVADIOTTI, Sabrina. D5.2 – Literature Review of the Benefits and Applications of Very Low Earth Orbits for Earth Observation. In: *DISCOVERER project*. 2018.
14. UNIVERSITY, Saint Louis. *CubeSat Database*. Dostupné také z: <https://sites.google.com/a/sluc.edu/swartwout/home/cubesat-database>. (Přístup získán: 27.05.2021).
15. CORPORATION, Northrop Grumman. *Antares Fakt Sheet*. Dostupné také z: <https://www.northropgrumman.com/space/antares-rocket/>. (Přístup získán: 30.05.2021).

16. KOSMOTRAS. *Dnepr LV*. Dostupné také z: <http://www.kosmotras.ru/>. (Přístup získán: 30.05.2021).
17. DEPARTMENT OF SPACE, Indian Space Research Organisation. *Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV)*. Dostupné také z: <https://www.isro.gov.in/launchers/pslv>. (Přístup získán: 31.05.2021).
18. ROSKOSMOS. (tr. ru) *Nosná raketa Sojuz-2*. Dostupné také z: <https://www.roscosmos.ru/468/>. (Přístup získán: 31.05.2021).
19. X, Space. *Falcon 9*. Dostupné také z: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>. (Přístup získán: 31.05.2021).
20. ALIANS, United Launch. *Atlas V Launch Services - User's Guide*. Dostupné také z: <https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/rockets/atlasvusersguide2010.pdf>. (Přístup získán: 31.05.2021).
21. MESSIER, Doug. *A Plethora of Small Satellite Launchers*. Dostupné také z: <http://www.parabolicarc.com/2016/10/03/plethora-small-sat-launchers/>. (Přístup získán: 03.12.2021).
22. KULU, Erik. *"NewSpace Index"*. 2021. Dostupné také z: <https://www.newspace.im/launchers>. (Přístup získán: 10.10.2021).
23. AEROSPACE, Dawn. *Introducing the Dawn Mk-II Aurora*. Dostupné také z: <https://www.dawnaerospace.com/deliver>. (Přístup získán: 27.05.2021).
24. ROCKETLAB. "launch: payload user's guide overview (ver. 6.5) ". *ROCKET LAB*. 2020, s. 60. Dostupné také z: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Rocket-Lab-Launch-Payload-Users-Guide-6.5.pdf>.
25. *"Nanosatellite & CubeSat Database"*. Dostupné také z: <https://www.spacex.com/>. (Přístup získán: 10.09.2021).
26. HOLEMANS, Walter; HEVNER, Ryan. *"Canisterized Satellite Dispenser"*. Space Technology Library, United States of America, 2016. ISBN US9, ISBN 415, ISBN 883 B2.
27. READ, Andrew. *"Rideshare Mission Assurance and the Do No Harm Process"*. The Aerospace Corporation, 2019.
28. NANORACKS. *Nanoracks. ISS CubeSat Deployment*. Dostupné také z: <https://nanoracks.com/products/iss-cubesat-deployment/>. (Přístup získán: 29.04.2021).
29. NANORACKS. *Nanoracks. Kaber Nanoracks ISS Microsatellite Deployment System*. Dostupné také z: <https://nanoracks.com/wp-content/uploads/NRMSD-overview.pdf>. (Přístup získán: 29.04.2021).
30. AXA. *JEM Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD)*. Dostupné také z: <https://iss.jaxa.jp/en/kiboexp/jssod/>. (Přístup získán: 29.04.2021).
31. NANORACKS. *External Cygnus Deployment*. Dostupné také z: <https://nanoracks.com/products/external-cygnus-deployment/>. (Přístup získán: 29.04.2021).
32. NASA. *SlingShot*. Dostupné také z: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/explorer/Facility.html?#id=7847. (Přístup získán: 29.04.2021).
33. NASA, US. *"NASA Cost Estimating Handbook"*. Createspace Independent Publishing Platform, 2015.
34. KRAMER, Herbert J. *"ISS Utilization: NanoRacks Logistics Services for Small Satellites and ISS Deployment Systems"*. Dostupné také z: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/i/iss-nanoracks-services>. (Přístup získán: 01.12.2021).

35. ESA. *Your Own Satellite: 7 Things to Know Before You Go*. Dostupné také z: <https://makezine.com/2014/04/11/your-own-satellite-7-things-to-know-before-you-go/>. (Přístup získán: 10.03.2021).
36. KULU, Erik. *"Full Nanosats database"*. Dostupné také z: <https://airtable.com/shrafcwXODMMKeRgU/tbldJo0BP5w1NOJQY>. (Přístup získán: 10.09.2021).
37. BELL, Hayle. *Blue Canyon Technologies Selected for MIT Lincoln Laboratory Agile MicroSatellite Mission*. Dostupné také z: <https://www.enpulsion.com/news/mit-lincoln-lab-cooperation-on-the-6u-agile-microsat-mission/>. (Přístup získán: 19.12.2021).
38. S4-SPACE. *S4 receives contract for innovative communication satellite LoLaSat from ESA*. Dostupné také z: <https://www.s4-space.com/news/2021-07-06/>. (Přístup získán: 18.12.2021).
39. *Antares (Raketa)*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Antares_\(raketa\)#/media/Soubor:Antares_A-ONE_launch.2.jpg](https://cs.wikipedia.org/wiki/Antares_(raketa)#/media/Soubor:Antares_A-ONE_launch.2.jpg). (Přístup získán: 05.04.2021).
40. *Rakety minotaur*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Rakety_Minotaur#/media/Soubor:NFire1.jpg. (Přístup získán: 05.04.2021).
41. *DNĚPR (raketa)*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Dn%5C%C4%5C%9Bpr_\(raketa\)#/media/Soubor:Tdx_launch.jpg](https://cs.wikipedia.org/wiki/Dn%5C%C4%5C%9Bpr_(raketa)#/media/Soubor:Tdx_launch.jpg). (Přístup získán: 05.04.2021).
42. *Polar Satellite Launch Vehicle*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Polar_Satellite_Launch_Vehicle#/media/Soubor:PSLV_C51_at_first_launch_pad.jpg. (Přístup získán: 05.04.2021).
43. *Sojuz 2*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Sojuz_2#/media/Soubor:Soyuz_2_metop.jpg. (Přístup získán: 05.04.2021).
44. *Falcon 9*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Falcon_9#/media/Soubor:THAICOM_8_Launch_\(27294262015\).jpg](https://cs.wikipedia.org/wiki/Falcon_9#/media/Soubor:THAICOM_8_Launch_(27294262015).jpg). (Přístup získán: 05.04.2021).
45. *Atlas V*. Wikimedia Foundation, [n.d.]. Dostupné také z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Atlas_V#/media/Soubor:Atlas_V_551_with_New_Horizons_on_Launch_Pad_41.jpg. (Přístup získán: 05.04.2021).

Přílohy

A Znáznornění typu zmíněných nosičů



Obrázek 1: Antares 110 při prvním startu[39]



Obrázek 2: Minotaur I, duben 2007[40]



Obrázek 3: Raketa Dnepr[41]



Obrázek 4: Raketa PSLV-C35[42]



(a) Raketa Sojuz 2 [43]

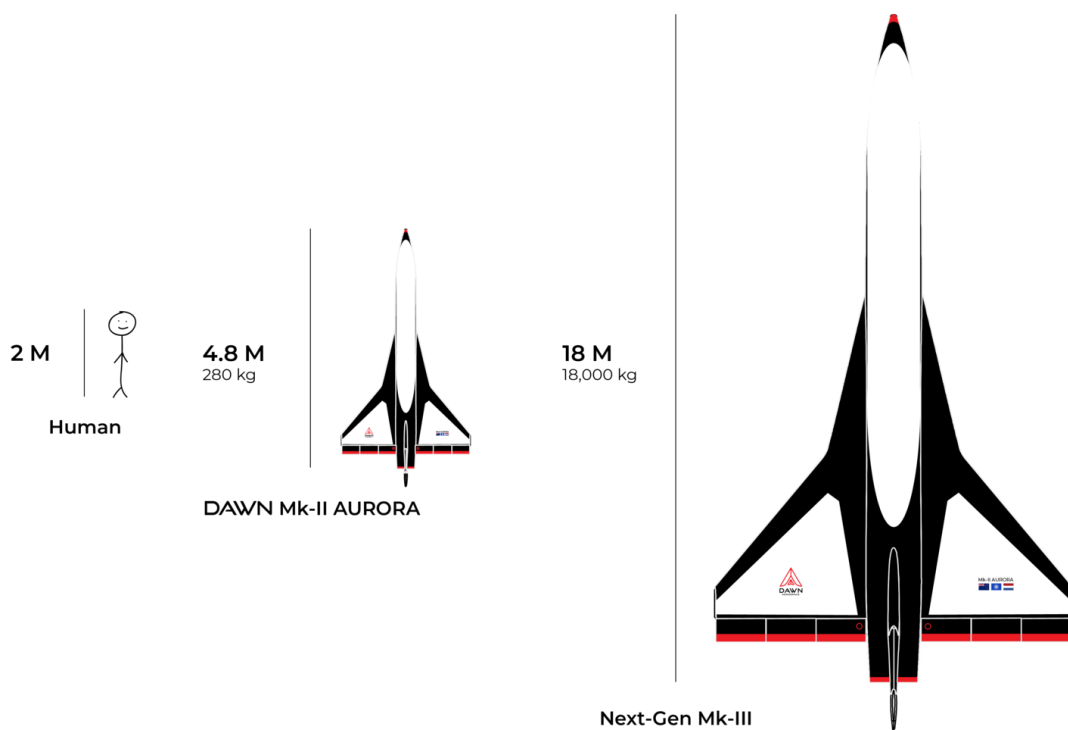


(b) Raketa Falcon 9 FT při startu mise THAI-COM 8 [44]

Obrázek 5: Nosné rakety Dnepr a PSLV-C35



Obrázek 6: Atlas V 551 se sondou New Horizons [45]



Obrázek 7: Vzhledová specifikace Mk-II[23]

