



FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE

Ústav letadlové techniky

**Vlastnosti soustavy družic pro průzkum
povrchu Marsu**

**Properties of satellite constellation for
observation of the Mars surface**

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2021

Dominika CÉSPEDES MIRANDA

Studijní program: NLAK Letectví a kosmonautika

Studijní obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Mgr. Kousal Jaroslav Ph.D.



ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Céspedes Miranda** Jméno: **Dominika** Osobní číslo: **461751**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Vlastnosti soustavy družic pro průzkum povrchu Marsu

Název diplomové práce anglicky:

Properties of satellite constellation for observation of the Mars surface

Pokyny pro vypracování:

- 1) Proveďte rešerši realizovaných a navržených družicových soustav zejména pro dálkový průzkum (nejen) Země.
- 2) Navrhněte soustavu družic pro nepřetržitý dálkový průzkum povrchu Marsu.
- 3) Zvažte vliv konfigurace a vlastností oběžných drah, počtu, odhadu hmotnosti a datového toku družic na celkový výkon soustavy (pokrytí snímkováním, četnost pokrytí, rozlišení).
- 4) Zvažte vliv nekeplerovských efektů na provoz soustavy.

Seznam doporučené literatury:

Malcolm Macdonald, Viorel Badescu (ed.): The International Handbook of Space Technology, Springer, 2014, ISBN 978-3-642-41101-4
Howard D. Curtis: Orbital Mechanics for Engineering Students, Elsevier, 2005, ISBN 0-7506-6169-0
+ další literatura dle doporučení vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D., ústav letadlové techniky FS


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

Datum zadání diplomové práce: **30.10.2020**

Termín odevzdání diplomové práce: **15.01.2021**

Platnost zadání diplomové práce:


Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce



Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

29.10.2020
Datum převzetí zadání


Podpis studentky

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracovala samostatně pod vedením Mgr. Jaroslava Kousala, Ph.D. a s použitím pramenů uvedených v seznamu použité literatury.

V Praze dne: 15.1.2021



.....
Podpis

Poděkování

Na tomto místě bych chtěla v první řadě poděkovat vedoucímu práce panu Mgr. Jaroslavovi Kousalovi, Ph.D., za jeho odborné vedení, rady a poznámky při tvorbě této práce. Dále patří mé poděkování i rodině za jejich podporu při studiu.

Anotační list

Jméno autora:	Dominika CÉSPEDES MIRANDA
Název DP:	Vlastnosti soustavy družic pro průzkum povrchu Marsu
Anglický název:	Properties of satellite constellation for observation of the Mars surface
Rok:	2021
Studijní program:	(NLAK) Letectví a kosmonautika
Obor studia:	(3906T008) Letadlová a kosmická technika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Mgr. Jaroslav Kousal, Ph.D.
Bibliografické údaje:	počet stran 56 počet obrázků 22 počet tabulek 9 počet příloh 1
Klíčová slova:	Mars, družicová soustava, dálkový průzkum planet, General Mission Analysis Tool,
Keywords:	Mars, satellite constellation, remote sensing, General Mission Analysis Tool
Anotace:	Obsahem práce je návrh družicové soustavy pro dálkový průzkum Marsu. Teoretická část této práce má za úkol vymezit důležité pojmy a metody potřebné pro návrh soustavy. Vymezené pojmy jsou následně aplikovány při samotném návrhu soustavy družic pro dálkový průzkum Marsu. Dále uvádí některé z existujících družicových soustav, které se používají pro dálkový průzkum Země. Vysvětluje základní vztahy z nebeské mechaniky na základě, kterých jsou provedeny výpočty v praktické části. Pro výpočty byl použit software General Mission Analysis Tool (GMAT).
Abstract:	The content of this thesis is design of a satellite constellation for remote exploration of Mars. The goal of the theoretical part of the thesis is to define important terms and methods needed for the constellation design. The defined terms are then applied in the design of the satellite constellation for remote exploration of Mars. It lists some of existing satellite systems used for remote sensing of the Earth. It explains the basics of celestial mechanics, which are used for calculations in the practical part. General Mission Analysis Tool (GMAT) software was used for calculations.

1. Obsah

Prohlášení	3
Poděkování	4
Anotační list	5
1. Obsah	6
2. Úvod	8
3. Teoretická (metodická) část práce.....	9
3.1. Dálkový průzkum planety.....	9
3.1.1. Elektromagnetické záření	9
Elektromagnetické spektrum	10
3.1.2. Interakce s atmosférou.....	11
3.1.3. Interakce elektromagnetického záření s pozorovanými objekty.....	12
3.1.4. Typy senzorů.....	12
3.2. Potřebné základy nebeské mechaniky	15
3.2.1. Elementy dráhy.....	15
3.2.2. Typy drah.....	16
Molnija.....	17
3.2.3. Dráhy vhodné pro dálkový průzkum	17
Heliosynchronní dráha	17
Geosynchronní dráha.....	18
Areosynchronní dráha.....	20
3.2.4. Manévry na oběžné dráze.....	20
3.2.5. Jednoimpulsní změny oběžné dráhy	21
Změna oběžné dráhy v její rovině	21
Změna oběžné dráhy v její rovině s pootočením přímky apsid	22
Změna sklonu oběžné dráhy v uzlovém bodě.....	26
Změna sklonu oběžné dráhy s pootočením uzlové přímky	27
3.2.6. Přechodové dráhy	28
Obecná přechodová dráha mezi kruhovými oběžnými dráhami.....	28
Hohmannova přechodová dráha mezi kruhovými oběžnými dráhami.....	29
3.3. Družicové soustavy	32
3.3.1. Přehled existujících družicových soustav dálkového průzkumu	33
RADARSAT.....	33
Flock	33
RapidEye	33
Skysat.....	33
PlanetScope.....	33
DigitalGlobe	33
4. Analytická (praktická) část práce.....	35
4.1. Základní parametry dráhy	35
4.1.1. Pokrytí a množství družic.....	40
Družice d_1 – SkySat C.....	40
Družice d_2 – WorldView-1	40



4.1.2.	Cesta na Mars	43
4.1.3.	Způsob rozmístění družic do orbitálních rovin	47
4.1.4.	Výkon soustavy	48
5.	Závěr.....	50
6.	Seznam použitých symbolů a indexů	52
7.	Seznam obrázků	53
8.	Seznam tabulek.....	54
9.	Seznam příloh	54
10.	Seznam použité literatury	55

2. Úvod

Planeta Mars a její objevování je stále aktuálnější téma. Existuje hned několik družic, které mají za cíl získat o této planetě nové informace. Mezi ty hlavní patří družice MAVEN (start listopad 2013, přílet k Marsu září 2014) provozovaná NASA, která má za úkol průzkum atmosféry této planety. Poté družice MRO od NASA (start srpen 2005, přílet k Marsu březen 2006). Jedná se o družici, která hledá důkazy o tom, že na povrchu Marsu přetrvávala po dlouhou dobu voda. Dále pak družice Mars Odyssey (start duben 2001, přílet k Marsu říjen 2001), která sbírá data o složení povrchu planety a studuje radiační prostředí. Družice Mars Express od Evropské kosmické agentury (start červen 2003, přílet k Marsu prosinec 2003), která z polární dráhy sbírá data o atmosféře a povrchu Marsu.

S rostoucím technologickým pokrokem, který v oblasti kosmonautiky lidstvo zažívá, se nabízejí spekulace o možném budoucím přistání lidské posádky na této planetě, o těžbě minerálů nebo například o založení lidské kolonie. A tak se dálkový průzkum za pomoci družicové soustavy jeví jako vhodný způsob monitoringu dění na Marsu pro tyto zmíněné případy. Mimo jiné, by nepochybně nepřetržitý dálkový průzkum Marsu mohl být nápomocen při rychlejší poznávání této planety.

Teoretická část této práce má za úkol vymezit důležité pojmy a metody, které se následně v praktické části aplikují. Popsat proces dálkového průzkumu obecně, jednotlivé fáze, kterými je tvořen spolu se základními principy používaných metod. Obsahuje rešerši existujících soustav, které jsou pro dálkový průzkum používány. Dále vysvětluje základy z nebeské mechaniky, které jsou v praktické části použity pro návrh dráhových parametrů.

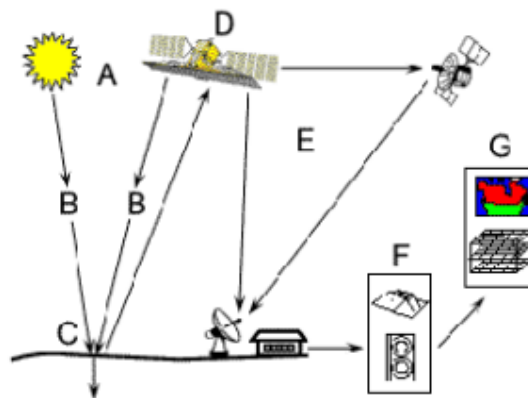
Praktická část je tvořena návrhem družicové soustavy pro dálkový průzkum Marsu. Práce vychází z metodik, které se používají pro dálkový průzkum Země. Většina výpočtů z oblasti nebeské mechaniky, byla vypočtena s pomocí simulačního softwaru od NASA, General Mission Analysis Tool (2016r).

3. Teoretická (metodická) část práce

3.1. Dálkový průzkum planety

Dálkový průzkum je souborem metod a technických postupů, které se zabývají pozorováním objektů a jevů na povrchu, ve styčných podpovrchové a nad povrchových vrstvách planety, a to bez přímého kontaktu s těmito vrstvami.

Dálkový průzkum planety funguje na základě interakce mezi dopadajícím zářením a námi pozorovaným objektem. Na obrázku 1 je znázorněn princip dálkového průzkumu Země. Jak schéma naznačuje, celý proces dálkového průzkumu je možné rozdělit do 7 bodů. [7]



Obrázek 1 – Princip DPZ (převzato z [7])

1. Na začátku celého procesu je zdroj elektromagnetického záření (A), jež ozařuje pozorovaný objekt.
2. Elektromagnetické záření prochází atmosférou (B).
3. Dopad energie na objekt zájmu (C) a jejich vzájemná interakce.
4. Po odražení, popřípadě vyzáření energie, dochází k průchodu záření atmosférou (B) a následným zaznamenáním vzdáleným senzorem (D).
5. Senzorem zaznamenaná data jsou přenesena do stanice (E), kde jsou zpracována.
6. Zpracovaná data (obraz) jsou následně podrobena vyhodnocení a analýze (F).
7. Konečnou fází procesu je využití vyhodnocených dat (G).

3.1.1. Elektromagnetické záření

Nejdůležitější podmínkou pro možnost dálkového průzkumu je existence zdroje elektromagnetického záření, který ozaří pozorovaný cíl.

Elektromagnetické záření se skládá z elektrického pole (E) s proměnlivou amplitudou a z magnetického pole (M), které je na elektrické pole kolmé. Obě tato pole se šíří rychlostí světla (c).

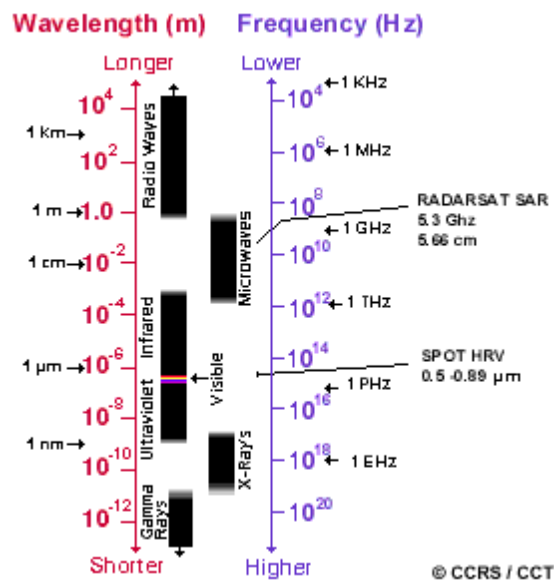
Mezi hlavní charakteristiky elektromagnetického záření patří vlnová délka (λ) a frekvence (ν). Obě tyto charakteristiky jsou na sobě závislé následující rovnicí:

$$c = \lambda \cdot \nu \quad (1)$$

ze které vyplývá, že je-li kratší vlnová délka, je větší frekvence. Je-li delší vlnová délka, frekvence je nižší.

Elektromagnetické spektrum

Elektromagnetické spektrum se pohybuje od krátkých vlnových délek, kam spadá záření gama a rentgenové záření, až po dlouhé vlnové délky, kam spadá například mikrovlnné záření (viz obrázek 2)



Obrázek 2 – elektromagnetické spektrum (převzato z [7])

Ultrafialové záření (400 – 100 nm)

Mezi záření s nejkratší vlnovou délkou, která se při dálkovém průzkumu využívají patří záření ultrafialové. Toto záření se ve spektru nachází pod fialovou barvou spektra viditelného záření. Existují materiály (hlavně minerály), které při ozáření UV paprsky vyzařují viditelné světlo. Vhodné využití je pro vyhledávání ložisek zlata, pro monitorování ropných skvrn a pro jiné geologické aplikace. [7]

Viditelné spektrum (0,4 – 0,7 μm):

Jedná se o poměrně malou část spektra, kterou je lidské oko schopné zaznamenat. Je to jediná část spektra, u které je možná asociace s barvami. Zdrojem tohoto záření je Slunce.

Infračervené záření

- Odražené (0,7 – 3 μm) IR záření je možné zaznamenat konvenčními fotografickými metodami i elektronicky. Je méně pohlcováno atmosférou. V dálkovém průzkumu se využívá především ke studiu vegetace.
- Emitované (3 – 100 μm) IR záření, které je v případě Země emitováno povrchem ve formě tepla. Hlavní využití má tento typ záření hlavně při zkoumání povrchových teplot vod, krajiny ale i k lokalizaci požárů.

Mikrovlny (1 mm – 1 m)

Mikrovlny se v dálkovém průzkumu využívají v kombinaci s aktivními systémy (radary). Díky této kombinaci je možné získat neobrazová data jako jsou informace o výškových poměrech. [7] [8]

3.1.2. Interakce s atmosférou

Hovoříme-li o dálkovém průzkumu kosmických těles obecně, je důležité vzít v potaz, že některá tělesa mají atmosféru, která hraje v dálkovém průzkumu velkou roli. V případě dálkového průzkumu Země musí elektromagnetické záření projít zemskou atmosférou, přičemž částice a plyny které atmosféru tvoří, mohou záření ovlivnit. Mezi hlavní jevy, se kterými se v tomto případě setkáváme, patří rozptyl a pohlcování.

Při průchodu záření atmosférou mohou nastat tři druhy rozptylu:

Rayleighův neboli molekulární rozptyl, který vzniká, pokud jsou částice menší, než je vlnová délka záření. Může se jednat například o molekuly dusíku nebo kyslíku. Rayleighův rozptyl je dominantním rozptylem v horní části atmosféry. Je to tentýž mechanismus, který má za následek modrou oblohu, neboť při průchodu slunečního záření se kratší vlnové délky (např modrá) rozptylují více než ty delší.

Mieův rozptyl nastává, pokud jsou částice srovnatelné s vlnovou délkou záření. V zemské atmosféře ho způsobuje například pyl, kouř a vodní pára. Tento typ rozptylu postihuje delší vlnové délky, než jak tomu bylo u Rayleighova rozptylu.

Neselektivní rozptyl, který se objevuje v případech, kdy záření prochází částicí, která je větší než vlnová délka záření. Způsobují ho například kapičky vody nebo větší částice prachu. Neselektivní rozptyl postihuje všechny vlnové délky spektra. Typickým příkladem je například mlha.

Pohlcování, děj, během kterého dochází k pohlcení energie záření, je druhým nejčastějším jevem při průchodu elektromagnetického záření atmosférou. Co se zemské atmosféry týče, mezi největší absorbenty záření patří ozon a oxid uhličitý.

- Ozon pohlcuje ultrafialové záření ze Slunce, které je pro většinu organismů na zemi škodlivé
- Oxid uhličitý, též zvaný jako skleníkový plyn, pohlcuje infračervené části spektra, což je oblast spektra, která je asociována s tepelným ohřevem.

Dálkový průzkum se snaží pracovat s částmi spektra, které nejsou pod vlivem výše zmíněných jevů. Této části spektra se říká atmosférické okno. [7]

3.1.3. Interakce elektromagnetického záření s pozorovanými objekty

Záření, které není pohlceno nebo rozptýleno atmosférou může projít až k povrchu zkoumaného objektu a následně s ním interagovat. Existují tři možné způsoby interakce záření s objektem: pohlcení, průchod, odraz.

Poměr jednotlivých typů interakce závisí na vlnové délce záření a na vlastnostech objektu, jako je jeho materiál. Při dálkovém průzkumu Země se využívá záření, které je od objektů odraženo. U dálkového průzkumu planet rozlišujeme dva druhy odrazu; zrcadlový a difúzní odraz.

- Zrcadlový odraz je charakteristický pro hladké povrchy. Většina dopadnuté energie je tak odražena v jednom směru.
- Difúzní odraz nastává při interakci záření s hrubým povrchem objektu. Na rozdíl od zrcadlového odrazu, je energie odražena do všech směrů.

3.1.4. Typy senzorů

Existují dva druhy senzorů: aktivní a pasivní. Pasivní senzory detekují přirozené záření, které je emitováno pozorovanými objekty nebo záření, které pochází z jiného zdroje, než je pozorovaný objekt, ale je tímto objektem odraženo. Nejčastější zdroj záření, který je pasivními senzory detekován je odražené sluneční světlo.

Typický pasivní senzor obsahuje tyto části:

- Radiometr: Nástroj, který kvantitativně měří zář elektromagnetického záření ve viditelném, infračerveném a mikrovlnném regionu spektra.
- Zobrazovací radiometr: Radiometr, který je schopen skenování a poskytuje dvourozměrné pixelové pole, ze kterého je možné sestavit obraz. Často se nazývá skener. Skenování může probíhat mechanicky nebo elektronicky za použití detektorů.
- Spektroradiometr: Radiometr, který dokáže měřit zář v multispektrálním pásmu, jako je Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer (MODIS) a Multi-angle Imaging SpectroRadiometer (MISR). [8]

Aktivní senzor ozařuje svým vlastním zdrojem elektromagnetického záření pozorovaný objekt. Vysílá energetický puls, který se od pozorovaného objektu odrazí nebo se rozptýlí. Senzor pak detekuje záření, které se od objektu odrazilo.

Typický aktivní senzor obsahuje tyto části:

- Radar (Radio Detection and Ranging): Mikrovlnný radar s vysílačem, který pracuje na mikrovlnných frekvencích a emituje elektromagnetické vlnění. Směrová anténa nebo přijímač poté měří čas příchodu zpět odražených nebo zpět rozptýlených pulsů záření od vzdálených objektů. Určují tak vzdálenost pozorovaných objektů.
- SAR: Boční radarový zobrazovací systém, který využívá relativní pohyb mezi anténou a zemským povrchem k syntéze velmi dlouhé antény kombinováním signálů (ozvěň) přijatých radarem při jeho pohybu po jeho letové dráze za účelem získání snímků s vysokým prostorovým rozlišením.
- InSAR (Interferometric synthetic-aperture radar): Technika, která porovnává dva nebo více amplitudových a fázových obrazů ve stejné geografické oblasti, přijatých během různých průchodů platformy SAR v různých časech. InSAR může zkoumat informace o výšce osvětlené scény s vertikálním rozlišením v centimetrovém měřítku, rozlišením 30 m a pokrývající oblasti 100 x 100 km (ve standardních režimech). Mezi příklady patří ERS-1 (1991), JERS-1 (1992), RADARSAT-1 a ERS-2 (1995) a ASAR (2002).



- Skaterometr: Vysokofrekvenční mikrovlnný radar navržený speciálně pro určení normalizovaného radarového průřezu povrchu. Přes povrchy oceánů lze měření zpětně rozptýleného záření v mikrovlnné spektrální oblasti použít k odvození map rychlosti a směru povrchového větru. Používá se také k mapování povrchové vlhkosti půdy a úrovně namrznutí. Mezi příklady patří Advanced Microwave Instrument (AMI) z ERS-1 a ERS-2.
- LiDAR: Aktivní optický senzor, který využívá laseru z ultrafialového, viditelného nebo blízce infračerveného regionu spektra a přijímače s citlivými detektory k měření odraženého nebo zpět rozptýleného světla. Vzdálenost objektu se určuje zaznamenáváním času mezi vysláním a přijímáním světelných pulsů za použití rychlosti světla k výpočtu uražené vzdálenosti. [8]

3.2. Potřebné základy nebeské mechaniky

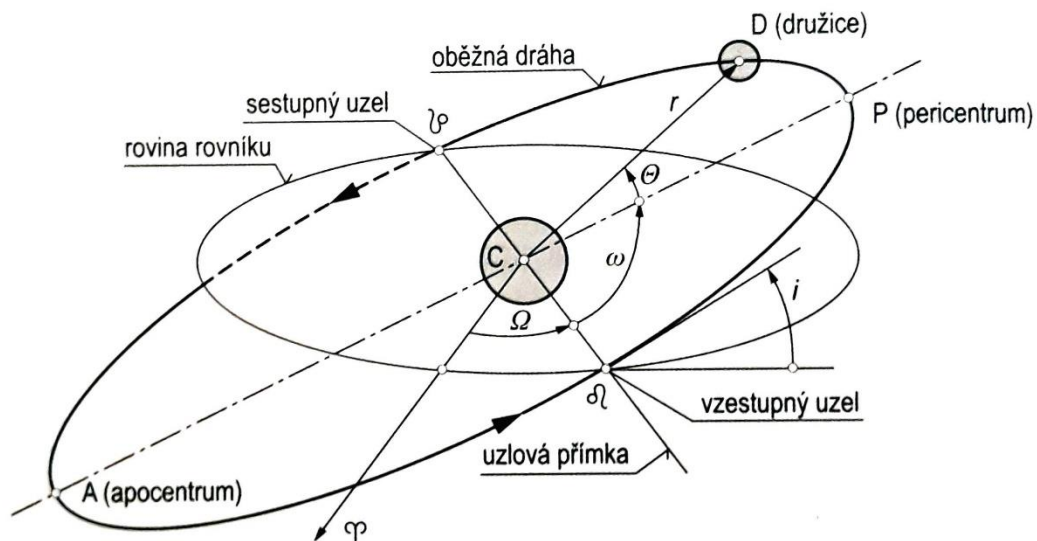
Tato kapitola byla vypracovaná na základě informací obsažených v literatuře [1] a [2]

3.2.1. Elementy dráhy

Pro definici polohy oběžné dráhy v prostoru se nejčastěji užívá šestice prvků $a, e, i, \omega, \Omega, \theta$. Jsou na sobě nezávislé a udávají nám:

- Polohu roviny dráhy v prostoru. Definuje ji sklon dráhy (i) a délka vzestupného uzlu (Ω). Sklonem dráhy se rozumí úhel, který mezi sebou svírá rovina dráhy a rovina rovníku. Délka vzestupného uzlu definuje úhel, který popisuje polohu uzlové přímky v rovině vůči směru jarní rovnodennosti.
- Orientaci oběžné dráhy ve své rovině. Určuje ji argument pericentra (ω), což je úhel, jenž mezi sebou svírá uzlová přímka a přímka apsid. Jedná-li se o dráhu kruhovou, není úhel ω definován.
- Velikost a tvar elipsy. Pro definici délky elipsy slouží délka hlavní poloosy (a). Tvar elipsy je dán bezrozměrnou excentricitou (e).
- Polohu kosmického tělesa na oběžné dráze pomocí pravé anomálie (θ).

V závislosti na charakteru řešených úloh nebeské mechaniky a mechaniky kosmického letu je možné zvolit jinou šestici elementů dráhy. Místo hlavní poloosy, která je spojena nejen s velikostí kuželosečky, ale i s energetickou konstantou, se používá specifický moment hybnosti h . Místo pravé anomálie (θ) lze použít střední anomálii M nebo dobou průchodu pericentrem t_p .



Obrázek 3 – Definice oběžné dráhy v prostoru (převzato z [1])

3.2.2. Typy drah

Existuje mnoho druhů oběžných drah, stejně tak mnoho kritérií, podle kterých je možné dráhy rozdělit.

Podle výšky dráhy můžeme dráhy rozdělit na nízkou oběžnou dráhu (u Země LEO – Low Earth Orbit), na střední oběžnou dráhu (u Země MEO – Medium Earth Orbit) a na vysokou oběžnou dráhu (u Země HEO - High Earth Orbit). LEO se svou výškou nachází zhruba mezi 150 km a 2000 km. Na LEO se nachází například ISS, Hubbleův dalekohled nebo družice Iridium. MEO má spodní hranici 2000 km a sahá až do výšky 35 786 km. Na MEO dráze operují družice Galileo nebo GLONASS. HEO se nachází nad geosynchronní oběžnou dráhou. Na této dráze operuje například družice TESS, která má za úkol hledání exoplanet.

Dle sklonu dráhy můžeme dráhy rozdělit následujícím způsobem:

- Prográdní – dráhy se sklonem menším než 0°
- Retrográdní dráhy – dráhy se sklonem větším než 90°
- Polární dráhy – dráhy se sklonem okolo 90°

Další způsob dělení je dle centrálního tělesa. Je-li centrálním tělesem objektu na dráze Země, jedná se o geocentrickou dráhu. Stejným způsobem se nazývají dráhy i jiných kosmických těles:

- Země – geocentrická
- Měsíc – selenocentrická

- Merkur – hermocentrická
- Venuše – afrodiocentrická
- Mars – areocentrická
- Jupiter – joviocentrická
- Saturn – kronocentrická
- Uran – uranocentrická
- Neptun – neptunocentrická

Dalším existujícím typem dráhy je dráha synchronní. Synchronní dráha je taková dráha, jejíž siderická oběžná doba je stejná (nebo v poměru celých čísel), jako je rotace jejího centrálního tělesa. Příkladem těchto synchronních drah je dráha heliosynchronní, geosynchronní nebo třeba areosynchronní.

Molnija

Dráha Molnija nese svůj název podle telekomunikační ruské družice jménem Molnija. Jedná se o speciální vysoce eliptickou dráhu, která využívá kritických hodnot sklonu dráhy, při kterých nedochází ke změně argumentu perigea. Telekomunikační družice Molnija jsou vypouštěny z kosmodromu Pleseck na dráhu se sklonem $i = 63,43^\circ$ a s periodou 12 hodin. Hlavní osa této oběžné dráhy je 53 000 km. Perigeum (výška 500 km) leží na jižní polokouli, zatímco apogeum je v nadmořské výšce 40 000 km nad severními zeměpisnými šířkami. Poloha zmíněného kosmodromu je nevýhodná pro vypouštění družic na geostacionární dráhy, a proto vznikl tento typ dráhy. Ve srovnání s geostacionární dráhou má Molnija pro Rusko větší přínos i v tom, že je na rozdíl od geostacionární dráhy je dosažitelná i do severních oblastí Ruska.

3.2.3. Dráhy vhodné pro dálkový průzkum

Heliosynchronní dráha

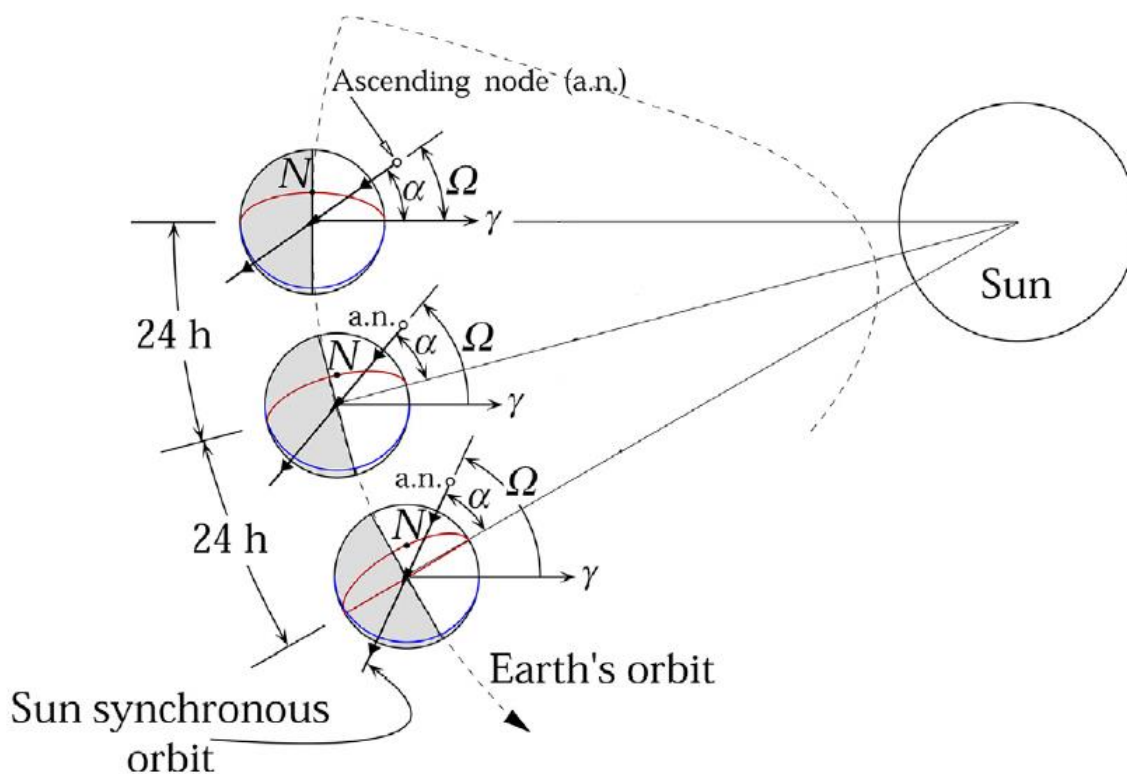
Heliosynchronní dráha (SSO – Sun Synchronous Orbit) je speciální typ oběžné dráhy. Podmínka pro heliosynchronní dráhu je, že rychlost regrese polohy uzlové přímky je rovna střednímu pohybu planety kolem Slunce. Podmínku vyjadřuje dle následující rovnice:

$$\dot{\Omega} = - \left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 r^2}{2(1-e^2)^2 a^7} \right] \cos i = \omega_{planety} \quad (2)$$

Zvolením vhodné kombinace délky hlavní poloosy, excentricity a sklonu oběžné dráhy je možné tuto podmínku splnit.

Heliosynchronní dráhy jsou perfektními dráhami pro dálkový průzkum. Jejich obrovská výhoda spočívá v tom, že je-li družice na heliosynchronní dráze, mapovanou oblast navštíví vždy za stejných světelných podmínek. To znamená, že úhel mezi spojnicí středů Slunce-Země a uzlovou přímkou vzestupného a sestupného uzlu oběžné dráhy zůstává konstantní (Obrázek 5).

Tento typ dráhy je pro náš případ relevantní viz kapitola 4.1.



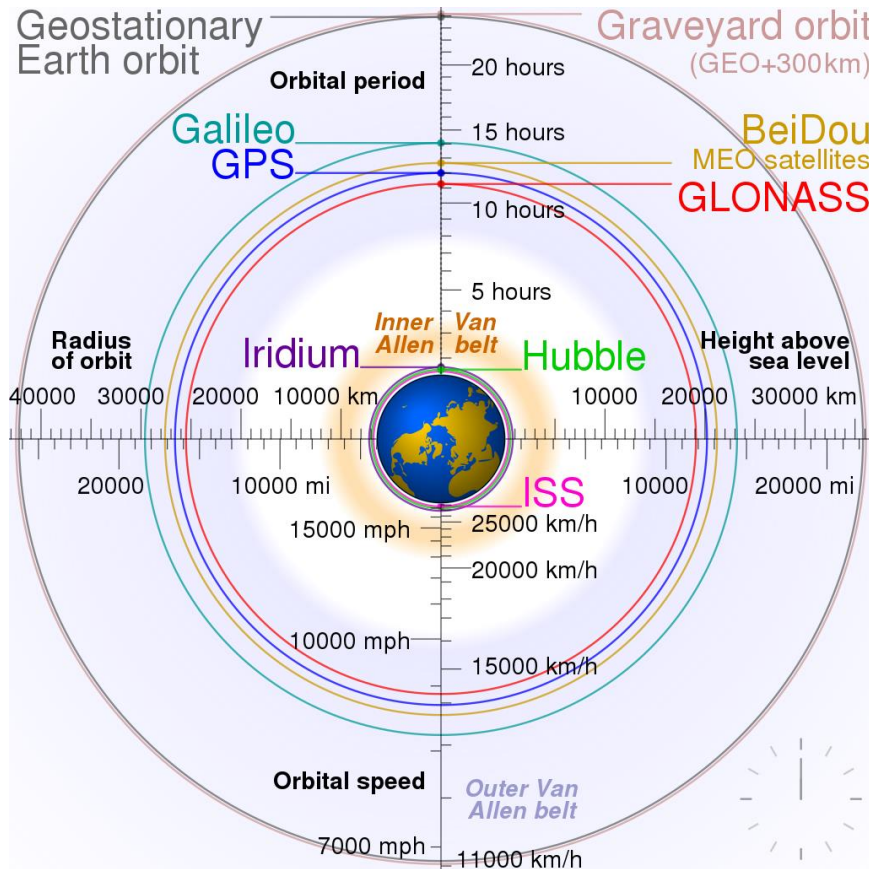
Obrázek 4 - Heliosynchronní oběžná dráha Země (převzato z literatury [2])

Geosynchronní dráha

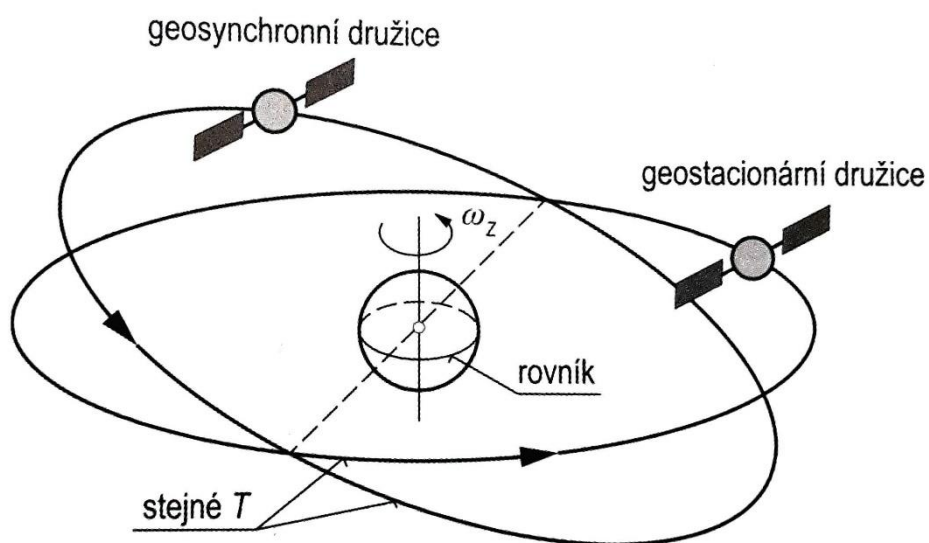
Geosynchronní dráha, jak už bylo řečeno, je dráha synchronní. Siderická doba oběhu kosmického tělesa je stejná (nebo v poměru celých čísel), jako je doba rotace Země. Sklon této dráhy je malý. Obíhá-li družice na této dráze, přelétá nad stejnou oblastí povrchu Země v pravidelných intervalech.

Speciální druh geosynchronní dráhy je **geostacionární dráha**. Jedná se o kruhovou geosynchronní dráhu s nulovým sklonem. Družice na této dráze se konstantně nacházejí nad stejnou oblastí povrchu Země. Výška této dráhy je 35786 km. Stacionární dráhy se nacházejí v rovině rovníku centrálního tělesa a jejich siderická oběžná doba je rovna době rotace centrálního tělesa. Značná

výhoda těchto drah spočívá v tom, že se obíhající těleso nachází vždy nad stejnou oblastí.



Obrázek 5 – Přehled geocentrických drah (převzato z [9])



Obrázek 6 – geostacionární a geosynchronní dráha (převzato z literatury [1])

Areosynchronní dráha

Areosynchronní dráha je dráha synchronní. Siderická doba oběhu kosmického tělesa je stejná (nebo v poměru celých čísel), jako je doba rotace Marsu.

Areosynchronní dráhy jsou synchronní oběžné dráhy kolem planety Mars. Stejně jako u všech synchronních oběžných drah má i areosynchronní oběžná doba stejná, jako je doba rotace Marsu. Také zde planí, že se družice nachází v pravidelných intervalech nad stejnou oblastí povrchu Marsu.

Stejně tak jako u Země existuje geostacionární dráhu, u Marsu existuje dráha **areostacionární**. Tedy kruhová areosynchronní dráha s nulovým sklonem, na které se družice pozorovateli (na Marsu) jeví jako nehybná.

3.2.4. Manévry na oběžné dráze

Jednou z částí návrhu družicové soustavy pro dálkový průzkum Marsu jsou manévry kosmické lodi na oběžné dráze.

Orbitálními manévry se přesouvá kosmická loď z jedné oběžné dráhy na druhou.

Oběžná dráha je definována vektorem rychlosti, proto pro změnu dráhy je nutné provést změnu vektoru rychlosti. Tím se rozumí, že je možné provést změnu celého vektoru, jeho velikosti anebo směru. Změnu vektoru je možné realizovat použitím rychlostního impulsu ΔV , což je okamžitá změna vektoru rychlosti. Rychlostní impuls se získává zážehem pohonného systému kosmické lodi. Během impulzního manévru je považována poloha kosmické lodi za pevnou a mění se pouze rychlost. Pro dosažení cílové dráhy je možné v závislosti složitosti situace použít jeden nebo více impulsů. Spolu s propulzním účinkem manévrovacích a řídicích se uvažuje i účinek jednoho centrálního gravitačního pole. Manévry se dělí na:

- Změny neboli korekce dráhy. U těchto manévru má výchozí i cílová oběžná dráha společný bod
- Přechodové dráhy. Ty se používají v situacích, kdy výchozí a cílová oběžná nemají společný bod.
- Setkávací manévry (kosmická navigace).

3.2.5. Jednoimpulsní změny oběžné dráhy

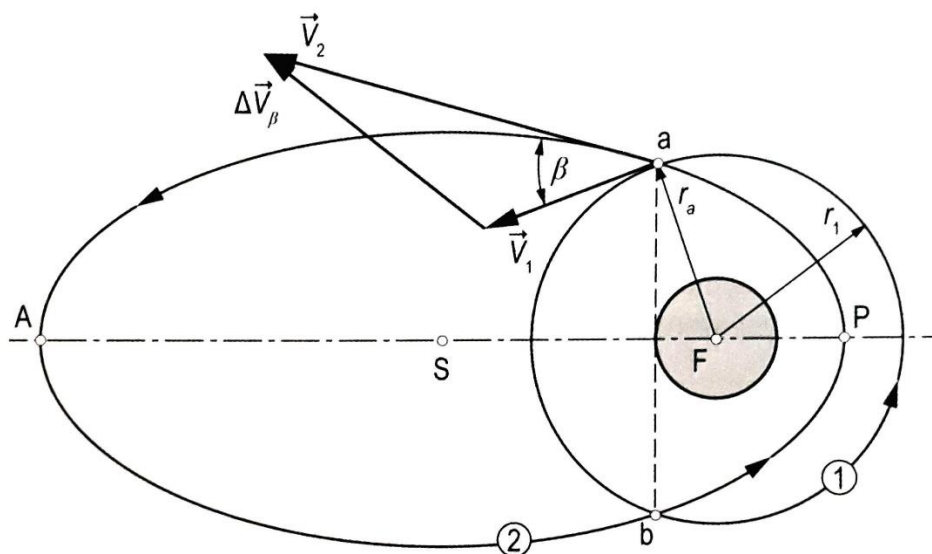
Jednoimpulsní manévry se často používají ke korekcím oběžné dráhy, kterou získalo kosmické těleso při vypuštění nosičem. Při dopravě kosmického tělesa na oběžnou dráhu může nastat mnoho komplikací, které zapříčiní odchylky cílové dráhy. Pro vyrovnání těchto odchylek je možné využít právě jednoimpulsní manévry. Tyto manévry dělíme na:

- Koplanární = změna oběžné dráhy v rovině.
- Nekoplanární = změna sklonu roviny oběžné dráhy v prostoru.
- Kombinované změny oběžné dráhy.

Změna oběžné dráhy v její rovině

Změnu oběžné dráhy v jedné rovině za použití jednoimpulsního manévru lze provést jen za předpokladu, že se cílová a počáteční dráha alespoň v jednom bodě dotýkají nebo protínají.

Na Obrázku 7 je zobrazena jednoimpulsní změna dráhy (koplanární) za použití změny směru i velikosti rychlosti. Výchozí dráha je číslem 1 a cílová dráha má index 2.



Obrázek 7 - jednoimpulsní změna dráhy (koplanární) (převzato z literatury [1])

Jak je z obrázku patrné, rychlostní impuls je dán vektorovým rozdílem vektoru \vec{V}_2 (vektor rychlosti na cílové dráze ve společném bodě obou drah) a \vec{V}_1 (vektor rychlosti na výchozí dráze):

$$\Delta \vec{V}_\beta = \vec{V}_2 - \vec{V}_1 = \vec{V}_2 + (-\vec{V}_1) \quad (3)$$

Dále je možné určit modul vektoru rychlostního impulsu pomocí kosinové věty:

$$\Delta V_\beta = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2 \cos \beta}. \quad (4)$$

Pro definici potřebného pootočení β vektoru \vec{V}_2 vůči vektoru \vec{V}_1 je možné využít sklonu dráhy letu γ (úhel mezi vektorem rychlosti letu a lokálním horizontem), neboť je roven rozdílu sklonů drah letu $\beta = \Delta\gamma = \gamma_2 - \gamma_1$ a proto lze rovnici číslo (3) vyjádřit ve tvaru:

$$\Delta V_\beta = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2(\cos \gamma_1 \sin \gamma_2 + \cos \gamma_1 \cos \gamma_2)} \quad (5)$$

V situacích, kdy je potřeba změnit velikost rychlosti letu a zároveň zachovat směr ($\beta = 0$), má vztah pro výpočet modulu rychlosti tvar:

$$\Delta V_\beta = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2} = \sqrt{(V_2 - V_1)^2} = V_2 - V_1. \quad (6)$$

Tato situace nastává například při přechodu z kruhové dráhy na eliptickou.

Stejně tak je možné provést pouze změnu směru vektoru rychlosti při současném zachování jeho velikosti ($V_2 = V_1 = V = \text{konst.}$) V tomto případě se dá modul rychlostního impulsu vyjádřit:

$$\Delta V_\beta = \sqrt{2V^2 - 2V^2 \cos \beta} = V\sqrt{2(1 - \cos \beta)} \quad (7)$$

Přičemž platí, že:

$$1 - \cos \beta = 2 \sin^2 \left(\frac{\beta}{2} \right) \quad (8)$$

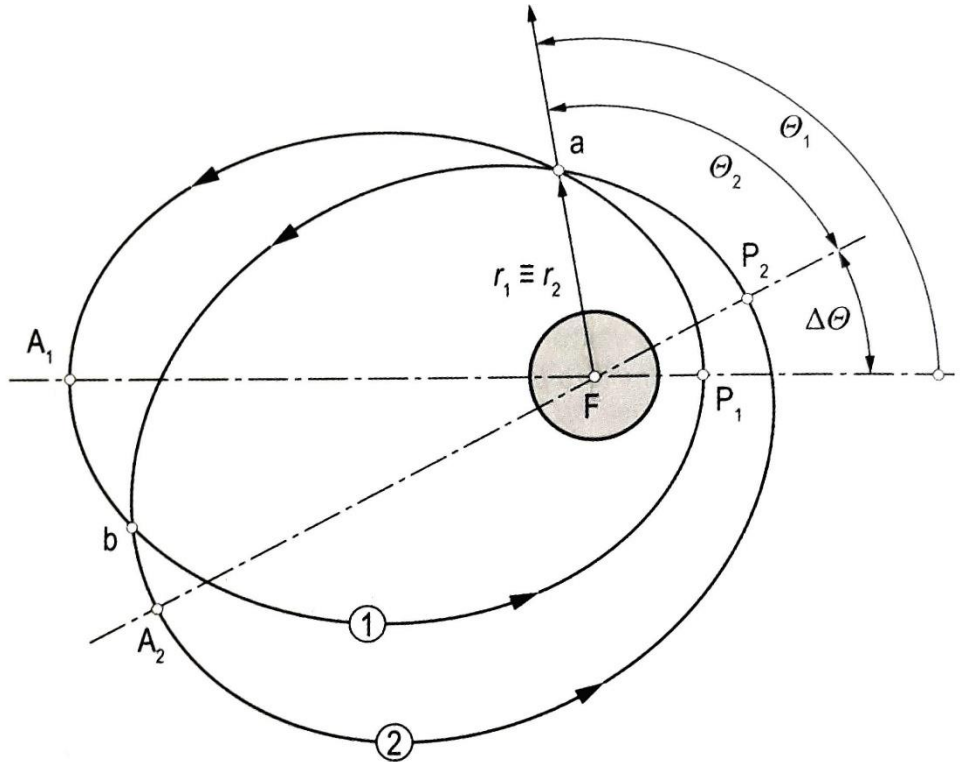
Proto se dá výraz upravit následovně

$$\Delta V_\beta = 2V \sin^2 \left(\frac{\beta}{2} \right) \quad (9)$$

Změna oběžné dráhy v její rovině s pootočením přímky apsid

U manévru, kdy je žádaná změna oběžné dráhy současně s pootočením přímek apsid, má společný průsečík stejné průvodiče ($r_1=r_2$), ale dochází ke změně pravých anomálií o úhel $\Delta \theta$ (Obrázek 8). Kladný smysl pootočení je určen v kladném směru pravé anomálie od pericentra výchozí dráhy.

$$\Delta \theta = \theta_1 - \theta_2 \quad (10)$$



Obrázek 8 – koplanární změna oběžné dráhy s pootočením přímky apsid (převzato z literatury [1])

Pro společný bod obou drah (a) platí že:

$$r_1 = \frac{h_1^2}{\mu} \frac{1}{1 + e_1 \cos \theta_1} \quad (11)$$

$$r_2 = \frac{h_2^2}{\mu} \frac{1}{1 + e_2 \cos \theta_2} \quad (12)$$

Jelikož v tomto bodě platí rovnost obou průvodičů, je možné upravit vztahy do tvaru:

$$h_1^2(1 + e_2 \cos \theta_2) - h_2^2(1 + e_1 \cos \theta_1) = 0 \quad (13)$$

Po roznásobení, dosazení $\theta_2 = \theta_1 - \Delta\theta$ a užití vzorce pro rozdíl kosinů dvou úhlů dostane rovnici ve tvaru:

$$(h_2^2 e_1 - h_1^2 e_2 \cos \Delta\theta) \cos \theta_1 - h_1^2 e_2 \sin \Delta\theta \sin \theta_1 = h_1^2 - h_2^2 \quad (14)$$

Provedeme substituci:

$$A = h_2^2 e_1 - h_1^2 e_2 \cos \Delta\theta, \quad (15)$$

$$B = h_1^2 e_2 \sin \Delta\theta, \quad (16)$$

$$C = h_1^2 - h_2^2 \quad (17)$$

Získáme zkrácenou formu rovnice:

$$A \cos \theta_1 - B \sin \theta_1 = C \quad (18)$$

Jejíž řešení pro průsečíky „a“ a „b“ je

$$\theta_1 = -\psi \pm \arccos\left(\frac{C}{A} \cos \psi\right) \quad (19)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{B}{A}\right) \quad (20)$$

U výpočtu modulů rychlostí V_1 a V_2 v průsečíku „a“ vycházíme ze vztahů pro radiální rychlost V_r a transverzální rychlostí V_θ :

$$V_r = \frac{\mu}{h} e \sin \theta \quad (21)$$

$$V_\theta = \frac{h}{r} \quad (22)$$

$$V = \sqrt{V_r^2 + V_\theta^2} \quad (23)$$

Jejich polohy určují sklony dráhy letu vzhledem k místní rovině horizontu

γ_1 a γ_2

$$\gamma = \arctg \frac{V_r}{V_\theta} \quad (24)$$

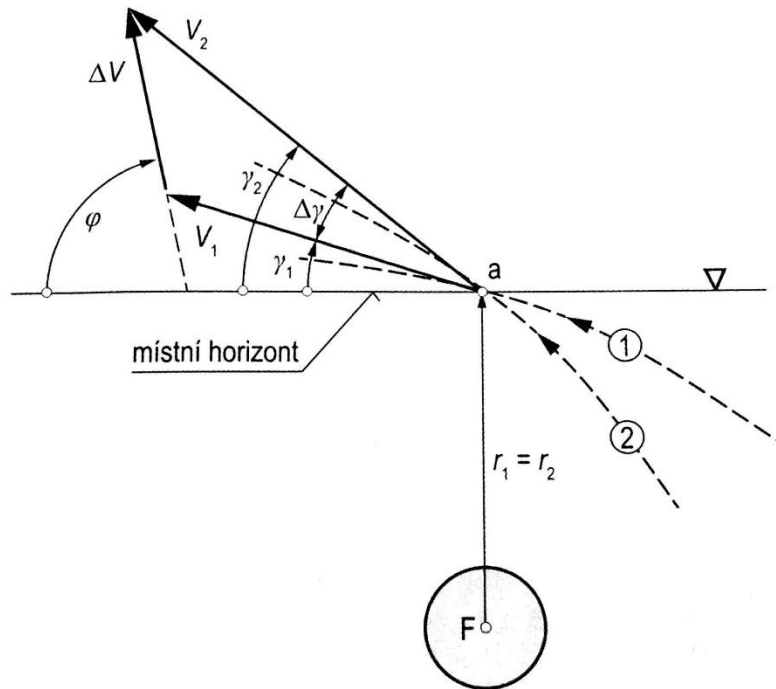
Jelikož víme, že

$$\beta = \Delta\gamma = \gamma_2 - \gamma_1 \quad (25)$$

můžeme velikost rychlostního impulzu stanovit dle rovnice (4).

Při stanovení sklonu rychlostního impulzu (viz obrázek) vůči místní horizontální rovině vycházíme z rovnice (24):

$$\varphi = \arctg \frac{\Delta V_r}{\Delta V_\theta} \quad (26)$$

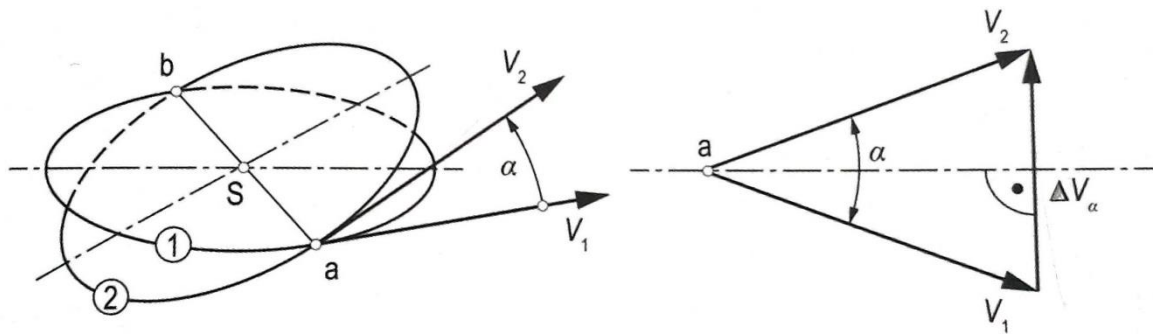


Obrázek 9 – Sklon vektoru rychlostního impulsu vůči lokální horizontální rovině (převzato z literatury [1])

Změna sklonu oběžné dráhy v uzlovém bodě

Při jednoimpulsní změně sklonu oběžné dráhy je potřeba realizovat rychlostní impuls v takovém průsečíku obou drah, který je zároveň totožný s uzlovým bodem. U této změny zůstává velikost rychlosti stejná.

Výpočet rychlostního impulsu závisí na tvaru původní dráhy. Na Obrázku 12 je znázorněna změna sklonu původní kruhové dráhy 1 na kruhovou dráhu 2.



Obrázek 10 – Změna sklonu oběžné dráhy v uzlovém bodě (převzato z literatury [1])

Výraz pro stanovení rychlostního impulsu ΔV_α bude mít v tomto případě tvar:

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{\Delta V_\alpha / 2}{V_1} \quad (27)$$

$$\Delta V_\alpha = 2V_1 \sin \frac{\alpha}{2} \quad (28)$$

Hovoříme-li o změně sklonu eliptické dráhy, kdy se pootočení realizuje ve stejné průsečnici obou drah, která je zároveň uzlovou přímkou, je vztah pro výpočet rychlostního impulsu dosti podobný. Rozdíl je pouze v definici úhlu pootočení α , který je v tomto případě úhlem mezi transverzálními složkami rychlosti

$$V_\theta = V_{\theta_1} = V_{\theta_2} \quad (29)$$

Tvar pro výpočet rychlostního impulsu ΔV_α má tedy tvar:

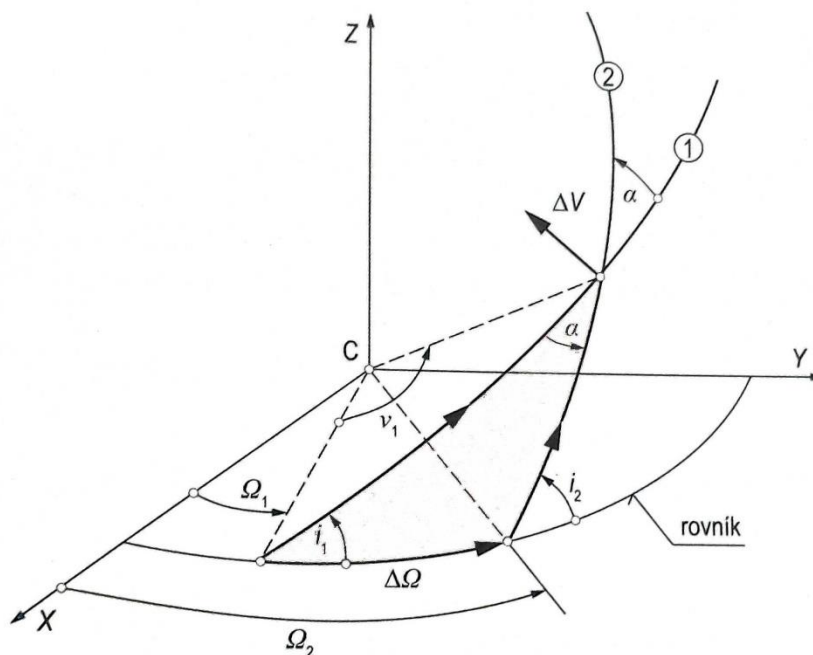
$$\Delta V_\alpha = 2V_\theta \sin \frac{\alpha}{2} \quad (30)$$

Změna sklonu oběžné dráhy s pootočením uzlové přímky

Tato změna oběžné dráhy je charakteristická tím, že průsečík obou drah, ve kterém dochází k jednoimpulsnímu manévru, není totožný s uzlovým bodem. Mění se tedy sklon cílové dráhy a délka vzestupného uzlu.

Na Obrázku 11 je tato změna znázorněna. Sklon oběžné dráhy je v tomto případě značen i a délka vzestupného uzlu je značena Ω .

Hledáme takovou úhlovou polohu v_1 rychlostního impulsu ΔV , při které je možné dosáhnout sklonu cílové oběžné dráhy i_2 a odpovídající délky vzestupného uzlu Ω_2 .



Obrázek 11 - Změna sklonu oběžné dráhy s pootočením uzlové přímky (převzato z literatury [1])

Pro tučně vyznačený sférický trojúhelník lze tedy psát

$$\cos \alpha = -\cos i_1 \cos(180 - i_2) + \sin i_1 \sin(180 - i_2) \cos(\Delta\Omega) \quad (31)$$

$$\cos \alpha = \cos i_1 \cos(i_2) + \sin i_1 \sin(i_2) \cos(\Delta\Omega) \quad (32)$$

Přičemž

$$\Delta\Omega = \Omega_2 - \Omega_1. \quad (33)$$

Nakonec s použitím sinové věty dostáváme

$$\frac{\sin(\Delta\Omega)}{\sin \alpha} = \frac{\sin v_1}{\sin(180 - i_2)} \quad (34)$$

$$\sin v_1 = \frac{\sin(\Delta\Omega) \sin(i_2)}{\sin \alpha} \quad (35)$$

Velikost rychlostního impulsu stanovíme pomocí předchozího vztahu

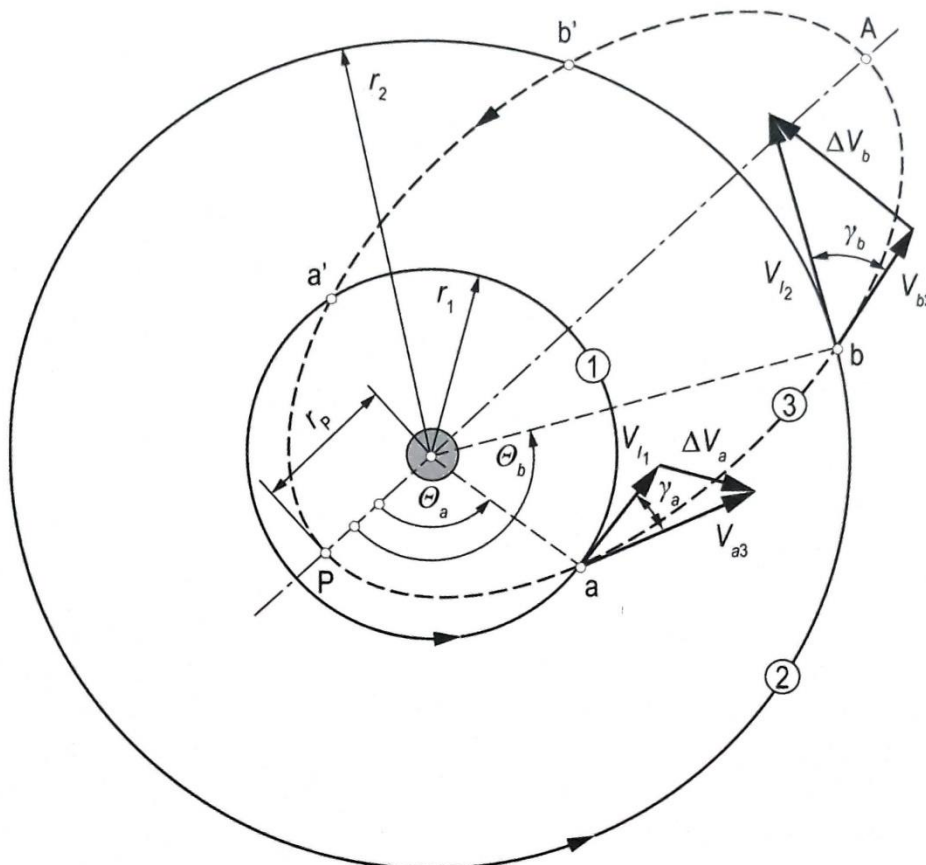
$$\Delta V_\alpha = 2V_1 \sin \frac{\alpha}{2} \quad (36)$$

3.2.6. Přejchodové dráhy

Existují případy, kdy počáteční a cílová dráha nemají žádný společný bod. Není tedy možné, použít jednoimpulsní manévr. Tyto problémy se řeší použitím přechodové dráhy, tedy minimálně dvěma impulsy.

Obecná přechodová dráha mezi kruhovými oběžnými dráhami

Běžným příkladem obecné přechodové dráhy je eliptická přechodová dráha mezi dvěma kruhovými dráhami. Tato přechodová dráha je znázorněna na Obrázku 12, přičemž dráhy jsou značeny následovně; výchozí běžná dráha „1“, přechodová oběžná dráha „3“ a cílová oběžná dráha „2“.



Obrázek 12 – eliptická přechodová dráha (převzato z literatury [1])

Přechod na cílovou dráhu lze provést pomocí jakékoliv přechodové eliptické dráhy, která má s oběma dráhami společné body. Tato podmínka je splněna, když

je vzdálenost apocentra přechodové dráhy větší než poloměr cílově dráhy a vzdálenost pericentra přechodové dráhy je menší než poloměr výchozí kruhové dráhy, tedy $r_p < r_1$; $r_a > r_2$.

První rychlostní impuls ΔV_a provedeme v bodě „a“, díky čemuž se dostaneme z původní dráhy na dráhu přechodovou. Tímto se dostaneme z rychlosti původní oběžné dráhy, která je rovna 1. kosmické rychlosti $V_{a1} = V_{I_1} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$

na rychlost eliptické dráhy, která závisí na parametrech přechodové dráhy a je dána vztahem

$$V_{a3} = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{2a} \right)}. \quad (37)$$

Vektor rychlosti \vec{V}_{a3} je tečný k přechodové dráze a úhel pootočení je roven sklonu dráhy letu vůči místnímu horizontu, tedy

$$\beta_a = \gamma_a. \quad (38)$$

Velikost prvního rychlostního impulsu je dána vztahem

$$\Delta V_a = \sqrt{V_{I_1}^2 + V_{a3}^2 - 2V_{I_1}V_{a3} \cos \gamma_a} \quad (39)$$

Stejným způsobem se určí velikosti rychlostí pro bod „b“. Rychlost na cílové dráze bude rovna

$$V_{a2} = V_{I_2} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \quad (40)$$

A rychlost v průsečíku „b“ na přechodové dráze je dána vztahem

$$V_{b3} = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{2a} \right)} \quad (41)$$

Velikost druhého rychlostního impulsu je dána vztahem

$$\Delta V_b = \sqrt{V_{I_2}^2 + V_{b3}^2 - 2V_{I_2}V_{b3} \cos \gamma_b} \quad (42)$$

Celkový rychlostní impuls je součtem obou impulsů

$$\Delta V = \Delta V_b + \Delta V_a \quad (43)$$

Hohmannova přechodová dráha mezi kruhovými oběžnými dráhami

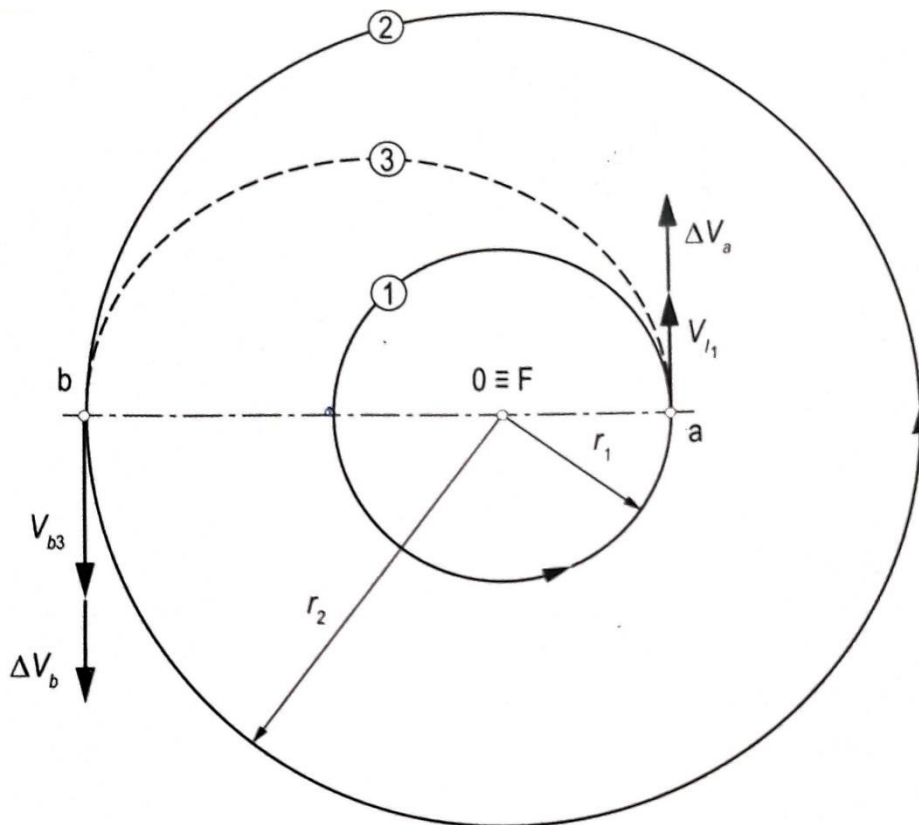
Hohmannova přechodová dráha se jmenuje po německém inženýrovi Walterovi Hohmannovi, který zjistil, že přechodová dráha (Obrázek 13), která má

jen 2 dotykové body je energeticky nejvýhodnější. Obě dráhy mají v dotykových bodech společné tečny. Tečny v pericentru a apocentru jsou si rovnoběžné.

Pro oba tečné body je dáno že $r_p=r_1$ a $r_a=r_2$. Dráhy mají nulový sklon dráhy γ .

Pro přechod jsou potřeba dva rychlostní impulsy, které jsou prováděny v bodě „a“ a „b“. První rychlostní impuls dostane těleso z výchozí kruhové dráhy na dráhu přechodovou a je dán rozdílem rychlosti v pericentru a kruhové rychlosti na výchozí dráze.

$$\Delta V_a = V_{a3} - V_{I_1} = \sqrt{2\mu\left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{2a}\right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (44)$$



Obrázek 13 - Hohmannova přechodová dráha mezi kruhovými oběžnými dráhami (převzato z literatury [1])

Druhý rychlostní impuls je proveden v bodě „b“, díky kterému těleso změní svou rychlost, kterou mělo v apocentru přechodové dráhy na kruhovou rychlost cílové dráhy. Opět se jedná o rozdíl těchto rychlostí:

$$\Delta V_b = V_{I_1} - V_{b3} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{2a} \right)} \quad (45)$$

V opačném případě, kdy přecházíme z kruhové dráhy o větším poloměru na kruhovou dráhu s menším poloměrem je postup podobná. Co se rychlostních impulsů týče, jejich absolutní velikost je stejná, jako v předcházejícím případě, jejich orientace je ale obrácená.

S užitím III Keplerova zákona je možné stanovit dobu letu po Hohmannově přechodové dráze

$$t_H = \frac{T_H}{2} = \pi \sqrt{\frac{a_H^3}{\mu}} = \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{(r_1 + r_2)^3}{2\mu}} \quad (46)$$

3.3. Družicové soustavy

Dva základní parametry, se kterými se u dálkového průzkumu za použití družic setkáme, je doba, za kterou se družice vrátí na stejné území (v AJ revisit time – RT) a reakční doba systému neboli doba mezi vysláním požadavku na průzkum požadovaného místa a obdržáním dat (system respond time – SRT). V závislosti na aplikacích se požadavky na tyto parametry liší.

Efektivní způsob, jak snížit RT je sestavení družicové soustavy, která zajistí ideálně okamžité pokrytí celého povrchu zkoumané planety.

SRT může být značně sníženo použitím heterogenní družicové soustavy která využívá spojení mezi 2 různými soustavami družic. Mezi soustavou družic dálkového průzkumu a soustavou komunikačních družic.

Družice je možné rozdělit do sedmi kategorií v závislosti na jejich hmotnosti (Tabulka 1)

Mise zabývající se dálkovým průzkumem Země poslední dobou mívá k používání menších družic (hmotnost <500 kg). To vede k velkému snížení nákladů, neboť pro dopravu na odpovídající orbitu není nutné využít velký nosič s velkým tahem a velkou spotřebou paliva.

Družice	Velké družice	Střední družice	Minidružice	Microsat	Nanosat	Picosat	Femtosat
Hmotnost	>1000 kg	500–1000 kg	100–500 kg	10-100 kg	1–10 kg	0,1–1 kg	<0,1 kg

Tabulka 1 – rozdělení družic dle hmotnosti

Některé z těchto menších družic se používají v kombinaci s „mateřskými“ družicemi, které poskytují provozní signál. Existují ale i soustavy menších družic, které fungují samostatně.

U misí, které vyžadují globální nebo kontinuální pokrytí v reálném čase nebo ve velmi krátkém časovém úseku, stojí za zvážení možnost využití družicové soustavy. Družicová soustava je skupina družic, které pracují v koordinovaném formátu. Příkladem družicové soustavy je GPS soustava.[8]

3.3.1. Přehled existujících družicových soustav dálkového průzkumu

RADARSAT

Družicová soustava RADARSAT se skládá ze 3 družic, které jsou vybaveny SAR (Synthetic aperture radar). Je provozována Kanadskou kosmickou agenturou. K zahájení došlo 12. června 2019. Každý použitý SAR senzor váží 400 kg a má rozlišení 1x3m. Nesou i sekundární payload v podobě AIS (automatic identification system).

Flock

Od soukromé společnosti The Planet Labs. Skládá se z Dove CubeSatů, které váží 4kg. Jejich rozměry (délka x šířka x výška) jsou 10x10x30cm. Každá družice má životnost 1-3 roky a Zemi pozoruje s prostorovým rozlišením 3-5m

RapidEye

Od soukromé společnosti The Planet Labs. Skládá se z pěti družic, které poskytují snímky s rozlišením 5 m. Všechny pět družic cestuje ve stejné orbitální rovině (výška 630 km) a denně posbírají data za 4 000 000 km dlouhý úsek v 5 m rozlišení.

Skysat

Od soukromé společnosti The Planet Labs. Skládá se z CubeSatů, které dokážou pozorovat Zemi s prostorovým rozlišením až 0,9 m v 400-900 nm panchromatickém pásmu. Jedná se o nejmenší družice na oběžné dráze, které dokážou zaznamenat snímky s takto vysokým rozlišením. Tato soustava je pro náš případ relevantní, viz kapitola 4.1.1.

PlanetScope

Družicová soustava provozovaná společností Planet Labs, která se skládá ze 170+ CubeSatů (Dove). Každá družice je 3U CubeSat. Množství družic v soustavě neustále stoupá. Cílem celého projektu je dostatečné pokrytí planety Země pro denní záznam celého povrchu planety. Většina družic je na heliosynchronní dráze (výška 475km).

DigitalGlobe

Družicová soustava od společnosti Maxar Technologies. Tvoří ji 5 družic (GeoEye-1, WorldView-1, WorldView-2, WorldView-3, WorldView-4), které slouží ke snímkování Země. Poskytují obraz Země s velmi vysokým rozlišením. DigitalGlobe nabízí v současné době nejostřejší snímky Země. Družice se nacházejí na 4



různých heliosynchronních drahách. Tato soustava je pro náš případ relevantní, viz kapitola 4.1.1. [8]

4. Analytická (praktická) část práce

Numerické výpočty z oblasti nebeské mechaniky byly provedeny v simulačním programu General Mission Analysis Tool. Jedná se o software pro návrh, optimalizaci a navigaci vesmírných misí. Obsahuje solvery s počátečními podmínkami a solvery pro okrajové podmínky. Návrh začíná konfigurací zdrojů jako jsou například vlastnosti kosmické lodě (její hmotnost, propulsní systém, epocha...), propagátory (zde je možné nastavit gravitační a atmosférické modely prostředí, ve kterém se objekt v dané fázi mise nachází) a optimalizátory. Tyto zdroje lze nakonfigurovat tak, aby vyhovovaly potřebám konkrétních aplikací a misí. Nastavené zdroje jsou následně použity v sekvenci mise k vymodelování pohybu kosmické lodě a k simulaci jednotlivých událostí mise. Sekvence mise mimo jiné podporuje příkazy jako minimalizace, propagace a volání vytvořených funkcí. Systém umí zobrazit trajektorie v prostoru, vykreslit žádané parametry do grafů během simulace a zapsat veškeré výsledky do předem definovaných souborů.

4.1. Základní parametry dráhy

Jak bylo několikrát zmíněno v teoretické části této práce, mezi vhodné dráhy pro dálkový průzkum planet nepochybně patří dráha heliocentrická. Obzvláště za použití pasivního senzoru se jeví neměnnost úhlu α (Obrázek 5) jako velká výhoda.

Při volbě téměř-polární heliosynchronní dráhy (sklon okolo 90°) je zajištěno pokrytí všech zeměpisných šířek, neboť družice, která operuje na tomto typu dráhy prochází oběma póly. Proto byly pro návrh soustavy družic pro dálkový průzkum Marsu zvoleny polární kruhové heliosynchronní oběžné dráhy.

Návrh vychází z podmínky pro heliosynchronní dráhy, která zní; rychlost regrese polohy uzlové přímky je rovna střednímu pohybu planety kolem Slunce:

$$\dot{\Omega} = \omega_{Mars} \quad (47)$$

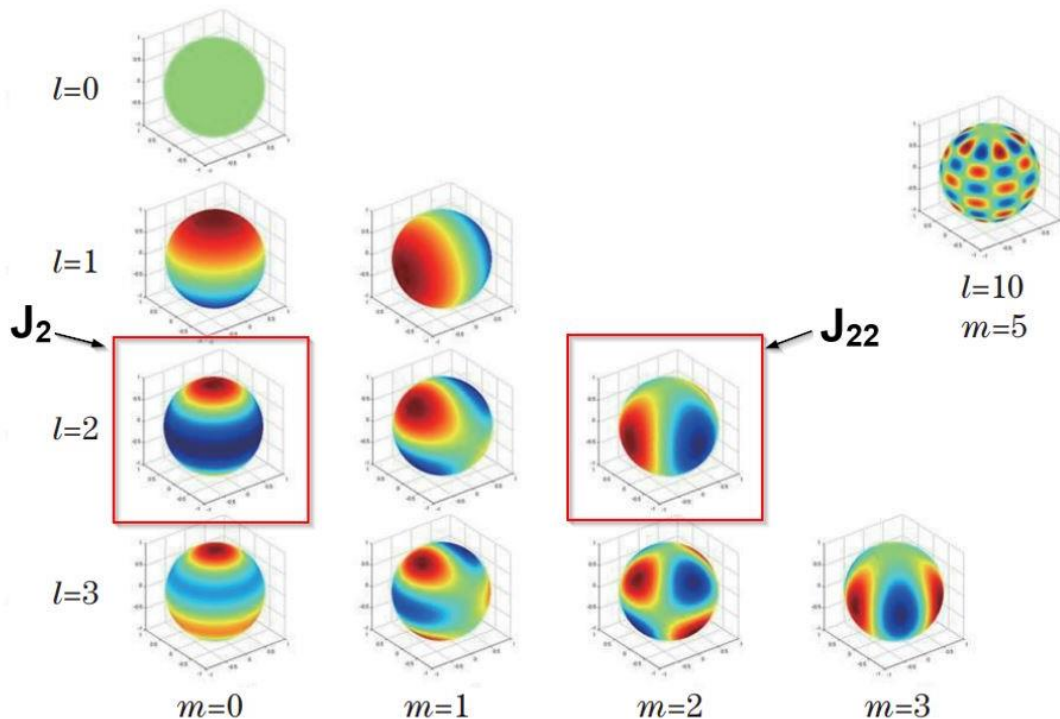
V ideálním případě závisí gravitační síla, která působí na těleso na oběžné dráze na vzdálenosti od středu přitažlivosti. V praxi ale nejsou centrální tělesa dokonale sférická a gravitační síla centrálního tělesa působící na obíhající objekt nezávisí pouze na vzdálenosti od středu přitažlivosti, ale i na zeměpisné šířce. K popsání tohoto jevu slouží harmonické zonální koeficienty $J_2 \dots J_n$, které jsou stanoveny pro jednotlivé planety. Harmonické zonální koeficienty umožňují popsat reálné gravitační pole rozvojem do součtu sférických harmonických funkcí. [1], [12]

Popis gravitačního pole rozvojem do součtu sférických harmonických funkcí vypadá následovně:

$$u = -\frac{\mu}{r} \left(1 + \sum_{n=2}^{N_z} \frac{\tilde{J}_n P_n^0(\sin \theta)}{\left(\frac{r}{R}\right)^n} + \sum_{n=2}^{N_t} \sum_{m=1}^n \frac{P_n^m(\sin \theta) (C_n^m \cos m\varphi + S_n^m \sin m\varphi)}{\left(\frac{r}{R}\right)^n} \right) \quad (48)$$

$$\tilde{J}_n = -\frac{J_n}{\mu R^n}, \tilde{C}_n^m = -\frac{C_n^m}{\mu R^n}, \tilde{S}_n^m = -\frac{S_n^m}{\mu R^n} \quad (49)$$

Přičemž P_n^m jsou Legendery polynomy, C_n^m jsou sektoriální harmonické koeficienty a S_n^m jsou teserální harmonické koeficienty. Více informací o této problematice obsahuje literatura [2], [3] a [12]



Obrázek 14 – rozklad do sférických harmonik (převzato z literatury [3])

V Tabulce 2 jsou tyto koeficienty až do 5. řádu uvedeny pro Zemi a Mars. V případě gravitačního pole Země, je dominantní druhý zonální harmonický koeficient J_2 (popisující polární zploštění) a ostatní koeficienty jsou o 2 až 3 řády nižší. V případě Marsu je také dominantní druhý zonální harmonický koeficient, ale ostatní koeficienty se liší pouze o 2 řády. Proto bude pohyb tělesa okolo Marsu jiný v porovnání s tím, jak je to v případě Země.

	Mars	Země
J_2	$1,99545 \times 10^{-3}$	$1,08263 \times 10^{-3}$
J_3	$3,14498 \times 10^{-5}$	$-2,53266 \times 10^{-6}$
J_4	$-1,53774 \times 10^{-5}$	$-1,61962 \times 10^{-5}$
J_{22} (C22)	$6,30692 \times 10^{-5}$	$1,81534 \times 10^{-6}$
zploštění	0,00648	0,003353

Tabulka 2 – Harmonické zonální koeficienty Marsu a Země

Nesféricnost centrálního tělesa má vliv na všechny parametry oběžné dráhy. Mezi ty hlavní důsledky nesféricnosti centrálního tělesa patří stáčení uzlové přímky a změna argumentu perigea oběžné dráhy. Uvažujeme-li při výpočtech pouze J_2 , vypadají vztahy pro výpočet změn následovně:

- **průměrné stáčení uzlové přímky**

$$\dot{\Omega} = - \left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 r^2}{2(1-e^2)^2 a^7} \right] \cos i \quad (50)$$

V případě Země platí následující:

- U dráhy se sklonem $i = 90^\circ$ je poloha uzlové přímky neměnná.
- U drah, jejichž sklon je v rozmezí $i = 0-90^\circ$ se uzlová přímka pootáčí západním směrem a u zbylých drah se přímka uzlových bodů otáčí směrem opačným.
- **průměrná změna argumentu perigea oběžné dráhy**

$$\dot{\omega} = - \left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 r^2}{2(1-e^2)^2 a^7} \right] \left(\frac{5}{2} \sin^2 i - 2 \right) \quad (51)$$

V případě Země platí:

- U dráhy se sklonem $i = 63,43^\circ$ a $i = 116,57^\circ$ nedochází k časové změně argumentu perigea. Mění se ale směr pohybu perigea.

Při dosazení vztahu b do podmínky pro heliosynchronní dráhu získáme rovnici:

$$\dot{\Omega} = - \left[\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} J_2 r^2}{2(1-e^2)^2 a^7} \right] \cos i = \omega_{Mars} \quad (52)$$

Uvedené způsoby ((48), (49)) jsou ale zjednodušené a uvažují jen efekty J_2 . v našem případě jsme uvažovali vliv i J_4 . Při uvážení J_2 a J_4 vypadá vztah pro gravitační potenciál družice v gravitačním poli následovně:

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 - J_2 \left(\frac{R}{r} \right)^2 P_2(\sin \varphi) - J_4 \left(\frac{R}{r} \right)^4 P_4(\sin \varphi) \right] \quad (53)$$

kde P_2 a P_4 jsou Legendery polynomy, R je poloměr Marsu a φ je zeměpisná šířka pevně daného souřadnicového systému.

Podle „Mean Element Theory“¹ se průměrné stačení uzlové přímky skládá ze dvou částí: ze sekulárních perturbací prvního řádu a ze sekulárních perturbací druhého řádu. [4]

$$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_1 + \dot{\Omega}_2 \quad (54)$$

$$\dot{\Omega}_1 = - \left[\frac{3n J_2 R^2}{2a^2(1-e^2)^2} \right] \cos i \quad (55)$$

kde

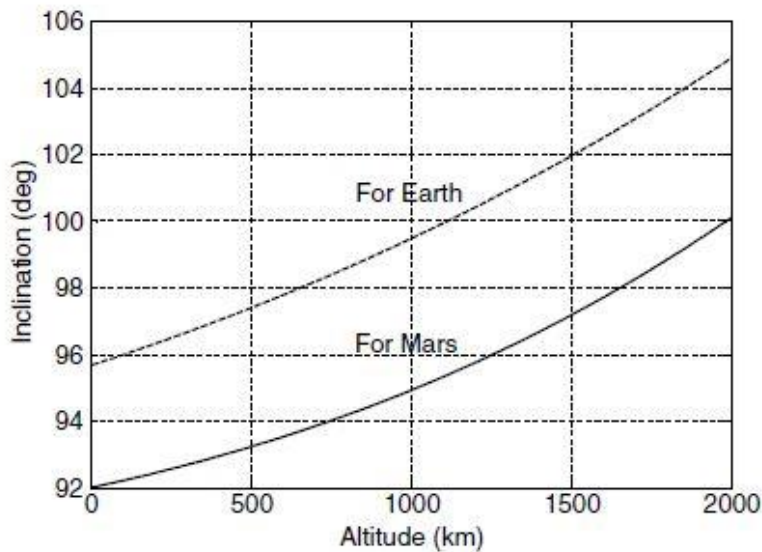
$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (56)$$

Úhel natočení roviny byl zvolen zhruba 93° , aby bylo možné mít dráhu téměř-polární. Excentricita byla zvolena kruhovou dráhu (Tabulka 3)

$$\begin{aligned} \dot{\Omega}_2 = -\frac{9nJ_2^2}{4p^4} & \left\{ \left(\frac{3}{2} + \frac{1}{6}e^2 + \sqrt{1-e^2} \right) - \sin^2 i \left(\frac{5}{3} - \frac{5}{24}e^2 + \sqrt{1-e^2} \right) \right. \\ & \left. - \frac{35J_4}{18J_2^2} \left[\left(\frac{6}{7} + \frac{9}{7}e^2 \right) - \sin^2 i \left(\frac{3}{2} + \frac{9}{4}e^2 \right) \right] \right\} \cos i \end{aligned} \quad (57)$$

Takže pro získání vhodné kombinace hlavní poloosy, sklonu dráhy a excentricity stačí splnit:

$$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_1 + \dot{\Omega}_2 = \omega_{Mars} \quad (58)$$



Obrázek 15 – heliosynchronní kruhová dráha, výška a sklon dráhy (převzato z literatury [4])

¹ Jedná se o matematickou teorii, která slouží k aproximaci pohybu. Při této teorii jsou od sebe odděleny jevy, které vznikají od rychlých pohybů (např. pohyb pravé anomálie) a jevy, které zpřičinily pohyby pomalejší (např. stažení uzlové přímky) [13]

Pro dodržení těchto podmínek byly na základě [4] zvoleny následující parametry:

a	e	i	H
[km]	[-]	[°]	[km]
3897	0	93,216	500

Tabulka 3 – zvolené parametry dráhy

4.1.1. Pokrytí a množství družic

Jako reference byly zvoleny následující družice s níže uvedenými vlastnostmi. Pro tyto družice byly v následujících kapitolách vypracované dvě varianty družicových soustav pro dálkový průzkum Marsu.

Družice d_1 – SkySat C

Hmotnost	120 kg
Rozměry	60x60x95cm
Vybavení	3x CMOS Frame Kamera (panchromatická a multispektrální) Ritchey-Chrétien teleskop (ohnisková vzdálenost 3,6 m, 35 cm Ø)
Šířka zabíraného pruhu (při výšce 500 km)	8 km
Maximální délka snímaného pásu	200 km
Maximální kapacita snímaného obrazu	400 x10 ³ km ² /den
Paměť	768 Gb
Komunikace	X-band downlink (payload): až 580 Mbit/s S-band uplink (command): 32 Kbit/s
Rozlišení	Pan: 0,9 m Multispektrální: 2,0 m
Spektrální pásma	Pan: 450-900 nm MS: modrá = 450-515 nm MS: zelená = 515-595 nm MS: červená = 605-695 nm MS: NIR = 740-900 nm

Tabulka 4 – referenční parametry družice d_1

Družice d_2 – WorldView-1

Hmotnost družice	2290 kg
Rozměry	3.6 m (výška)x 2.5 m (šířka) 7.1 m (napříč solárními panely)
Technické vybavení	WorldView-60 Kamera (ohnisková vzdálenost 8,8 m, 60cm Ø)
Šířka zabíraného pruhu (při výšce 500 km)	17.7 km
Maximální délka snímaného pásu	360 km
Maximální kapacita snímaného obrazu	1,3x10 ⁶ km ² /den
Paměť	2199 Gb
Komunikace	X-band downlink (payload): 800 Mbit/s S-band uplink (command):64 Kbit/s
Rozlišení	Pan: 0.55m
Spektrální pásma	Panchromatické: 400 - 900 nm

Tabulka 5 - referenční parametry družice d_2

Mars má nejvyšší průměr přibližně na rovníku, proto jsou v tomto místě nejvyšší požadavky na pokrytí. [5] Uvažujeme-li jen jednu družici na určené heliosynchronní areocentrické polární dráze, víme, že za jeden sol družice oběhne kolem Marsu 11x. Můžeme si představit, že nám jedna taková družice obvod na rovníku rozdělí na 11 dílků. [11]

Z této úvahy vyplývá, že pro pokrytí celého povrchu Marsu za jeden sol, stačí pokrýt délku oblouku takové kruhové výseče (s poloměrem $r = r_{\text{Mars}}$), která představuje jednu jedenáctinu celého rovníku.

Zmíněná kruhová výseč se středem ve středu Marsu má úhel $\phi = 32,72727^\circ$ neboť:

$$\phi = \frac{2\pi}{11} = \frac{360^\circ}{11} = 32,727^\circ \quad (59)$$

Zvolená družice d_1 snímá v našem případě při výšce $H = 500$ km, pruh široký 8 km, to znamená, že na rovníku pokrývá délku oblouku kruhové výseče l , která má tětivu $t = 8$ km a úhel $\alpha = 0.135^\circ$ (Obrázek 16).

Množství potřebných družic je tedy dáno jako:

$$n_{d_1} = \frac{\phi}{\alpha} = \frac{32,727^\circ}{0.135^\circ} = 242.4 \Rightarrow n_{d_1} = 243 \quad (60)$$

To znamená, že pro pokrytí celého povrchu Marsu v intervalu jednoho solu, bude zapotřebí 242 až 243 orbitálních rovin. Přičemž na každé rovině, se bude nacházet jedna družice. Úhlová vzdálenost mezi jednotlivými orbitálními rovinami (Obrázek 17) je rovna také úhlu $\alpha = 0.135^\circ$.

Stejný postup je i pro zvolenou družici d_2 . Délka tětivy oblouku $t_{d_2} = 17,7$ km, $\alpha_{d_2} = 0,3^\circ$.

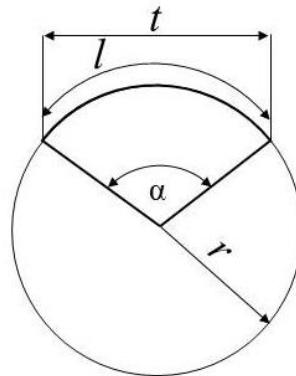
$$n_{d_2} = \frac{\phi}{\alpha} = \frac{32,727^\circ}{0,3^\circ} = 109,01 \Rightarrow n_{d_2} = 109 \quad (61)$$

Jednotlivé dráhy mají parametry dle Tabulky 3. Liší se ale od sebe délkou vzestupného uzlu Ω [°]. Každá družice má délku vzestupného uzlu oproti té předchozí vyšší přesně o úhel α .

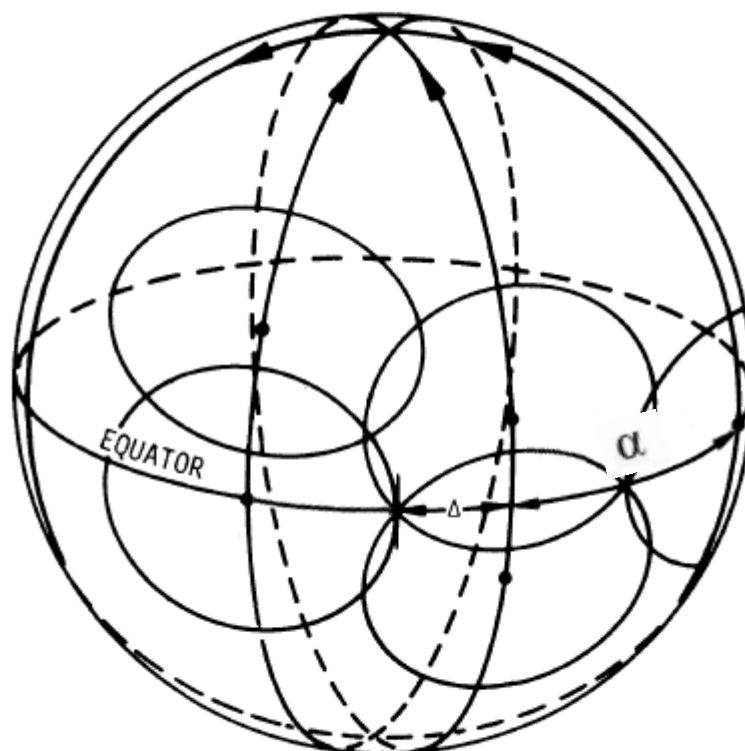
Celková hmotnost soustavy družic [kg]	
d_1	d_2
29160	249610

Tabulka 6 - hmotnosti soustav

Výše popsanou metodou bylo navrženo vhodné rozmístění družic pro optimální pokrytí. Nicméně použitá metodika je v praxi používána převážně pro pokrytí telekomunikačních družic, u kterých jsou požadavky na pokrytí vyšší, než je tomu v našem případě. Použité podmínky pro pokrytí jsou tedy naddimenzované. [5]



Obrázek 17 – kruhová výseč.



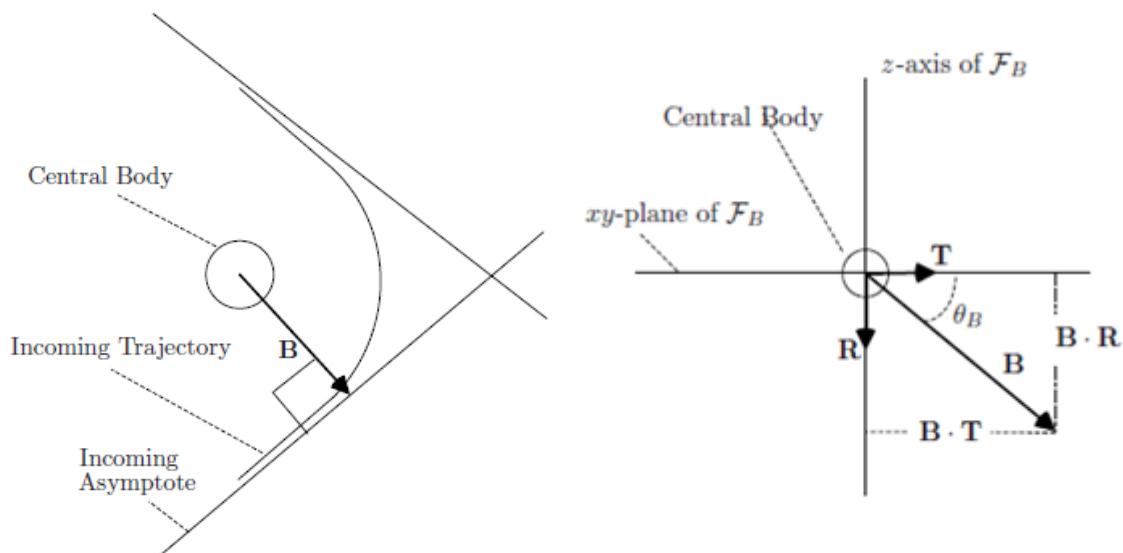
Obrázek 16 – orbitální roviny
(převzato z literatury [5])

4.1.2. Cesta na Mars

Jedním z milníků při návrhu soustavy pro dálkový průzkum Marsu bylo stanovit vhodný způsob dopravy soustavy k Marsu.

Energeticky nejméně náročný způsob dopravy k Marsu bývá za použití Hohmannovi přechodové dráhy. Hohmannova přechodová dráha (Obrázek 19) je v tomto případě koncipována jako eliptická dráha se Sluncem jako centrálním tělesem. Startovací bod (povrch Země, LEO, GEO, popřípadě jiná geocentrická dráha) se nachází v perihéliu této dráhy. Cílová areocentrická dráha se nachází v aféliu této přechodové dráhy.

Návrh trajektorie k Marsu je inspirován trajektorií, která byla použita pro dopravu sondy MAVEN. Jedná se o použití Hohmanova manévru s cílením na B-plane² Marsu (Obrázek 18).



Obrázek 18 – B-plane (převzato z [6])

² Rovina kolmá na asymptotu příchozí hyperbolické dráhy objektu vzhledem k Zemi.

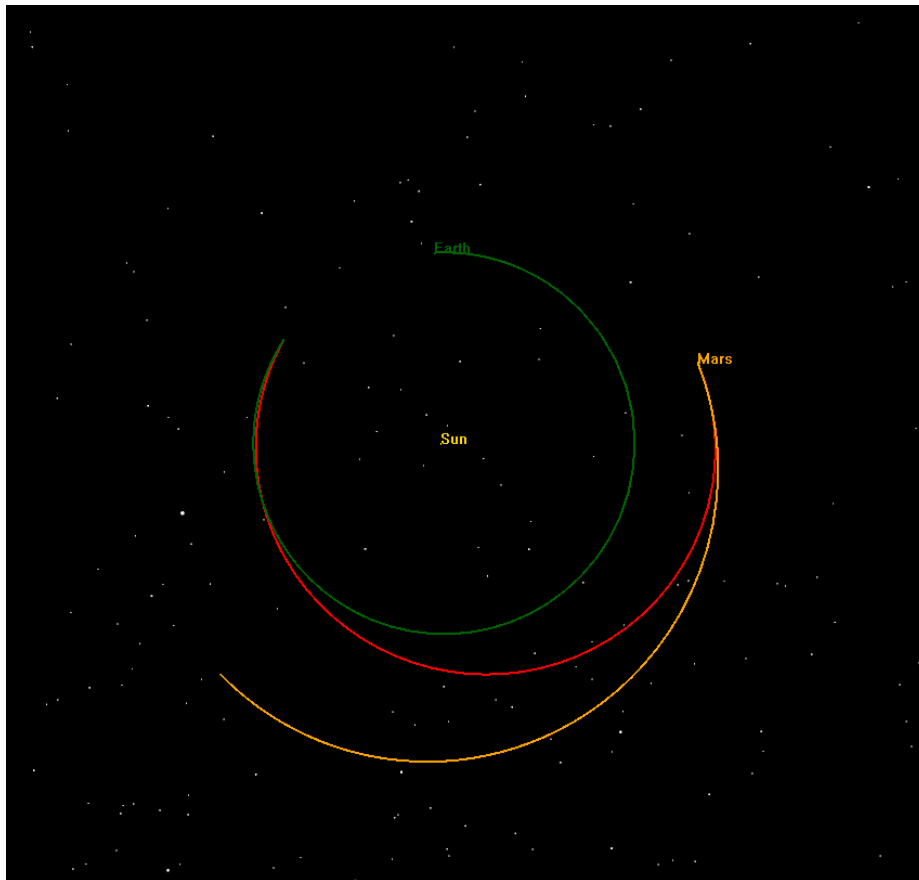
Sekvence pro dopravu na požadovanou dráhu okolo Marsu vypadá následovně:

- 1) Navedení družice ze Země na Hohmannovu přechodovou dráhu. Cílem bylo navést družici na takovou dráhu, jejíž afélium se nachází v bodě B-plane s následujícími souřadnicemi: $B \cdot R = 0 \text{ km}$; $B \cdot T = -7000 \text{ km}$ (Obrázek 18).
- 2) Po příletu k planetě (Obrázek 19 - červená) proběhne v bodě P (Obrázek 20) manévr pro uvedení družice na oběžnou dráhu okolo Marsu (Obrázek 21, oranžová). S podmínkou pro absolutní velikost polohového vektoru ($R_{MAG} = 12000$)
- 3) Družice poté obíhá Mars po eliptické dráze, v jejíž perigeu proběhne další manévr pro přechod na eliptickou ($e=0,01$) s délkou hlavní poloosy $a=4000$ km.
- 4) Další manévr proběhne v uzlovém bodě (Obrázek 22, Obrázek 10). Tímto manévrem dojde ke změně sklonu dráhy z 90° na 93° . Tomuto manévru by se dalo předejít nasměrováním vstupní hyperboly tak, aby sklon dráhy, na kterou je družice okolo Marsu uvedena, byl roven našemu požadovanému sklonu. V našem případě se ale jedná o malou změnu a je tedy možné, použít původní způsob.

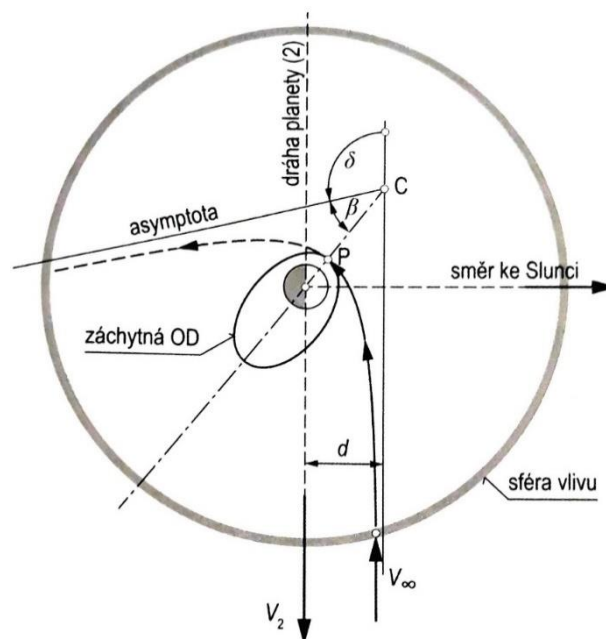
Vypočtené ΔV pro jednotlivé fáze jsou uvedeny v Tabulce 7.

Pořadí	Typ manévru	ΔV [km/s]
1	uvedení na Hohmannovu dráhu	3,84
2	uvedení na eliptickou dráhu okolo Marsu	4,31
3	změna excentricity a délky hlavní poloosy	2,71
4	změna sklonu dráhy	0,18

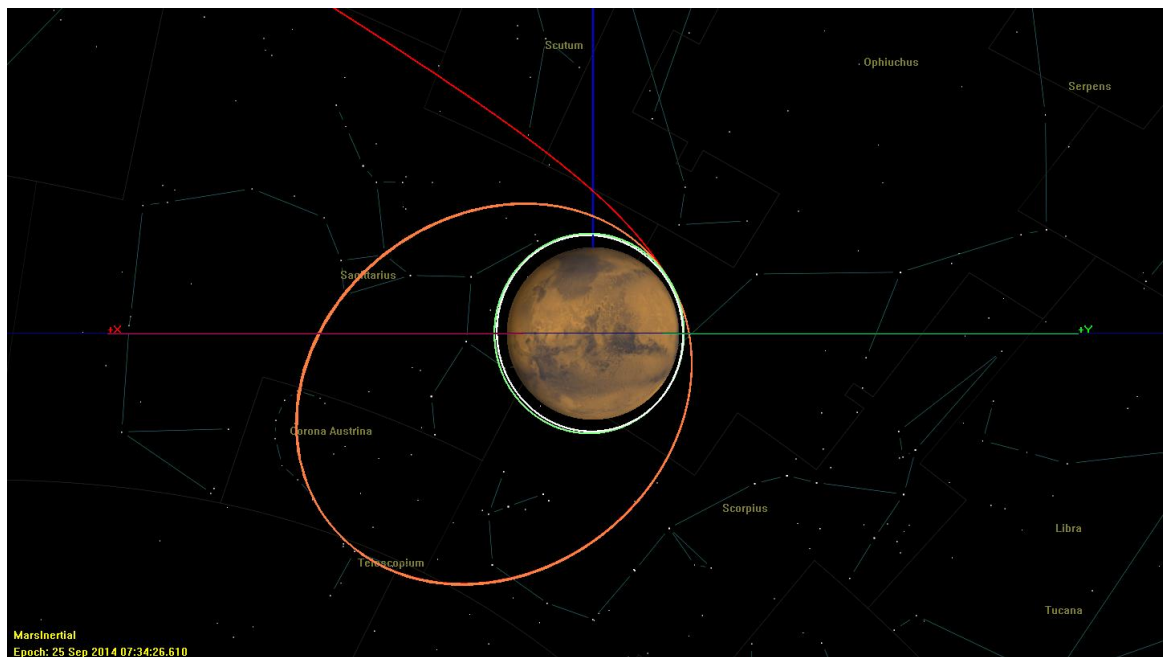
Tabulka 7 – ΔV jednotlivých fází



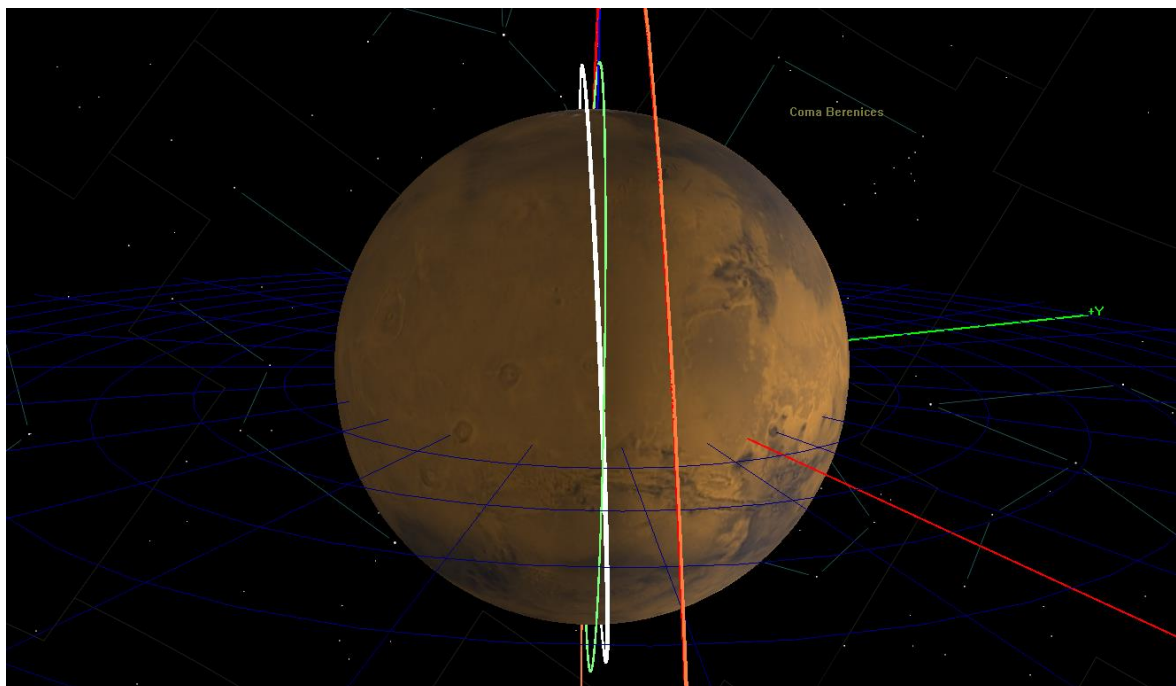
Obrázek 19 – Trajektorie k Marsu, Hohmanova přechodová dráha (zelená – Oběžná dráha Země, žlutá – oběžná dráha Marsu, červená – Hohmanova přechodová dráha)



Obrázek 20 – Přílet z vnitřní planety na oběžnou dráhu k planetě vnější (převzato z literatury [1])



Obrázek 21 – Změny oběžné dráhy. (červená – příletová dráha ze Země k Marsu, oranžova – areocentrická oběžná dráha, zelená – kruhová dráha, bílá – finální dráha)



Obrázek 22 – změna sklonu oběžné dráhy. Zelená – původní dráha, bílá – cílová dráha.

4.1.3. Způsob rozmístění družic do orbitálních rovin

Vzhledem k tomu, že se jednotlivé orbitální roviny liší délkou vzestupného uzlu, bylo pro návrh způsobu uvedení družic do orbitálních rovin použito stáčení uzlových bodů. [14], [15]

Jak již bylo v dřívějších kapitolách uvedeno, z důvodu nesféricnosti Marsu, dochází ke stáčení uzlových bodů. Průměrná rychlost stáčení uzlových bodů je dána vztahem (54) popřípadě (50). Z obou vztahů je patrné, že rychlost stáčení uzlových bodů je závislá na délce hlavní poloosy, popřípadě na výšce. S klesající výškou dráhy, klesá i rychlost stáčení uzlových bodů. Tento jev byl využit pro navedení družic na své dráhy.

Průběh vypadá následovně:

- 1) Všechny družice jsou navedeny na dráhu pro kterou platí že, $a=4000\text{km}$, $e=0,01$, $i=93,216$, $\Omega=333,92$.
- 2) 1. družice je pomocí dvojiimpulsního manévru navedena na nižší oběžnou dráhu, s hlavní poloosou $a = 3897 \text{ km}$.
- 3) Celý systém čeká 18,6 dní
- 4) 2. družice je pomocí dvojiimpulsního manévru navedena na nižší oběžnou dráhu, s hlavní poloosou $a = 3897 \text{ km}$.

Body 3),4) se opakují, dokud nejsou všechny družice navedeny do požadovaných orbitálních rovin.

Tentýž postup platí i pro družici typu d_2 . Čekací perioda mezi jednotlivými manévry je ale v tomto případě dlouhá 46 dní.

Doba potřebná pro rozmístění družic do orbitálních rovin je poměrně dlouhá. Bylo by možné návrh optimalizovat za účelem kratší doby potřebné pro rozmístění družic zvýšením výšky vyčkávací dráhy a získat tím vyšší rychlost stáčení uzlových bodů.

4.1.4. Výkon soustavy

Družice d₁ byla zvolena pro její nízkou hmotnost. Se svou hmotností spadá do kategorie minidružice. Mezi její klady patří vysoké rozlišení. Pro možnost porovnání byla zvolena družice WorldView-1. Mezi družicemi jsou obzvláště výrazné rozdíly v hmotnosti a datové kapacitě.

Pro úvahy byla zvolena doba ($t_{pokrytí}$), za kterou by měla družicová soustava nasnímat celý povrch ($P_{Mars} = 144800000 \text{ km}^2$).

$$t_{pokrytí} = 1 \text{ sol} = 1,0275 \text{ dne}$$

Pro informativní odhad datového toku byla zvolena komprese dat, pro kterou platí, že: $1B = 10px$

Navržená soustava družic d₁ nesplnila podmínku, pro pokrytí celého povrchu Marsu za jeden sol (viz Tabulka 7). Aby podmínku splnila, bylo by nutné navýšit její datovou kapacitu přibližně o 1,5násobek stávající kapacity. Bez navýšení kapacity by nasnímání celého povrchu trvalo 1,5 solů.

Soustava družic d₂ podmínku splnila. Dokonce má soustava i mírnou rezervu, neboť se svou kapacitou dokáže nasnímat celý povrch Marsu za 0,99 solů.

Pro uvedené datové toky by bylo zapotřebí vybudovat datovou infrastrukturu. Návrh datové infrastruktury by ale přesahoval návrh této práce, proto zde není vyřešen.

Tabulky 7 a 8 obsahují odhadované datové toky navržených družicových soustav.

Družice typu d ₁	
Počet družic v soustavě	243
Maximální kapacita snímaného obrazu jedné družice	400000 km ² /den
Maximální kapacita snímaného obrazu soustavy družic	9,72 x10 ⁷ km ² /den
$t_{pokrytí}$	1,5 sol
Rozlišení	
Nasnímaný celý povrch Marsu	1,78 x10 ¹⁴ px
Datový objem celé soustavy při nasnímání celého povrchu Marsu	133190 Gb/sol
Datový objem jedné družice	548 Gb/sol

Tabulka 8 – datové toky družic typu d₁



Družice typu d_2	
Počet družic v soustavě	109
Maximální kapacita snímaného obrazu jedné družice	1300000 km ² /den
Maximální kapacita snímaného obrazu soustavy družic	1,417 x10 ⁸ km ² /den
$t_{pokrytí}$	0,99 sol
Rozlišení	PAN: 0,55m
Nasnímaný celý povrch Marsu	4,78 x10 ¹⁴ px
Datový objem celé soustavy při nasnímání celého povrchu Marsu	3356643 Gb/sol
Datový objem jedné družice	3272 Gb/sol

Tabulka 9 – datové toky družic typu d_2

5. Závěr

Cílem práce bylo věnovat se možnosti použití družicových soustav pro dálkový průzkum Marsu. V teoretické části byl popsán princip dálkové průzkumu spolu s jednotlivými fázemi. Dále bylo uvedeno několik existujících družicových soustav, které byly nebo jsou aktuálně provozovány za účelem dálkového průzkumu planety Země, přičemž 2 družice z této rešeršní části byly nakonec použity pro samotný návrh soustavy. Byly vysvětleny základní vztahy z nebeské mechaniky, ze kterých vychází výpočty v praktické části.

Praktická část obsahuje popis návrhu družicové soustavy pro dálkový průzkum Marsu. Pro družice byl zvolen heliocentrický typ dráhy. Při výpočtu dráhových parametrů byl brán v úvahu vliv nesféřičnosti Marsu.

Návrh rozmístění družic pro požadované pokrytí částečně vychází z podmínek, ze kterých se v praxi navrhuje kontinuální pokrytí telekomunikačních družic. Podmínkou pro dostatečné pokrytí byla zvolena návaznost jednotlivých rovin v oblasti rovníku Marsu. Tento způsob návrhu rozmístění družic za účelem kompletního pokrytí je značně zjednodušující a navržené pokrytí je naddimenzované. Tuto oblast návrhu je tedy možné za účelem snížení orbitálních rovin ještě optimalizovat.

Trajektorie k Marsu vychází z trajektorie, která byla využita k dopravě družice MAVEN na svou dráhu okolo Marsu. Pro dopravu soustavy ze Země na čekací dráhu okolo Marsu jsou zapotřebí celkem 4 manévry. 4. manévr je navržen pro změnu sklonu dráhy z $i = 90^\circ$ na $i = 93,216^\circ$. Optimalizací příletové hyperboly by bylo možné předejít nutnosti manévru se změnou sklonu dráhy. Tato změna sklonu dráhy je ale poměrně malá, a proto byl tento manévr v návrhu ponechán.

Rozmístění družic do svých rovin probíhá s využitím nekeplerovského jevu, stáčení uzlových bodů. Jednotlivé orbitální roviny se od sebe liší délkou vzestupného uzlu, proto bylo možné pro rozmístění družic využít závislosti rychlosti stáčení uzlových bodů na výšce. Optimalizace se zde nabízí zvýšením výškového rozdílu mezi čekací a finální provozní dráhou. Zvýšením čekací dráhy je možné zkrátit dobu nutnou pro distribuci všech družic do svých rovin. Nicméně je v tomto případě nutné provést změny i pro oblast z kapitoly 4.1.2.

V poslední fázi návrhu došlo k ověření vhodnosti zvolených družic z hlediska jejich datové kapacity. Zjistilo se, že družice typu d_1 nespĺňují podmínku pro pokrytí celého povrchu Marsu za 1 sol. Jejich kapacita by musela být navýšena o



1,5násobek aktuální kapacity. Tato úprava by ale měla být technologicky proveditelná. Soustava družic d_2 podmínku pro celkové pokrytí za jeden sol splnila bez nutnosti další optimalizace.

Pro družicovou soustavu je nutné vybudovat datovou infrastrukturu, jejíž návrh nespadá do rámce této práce.

6. Seznam použitých symbolů a indexů

a	Délka hlavní poloosy	[km]
e	Excentricita dráhy	[-]
i	Sklon dráhy	[°]
ω	Argument pericentra	[°]
Ω	Délka vzestupného uzlu	[°]
θ	Pravá anomálie	[°]
γ	Sklon dráhy letu vůči místní horizontální rovině	[°]
ΔV	Rychlostní impuls	[ms ⁻¹]
r	Poloměr dráhy	[km]
h	Specifický moment hybnosti	[m ² s ⁻¹]
μ	Gravitační parametr centrálního tělesa	[Nm ² kg ⁻¹]
φ	Zeměpisná šířka	[°]
T	Oběžná doba	[den]
t	Čas	[s]
$\dot{\Omega}$	Rychlost stáčení uzlové přímky	[°/den]
r_p	Vzdálenost pericentra	[km]
r_a	Vzdálenost apocentra	[km]
C_n^m	Sektorální harmonické koeficienty	[-]
P_n^m	Legendrovy polynomy	[-]
S_n^m	Teserální harmonické koeficienty	[-]

7. Seznam obrázků

Obrázek 1 – Princip DPZ (převzato z [7])	9
Obrázek 2 – elektromagnetické spektrum (převzato z [7])	10
Obrázek 3 – Definice oběžné dráhy v prostoru (převzato z [1]).....	16
Obrázek 4 – Přehled geocentrických drah (převzato z [9]).....	19
Obrázek 5 - Heliosynchronní oběžná dráha Země (převzato z literatury [2])	18
Obrázek 6 – gestacionární a geosynchronní dráha (převzato z literatury [1])	19
Obrázek 7 - jednoimpulsní změna dráhy (koplanární) (převzato z literatury [1]) ..	21
Obrázek 8 – koplanární změna oběžné dráhy s pootočením přímky apsid (převzato z literatury [1])	23
Obrázek 9 – Sklon vektoru rychlostního impulsu vůči lokální horizontální rovině (převzato z literatury [1])	25
Obrázek 10 – změna sklonu oběžné dráhy v uzlovém bodě (převzato z literatury [1]).....	26
Obrázek 11 - Změna sklonu oběžné dráhy s pootočením uzlové přímky (převzato z literatury [1])	27
Obrázek 12 – eliptická přechodová dráha (převzato z literatury [1]).....	28
Obrázek 13 - Hohmannova přechodová dráha mezi kruhovými oběžnými dráhami (převzato z literatury [1])	30
Obrázek 14 – rozklad do sférických harmonik (převzato z literatury [3])	36
Obrázek 15 – heliosynchronní kruhová dráha, výška a sklon dráhy (převzato z literatury [4])	38
Obrázek 16 – kruhová výseč.....	42
Obrázek 17 – orbitální roviny (převzato z literatury [5])	42
Obrázek 18 – B-plane (převzato z [6]).....	43
Obrázek 19 – trajektorie k Marsu, Hohmanova přechodová dráha (zelená – Oběžná dráha Země, žlutá – oběžná dráha Marsu, červená – Hohmanova přechodová dráha).....	45
Obrázek 20 – Přílet z vnitřní planety na oběžnou dráhu k planetě vnější (převzato z literatury [1])	45
Obrázek 21 – Změny oběžné dráhy. (červená – příletová dráha ze Země k Marsu, oranžova – areocentrická oběžná dráha, zelená – kruhová dráha, bílá – finální dráha)	46
Obrázek 22 – změna sklonu oběžné dráhy. Zelená – původní dráha, bílá – cílová dráha.....	46

8. Seznam tabulek

Tabulka 1 – Rozdělení družic dle hmotnosti.....	33
Tabulka 2 – Harmonické zonální koeficienty Marsu a Země.....	38
Tabulka 3 – Zvolené parametry dráhy.....	40
Tabulka 4 – Referenční parametry družice d ₁	41
Tabulka 5 - Referenční parametry družice d ₂	41
Tabulka 6 - Hmotnosti soustav.....	42
Tabulka 7 – ΔV jednotlivých fází.....	45
Tabulka 8 – Datové toky družic typu d ₁	49
Tabulka 9 – Datové toky družic typu d ₂	50

9. Seznam příloh

Název přílohy	Typ	Číslo
Trajektorie k Marsu	GMAT soubor	Příloha 1

10. Seznam použité literatury

- [1] DANĚK, Vladimír. *Mechanika kosmického letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2018. ISBN 978-80-7204-984-4.
- [2] Howard D. Curtis. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Third Edition. Daytona Beach, Florida: Elsevier, 2010. ISBN 978-0-08-097747-8.
- [3] SAHOO, Indranil, Joseph GUINNESS a Brian J. REICH. *A TEST FOR ISOTROPY ON A SPHERE USING SPHERICAL HARMONIC FUNCTIONS*. Statistica Sinica [online]. 2019 [cit. 2021-01-15]. ISSN 10170405. Dostupné z: doi:10.5705/ss.202017.0475
- [4] LIU, Xiaodong, Hexi BAOYIN a Xingrui MA. *Five Special Types of Orbits Around Mars*. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* [online]. 2010, **33**(4), 1294-1301 [cit. 2021-01-15]. ISSN 0731-5090. Dostupné z: doi:10.2514/1.48706
- [5] ULYBYSHEV, Yu. P. Design of satellite constellations with continuous coverage on elliptic orbits of Molniya type. *Cosmic Research* [online]. 2009, 47(4), 310-321 [cit. 2021-01-15]. ISSN 0010-9525. Dostupné z: doi:10.1134/S0010952509040066
- [6] https://documentation.help/GMAT/Tut_UsingGMATFunctions.html. Documentation.help [online]. [cit. 2021-01-15]. Dostupné z: https://documentation.help/GMAT/Tut_UsingGMATFunctions.html
- [7] Natural Resources Canada, *Remote Sensing Tutorials* [online]. [cit. 2020-12-5]. Dostupné z: http://ccrs.nrcan.gc.ca/resource/index_e.php#tutor
- [8] LIANG, Shunlin a Jindi WANG. *ADVANCED REMOTE SENSING: Terrestrial Information Extraction and Applications*. SECOND EDITION. Elsevier, 2020. ISBN 978-0-12-815826-5.
- [9] In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2021-01-16]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_orbits#/media/File:Comparison_satellite_navigation_orbits.svg
- [10] Yury N. Razoumny, Fundamentals of the route theory for satellite constellation design for Earth discontinuous coverage. Part 1: Analytic emulation of the Earth coverage, *Acta Astronautica*, Volume 128, 2016, Pages 722-740, ISSN 0094-5765, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.07.013>.

- [11] ULYBYSHEV, Yuri. *Geometric Analysis and Design Method for Discontinuous Coverage Satellite Constellations*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics [online]. 2014, **37**(2), 549-557 [cit. 2021-01-16]. ISSN 0731-5090. Dostupné z: doi:10.2514/1.60756
- [12] VALLADO, D.A. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. 3. New York: Springer, 2007. ISBN 9780387718316.
- [13] KOZAI, Yoshihide. *The motion of a close earth satellite*. *The Astronomical Journal* [online]. **64** [cit. 2021-01-18]. ISSN 00046256. Dostupné z: doi:10.1086/107957
- [14] CRISP, N.H., K. SMITH a P. HOLLINGSWORTH. *Launch and deployment of distributed small satellite systems*. Acta Astronautica [online]. 2015, 114, 65-78 [cit. 2021-01-18]. ISSN 00945765. Dostupné z: doi:10.1016/j.actaastro.2015.04.015
- [15] MCGRATH, Ciara N. a Malcolm MACDONALD. *General Perturbation Method for Satellite Constellation Deployment Using Nodal Precession*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics [online]. 2020, **43**(4), 814-824 [cit. 2021-01-18]. ISSN 1533-3884. Dostupné z: doi:10.2514/1.G004443