



**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

F3

**Fakulta elektrotechnická
Katedra počítačů**

Bakalářská práce

Simulace likvidace kosmického odpadu metodou pozemního laseru

Marek Mičkal

Otevřená informatika, Software

Květen 2022

Vedoucí práce: doc. Ing. Miroslav Bureš, Ph.D.



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Mičkal** Jméno: **Marek** Osobní číslo: **492276**
Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**
Zadávající katedra/ústav: **Katedra počítačů**
Studijní program: **Otevřená informatika**
Specializace: **Software**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Simulace likvidace kosmického odpadu metodou pozemního laseru

Název bakalářské práce anglicky:

Simulation of Space Debris Removal by Ground-based Laser Method

Pokyny pro vypracování:

Navrhněte a implementujte nový modul do simulátoru laserové metody likvidace kosmického odpadu, který vytvořil v rámci svoji diplomové práce Ing. Michal Matija. Tento modul umožní simulaci nové metody "ground based laser" na základě zadáných fyzikálních parametrů. Průběh simulace likvidace kosmického odpadu bude uložen ve vhodném úložišti a v aplikaci jej bude možné přehrát pomocí grafického uživatelského rozhraní, založeném na stejném principu jako ve výchozí diplomové práci. Modul implementujte v jazyce Java a knihovně Java FX pro uživatelské rozhraní. Výsledné rozšíření simulační aplikace ověřte sadou vhodných testů.

Seznam doporučené literatury:

Mark, C. P., & Kamath, S. (2019). Review of active space debris removal methods. Space Policy, 47, 194-206.
Esmiller, B., Jacquellard, C., Eckel, H. A., & Wnuk, E. (2014). Space debris removal by ground-based lasers: main conclusions of the European project CLEANSPACE. Applied optics, 53(31), 145-154.
Soulard, R., Quinn, M. N., Tajima, T., & Mourou, G. (2014). ICAN: A novel laser architecture for space debris removal. Acta Astronautica, 105(1), 192-200.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

doc. Ing. Miroslav Bureš, Ph.D., laboratoř inteligentního testování systémů FEL

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

Datum zadání bakalářské práce: **18.01.2022** Termín odevzdání bakalářské práce: _____

Platnost zadání bakalářské práce: **30.09.2023**

doc. Ing. Miroslav Bureš, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

_____ podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen 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 studenta

Poděkování / Prohlášení

Rád bych poděkoval panu doc. Ing. Miroslavu Burešovi, PhD., za odborné vedení mé bakalářské práce. Poděkování patří také mé rodině, která mě podporovala po celou dobu mého studia.

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracovala samostatně a že jsem uvedla veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

V Praze dne 20. 5. 2022

.....

Abstrakt / Abstract

Bakalářská práce se zaměřuje na problematiku kosmického odpadu a na způsoby, jak řešit jeho odstranění. Nejprve práce zachycuje základní znalosti, jako informace o oběžných drahách a o kosmickém odpadu, které jsou důležité pro pochopení dané problematiky. Dále vysvětluje, proč je kosmický odpad problematický a přibližuje metody, pomocí kterých je možné odpad likvidovat. Práce se především zabývá metodou odstranění kosmického odpadu pomocí pozemního laseru, které je věnována samostatná kapitola. V této kapitole jsou popsány principy metody, fyzikální vlastnosti metody a nakonec shrnuty její výhody a nevýhody. Poté se práce věnuje rozšíření aplikace, které do původní aplikace přidalo rozšíření o metodu pozemní laseru. Samotná implementace metody je stejně jako původní verze aplikace naprogramovaná v jazyce Java s využitím frameworku JavaFX.

Klíčová slova: kosmický odpad, odstranění kosmického odpadu, pozemní laserová metoda, laserová stanice, JavaFX

This Bachelor's thesis aims at space debris problematics and methods used for space debris removal. Firstly, the thesis describes the basic knowledge, such as information about earth orbits and space debris, necessary for understanding the problematics. The second chapter pursues to explain why space debris is problematic and introduces space debris removal methods. The following chapter, the main topic of the thesis, specifies the ground-based method, its principles, its physical characteristics, and summarizes its advantages and disadvantages. The last chapter acquaints us with the application extension that brings the ground-based removal method to the application. The implementation of the application extension, as the original application, uses the Java programming language with the JavaFX extension.

Keywords: space debris, space debris removal, ground based laser method, laser station, JavaFX

Title translation: Simulation of Space Debris Removal by Ground-based Laser Method

Obsah /

1 Úvod	1
1.1 Motivace.....	1
1.2 Cíle práce	1
2 Problematika	3
2.1 Oběžné dráhy Země.....	3
2.1.1 Oběžná dráha - orbita	3
2.1.2 Nízká oběžná dráha Země - LEO	3
2.1.3 Polární oběžná dráha	3
2.1.4 Střední oběžná dráha Země - MEO	4
2.1.5 Geostacionární oběžná dráha - GEO	5
2.1.6 Přečtová dráha ke Geostacionární oběžné dráze - GTO	5
2.2 Kosmický odpad	5
2.2.1 Nebezpečí kosmického odpadu	6
2.2.2 Kesslerův syndrom.....	6
2.2.3 Simulace kolize frag- mentu orbitálního od- padu s orbitálním ob- jektem	6
2.2.4 Množství orbitálního odpadu	6
2.2.5 Proces likvidace kos- mického odpadu.....	8
2.2.6 Metody likvidace kos- mického odpadu.....	8
2.2.7 Odstranění zachyce- ním - Capture removal	9
2.2.8 Vykolejení z orbity po- honnou silou - Propul- sion deorbit	10
2.2.9 Metody stahující ob- jekt z orbity - Drag augmentation deorbit	10
3 Likvidace kosmického odpadu metodou pozemního laseru	12
3.1 Principy laserových metod	12
3.1.1 Monitorování orbitál- ního odpadu.....	12
3.1.2 Lasery	13
3.2 Fyzikální popis	14
3.2.1 Výpočet důležitých pa- rametrů.....	14
3.2.2 Šíření laserového pa- prsku atmosférou	15
3.2.3 Dosah laserové stanice ...	17
3.3 Hlavní komponenty laserové stanice	18
3.3.1 Úroveň technické při- pravenosti komponent ...	18
3.4 Výhody a nevýhody	19
3.4.1 Srovnání se space- based metodou	20
4 Popis aplikace z pohledu uží- vatele	23
4.1 Funkčnosti aplikace	23
4.2 Popis aplikace.....	23
4.2.1 Simulační panel Simu- lation panel	24
4.2.2 Simulace pomocí po- zemní laserové stanice - Ground based simu- lation	24
4.2.3 Panel nástrojů - Toolbar .	26
4.2.4 Informační panel - In- formation panel	26
4.2.5 Levý panel - Left panel ..	28
5 Implementace aplikace	29
5.1 Změna struktury aplikace	29
5.2 Diagram nasazení	29
5.3 Výpočetní algoritmus pro určení průniku trosky s do- sahem stanice	29
5.4 Testování softwaru	32
6 Závěr	34
6.1 Možná návaznost na práci	34
Literatura	35

Tabulky / Obrázky

2.1. Data k experimentu	7
2.2. Množství odpadu na orbitách Země	8
3.1. C_{mopt} pro typický puls: $\lambda = 1.06 \mu m, \tau = 8 \text{ ns}$	15
3.2. Hodnoty nelineárních indexu lomu vzduchu	16
3.3. Naměřené hodnoty atmosférického extinkčního koeficientu AAEC	17
3.4. Úroveň technické připravenosti komponent pozemní laserové stanice	19
3.5. Výhody a nevýhody pozemní laserové metody	19
3.6. Srovnání výhod a nevýhod dvou laserových metod	21
2.1. Nízká oběžná dráha Země	4
2.2. Polární a Heliosynchronní oběžná dráha	4
2.3. Satelitní konstelace Galileo	5
2.4. Navstar-2F GPS satelit	5
2.5. Geostacionární oběžná dráha	6
2.6. Přejížděvací dráha ke Geostacionární oběžné dráze	6
2.7. Fotografie výsledku experimentu	7
2.8. Sledovatelné objekty na nízké oběžné dráze	8
2.9. Trosky a sledovatelné objekty na nízké oběžné dráze	8
2.10. Flexibilní provazové rameno	9
3.1. Klasická likvidace orbitálního odpadu pomocí pozemní laserové stanice	12
3.2. Snížení perigea orbitální trosky	13
3.3. Šíření laserového paprsku zemskou atmosférou	17
3.4. Model radarové mapy trajektorie trosky z pohledu laserové stanice	18
3.5. Pozice satelitu na orbitě vzhledem k pozemní stanici ...	18
4.1. Rozvržení aplikace	23
4.2. Vytvoření stanice - chybové hlášky	25
4.3. Troska těsně před zaměřením stanicí	26
4.4. Troska těsně po zasažení laserovým paprskem	26
4.5. Troska sestupující do atmosféry	26
4.6. Simulační panel - okno ground-based metody	27
4.7. Průnik orbity a dosahu stanice - klamný pohled	28
4.8. Průnik orbity a dosahu stanice - realistický pohled	28
5.1. Moduly aplikace	29
5.2. Diagram nasazení	29
5.3. Ilustrační obrázek k výpočtovému algoritmu	31

- 5.4.** Náhled na hodnoty pro testování - průnik trosky a dosahu stanice boční pohled 33
- 5.5.** Náhled na hodnoty pro testování - průnik trosky a dosahu stanice 33
- 5.6.** Náhled na hodnoty pro testování - dopočet souřadnice.... 33
- 5.7.** Náhled na hodnoty pro testování - dopočet souřadnice boční pohled..... 33

Kapitola 1

Uvod

1.1 Motivace

Život téměř každého člověka moderní společnosti je jistým způsobem závislý na technologiích, které nám umožňují používat satelity neboli družice.

Satelity můžeme rozřadit do různých skupin dle jejich účelu. Komunikační satelity využívající digitální signál, nám poskytují internet, bezdrátovou mobilní komunikaci nebo také televizní vysílání. Komunikační satelity jsou zpravidla umísťovány na vzdálenou Geostacionární oběžnou dráhu Země tzv. **GEO** (z anglického Geostacionar Earth Orbit). Dále jsou na této orbitě umístěny satelity sloužící k pozorování přírodních podmínek, jako jsou vítr a vodní pára. O něco blíže se nachází střední oběžná dráha Země tzv. **MEO** (z anglického Medium Earth Orbit), po které obíhají především navigační, neboli GPS, družice.

Na nízké oběžné dráze Země tzv. **LEO** (z anglického Lower Earth Orbit) obíhají satelity, pomocí nichž monitorujeme povrch země, což je důležité pro detekci požárů, úniku ropy, sledování vegetace, tání ledovců nebo i samotného mapování povrchu Země.

Družice na oběžných drahách stále přibývá, ale jejich likvidace je náročná, navíc není nijak vázána zákonem, a proto družice zůstávají na oběžných drahách a časem se z nich stává kosmický odpad. Družice umístěny v nižších výškách, tedy na nízké oběžné dráze, jsou přirozeně brzděny a během několika desítek let klesnou zpět do zemské atmosféry a shoří. Tento způsob odstranění satelitů z nízké oběžné dráhy Země, však není dostatečně efektivní. Na vzdálenějších orbitách mohou satelity setrvat až celá staletí. Mnoho družic často ztrácí využití, jelikož jsou vynalezeny modernější technologie, dojdou jim pohonná paliva, nebo jsou družice nějakým způsobem poškozeny. Instalace nové technologie, doplnění paliva, anebo oprava družice, jsou úkony, které není efektivní, někdy ani možné provádět. Tyto nefunkční družice, považovány za kosmický odpad, jsou tedy většinou pouze vychýleny na jinou oběžnou dráhu tak, aby nepřekážely novým družicím, nebo přesměrovány na tzv. odpadní oběžnou dráhu tzv. Graveyard Orbit. Tyto řešení jsou ovšem pouze dočasné a je tedy třeba aktivně řešit, jak kosmický odpad efektivně a bezpečně likvidovat.

1.2 Cíle práce

Cílem práce je přiblížit čtenáři problematiku likvidace kosmického odpadu. Dopodrobna popsat metodu likvidace kosmického odpadu pomocí laseru, který je vystřelen z laserové stanice umístěné na zemi, vysvětlit, jak metoda funguje z fyzikálního hlediska a jak se dá tato metoda využít v praxi. Shrnout výhody a nevýhody stanovené metody a následně je porovnat s metodou, která pro odstranění odpadu využívá laser, umístěn na vesmírné stanici.

Dále pak rozšířit aplikaci pro simulaci likvidace vesmírného odpadu o výše zmíněnou metodu. Implementovat tuto novou funkcionalitu aplikace v souladu s již vytvořenou

aplikací a tak, aby splňovala požadavky stanoveného zadání. Vytvořené rozšíření řádně popsat, aby mohl uživatel srozumitelně a korektně aplikaci využívat.

Záměrem práce je také problematiku zpracovat v českém jazyce, jelikož likvidace kosmického odpadu je aktuální téma, které se řeší především v jazyce anglickém.

Kapitola 2

Problematika

Kapitola seznamuje čtenáře s probíranou problematikou. Nejdříve popisuje oběžné dráhy planety Země, které jsou prostorem ve kterém se orbitální odpad nachází. Poté se zaměřuje na samotný odpad, jaké nebezpečí přináší, jaké je jeho množství a způsoby, pomocí kterých jej můžeme likvidovat.

2.1 Oběžné dráhy Země

2.1.1 Oběžná dráha - orbita

Za oběžnou dráhu, neboli orbitu, považujeme pravidelně opakující se dráhu, po které se pod vlivem gravitace pohybuje jeden objekt kolem jiného objektu [1].

Oběžné dráhy mohou mít různý tvar, zpravidla se jedná o nějakou elipsu. Tvar elipsy je dán její excentricitou, která popisuje velikost vzdálenosti středu elipsy od jednoho z jejích ohnisek. Čím nižší je velikost excentricity, tím kulatější je její tvar. Pro většinu planet platí, že excentricita jejich orbit je velmi malá, tedy tvar jejich orbit má blízko ke kružnici.

Na oběžných drahách Země se nachází dva důležité body **apogeum**, bod elipsy nejvzdálenější od středu Země, a **perigeum**, bod elipsy nejbližší středu Země.

2.1.2 Nízká oběžná dráha Země - LEO

Za nízkou oběžnou dráhu Země, anglicky zvanou *Low Earth orbit*, odtud také její zkratka **LEO**, se považuje prostor v nadmořské výšce mezi 160 km až 1000 km.

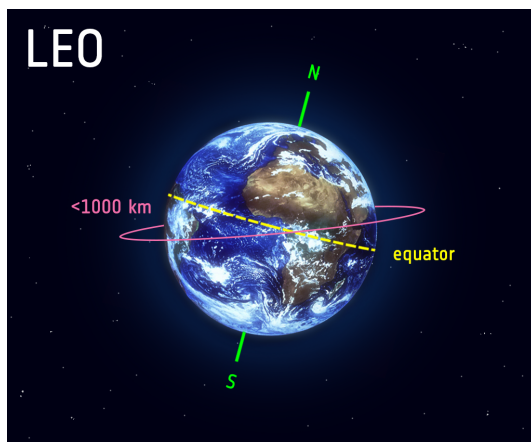
Satelity se zde pohybují rychlostí nad 25000 km/s, kolem Země tedy oběhnou 12 až 16 během 24 hodin [2]. Na satelity v LEO působí atmosferický odpor, pod jehož vlivem se jejich oběžná dráha zhoršuje, to je důvodem proč tyto satelity mají životnost mezi 7 až 10 lety [2]. Dráha satelitu na LEO může mít inklinaci od roviny rovníku v rozmezí 0° až 90°, to umožňuje existenci více možných drah, také proto je Nízká oběžná dráha velice využívaná [1–2].

Jak již bylo výše v úvodu zmíněno, na LEO se převážně obíhají satelity sloužící k monitorování zemského povrchu. Ty se užívají pro detekci velkých požárů nebo úniků ropy, dlouhodobé sledování změny vegetace, jako například tání ledovců, či vysychání jezer, dále také lze ze satelitních snímků vytvářet mapy. Naopak satelity na LEO nejsou vhodné v oblasti telekomunikace, protože se pohybují relativně rychle a tím pádem nejsou schopny poskytnout konstantní pokrytí, kterého je možné dosáhnout tak, že se pomocí více satelitů vytvoří síť [1]. Příkladem takových sítí jsou *Globalstar* nebo *Iridium*, které se skládají až z 90 družic a realizují mobilní komunikační systém [2]. Na LEO se nachází Mezinárodní vesmírná stanice, ISS (*International Space Station*).

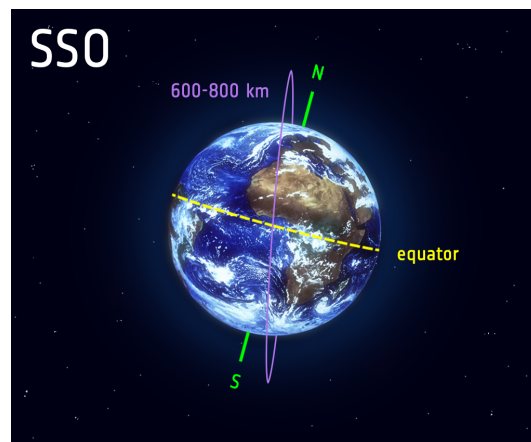
2.1.3 Polární oběžná dráha

Polární oběžná dráha je speciální oběžná dráha patřící pod LEO, je specifická svou inklinací od rovníkové roviny, její velikost je přibližně rovna 90° s možnou odchylkou 20° až 30° [1].

Mezi Polární oběžné dráhy patří **Heliosynchronní oběžná dráha** tzv. **SSO**, z anglického *Sun-synchronous orbit*. Družice této dráhy jsou synchronizované se Sluncem tak, aby vůči němu byly stále ve stejné pozici, toho využívají jejich fotovoltaické panely, které ze slunečních paprsků generují elektřinu. Další výhodou synchronizace je, že družice monitorují během stejné části dne stejnou část Země a toho se využívá především při porovnávání snímků, tedy např. lze pozorovat vývoj klimatu [1]. Družice na SSO obíhají Zemi ve výšce 600 km až 800 km [1].



Obrázek 2.1. Nízká oběžná dráha Země [3]



Obrázek 2.2. Polární a Heliosynchronní oběžná dráha [3]

2.1.4 Střední oběžná dráha Země - MEO

Za Střední oběžnou dráhu označujeme prostor mezi LEO a GEO, tedy prostor v rozmezí 1000 km nad mořem až 35786 km nad mořem.

Satelity na MEO se nejvíce využívají v navigačních systémech. Zhruba 85% všech družic na MEO můžeme rozřadit do 6 satelitních konstelací [4]:

■ GLONASS

Ruský navigační satelitní systém těsně pod 20000 km

■ NavStar

Americké GPS satelity ve výšce těsně nad 20000 km

■ IDSCS

Celým názvem *The Initial Defence Satellite Communications System*

■ Oko

Ruský obranný systém

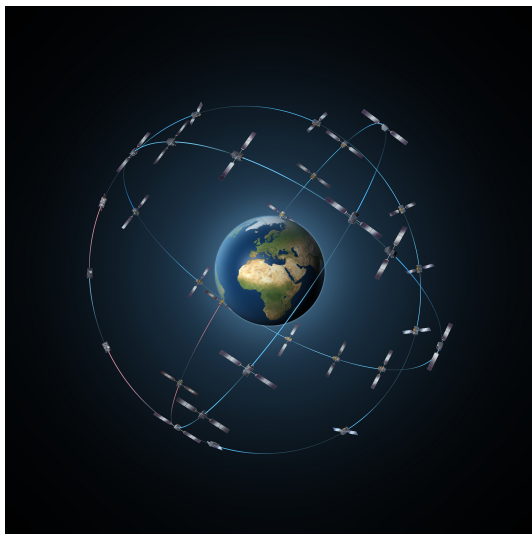
■ GNSS

Celým názvem *Global Navigation Satellite System* v překladu *Globální družicový polohový systém*. Pod který patří například evropský navigační systém **Galileo** tvořený 24 satelity, viz. obr. 2.3 [3].

■ Experiment West Ford

Originálně *The West Ford needle experiment*, byl experiment v 60. letech 20. století, kdy byly na oběžnou dráhu vypuštěny tisíce kovových jehliček, za účelem zdokona-

lení vysokofrekvenční rádiové komunikace na dlouhé vzdálenosti. Některé z jehliček sestoupily zpět do atmosféry a shořely, jiné však zůstaly jako vesmírný odpad.



Obrázek 2.3. Satelitní konstelace Galileo [3]



Obrázek 2.4. Navstar-2F GPS satelit [5]

■ 2.1.5 Geostacionární oběžná dráha - GEO

Geostacionární oběžná dráha se nachází 35786 km nad rovníkem. Družice zde obíhají Zemi směrem od západu k východu rychlostí přibližně 3 km/s tak, aby družice byla synchronizována s otáčením Země kolem své osy. Perioda oběhu družice je pak 23 hour 56 min 4 second [1].

Tento způsob obíhání po GEO zaručí, že se družice vyskytuje stále na jednom konkrétním místě nad Zemí. Toho se pak využívá především v telekomunikaci, jelikož antény umístěné na Zemi se mohou zaměřovat pořád na družici, která je vůči anténě v klidu. Družice se zde využívají i k předpovědi počasí, přičemž se mimo jiné využívá schopnosti pokrýt velkou část Země z družice, díky umístění daleko od zemského povrchu [1].

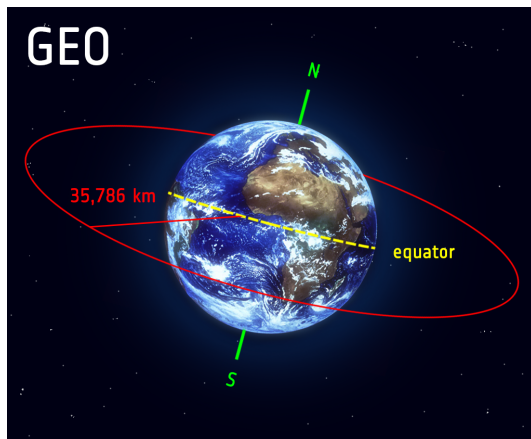
Na GEO obíhají družice tzv. EDRS, z anglického *European Data Relay System*. Tento systém zajišťuje neustálý přenos dat mezi pozemními stanicemi a družicemi na nižších oběžných drahách [1].

■ 2.1.6 Přechodová dráha ke Geostacionární oběžné dráze - GTO

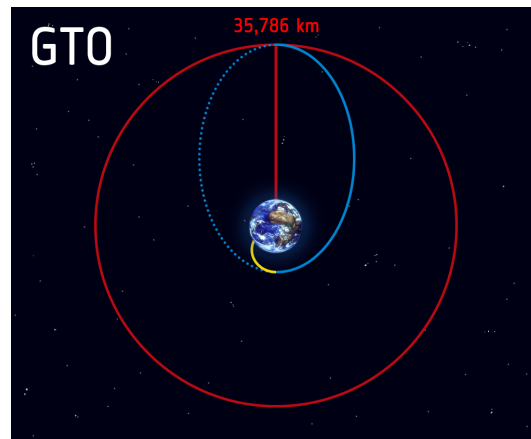
Jedná se o více zakřivenou dráhu, díky které se družice dostane na GEO bez potřeby silné nosné rakety. Principiálně ve správnou chvíli družice uvolní náklad, aby se dostala dále od Země na přechodovou dráhu, ve chvíli, kdy družice dosáhne apogea na GEO zažehne své motory tak, že vstoupí na GEO, kde nadále zůstane [1]. Na obrázku 2.6 je přechodová dráha vyznačená modře, žlutá část symbolizuje let rakety, tedy k upuštění nákladu dochází v přechodu mezi žlutou a modrou částí křivky, červená křivka reprezentuje GEO.

■ 2.2 Kosmický odpad

Kosmický odpad může být přírodní, ve formě meteoroidu, nebo uměle vytvořený člověkem, zvaný orbitální odpad. Meteoroidy se vyskytují převážně na oběžných drahách



Obrázek 2.5. Geostacionární oběžná dráha [3]



Obrázek 2.6. Přechodová dráha ke geostacionární oběžné dráze [3]

Slunce, orbitální odpad se nachází spíše na oběžných drahách Země. Jako orbitální odpad je označen jakýkoli objekt na oběžné dráze vytvořený člověkem, který již neplní svou funkcionalitu. Do této kategorie řadíme nefunkční družice, kosmické lodě, nosné rakety, různé druhy úlomků, jak vzniklé při misích, tak i ty, které vznikly fragmentací při kolizi dvou objektů [6].

2.2.1 Nebezpečí kosmického odpadu

Kosmický odpad se může pohybovat rychlostí až 7.8 km/s, taková rychlost je dostatečná na to, aby způsobila škody při kolizi s družicí, s vesmírnou lodí, nebo s jiným objektem. Jelikož je rychlost tak vysoká, dokáže velké škody způsobit i milimetrový úlomek. Ve skutečnosti jsou tyto úlomky považovány za největší riziko pro ukončení mise pro většinu kosmických lodí na Nízké oběžné dráze Země [6].

2.2.2 Kesslerův syndrom

Kesslerův syndrom upozorňuje na nebezpečí kaskádové kolize orbitálního odpadu. Jelikož při kolizi dvou vesmírných objektů dochází ke vzniku mnoha úlomků, které pak zvyšují pravděpodobnost další kolize. Na to jako první upozornil *Donald Kessler*, americký astrofyzik, již v roce 1978. Dále demonstroval, že pokud na oběžné dráze dojde k nahromadění dostatečného množství úlomků, spustí se výše popsaný kaskádovitý efekt, který zapříčiní, že nebude možno na orbitu vypouštět žádné nové objekty. Nejrizikovější orbitou pro tento efekt je Nízká oběžná dráha Země [7].

2.2.3 Simulace kolize fragmentu orbitálního odpadu s orbitálním objektem

Na obrázku 2.7 můžeme vidět výsledek laboratorního experimentu, při kterém narazila malá hliníková koule do hliníkového bloku o tloušťce 8 cm přibližně rychlostí 6.8 km/s. Experiment měl simulovat srážku kousku orbitálního odpadu s vesmírnou lodí [8].

Naměřená data experimentu jsou zapsána v tabulce 2.1.

2.2.4 Množství orbitálního odpadu

Na orbitách Země se nachází velké množství odpadu, to rozdělujeme do tří skupin dle velikosti. Počet daného množství odpadu je popsán v tabulce 2.2. Kvůli rozpadům orbitálních objektů, jejich kolizím a explozím, dochází k neustálému nárůstu počtu



Obrázek 2.7. Fotografie výsledku experimentu [8]

Data	
Průměr hliníkové koule:	1.2 cm
Hmotnost hliníkové koule:	1.7 g
Rychlost hliníkové koule:	6.8 km/s
Tloušťka hliníkového bloku:	8 cm
Průměr kráteru:	9 cm
Hloubka kráteru:	5.3 cm
Možná dosažená teplota:	6000 kelvin
Možný vzniklý tlak:	365 GPa

Tabulka 2.1. Data k experimentu [8]

orbitálního odpadu. Odhadovaný počet těchto rozpadů, kolizí, explozí, plus anomálních událostí, které vedou k fragmentaci, je více než 630 [9].

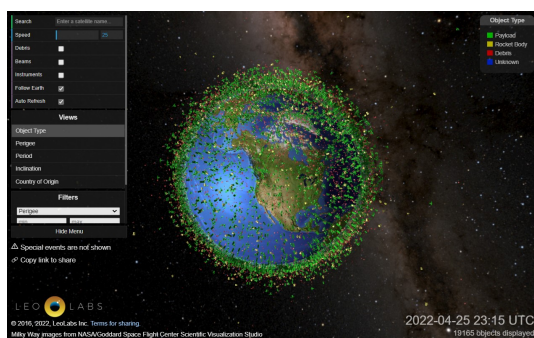
Dále se na orbitách Země nachází okolo 7630 satelitů, z nichž je stále funkčních asi 4700. Tedy téměř 3000 satelitů je považovaných za kosmický odpad. Počet úspěšně vypuštěných raket od roku 1957 je zhruba 6120. Celková hmotnost všech vesmírných objektů na oběžných drahách Země se odhaduje na 9600 tun [9].

Níže jsou uvedeny některé ze zaznamenaných kolizí orbitálních objektů, přičemž při některých došlo k vytvoření velkého množství nového orbitálního odpadu:

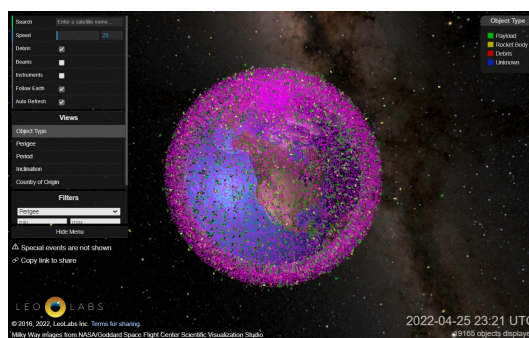
- **V roce 1993** byla nalezena díra o průměru přes 1 cm v anténě Hubbleova teleskopu. I přesto, že úlomek pronikl skrz parabolický disk antény, nebyla porušena žádná funkčnost [10].
- **V roce 1996** byl francouzský vojenský průzkumný satelit *Cerise* zasažen úlomkem z francouzské rakety, která explodovala přibližně o deset let dříve. *Cerise* byla odlomena 4.2 metrová část [10, 6].
- **V roce 2009** došlo ke kolizi americké kosmické lodi *Iridium* s již nefunkční ruskou kosmickou lodí. Při tomto nárazu došlo k vytvoření více jak 2300 kusů orbitálního odpadu většího než 10 cm a mnohem více menších fragmentů [6].

- **V roce 2007** při čínském experimentu, kdy byla sestřelena stará meteorologická družice pomocí rakety, vzniklo více než 3500 kusů orbitálního odpadu většího než 10 cm společně s velkým množstvím menších fragmentů [6].

Existuje organizace *LeoLabs*¹, která poskytuje vizualizaci objektů na Nízké oběžné dráze v reálném čase. Navíc je možné i na vysledované objekty kliknout a zobrazit jejich parametry, toho se dá využít při používání výsledné aplikace této práce. Pro představu můžeme vidět dva snímky z výše uvedené vizualizace. Snímek 2.8 zobrazuje objekty, které jsou vysledovány, tedy mají záznam v nějakém katalogu, jedná se o satelity, stanice, kusy raket i některé trosky. Snímek 2.9 navíc zobrazuje nespécifikované trosky.



Obrázek 2.8. Sledovatelné objekty na nízké oběžné dráze [11]



Obrázek 2.9. Trosky a sledovatelné objekty na nízké oběžné dráze [11]

velikost [cm]	počet objektů [ks]
> 10	36500
(1 10)	1000000
(0.1 1)	330000000

Tabulka 2.2. Množství odpadu na orbitách Země [9]

2.2.5 Proces likvidace kosmického odpadu

Při likvidaci kosmického odpadu je důležité odpad korektně vystopovat a změřit, nejen aby bylo zamezeno případné kolizi, ale také aby byl zvolen korektní způsob likvidace.

Kosmický odpad likviduje vykojením z jeho oběžné dráhy, u té buďto snížíme nadmořskou výšku, pomocí čehož odpad sestoupí z orbity do atmosféry, kde shoří, nebo naopak zvýšíme nadmořskou výšku, vlivem toho je odpad odkloněn na vzdálenější odpadní orbitu, tzv. *Graveyard orbit*.

2.2.6 Metody likvidace kosmického odpadu

Existuje mnoho metod, jak kosmický odpad likvidovat, je však nutno uvážit, které metody jsou efektivní a to nejen z finančního hlediska, ale i z hlediska úrovně technologické připravenosti a dalších hledisek. Tato práce se zaměřuje zejména na jednu z laserových metod, tzv. *Ground-base metodu*, která je detailně popsána v kapitole 3.

Metody likvidace kosmického odpadu lze rozřadit do tří skupin, *capture removal*, při metodách této skupiny je nutné mít fázi zachycení daného odpadu, pokud tato fáze není nutná, rozlišujeme další dvě kategorie, dle způsobu odstranění odpadu, *propulsion deorbit* a *drag augmentation deorbit* [12].

¹ <https://platform.leolabs.space/visualizations/leo>

2.2.7 Odstranění zachycením - Capture removal

Zachycení může být rigidní, nebo flexibilní. Flexibilní záchytné systémy mají nižší hmotnosti a velkou deformační charakteristiku, proto dosahují lepšího výkonu při misích [12].

■ Rigidní záchytné systémy

- **Robotické rameno** *Manipulator*

Určený odpad je zachycen pomocí robotického ramena, které je připevněno na pronásledujícím satelitu. Pro větší stabilizaci pronásledujícího satelitu a zvýšení flexibility je možno použít více ramen.

- **Chapadlo** *Tentacle*

Jedná se o podobný způsob jako zachycení pomocí robotického ramena, zde jsou však chapadla připevněna na pronásledujícím satelitu přímo.

Zvýšení rychlosti pomocí přichyceného pronásledujícího satelitu snese spojený objekt z orbity [12].

■ Flexibilní záchytné systémy

- **Záchytné síť** *Tetherd nets*

Zachycení objektu probíhá pomocí sítě, která je vystřelena z pronásledujícího satelitu. Síť následně obepne objekt a je připevněna k pronásledujícímu satelitu pomocí lana.

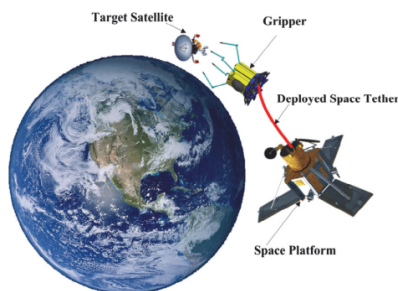
S jedním satelitem je možné provést více zachycení, jelikož může díky dobré skladnosti sítě nést více kusů naráz [12].

- **Harpuny** *Harpoons*

Na objekt je vystřelena harpuna z pronásledujícího satelitu, objekt poté zůstává připojen na laně. Při tomto způsobu zachytu je možný vznik nového orbitálního odpadu. I přesto, že záchytné sítě mají lepší výkon, harpuny jsou stále zvažovanou možností, díky snadnému testování na zemi [13].

- **Flexibilní provazové rameno** *Tethered space manipulator*

Jedná se o nový koncept posledních let. Kdy namísto pevných robotických paží, jsou použity flexibilní úvazné provazy pro připojení k platformě a koncovému zařízení určenému k uchopení objektu [12]. Výhodou tohoto flexibilního ramene oproti rigidnímu je nižší cena, větší manévrovatelnost a bezpečnější ovládání [12]. Tento systém znázorňuje obrázek 2.10.



Obrázek 2.10. Flexibilní provazové rameno [12]

■ 2.2.8 Vykolejení z orbity pohonnou silou - Propulsion deorbit

Níže uvedené metody využívají speciálních sil, vytvořených pomocí laserových paprsků, iontových paprsků a jiných energetických paprsků, aby vykolejily odpad z jeho orbity [12].

■ Laserový paprsek *Laser propulsion*

Na objekt je vystřelen laserový paprsek, který zapříčiní pokles objektu do atmosféry. Lasery se dají používat na velké vzdálenosti.

Rozlišujeme dva druhy laserů, lasery umístěné na vesmírných družicích a lasery umístěné na povrchu Země. Detailněji popsáno v kapitole 3.

■ Iontový paprsek *Ion Beam*

Družice s iontovým paprskem obsahuje dva iontové motory instalované opačně. Hlavní tryska střílí elektricky neutrální vysokorychlostní iontový paprsek na vesmírný odpad. Při dopadu paprsku na odpad, dojde ke změně hybnosti odpadu a díky tomu sestoupí z orbity [12].

■ Tlak slunečního záření *Solar radiation pressure*

Tento způsob vyžaduje montáž plachty na objektu, na kterou působí sluneční paprsky, ty vytvářejí tlak záření na povrchu plachty, pod jehož vlivem se zvýší rychlost objektu tak, že bude moci sestoupit z orbity [12].

Plachty mohou být součástí družice už při její montáži a jsou využity až když samotná družice dojde ke konci své životnosti. Nebo lze plachty na objekty instalovat na orbitách, tento způsob však vyžaduje zachycení objektu, na který je třeba plachtu instalovat [12].

■ Elektrostatické síly *Electrostatic forces*

Odstranění pomocí elektrostatické síly spočívá ve využití charakteristik vesmírného plazmatu, v jehož prostředí se vyskytuje velký počet volných elektronů a iontů. Odpad je nabit při využití těchto charakteristik vesmírnou lodí, poté je nabitý odpad zpomalen a vykolejen ze své dráhy působením elektrických sil [12].

Ovšem je obtížné elektrifikovat různé druhy materiálů [12].

■ 2.2.9 Metody stahující objekt z orbity - Drag augmentation deorbit

Tyto metody instalují na objekt expanzní zařízení, které zvýší objem objektu ku jeho hmotnosti, čímž dojde ke zvýšení jeho aerodynamickému odporu a zapříčiní dřívější sestup do atmosféry [12].

■ Nafukovací zařízení *Inflatable deorbit*

Využívá nafukovacích zařízení v různých formách balónů, paraboloidů, apod. instalovaných na objekt [12].

■ Expanzní pěna *Expanding Foam*

Pěna je na objekt vystřelena z pronásledujícího satelitu, přilepí se na objekt, který následně obalí ve formě pěnové koule. Tímto způsobem se zvětší poměr objemu objektu ku jeho hmotnosti [13]. Avšak expanze pěny ve vakuovém prostředí může být problematická.

■ Elektrodynamické postroje *Electrodynamic tethers*

Elektrony se shromažďují z okolní plazmy a jsou emitovány na jednom konci elektrodynamických lanek, která jsou připojena na objektu, což indukuje proudění elektrického proudu podél lana [12].

Interakcí mezi elektrickým proudem a zemským geomagnetickým polem vzniká Lorentzova síla, ta zpomalí satelit a naruší rovnováhu mezi jeho odstředivou silou a gravitační silou, vlivem toho dojde k poklesu orbitální výšky objektu [12].

■ Umělý atmosférický efekt *Artificial atmospheric removal*

Principem umělých atmosférických efektů je rozprašování atmosférických částic v dráze objektu, za účelem snížení rychlosti objektu. Atmosférickými částicemi mohou být plynné oblaky nebo víry [12].

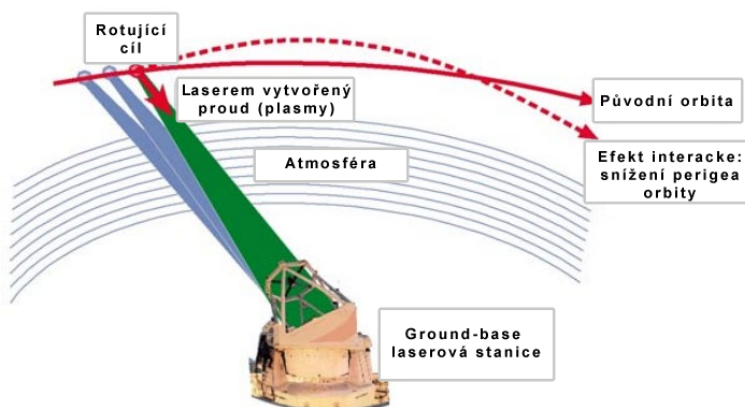
■ Zpomalení plachtou *Dragsail*

Dochází ke zvýšení vzdušného odporu pomocí vypuštění velkoplošné plachty [12]. Lze použít v LEO, kde se stále nachází jisté množství vzduchu [12].

Kapitola 3

Likvidace kosmického odpadu metodou pozemního laseru

Jak již bylo uvedeno v sekci 2.2.6, jedná se likvidaci kosmického odpadu, která k odstranění vysledovaného odpadu z orbity využívá laserový paprsek. Při této metodě se laserový paprsek vystřeluje na odpad ze stanice umístěné na zemi, odtud také její originální anglický název Laser Ground-based Method (přeloženo jako Groud-base metoda). Tato metoda je vhodná především pro odstranění kosmického odpadu malé a střední velikosti z Nízké oběžné dráhy, ale je možné pomocí této metody odstraňovat i odpad velkých rozměrů.



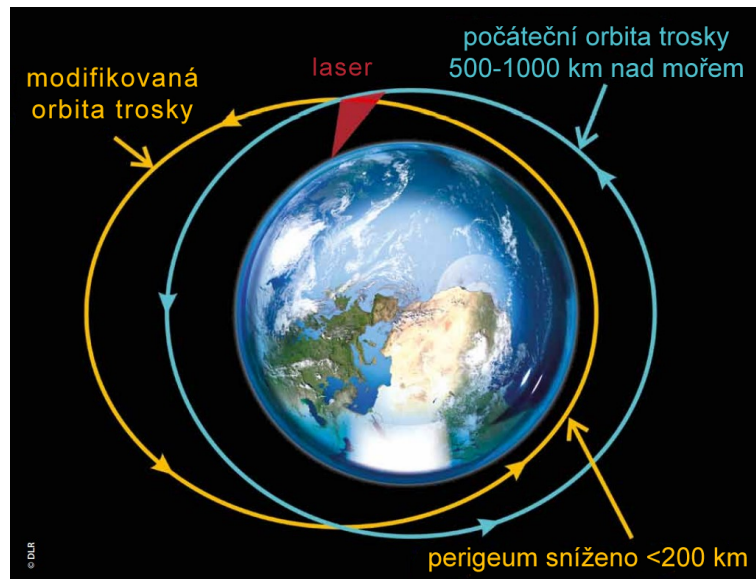
Obrázek 3.1. Klasická likvidace orbitálního odpadu pomocí pozemní laserové stanice [14]

3.1 Principy laserových metod

Nejdříve je nutné odpad správně zaměřit, čehož lze již dnes dosáhnout s bezprecedentní přesností. Poté je na odpad vystřelen laserový paprsek, který při kontaktu s odpadem způsobí odchlípnutí tenké vrstvy materiálu. Následně se tato vrstva vypaří a dále ionizuje, vznikne proud plazmy, který generuje zpětnou hybnost. Pod vlivem zpětné hybnosti dojde ke změně původní trajektorie odpadu. Odpad je buďto vychýlen na jinou orbitu, nebo stažen zpět do atmosféry, kde shoří [15].

3.1.1 Monitorování orbitálního odpadu

Pro detekci a následné sledování orbitálního odpadu se využívají teleskopy, laser na měření vzdálenosti a radary. Ty využívají organizace jako *Space Surveillance and Tracking - SST*, nebo evropský program *Space Situational Awareness - SSA*. *SST* udržuje katalog vesmírných objektů, které se pohybují na oběžných drahách Země a predikuje jejich pohyb. Samotná detekce orbitálního odpadu však nestačí, je také důležité sbírat informace o velikosti, typu odpadu, jeho materiálu, apod. Pro korektní monitorování



Obrázek 3.2. Snížení perigea orbitální trosky [15]

orbitálního odpadu pomocí laseru je nutno zohlednit atmosferické podmínky, o tomto více v kapitole 3.2.2.

■ 3.1.2 Lasery

Laser je zkratkou pro anglické slovní spojení *Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation*, jedná se o zdroj koherentního elektromagnetického záření s vysokou monochromatickostí, který vzniká emisí fotonů z atomů v excitovaném stavu.

Lasery pro odstranění kosmického odpadu můžeme rozdělit do tří kategorií, dle vlastnosti laserového paprsku.

■ Lasery s nízkou intenzitou

Laserové paprsky s nízkou intenzitou, byly navrženy tak, aby nedocházelo k ablaci tenké vrstvy materiálu, ale aby bylo využito slabého působení fotonové hybnosti. Tyto paprsky však mají řádově čtyřikrát až pětkrát nižší účinnost hybnosti, než pulzní lasery [16].

■ Lasery s vysokou intenzitou

Dalším typem jsou lasery, které pracují kontinuálně, tedy jejich paprsek je emitován stále a s vysokou intenzitou. Při použití těchto laserů dochází k ohřevu až ablaci vrstvy materiálu, to ovšem není efektivní, jelikož při pomalém zahřívání rotujícího se kusu odpadu, se zpravidla účinky hybnosti v průměru vyruší. Navíc při postupném ohřevu mohou vznikat různé taveniny, ze kterých se stává nový odpad. Je také skoro nemožné s těmito lasery dosáhnout požadovaných vlastností bez použití nepříjemně velkých zrcadel [16].

■ Pulsní lasery

Právě pulsní lasery, které využívají ablaci tenké vrstvy materiálu, jsou pro odstranění odpadu nejvhodnější z hlediska použití laserů. Za pulsní lasery označujeme lasery, které generují krátké výstupní pulsy laserového paprsku. Jak lze pomocí pulsních laseru odstranit kosmický odpad je popsán na začátku kapitoly 3.1.1.

Abychom mohli spočítat optimální $(I\lambda\sqrt{\tau})_{opt}$ na cíl v dané vzdálenosti, je nutné zvážit šíření paprsku vůči difrakci [14]. Průměr dopadeného paprsku na trosku získáme ze vzorce (5). D_{eff} , je efektivní průměr laserového paprsku vzhledem k průměru apertury vystřeleného paprsku ze stanice [14].

$$d_s = \frac{aM^2\lambda z}{D_{eff}} \quad (5)$$

kde,

λ - vlnová délka (wavelength) - [m]

D_{eff} - efektivní průměr laserového paprsku (effective illuminated beam diameter) - [m]

z - vzdálenost (distance) - [m]

M^2 - kvalita laserového paprsku (beam quality) - doporučená hodnota 2

a - typická hodnota (typical value) = 1.7

Požadovaná energie pulzu W roste méně než lineárně s dobou laserového pulzu a lineárně s dosahem, což je oproti obvyklému očekávání, že se mění kvadraticky [14].

$$W = \frac{4e12aM^2\lambda^2 z\tau^{3/4}}{T_{eff}^{1/2}} \quad (6)$$

kde,

W - energie laserového pulsu (laser pulse energy) - [J]

T_{eff} - efektivní přenos laserové apertury na cíl (effective transmission from the LODR aperture to the target) - doporučená hodnota 0.5

[všechny ostatní parametry jsou uvedeny v rovnicích výše]

Dodaná fluence energie, vzhledem k ostatním parametrům, nabývá hodnoty dle rovnice (7) [14].

$$\Phi = \frac{4WD_{eff}^2 T_{eff}}{\pi M^4 a^2 \lambda^2 z^2} \quad (7)$$

kde,

Φ - dodaná fluence energie (delivered fluence) - [J/m²]

[všechny ostatní parametry jsou uvedeny v rovnicích výše]

materiál	C_{mopt} [N/MW]
Polyethylen, Kapton	50
Hliníkové slitiny	75
Kevlar	160

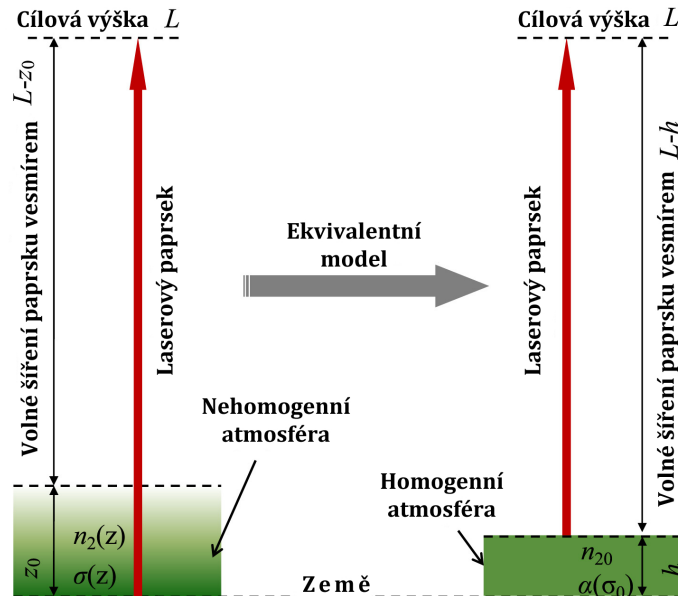
Tabulka 3.1. C_{mopt} pro typický puls: $\lambda = 1.06 \mu m$, $\tau = 8 \text{ ns}$ [14]

3.2.2 Šíření laserového paprsku atmosférou

Dále je třeba zohlednit šíření laserového paprsku v atmosféře, kterou laser musí projít, než se dostane do volného šíření vesmírem. Zemská atmosféra je přirozeně nehomogenní, což je složitější pro výpočty šíření laserového paprsku. Ovšem je možné model šíření paprsku v nehomogenní atmosféře nahradit modelem šíření paprsku v homogenní atmosféře tak, že jsou modely navzájem ekvivalentními. Toto nahrazení můžeme vidět na obrázku 3.3 Přibližný optimální výkon laserového paprsku spočítáme dle vzorce (8).

podmínky počasí	viditelnost [km]	AAEC [km^{-1}]	
		$0.532 \mu m$	$1.064 \mu m$
mlha	2	1.0917	0.9118
dešťový opar	4	0.5367	0.3730
dešťový opar	10	0.2479	0.1013
jasno	20	0.0545	0.0507
zcela jasno	50	0.0223	0.0138

Tabulka 3.3. Naměřené hodnoty atmosferického extinkčního koeficientu AAEC [20]



Obrázek 3.3. Šíření laserového paprsku zemskou atmosférou [17]

adaptivní optiky se skládá ze senzoru vlnoplochy, tvarovatelného zrcadla a počítače, případně i *Laser Guide Star* zařízení. Počítač přijímá a zpracovává data od senzoru a následně manipuluje se zrcadlem tak, aby odpovídal vlnoplochám a došlo ke snížení odchylek [21]. *Laser Guide Star* zařízení vytváří umělý světelný zdroj díky výskytu sodíku v atmosféře, zhruba ve výšce 90 km. Ten se využívá pro měření atmosferického zkreslení šíření světla z a do vesmíru. Toto měření se dále využívá pro nastavení optimálních hodnot laserového paprsku.

3.2.3 Dosah laserové stanice

Jak již bylo zmíněno, ground-based metodu je vhodná používat pro likvidaci troskek na Nízké oběžné dráze, proto uvažujeme maximální dosah stanice 1000 km, případně 2000 km, jelikož maximální výška Nízké oběžné dráhy není pevně stanovená a zdroje uvádí různé hodnoty.

Ovšem je také nutné uvažovat dosah stanice z hlediska úhlů pomocí kterých lze popsat pozice trosky, kterou může stanice zaměřit. Stanovme horizontální rovinu, což je tečná rovina k povrchu Země z hlediska stanice, poté nám pomohou dva úhly určit pozici trosky z pohledu stanice. Azimut, úhel v rozmezí 0° až 360° , měří se od severu ve směru hodinových ručiček. A úhel elevace, který specifikuje výšku trosky od horizontální roviny, tento úhel měříme v rozmezí 0° až 90° . Kvůli přírodním podmínkám úhel elevace 0° není praktické používat [22–23]. Výše popsaný způsob určení pozice je ukázán na obrázku 3.5, kde šedá plocha reprezentuje horizontální rovinu, azimut je znázorněn

komponenty	TRL
Teleskopy, adaptivní optika, technologie laserových	5
Technologie potřebné k přesnému zaměření objektu	4
Technologie k zobrazení objektů, tak aby se daly charakterizovat	9

Tabulka 3.4. Úroveň technické připravenosti komponent pozemní laserové stanice [24]

3.4 Výhody a nevýhody

Ground-based metoda je obecně považována za metodu vhodnou a v budoucnosti velmi slibnou pro odstranění orbitálního odpadu.

Laserové metody mají obecně výhodu, že pomocí nich lze odstranit jak malé tak velké kusy kosmického odpadu a jsou ekonomicky přijatelné. Tyto metody jsou schopny odstranit taktéž převalující se odpad, se kterým mohou mít jiné metody problém. Dále není nutno daný odpad nijak zachycovat, stačí ho pouze vysledovat, lasery se tak dají použít na větší vzdálenost, což může být jak výhodou, tak i nevýhodou. Při likvidaci odpadu laserovým paprskem může dojít k nechtěnému vzniku nového orbitálního odpadu.

Mnoho dalších výhod samotné ground-base metody plyne z umístění laseru na zemi. Metodu lze pak lehce testovat a je snadné opravit laser, pokud dojde k nějaké poruše, což má také pozitivní dopad na finanční náklady. Umístění ovšem přináší nevýhody jako je ztráta energie laserového paprsku při průchodu atmosférou nebo to, že laser je omezen svou stálou polohou a lze tedy použít pouze v určitém rozsahu. S pozemními lasery můžeme odstranit i více úlomků naráz v rámci jedné mise.

Pro představu odhadované náklady na odstranění jednoho orbitálního odpadu malé velikosti se pohybují v rozmezí několika tisíc amerických dolarů, přibližně 8 tisíc \$ až 12 tisíc \$, pro velké kusy odpadu je pak cena odhadována na 5 miliónů \$, nebo 7 miliónů \$ v závislosti na dané laserové stanici [14].

Pro větší přehlednost jsou výhody a nevýhody ground-base metody shrnuty v tabulce 3.5.

výhody	
+	nezávislé na velikosti odpadu
+	možnost odstranit převalující se odpad
+	ekonomicky realizovatelné
+	nepřímý kontakt s troskou
+	snadná a ekonomicky nenáročná údržba i oprava
+	odstranění více kusů odpadu v rámci jedné mise
+	snadné testování
+	možnost odstranit převalující se odpad
nevýhody	
–	možnost vzniku nového odpadu
–	omezený rozsah použití vzhledem k poloze umístění
–	omezené použití vzhledem k části dne
–	ztráta energie paprsku při průchodu atmosférou
–	možná nepřesnost kvůli vibracím na zemi

Tabulka 3.5. Výhody a nevýhody pozemní laserové metody [14]

goud-base metoda		space-based metoda	
-	vektorová geometrie obvykle neefektivní	+	potencionálně perfektní vektorová geometrie
-	nutno sledovat menší jak 1 cm trosky během přibližně 3 hodin soumraku	+	lze sledovat téměř celý den
+	cena za Kg elektro-optického vybavení na zemi je okolo 100 \$	-	cena za kvalifikovaný Kg elektro-optického vybavení na LEO okolo 20000 \$, cena umístění Kg na LEO okolo 20000 \$
+	snadná údržba a oprava	-	cenově neefektivní opravy a údržba
+	v 800km rozsahu detekuje až 1000 kusů malého odpadu za den	-	v 150km rozsahu detekuje cca 22 kusů malého odpadu za den
-	náročný návrh optického systému, jež detekuje odpad o velikosti j 1 cm	+	snadná detekce malých částí díky vzdálenosti
-	omezeno na vlnové délky $\geq 1.6 \mu m$, větší difrakce a větší velikost bodu dopadu	+	UV vlnové délky, menší velikost bodu dopadu, větší zpětná hybnost
-	závisí na umístění, vibrace mohou způsobovat problémy	+	inerciálně stabilní platforma zaručuje vysokou přesnost nasměrování
-	osvětlení pozadí je intenzivnější kvůli rozptylu světla v atmosféře	+	osvětlení pozadí je omezeno na galaktické pozadí
+	elektrický i laserový energie není na zemi nákladná	-	laserová energie je ve vesmíru finančně nákladná
-	malá, ale přesto významná šance na ozáření jiných platform	+	krátký dosah znamená menší šanci na ozáření jiných platform

Tabulka 3.6. Srovnání výhod a nevýhod dvou laserových metod [14]

Kapitola 4

Popis aplikace z pohledu uživatele

Kapitola se zabývá popisem samotné aplikace a její funkcionalitou. Jelikož se práce zabývá rozšířením aplikace, není v práci uveden celý její popis který, stejně jako instalační manuál, vše potřebné lze dohledat v diplomové práci *Active technology for space debris removal*¹.

4.1 Funkčnosti aplikace

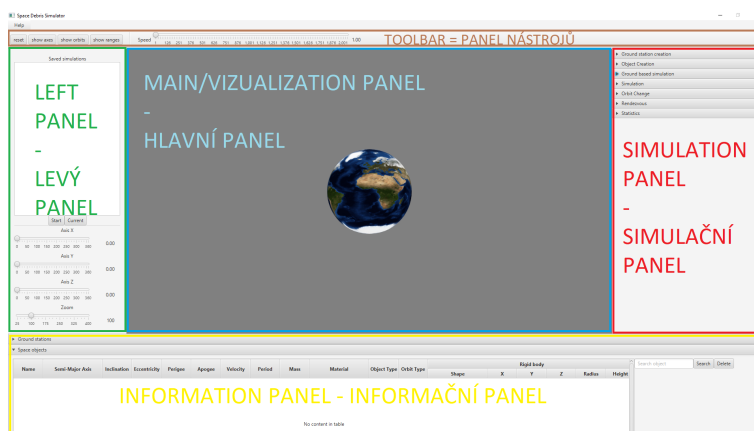
Aplikace je rozšířena o následující funkčnosti:

- možnost spustit aplikace v originální verzi, nebo rozšířené verzi
- 3D vizualizace pozemní laserové stanice a jejího dosahu
- možnost zobrazení/skrytí dosahu laserové stanice
- simulace deorbitace kosmického odpadu pomocí pozemní laserové stanice

Původní funkčnost vytvoření záznamu o simulaci a její možnost zpětného přehrání se vztahuje i na nově přidaný způsob simulace, také původní funkčnost ukládání informací o objektu do tabulky nově zahrnuje pozemní stanici.

4.2 Popis aplikace

Nově aplikace při spuštění zobrazí menu, kde si uživatel zvolí, zda chce spustit originální aplikaci, nebo její rozšířenou verzi. Aplikace zachovává její původní rozvržení, rozšíření pouze přidává do aplikace nové komponenty, části rozšíření jsou popsány níže.



Obrázek 4.1. Rozvržení aplikace [25]

¹ <http://hdl.handle.net/10467/97078>

■ 4.2.1 Simulační panel Simulation panel

Simulační panel nově nabízí možnost vytvořit pozemní laserovou stanici a dále pomocí ní simulovat deorbitaci zvolené trosky.

■ Vytvoření stanice - *Ground station creation*

Při vytvoření pozemní laserové stanice je nutno zadat následující parametry:

- **jméno stanice** - *station name*

Jméno stanice musí být unikátní vůči ostatním stanicím a také všem orbitálním objektům, jinak není možné stanici vytvořit.

- **poloha stanice**

Poloha stanice je určena zeměpisnou délkou - *longitude* a zeměpisnou šířkou - *latitude*. Vzhledem k textuře zeměkoule nemusí vždy zadané souřadnice odpovídat přesnému místu na Zemi, ale jejich výpočet je proveden korektně pomocí sférických souřadnic.

- **dosah stanice** - *station range*

Dosah stanice se zadává v kilometrech a je nutné, aby dosahoval alespoň do začátku nízké oběžné dráhy Země, tedy alespoň do výšky 160 Km. Horní limit dosahu není stanoven, ačkoli není zcela smysluplný používat dosah ve větší vzdálenosti, než je dosah nízké oběžné dráhy Země.

- **min úhel elevace** - *Min range elevation*

Rozsah stanice se zadává v celých stupních. Jedná se o minimální úhel elevace pod kterým je stanice schopna zaměřit trosku. Pokud bychom uvažovali úhel menší než 5° , zanedbávali bychom geografické podmínky, pokud bychom uvažovali úhel větší než 45° , zkracovali bychom dosah stanice do zbytečně malého a nepoužitelného rozsahu. Rozsah stanice je detailněji popsán v kapitole 3.2.3.

Pokud je jakýkoli z parametrů nevalidní nebo zůstane nevyplněn, nelze stanici vytvořit a při zmáčknutí tlačítka **create** dojde k výpisu chybové hlášky 4.2. Na podmínky hodnot parametrů je uživatel upozorněn slabým textem v daném textovém poli parametru, pokud tuto podmínku poruší, textové pole se podbarví červeně. V případě, že je vše korektní, stanice se vytvoří ve hlavním panelu v podobě malé červené kostky umístěné na Zeměkouli a informaci o stanici jsou zaznamenány v tabulce v rámci informačního panelu.

■ 4.2.2 Simulace pomocí pozemní laserové stanice - Ground based simulation

Panel složený z níže popsaných částí můžeme vidět na obrázku 4.6. Je třeba si uvědomit, že některé z poskytnutých vypočtených hodnot, jsou závislé na vzdálenosti trosky od stanice a tato vzdálenost se neustále mění, jinak řečeno výpočet hodnot neprobíhá v reálném čase. Navíc není ani jisté, zda orbita trosky je v dosahu stanice, tedy jestli vybraná stanice dokáže zlikvidovat trosku, se uživatel dozví až po spuštění simulace.

■ výběr objektů

Aby bylo možné simulaci spustit, je třeba vybrat předem vytvořenou stanici a trosku, ty lze vybrat pomocí zadání jejich jména do textového pole, pokud taková stanice/troska existuje, pole se podsvítí zeleně a v opačném případě červeně.

Obrázek 4.2. Vytvoření stanice - chybové hlášky

■ **parametry stanice** - *station parameters*

Pro snazší práci s aplikací má každý z parametrů stanice svou výchozí hodnotu, ale tyto hodnoty lze měnit dle potřeby.

■ **podmínky počasí** - *climate*

Dále je nutno nastavit podmínky počasí, ty lze vybrat z předem nastavených možností, určených dle tabulky 3.3.

■ **vypočtené hodnoty část 1.**

Nelineární index lomu se automaticky určuje v závislosti na vlnové délce, přibližné hodnoty vycházejí z tabulky 3.2 společně s doporučenou hodnotou v rovnici (8). Optimální hodnota B integrálu je konstanta, viz rovnice (8). Pokud je vybrána stanice a jsou zadány všechny nutné parametry pro výpočet, relativní optimální výkon laseru je automaticky zobrazen.

■ **parametry trosky** - *debris parameters*

Zde se automaticky vyplňují parametry vybrané trosky.

■ **ostatní parametry** - *other parameters*

Zbylé parametry jsou spočítány automaticky v různých závislostech na již zadaných parametrech.

- **Ablation rate** a **Coupling coefficient**, jsou doplněny podle vybrané trosky, stejným způsobem, jako při simulaci v původní aplikaci.
- **Optimal fluence**, taktéž optimální dodaná fluence energie, je závislá na délce laserového pulsu, dle rovnice (3), pokud dojde ke změně této hodnoty, změní se i délka pulsu v části parametrů stanice.

- **Slant distance** reprezentuje vzdálenost trosky od stanice, ta je automaticky dopočtená, pokud je vybrána stanice společně s troskou. Tato vzdálenost je dopočtena jako maximální vzdálenost pod kterou může satelit trosku zaměřit, je tedy možnost tento parametr změnit až na minimum, které by nemělo být nižší než je nadmořská výška trosky (viz. parametr *Radius* v sekci parametrů trosky).

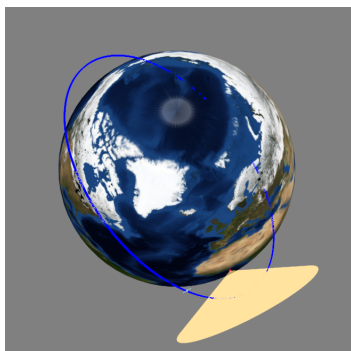
■ vypočtené hodnoty část 2.

Po zadání všech potřebných parametrů pro daný výpočet aplikace automaticky vypočte následující tři needitovatelné hodnoty.

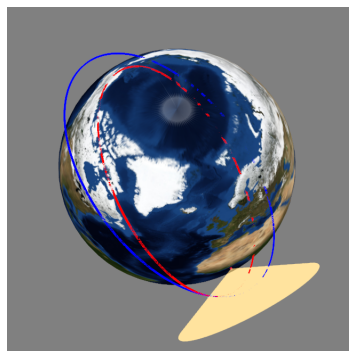
- **Delivered fluence** - dodaná fluence energie odpovídá výpočtu rovnice (7).
- **Pulse energy** - energie paprsku je dopočtena dle rovnice (6).
- **Spot size** - průměr dopadajícího paprsku vychází z rovnice(5).

■ tlačítko start

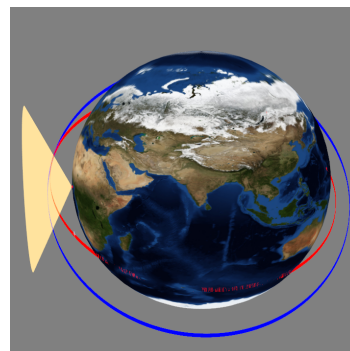
Po zmáčknutí tlačítka **start** dojde ke spuštění simulace, po střetu trosky s dosahem satelitu následně dojde k deorbitaci trosky a záznam o simulaci a deorbitaci se objeví v panelu 4.2.5. Pokud zadáme dvojici stanice, troska tak, že nelze trosku pomocí stanice zaměřit k deorbitaci nedojde, tudíž v panelu se nevytvoří záznam o deorbitaci. Průběh úspěšné simulace je zachycen ve třech snímcích, těsně před vstupem trosky do dosahu stanice 4.3, těsně po vlivu laseru na trosku 4.4 a poté co troska směřuje po nové dráze do atmosféry 4.5.



Obrázek 4.3. Troska těsně před zaměřením stanicí



Obrázek 4.4. Troska těsně po zasažení laserovým paprskem



Obrázek 4.5. Troska sestupující do atmosféry

■ 4.2.3 Panel nástrojů - Toolbar

Do panelu nástrojů je přidáno jedno tlačítko s názvem **show ranges**, které slouží k vizualizaci dosahů jednotlivých stanic. Tlačítko má dva stavy, v aktivním stavu se v hlavním panelu zobrazují všechny dosahy vytvořených pozemních stanic. Pokud je tlačítko deaktivováno, což je jeho výchozí nastavení, dosahy pozemních stanic se nezobrazují.

■ 4.2.4 Informační panel - Information panel

Informační panel je nově rozdělen na dvě tabulky, mezi kterými může uživatel přepínat. Jedna z tabulek odpovídá tabulce z původní aplikace a druhá z tabulek zobrazuje

▼ Ground based simulation

Station

Target debris

Station parameters

Wavelength μm

Beam Quality

Pulse duration ns

Beam radius m

Climate

Visibility km

Atmospheric extinction coefficient km^{-1}

Homogeneous atmospheric height km

Optimal B integral 2.3

Nonlinear refractive index on Earth 4.2E-19 cm^2/W

Relative optimal beam power 4.63249 KW

Debris parameters

Radius 800.0 km

Inclination 0.0 °

Size 10.16 cm

Material ALUMINUM_ALL...

Mass 1000.0 g

Change velocity 193.79855 m/s

Total Energy 9689.92769 kJ

Other parameters

Optimal Fluence J/cm^2

Slant distance km

Coupling coefficient $\mu\text{N}/\text{W}$

Ablation rate $\mu\text{g}/\text{J}$

Delivered fluence 0.57132 J/cm^2

Pulse Energy 37.15375 KJ

Spot size 2.03471 cm

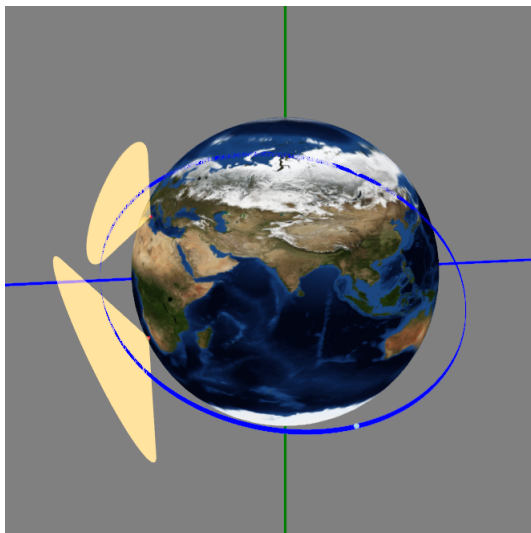
Obrázek 4.6. Simulační panel - okno ground-based metody

všechny vytvořené pozemní laserové stanice. Stanice lze filtrovat dle názvu, pomocí pravé části panelu, dále lze stanice řadit dle parametrů obsažených v tabulce. Pro odstranění laserové stanice je nutno stanici vybrat kliknutím do tabulky a následně zmáčknout tlačítko **delete** v pravé části panelu.

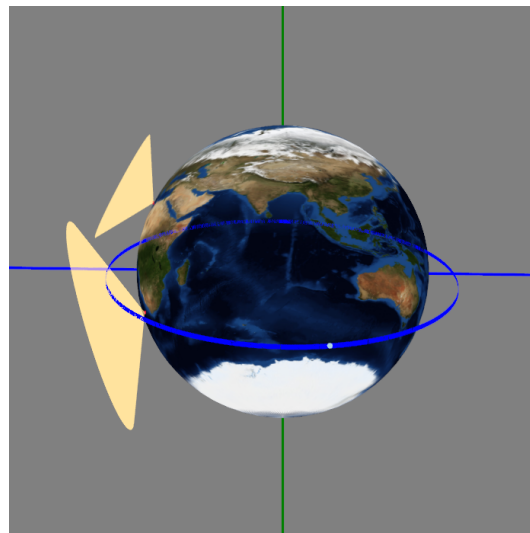
■ 4.2.5 Levý panel - Left panel

Funkčnost panelu je identická vzhledem k původní aplikaci. Pouze se nově ukládají do panelu také simulace s použitím pozemní laserové stanice a je také možno tyto simulace znovu přehrávat.

Může se stát, že jako uživatel očekáváte, že by mělo dojít k deorbitace a měl by se objevit nový v panelu, ale nestane se tak, je totiž nutné dát si pozor na to, kdy se orbita dané trosky opravdu protíná s dosahem, a kdy to tak pouze vypadá z daného pohledu kamery. Na obrázku 4.7 vypadá, že průnik nastane, když však správně otočíme kamerou, do pohledu 4.8, vidíme že průnik neexistuje.



Obrázek 4.7. Průnik orbity a dosahu stanice - klamný pohled



Obrázek 4.8. Průnik orbity a dosahu stanice - realistický pohled

Kapitola 5

Implementace aplikace

Z implementačního hlediska je aplikace téměř totožná jako rozšířená aplikace, nově přidané části aplikace jsou do kódu zakomponovány tak, aby dodržovaly standardy určené původní prací. Kapitola pouze uvádí nepatrnou změnu struktury aplikace a dále se zabývá hlavním implementovaným výpočtem, společně s krátkým popisem přístupu k testování.

5.1 Změna struktury aplikace

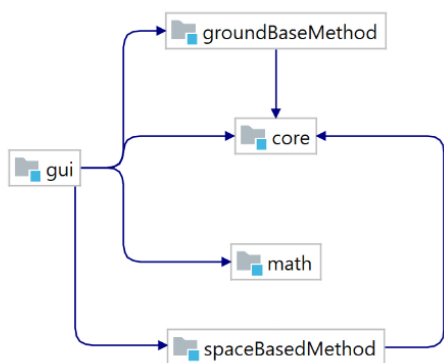
Oproti původní verzi aplikace je nově aplikace rozdělena do více modulů pro zvýšení přehlednosti.

Nově vznikly moduly *groundBasedMethod* a *core*. Modul *orbith-math*, byl přejmenován na *math* a modul *backend* byl přejmenován na *sapceBasedMethod*.

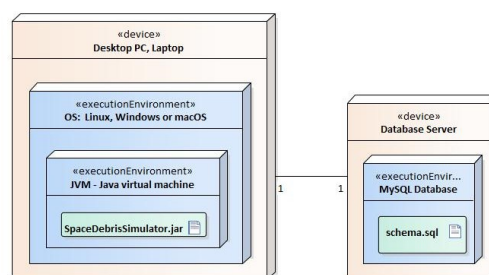
Moduly *core*, *sapceBasedMethod* a *groundBasedMethod*, reprezentují backend aplikace a zastávají část *model* v návrhu aplikace (*MVVM - Model-View-ViewModel*). Modul *core* obsahuje společné prvky pro obě dvě implementované metody. Modul *gui* nadále zastává části *view* a *viewmodel*.

5.2 Diagram nasazení

Na obrázku 5.2 je uveden aktualizovaný diagram nasazení.



Obrázek 5.1. Moduly aplikace



Obrázek 5.2. Diagram nasazení [25]

5.3 Výpočetní algoritmus pro určení průniku trosky s dosahem stanice

Pro správnou funkčnost aplikace bylo potřebné správně určit, ve kterou chvíli se v reálném čase vyskytuje troska v dosahu stanice. K tomu byl nakonec implementován níže popsáný algoritmus, jež využívá vlastností lineární algebry a trigonometrie.

Ze všeho nejdřív bylo nutné dopočítat 3D souřadnice trosky, jelikož původní pohyb trosky je naprogramován ve 2D a poté se aplikuje inklinace. Tento dopočet je poměrně snadný, problém byl převeden na dopočet bodu přes polární souřadnice. Dopočet byl i řádně otestován, viz. kapitola 5.4.

Dále je nutné znát střed dosahu stanice v dané výšce, ten se určí snadno, jelikož poloha stanice je určena pomocí sférických souřadnic. Střed konce dosahu stanice má pak pouze jiný poloměr než poloha stanice a pokud chceme přesnou polohu v daný okamžik, pouze přičteme k úhlu který je naměřen od rovníku.

Poslední hodnotou, kterou je nutné zjistit pro správnou funkci celého výpočtu je úhel sevřený mezi koncovým bodem dosahu stanice, středem Země a jakýmkoli bodem, který leží na okraji kruhu, jež je průnikem dosahu stanice a koule s poloměrem dané výšky a středem ve středu Země. Úhel dopočítáme pomocí kosinovy věty.

Poté máme vše potřebné k tomu, abychom převedli daný problém na hledání průniku kružnice a části kruhového oblouku, což popisuje algoritmus dostupný na webu ¹.

Přehled známých hodnot, který můžeme vidět na obrázku 5.3, kde:

- P_1 vektor určen bodem reprezentující pozici trosky
- P_2 vektor určen bodem reprezentující pozici trosky, posunutý úhel, tak aby neplatila rovnost $P_1 = P_2$
- R poloměr pomyslné koule s velikostí rovnou velikosti vektoru P_1
- P_0 reprezentuje vektor ze středu Země do středu konce dosahu stanice
- θ je úhlem sevřený mezi P_0 , středem Země a bodem na C
- c_0 euklidovský střed kruhu, lze vypočítat takto $c_0 = (\cos\theta)P_0$
- C kružnice, na kulové ploše daná středem c_0 a úhlem θ

Podmínky pro korektní funkčnost algoritmu jsou:

- $P_1 \neq \pm P_2$, což zaručíme posunutí P_2 o dostatečný úhel
- $r_c < R$, což určitě platí, jelikož v aplikaci není možné vytvořit dosah v dané výšce, jehož poloměr by byl roven součtu poloměru Země a dané výšky

Nejprve pomocí vektorového součinu nalezneme vektor N , který normalizujeme. Poté z nerovnosti (1) plyne, že rovina procházející body P_1 , P_2 a počátkem protíná C ve dvou bodech pokud platí ostrá nerovnost, pokud platí rovnost průsečíkem roviny a kružnice C je jeden tečný bod a pokud tato nerovnost neplatí nedojde k průniku.

$$|\arcsin \frac{P_0 \cdot N}{R}| \leq \theta \quad (1)$$

Nyní je třeba určit projekci vektoru P_2 na podprostor daný vektor P_1 , pomocí které dostaneme kolmou projekci, tak že projekci odečteme od vektoru P_2 (2).

$$P_{2rej} = P_2 - \frac{P_1 \cdot P_2}{P_1 \cdot P_1} P_1 \quad (2)$$

Kolmou projekci následně zvětšíme, tak aby měla velikost R , viz. (3).

$$P_{2'} = \frac{P_{2rej}}{|P_{2rej}|} R \quad (3)$$

¹ <https://math.stackexchange.com/questions/4330547/intersection-of-circle-and-geodesic-segment-on-sphere?fbclid=IwAR2402p50iKWMEuUoD1hY5Hqj3g2Ik5hY8tHJrh41HXcfcQ5wcy-Yakefg>

Pak všechny body Q kružnice lze vyjádřit pomocí (4), pro nějaké reálné číslo t .

$$Q = (\cos t)P1 + (\sin t)P2' \quad (4)$$

Body Q , které také leží na kružnici C , právě tehdy když platí (5), alternativně (6).

$$(Q - c0) \cdot P0 = 0 \quad (5)$$

$$(\cos t)P1 + (\sin t)P2' = c0 \cdot P0 = R^2 \cos \theta \quad (6)$$

Abychom vyřešili (6), necht $t0 = \text{atan2}(P2' \cdot P0, P1 \cdot P0)$ je unikátní úhel v intervalu $[0, 2\pi)$, který splňuje podmínky (7) (8).

$$(\cos t0) = \frac{P1 \cdot P0}{\sqrt{(P1 \cdot P0)^2 + (P2' \cdot P0)^2}} \quad (7)$$

$$(\sin t0) = \frac{P2' \cdot P0}{\sqrt{(P1 \cdot P0)^2 + (P2' \cdot P0)^2}} \quad (8)$$

Pomocí součtového vzorce pro kosinus dostáváme (9).

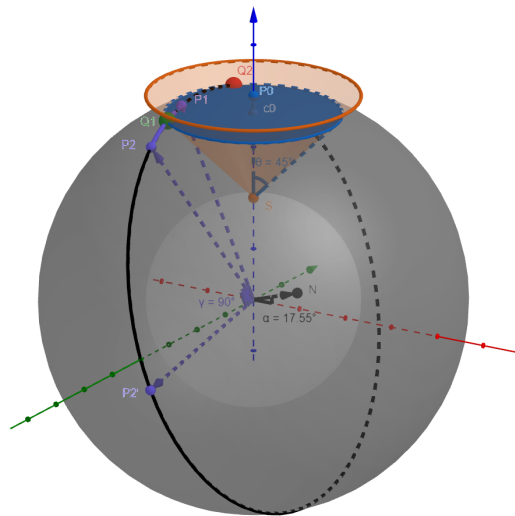
$$\cos(t - t0) = \frac{R^2 \cos \theta}{\sqrt{(P1 \cdot P0)^2 + (P2' \cdot P0)^2}} \quad (9)$$

Což vede k rovnici (10), pomocí které získáme t , které následně dosadíme do (4) a tím dostaneme dva body $Q1$ a $Q2$, které leží na kružnici C .

$$t = t0 \pm \arccos \frac{R^2 \cos \theta}{\sqrt{(P1 \cdot P0)^2 + (P2' \cdot P0)^2}} \quad (10)$$

Nyní zbývá zjistit, zda nalezené průsečíky $Q1$ a $Q2$ leží mezi kratším kruhovým obloukem vymezeným body $P1$ a $P2$. A to nastává právě tehdy, když úhel sevřený mezi Q , počátkem a koncem vektoru $P1$ dohromady s úhlem sevřený mezi Q , počátkem a koncem vektoru $P2$ je roven úhlu mezi koncem vektoru $P1$, počátkem a koncem vektoru $P2$, jinak řečeno musí platit rovnost (11).

$$\arccos \frac{P1 \cdot Q}{R^2} + \arccos \frac{P2 \cdot Q}{R^2} = \arccos \frac{P1 \cdot P2}{R^2} \quad (11)$$



Obrázek 5.3. Ilustrační obrázek k výpočtovému algoritmu

5.4 Testování softwaru

Softwarové testy jsou napsány v objektově orientovaném jazyce *Groovy* s pomocí aplikace *Geogebra*, kterou jsem využil pro získání smysluplných hodnot do jednotlivých testů.

Jedná se o jednotkové tzv. *unit* testy, které jsou napsány v souladu s pravidly testování softwaru. Jména jednotlivých testů mají syntax: *jméno testované metody* + `Test(CamelCase)` + `- + specifikace testu(snake_case)`. Parametry testů jsou vybírány tak, aby pokryly co nejvíce možností a ty nejextrémnější případy, které mohou nastat.

Níže jsou uvedeny některé z testovaných částí.

■ zjištění vstupu trosky do dosahu stanice

Na obrázcích 5.4 a 5.5 můžeme vidět, pro jaké případy byl testy vytvořeny. Červená koule reprezentuje Zemi, zelená značí vzdálenost od Země ve výšce 2000 km, dosah stanice je oranžový a jeho průnik se vzdáleností 2000 km značí modrý kruh. Dále lze vidět 3 kružnice, fialovou, oranžovou a černou, na kterých se nachází troska a to na kruhovém oblouku mezi body P1 a P2. Pro lepší vizualizace je tento soubor dostupný online ¹.

Rozbor možných situací, kdy řešíme průnik kružnic s modrým kruhem:

- průnik nemůže nastat (viz. fialová kružnice)
- průnikem je tečný bod, který leží mezi P1 a P2 (viz. červená kružnice)
- průnik nastane ve dvou bodech, ale ani jeden z bodů neleží mezi body P1 a P2
- průnik nastane ve dvou bodech, a jeden z bodů leží mezi body P1 a P2
- ostatní situace není třeba kontrovat

■ dopočet souřadnice trosky

Původní aplikace pracuje s pozicí trosky ve smyslu 2D souřadnicového systému, pro správné určování průniku bylo nutné zjistit zbývající souřadnici po naklonění (inklinaci) ve 3D prostoru.

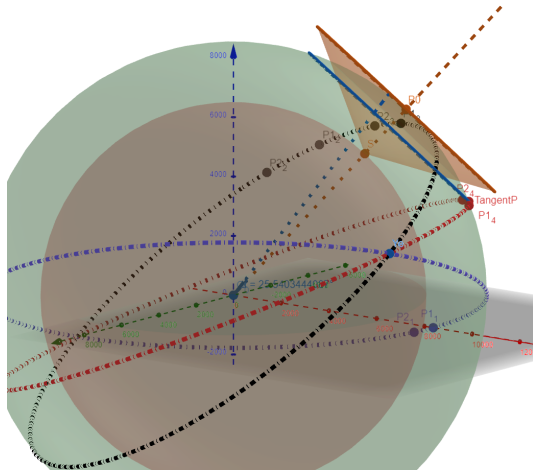
Z pohledu testera vznikly následující scénáře:

- inklinace rovna 0° , 90° , 180°
- inklinace mezi 0.1° a 89.9° s kladnou souřadnicí x
- inklinace mezi 0.1° a 89.9° se zápornou souřadnicí x
- inklinace mezi 90.1° a 179.9° s kladnou souřadnicí x
- inklinace mezi 90.1° a 179.9° se zápornou souřadnicí x

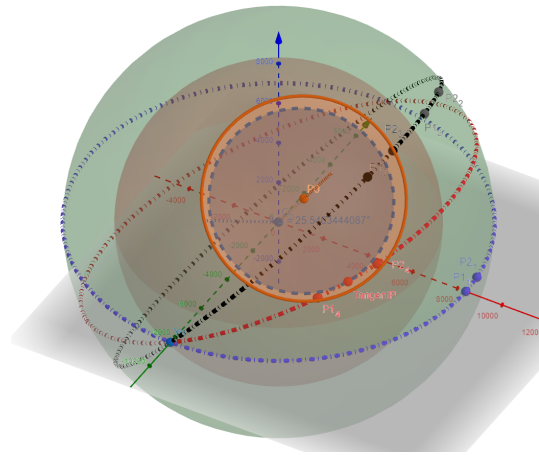
Pro snazší získání souřadnic po inklinaci, byla znovu využita *Geogebra*. Zobrazeno na 5.6 a 5.7, nebo online ².

¹ <https://www.geogebra.org/m/j9dfn4xu>

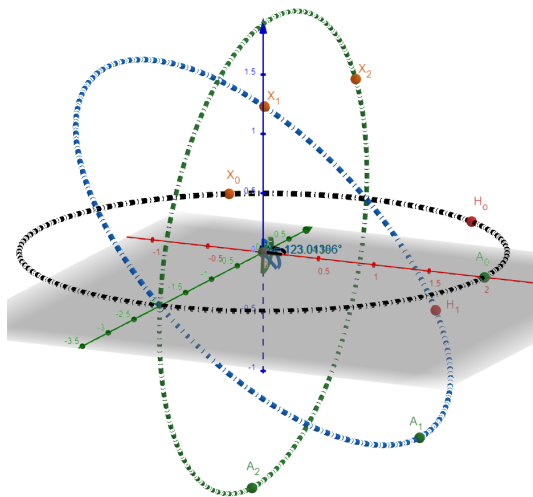
² <https://www.geogebra.org/m/g2mqfy76>



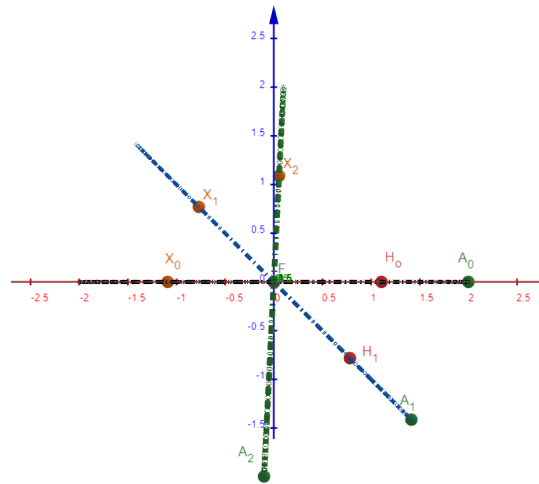
Obrázek 5.4. Náhled na hodnoty pro testování - průnik trosky a dosahu stanice boční pohled



Obrázek 5.5. Náhled na hodnoty pro testování - průnik trosky a dosahu stanice boční pohled



Obrázek 5.6. Náhled na hodnoty pro testování - dopočet souřadnice



Obrázek 5.7. Náhled na hodnoty pro testování - dopočet souřadnice boční pohled

Kapitola 6

Závěr

Stanovené cíle bakalářské práce byly splněny, proto hodnotím celkové zpracování zadané práce jako úspěšné. Práce v dostatečné míře seznamuje čtenáře s probíranou problematikou tak, aby znal vše potřebné k její pochopení. Dále je dopodrobna popsána metoda likvidace kosmického odpadu pomocí pozemní laserové stanice, tzv. ground-based metoda, která byla hlavním tématem práce, a to jak obecně, tak i po fyzikální stránce. Byly stanoveny výhody i nevýhody této metody, stejně jako srovnání výhod a nevýhod s metodou, která pro likvidaci kosmického odpadu využívá laser umístěný na vesmírné stanici. Z práce vyplynulo, že ground-based metoda je složitá a problematická, především kvůli šíření laserového paprsku skrze zemskou atmosféru.

Nebylo vždy jednoduché vše formulovat tak, aby byla daná myšlenka korektně vystižena v českém jazyce, zejména při popisu fyzikálních vlastností, jelikož téměř všechny zdroje pochází z anglicky psaných vědeckých článků. Myslím, že nakonec se to povedlo dobře, což splňuje jeden ze stanovených cílů, popsat anglicky probíranou problematiku v českém jazyce.

Rozšíření aplikace se i přes několik náročných překážek také nakonec vydařilo. Samotné porozumění kódu rozsáhlé aplikace, kterou vytvořil někdo jiný nebylo vůbec jednoduché. Práce s framewroem JavaFX byla pro mě novinkou. Největším problémem bylo však zajistit korektní detekci trosky pomocí stanice. I přes tyto problémy se podařilo implementovat zadané požadavky a aplikace nově umožňuje uživateli simulovat likvidaci kosmického odpadu pomocí pozemní laserové stanice. Rozšíření aplikace bylo v práci popsáno tak, aby mohl uživatel korektně s aplikací pracovat. Zadání také vyžadovalo softwarové testování, které je uvedeno ke konci práce.

6.1 Možná návaznost na práci

Na práci je možné navázat mnoha způsoby, implementovat nové metody likvidace kosmického odpadu, propojit aplikaci s existující databází využívaných objektů, upravit grafické uživatelské rozhraní, exportování dat, apod., jak je uvedeno v práci na kterou tato navazuje.

Při návaznosti způsobem rozšíření o novou metodu doporučuji provést důkladnou rešerši, jelikož likvidace kosmického odpadu je aktuální téma a nemusí existovat dostatečné množství validních informací potřebných ke zpracování práce, či implementaci rozšíření aplikace.

Dále by bylo vhodné udělat aplikaci snazší na její instalaci pro uživatele. Velmi vhodné by pak zvláště bylo přepsání kódu aplikace a jeho úprava pro vývojáře do více srozumitelné formy.

Literatura

- [1] Dušan Majer. *Druhy oběžných drah*. 2020.
<https://kosmonautix.cz/2020/04/druhy-obezných-drah/>.
- [2] *14 - Satellite Lithium-Ion Batteries*. 2014.
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780444595133000145>.
- [3] ESA European Space Agency. *Low Earth orbit*. 2020.
https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits.
- [4] Charlotte Lücking, Camilla Colombo a Colin R. McInnes. A passive satellite deorbiting strategy for medium earth orbit using solar radiation pressure and the J2 effect. *Acta Astronautica*. 2012, 77 197-206. DOI <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.026>.
- [5] ESA European Space Agency. *GPS satellite*. 2017.
https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2017/01/GPS_satellite.
- [6] National Aeronautics a Space Administration. *Space Debris and Human Spacecraft*. 2021.
https://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html.
- [7] National Aeronautics a Space Administration. *Micrometeoroids and Orbital Debris (MMOD)*. 2016.
https://www.nasa.gov/centers/wstf/site_tour/remote_hypervelocity_test_laboratory/micrometeoroid_and_orbital_debris.html.
- [8] ESA European Space Agency. *High-velocity impact sample*. 2005.
https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2005/03/High-velocity_impact_sample.
- [9] ESA European Space Agency. *Space debris by the numbers*. The latest figures related to space debris, provided by ESA's Space Debris Office at ESOC, Darmstadt, Germany. Information last updated on 09 November 2021.
- [10] ESA European Space Agency. *Space debris: assessing the risk*. 2005.
https://www.esa.int/About_Us/ESOC/Space_debris_assessing_the_risk.
- [11] Inc. LeoLabs. *Low Earth Orbit Visualization*.
<https://platform.leolabs.space/visualization>.
- [12] Pengyuan Zhao, Jinguo Liu a W Chenchen. Survey on research and development of on-orbit active debris removal methods. *Science China Technological Sciences*. 2020, 63 DOI 10.1007/s11431-020-1661-7.
- [13] Minghe Shan, Jian Guo a Eberhard Gill. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*. 2016, 80 18-32. DOI <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>.
- [14] Claude R. Phipps. A laser-optical system to re-enter or lower low Earth orbit space debris. *Acta Astronautica*. 2014, 93 418-429. DOI <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.031>.
- [15] Dirk Zimper Hans-Albert Eckel, Dennis Göge. Laser-Based Space Debris Removal. *The Journal of the JAPCC*. 2016, 22 75-84.

- [16] Claude R. Phipps, Kevin L. Baker, Stephen B. Libby, Duane A. Liedahl, Scot S. Olivier, Lyn D. Pleasance, Alexander Rubenchik, James E. Trebes, E. Victor George, Bogdan Marcovici, James P. Reilly a Michael T. Valley. Removing orbital debris with lasers. *Advances in Space Research*. 2012, 49 (9), 1283-1300. DOI <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.02.003>.
- [17] Ziyue Hang, Xiaoling Ji, Yu Deng, Xiaoqing Li a Tao Wang. Optimal power of laser beams propagating from the ground through the atmosphere to space orbits. *Optics Communications*. 2021, 498 127210. DOI <https://doi.org/10.1016/j.optcom.2021.127210>.
- [18] Jeremy Pigeon, S. Tochitsky, E. Welch a Chandrashekhra Joshi. Measurements of the nonlinear refractive index of air, N₂, and O₂ at 10 μm using four-wave mixing. *Optics Letters*. 2016, 41 3924-3927. DOI 10.1364/OL.41.003924.
- [19] Fuxing Li, Lingyun Zhang, Qiang Wei, Yi Yang, Fang Han, Weimiao Li, Chunli Zhao a Wei Wang. An improved method for retrieving aerosol optical depth using the ground-level meteorological data over the South-central Plain of Hebei Province, China. *Atmospheric Pollution Research*. 2022, 13 (3), 101334. DOI <https://doi.org/10.1016/j.apr.2022.101334>.
- [20] Dong Hao, Bi Zhao Hui a Sun Yi Yi. A Real Time Evaluating Method of Aerosol Extinction Coefficients For Multi Laser Wavelengths. *Procedia Environmental Sciences*. 2011, 10 628-632. DOI <https://doi.org/10.1016/j.proenv.2011.09.101>. 2011 3rd International Conference on Environmental Science and Information Application Technology ESIAT 2011.
- [21] Martinez N, D'Orgeville C, Grosse D, Lingham M, Webb J, Copeland M, Galla A, Hart J, Price I, Schofield W, Thorn E, Smith C, Gao Y, Wang Y, Blundell M, Chan A, Gray A, Fetzer G a Rako S. Debris collision mitigation from the ground using laser guide star adaptive optics at mount Stromlo observatory. *Journal of Space Safety Engineering*. 2022, 9 (1), 106-113. DOI <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2021.10.007>.
- [22] Shkelzen Cakaj, Bexhet Kamo, Vladi Kolicic a Olimpjon Shurdi. The Range and Horizon Plane Simulation for Ground Stations of Low Earth Orbiting (LEO) Satellites. *IJCNS*. 2011, 4 585-589. DOI 10.4236/ijcns.2011.49070.
- [23] Shkelzen Cakaj, Michael Fischer a Arpad Scholtz. *Practical horizon plane for low earth orbiting (LEO) satellite ground stations*. In: 2009. 62-67.
- [24] Bruno Esmiller, Christophe Jacquelard, Hans-Albert Eckel a Edwin Wnuk. Space debris removal by ground based laser Main conclusions of the European project CLEANSPACE. *Applied Optics*. 2014, 53 DOI 10.1364/AO.53.000I45.
- [25] "Michal Matija". "Active technology for space debris removal". Diplomová práce, "CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE". 2021.