



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ZVYŠOVÁNÍ BEZPEČNOSTI PROVOZU KOSMICKÝCH LETADEL NA OBĚŽNÝCH DRAHÁCH ZEMĚ

INCREASING THE SAFETY OF THE OPERATION OF SPACECRAFT IN EARTH ORBITS

TEZE K DIZERTAČNÍ PRÁCI

THESIS FOR DISSERTATION

AUTOR
AUTHOR

Ing. Jaroslav Bartoněk

ŠKOLITEL
SUPERVISOR

doc. Ing. Vladimír Daněk, CSc.

BRNO 2024

Abstrakt

Dizertační práce se zabývá nejvýznamnějšími riziky, kterým čelí pilotované i bezpilotní mise na oběžné dráze Země. Jako dominantní rizika identifikuje srážky s částicemi vesmírného odpadu, jevy spojené se sluneční aktivitou a galaktickou radiací. Konstatuje, že řešení problémů vesmírného odpadu spadá do oblasti inženýrsko-aplikační, zatímco sluneční aktivita vyžaduje další vědecký výzkum.

Rešerše ukázala, že zdrojem rizik pro Zemi je především sluneční korona. Práce je proto zaměřena na výzkum možností jejího pozorování umělými družicemi z hlediska orbitální mechaniky. Protože toto pozorování je možné pouze při úplném zatmění Slunce, práce studuje dosud nevyužité možnosti pozorování zatmění Slunce pomocí umělých družic na nízké oběžné dráze Země s využitím Měsíce jako clony. Uvádí metody výpočtu drah těchto družic, jejich významné vlastnosti, přednosti a nedostatky. Prokazuje, že takové dráhy existují a lze z nich pozorovat zatmění o srovnatelné délce trvání jako ze Země.

Inovativním způsobem je využito řešení tzv. Lambertova problému. Díky němu lze nalézt oběžné dráhy, na nichž může umělá družice pozorovat zatmění Slunce dvakrát za sebou v určitém časovém intervalu, a to bez potřeby manévrování. Díky tomu lze efektivněji využít příležitost k pozorování a získat více vědeckých dat.

Okrajově je rovněž zmíněna možnost využití planety Merkur jako clony pro pozorování zatmění Slunce.

Abstract

This dissertation thesis addresses the most significant risks manned and unmanned missions in Earth orbit must face to. It states that the dominant risks are collisions with particles of Space debris, phenomena related to solar activity and galactic radiation. It notes that the solution of Space debris problems belongs to the engineering and application domain, while solar activity requires further scientific research.

The review showed that the source of risk to Earth is primarily the solar corona. Thus, the thesis is focused on research of possibilities of its observation by artificial satellites from the point of view of celestial mechanics. Since the observation is only possible during total solar eclipse, the thesis deals with a previously unused method of solar eclipse observation by artificial satellites from low Earth orbit using the Moon as occulting body. It illustrates methods of calculation of orbital elements of these satellites, their important properties, advantages, and disadvantages. It shows that these orbits exist and lead to observations of duration fully comparable to usual ground-based eclipse observation.

In an innovative way the solution of so-called Lambert's problem is applied. This algorithm is used to find orbits leading to two successive observations separated by a given time interval. This allows more efficient use of time of the mission and provides more scientific data.

Marginally, the use of the planet Mercury as occulting body is studied.

Klíčová slova

úplné zatmění Slunce, sluneční korona, nízká oběžná dráha, elementy dráhy, poloha družice, rychlost družice, Lambertův problém

Keywords

total solar eclipse, solar corona, low Earth orbit, orbital elements, satellite position, satellite velocity, Lambert's problem

Obsah

1	Úvod: Bezpečnostní rizika pro kosmická letadla a jejich posádky.....	5
2	Rozbor současného stavu vědní oblasti	6
2.1	Vesmírný odpad.....	6
2.2	Sluneční aktivita	6
2.3	Pozorování Slunce	7
2.4	Zhodnocení.....	8
3	Cíle dizertační práce	9
4	Metody dosažení cílů dizertační práce.....	10
4.1	Oběžná dráha družice pro jedno zatmění Slunce.....	10
4.1.1	Výpočet polohového vektoru družice	10
4.1.2	Výpočet vektoru rychlosti družice	13
4.1.3	Výpočet elementů dráhy družice	13
4.1.4	Příklad aplikace výpočtu dráhy.....	14
4.2	Oběžná dráha družice pro pozorování dvou zatmění	15
4.2.1	Obecné řešení.....	15
4.2.2	Příklad aplikace výpočtu dráhy.....	18
5	Výsledky.....	22
5.1	Jednoduché pozorování zatmění Slunce	22
5.2	Dvojité pozorování zatmění Slunce	22
6	Závěr	23
7	Seznam použité literatury	24
8	CV autora.....	25

1 Úvod: Bezpečnostní rizika pro kosmická letadla a jejich posádky

Současná společnost již dlouhou dobu potřebuje pro své fungování efektivně využívat vesmírný prostor. Přestože původní motivace pro lety do vesmíru byla vojenská (raketa A-4 zkonstruovaná během 2. světové války) a následně převážně politická (tzv. vesmírné závody mezi USA a SSSR), později zcela převážily vesmírné lety pro účely vědy a komerčního sektoru. V dnešní době se tak lze v každodenním životě setkat s činnostmi, které tak či onak závisí na vesmírných technologiích. Nejlepším příkladem může být satelitní navigace, komunikace, předpověď počasí, ale i mnoho dalších aplikací.

Díky mezinárodní vesmírné stanici ISS a čínské Tchien Kung lze také již mnoho let mluvit o trvalé přítomnosti člověka ve vesmíru. Přesto však množství lidí, kteří se vydávají na vesmírný let, je meziročně víceméně stálé nebo jen velmi pomalu roste. V současné době je rozvíjející se segment vesmírné turistiky stále příliš malý, aby tento trend v nejbližší době změnil. Je však logické předpokládat, že alespoň v dlouhodobém časovém horizontu se bude množství lidí ve vesmíru zvyšovat a budou cestovat dále než jen na oběžnou dráhu Země. Příkladem může být chystaný návrat Američanů na Měsíc, známý jako program Artemis. Případný pilotovaný let k jiným planetám (nejpravděpodobněji k Marsu) je zatím natolik vzdálen, že nemá smysl jej v této práci zohledňovat.

Vzhledem k narůstající závislosti lidstva na umělých družicích a vesmírných aktivitách je čím dál důležitější zajistit jejich spolehlivé fungování. Tento úkol je však zároveň čím dál složitější, a to z několika příčin. První z nich je skutečnost, že z důvodu stále větších požadavků postupem času narůstá technologická komplikovanost umělých družic, což s sebou přináší jejich citlivost na různé vnější vlivy. Druhým důležitým důvodem je, že vesmírný prostor v okolí Země, již sám o sobě velmi nehostinný, se právě v důsledku činnosti člověka stává ještě nepříznivějším. V současnosti navrhované družice tak musí čelit daleko větším výzvám, kterým předchází generace družic čelit nemusely. Konečně třetím důvodem je fakt, že zatímco dosud se vesmírným letům mohly věnovat pouze fyzicky a psychicky mimořádně zdatné osoby, v budoucnu mohou (a pravděpodobně budou) stát v popředí důležitosti jiné vlastnosti, jako např. vědecká kvalifikace. Již v posledním výběru astronautů ESA, probíhajícím v letech 2021-2022, byla přípustná účast kandidátů s některými tělesnými postiženími (např. výrazně malý tělesný vzrůst nebo určitý stupeň amputace dolních končetin) ([1]). Tomu pak musí být přizpůsoben letový plán kosmického letu.

Problematika bezpečnosti kosmických letů je velmi rozsáhlá a může být zkoumána z nespočetného množství hledisek. Bezpečnost kosmických letů ovlivňují především činitele, které je možné cíleně řídit. Sem patří samotná náplň letu, technické aspekty kosmických letadel, riziko lidské chyby ve všech fázích přípravy od návrhu mise až po činnost na palubě pilotovaných kosmických letadel apod.

Ve velké míře však bezpečnost ovlivňují i faktory, které cíleně ovlivnit nelze, tedy environmentální rizika vesmírného prostoru. Dominantní postavení mezi nimi zaujímají především **sluneční záření**, resp. **jevy spojené se sluneční aktivitou**. Dopad činnosti naší mateřské hvězdy je na oběžné dráze ještě výraznější než na povrchu Země. Do stejné kategorie pak spadá i prakticky všudypřítomná **galaktická radiace**. V posledních letech roste i význam dalšího faktoru. Tím je **vesmírný odpad**, tedy vliv lidského původu, mnohem konkrétnější a bezprostřednější než předchozí zmíněné.

Tato dizertační práce se proto bude zabývat těmito vlivy, pokusí se zhodnotit jejich význam a přinést řešení dílčích problémů, které jsou s nimi spojeny.

2 Rozbor současného stavu vědní oblasti

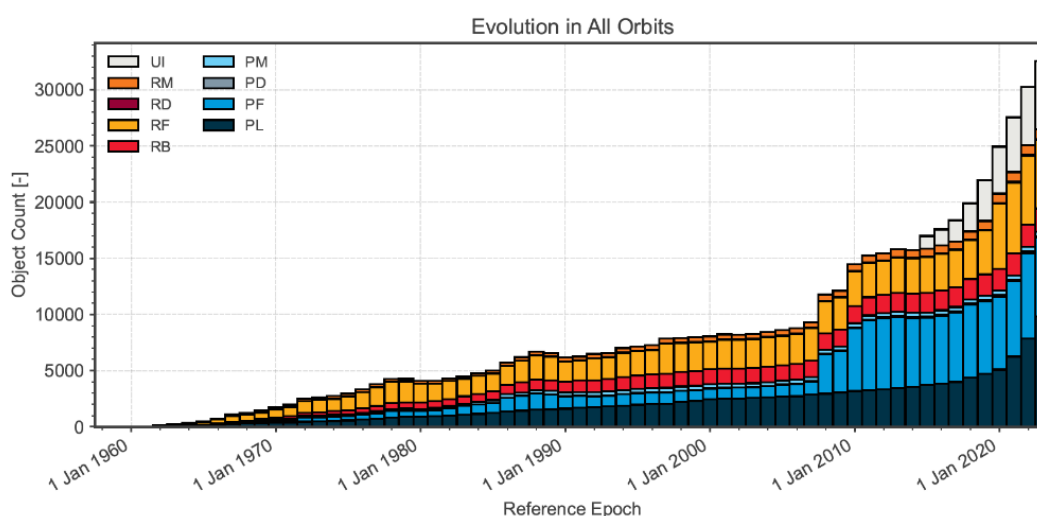
2.1 Vesmírný odpad

Jako vesmírný odpad (Space Debris) jsou označována tělesa vyrobená člověkem, která byla vypuštěna na oběžnou dráhu a z jakéhokoliv důvodu již neplní užitečnou funkci.

Vesmírný odpad začal vznikat již při prvních misích od roku 1957, při nichž bylo dosaženo 1. kosmické rychlosti. Skutečnost, že některé objekty zůstávají na OD i dlouhou dobu po skončení své hlavní mise, aniž přináší jakýkoliv užitek, byla dlouho chápána jako nepodstatná. Vědecky začal být tento jev zkoumán v 70. letech 20. století. Roku 1978 pracovník NASA Donald J. Kessler publikoval práci [2], v níž varoval, že narůstající množství vesmírného odpadu povede ke stále častějším srážkám na OD, a tedy ke kaskádovému vzniku dalšího odpadu až do té míry, že pobyt člověka nebo umělé družice na OD nebude možný kvůli příliš velkému riziku kolize. Tento závěr vešel ve známost jako tzv. Kesslerův syndrom.

V průběhu následujících let začal být tento problém zkoumán podrobněji. Významným krokem bylo zahájení systematického sledování a katalogizace částic vesmírného odpadu, nejdříve vizuálně hvězdářskými dalekohledy a později i pomocí radarů.

V dnešní době jde o svébytný vědecký obor. Na téma vesmírného odpadu bylo publikováno mnoho prací. Existují matematické modely predikující růst populace odpadu. Jejich hlavním závěrem je, že má-li být LEO a blízké okolí Země udrženo bezpečné pro pilotované i bezpilotní lety, bude třeba přistoupit k aktivnímu odstraňování částic odpadu.



Obr. 2.1: Vývoj celkového počtu částic vesmírného odpadu na OD Země ([3]).

2.2 Sluneční aktivita

Slunce je zásadním činitelem pro velkou část přírodních procesů probíhajících na Zemi i jinde ve Sluneční soustavě. Jedná se o hvězdu se stářím přibližně 4,6 miliardy let. Do svého okolí vysílá především elektromagnetické záření na všech frekvencích, v malé míře však i hmotné částice. Zatímco některé složky elektromagnetického záření lze dobře využít jako zdroj energie (u Země jde o výkon přibližně $1,4 \text{ kW/m}^2$), jako celek toto záření představuje faktor, s nímž je nutné počítat při plánování

vesmírných letů bezpilotních a zvláště pilotovaných. Výtrysky, známé jako výrony koronální hmoty (CME – coronal mass ejection), jsou pak jedním z největších bezprostředních rizik, která Slunce aktuálně skýtá, a to nejen pro vesmírné lety.

Nejnámějším příkladem ilustrujícím nebezpečí CME je pravděpodobně tzv. Carringtonova událost, k níž došlo r. 1859. Zemi zasáhl velmi silný výron, který byl schopen způsobit škody i v tehdejší relativně málo technické společnosti. Proud elektricky nabitých částic dokázal indukovat napětí v telegrafních drátech v takové míře, že v důsledku toho došlo k požárům několika telegrafních stanic na území severní Ameriky, nebo naopak telegrafy pracovaly zcela bez baterií, jen s indukovaným proudem. Polární záře byly viditelné na většině severní polokoule. V dnešní situaci by obdobná událost znamenala velký rozvrat elektrické distribuční sítě se všemi následky v podobě nefunkční infrastruktury, komunikací, dopravy a zásobování. S vysokou pravděpodobností by došlo i ke ztrátám na životech v důsledku nemožnosti poskytovat soudobou úroveň zdravotní péče.

Protože částice, z nichž se skládá výron koronální hmoty, mnohdy nesou elektrický náboj, dochází k interakcím jednak se zemským magnetickým polem, jednak s ionosférou. Právě vliv na ionosféru je velmi důležitý, neboť ta hraje zásadní roli v krátkovlnné radiokomunikaci, která je široce používána v letecké a námořní dopravě, a také v satelitní navigaci, dnes téměř všudypřítomné. Fungování těchto technologií je tedy přímo závislé na sluneční aktivitě.

Z hlediska pilotovaných vesmírných letů je nutné uvažovat vliv záření na lidský organismus. Akutní projevy zvýšené sluneční aktivity mohou zahrnovat bolesti hlavy, závratě, nevolnosti a zvracení, což přímo ohrožuje lidský život v okamžicích výstupu do volného prostoru ve skafandru. Dlouhodobé působení vesmírného záření má vliv především na zrak (vznik šedého zákalu), kůži a krvetvorbu (zhoubné i nezahubné nádory kůže, prsou, kostní dřeně apod).

2.3 Pozorování Slunce

Procesy na Slunci samozřejmě nelze ovlivnit, je však možné se jim přizpůsobit, a především je predikovat. Vzhledem k tomu, že největší aktuální rizika pochází ze sluneční korony, je předmětem výzkumu možnost pozorování této specifické vrstvy Slunce. Ta se nachází nad sluneční chromosférou a je tvořena převážně volnými elektrony. Probíhá zde mnoho jevů, kterou nejsou vědecky zcela vysvětleny. Je například známo, že korona má velmi vysokou teplotu, okolo $2 \cdot 10^6 K$, zatímco sousedící chromosféra na povrchu Slunce má jen přibližně $5,8 \cdot 10^3 K$.

Zásadním problémem při výzkumu korony je skutečnost, že samotná korona září velmi slabě v porovnání se Sluncem, a její přímé pozorování je tak extrémně obtížné. Principiálně je nutné odstínit záření Slunce vhodnou clonou, poté lze pozorovat světlo odražené od volných elektronů. Tímto způsobem pracuje tzv. koronograf, který byl vyvinut právě pro pozorování korony. Použití standardní clony má však nežádoucí efekt v podobě difrakce světla na okrajích clony, čímž dochází ke znehodnocení informací nesených světlem právě z oblastí korony těsně nad slunečním povrchem, a tedy z oblastí, které jsou vědecky nejzajímavější. Tento jev nelze zcela eliminovat a je nutné s ním počítat při všech pozorováních. Vliv difrakce však lze omezit použitím velké clony v co největší vzdálenosti od pozorovatele. Tuto podmínku nejlépe splňuje Měsíc při úplném zatmění Slunce. Právě tehdy pozorování korony dosahují nejlepších výsledků.

V současné době tak lze pozorovat koronu následujícími způsoby:

1. **Ze země** – tradiční způsob spočívá v přípravě pozorovacího vybavení na vhodném místě uvnitř pásu totality. Tento způsob je nejlépe ověřen, je však silně závislý na povětrnostních podmínkách v místě a čase pozorování.
2. **Z letounu** – v roce 2017 bylo provedeno pozorování ze dvou experimentálních letounů NASA, které se pohybovaly ve stínu zatmění. V dubnu 2023 byl také proveden ojedinělý pokus o vynesení koronografu krabicovým drakem ([4]).
3. **Z umělých družic** – dosud bylo vypuštěno několik umělých družic (např. SOHO [5]), jejichž účelem je sledovat Slunce včetně korony. Tento typ pozorování odstraňuje závislost na povětrnostních podmínkách, při pozorování korony však trpí problémem difrakce.

2.4 Zhodnocení

Provedená rešerše ukazuje, že problematika vesmírného odpadu je z vědeckého hlediska již poměrně hluboce zpracována. Hlavní rozvoj tohoto oboru bude nadále směřovat k praktickým aplikacím, tj. realizaci vesmírných misí zaměřených na aktivní odstraňování odpadu. Význam samotného vědeckého výzkumu v této oblasti bude spíše podružný.

Naopak význam výzkumu sluneční fyziky, a zejména predikce různých slunečních jevů (především CME) bude nabývat na důležitosti spolu s rostoucí závislostí lidské společnosti na technice. Je proto logické, že je dizertační práce zaměřena právě na možnost přispět k výzkumu v této oblasti.

3 Cíle dizertační práce

Cílem dizertační práce je navrhnout nový způsob pozorování zatmění Slunce pomocí umělých družic, který by přispěl k možnostem predikce nebezpečí přicházejících ze Slunce, a tím i k vyšší bezpečnosti kosmických letů okolo Země.

Navržený způsob spočívá v pozorování provedeném umělou družicí obíhající okolo Země po trajektorii, která po určitou dobu leží v měsíčním stínu. Účelem práce je prozkoumat možnost, zda existují takové oběžné dráhy s následujícími vlastnostmi:

1. Leží ve výškách mezi 200 km – 2000 km (tedy LEO)
2. Protínají měsíční stín vícenásobně bez potřeby manévrování
3. Průlet stínem trvá nejméně 1 minutu

Výsledkem použití takové dráhy bude navození podmínek úplného zatmění Slunce ve vesmíru. Tím bude možné eliminovat hlavní nevýhody pozemského pozorování (vliv počasí a atmosféry) a současně využít výhod Měsíce jako clony (tedy pouze minimální difrakce).

Protože tuto myšlenku lze zobecnit na využití obecného tělesa jako clony pro pozorování zatmění Slunce, je v práci rovněž studována možnost takto využít planetu Merkur. Ta je velmi podobná pozemskému Měsíci, výhodná je především absence atmosféry.

4 Metody dosažení cílů dizertační práce

Hledání oběžných drah s vlastnostmi uvedenými v kap. 3 je provedeno dvěma různými metodami podle toho, zda se má jednat o dráhu s jedním nebo dvěma průlety měsíčním stínem. Nicméně v obou případech se shodně předpokládá, že je známá poloha Země \vec{r}_Z a poloha Měsíce \vec{r}_M vzhledem ke Slunci pro libovolný okamžik. Tyto polohové vektory tak tvoří vstupní údaje výpočtu a lze je získat obvyklými metodami nebeské mechaniky.

4.1 Oběžná dráha družice pro jedno zatmění Slunce

Výpočet oběžné dráhy, která jednou prochází měsíčním stínem, vychází z faktu, že oběžná dráha je jednoznačně definována, pokud je znám polohový vektor a vektor rychlosti družice pro daný časový okamžik. Úloha nalezení dráhy je tedy převedena na úlohu najít bod, kterým má družice prolétat, a definovat rychlost v tomto bodě tak, aby výsledná dráha splňovala požadavky uvedené v kap. 3.

4.1.1 Výpočet polohového vektoru družice

Protože účelem letu je průlet družice měsíčním stínem, je nutné zvolit bod průletu družice tak, aby ležel v měsíčním stínu. Označíme-li tento polohový vektor \vec{r}_K , lze jeho polohu zapsat jako

$$\vec{r}_K = p_K \vec{r}_M, p_K \in \left\langle 1 + \frac{R_M}{r_M}; p_C \right\rangle \quad (4.1)$$

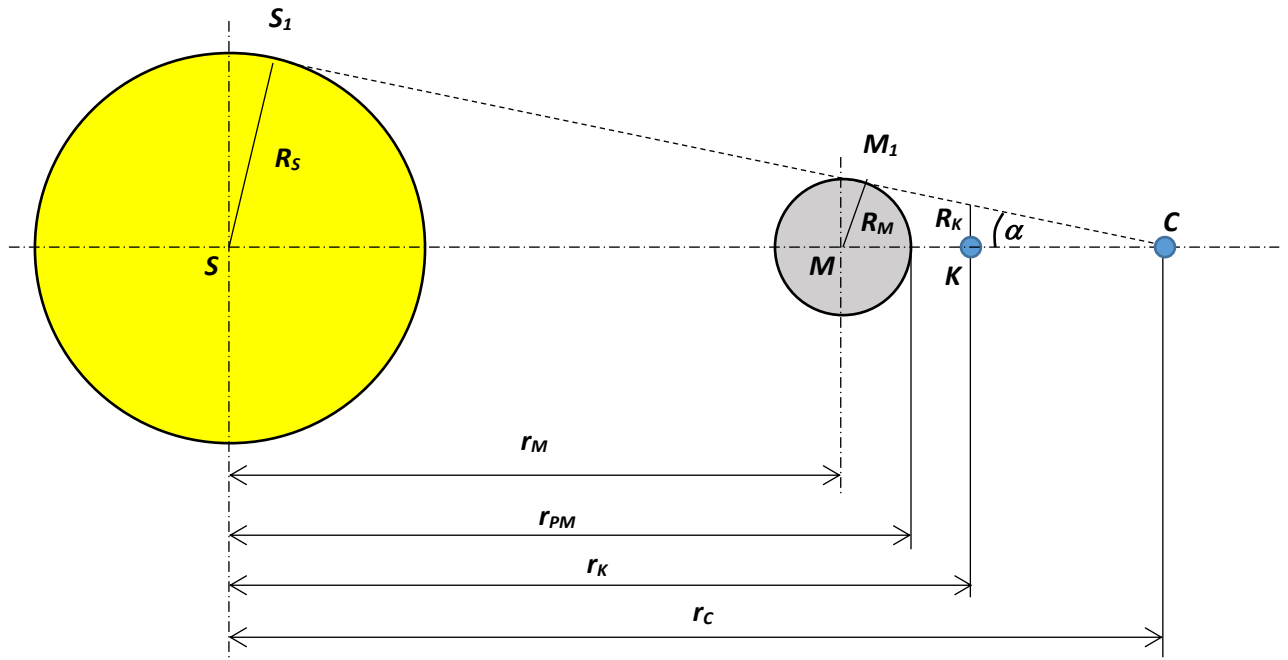
kde parametr $p_C = r_C/r_M$ definuje polohu bodu **C** podle obr. 4.1 a je možné vyjádřit z podobnosti trojúhelníků **CSS**₁ a **CMM**₁ jako

$$p_C = \frac{R_S}{R_S - R_M} \quad (4.2)$$

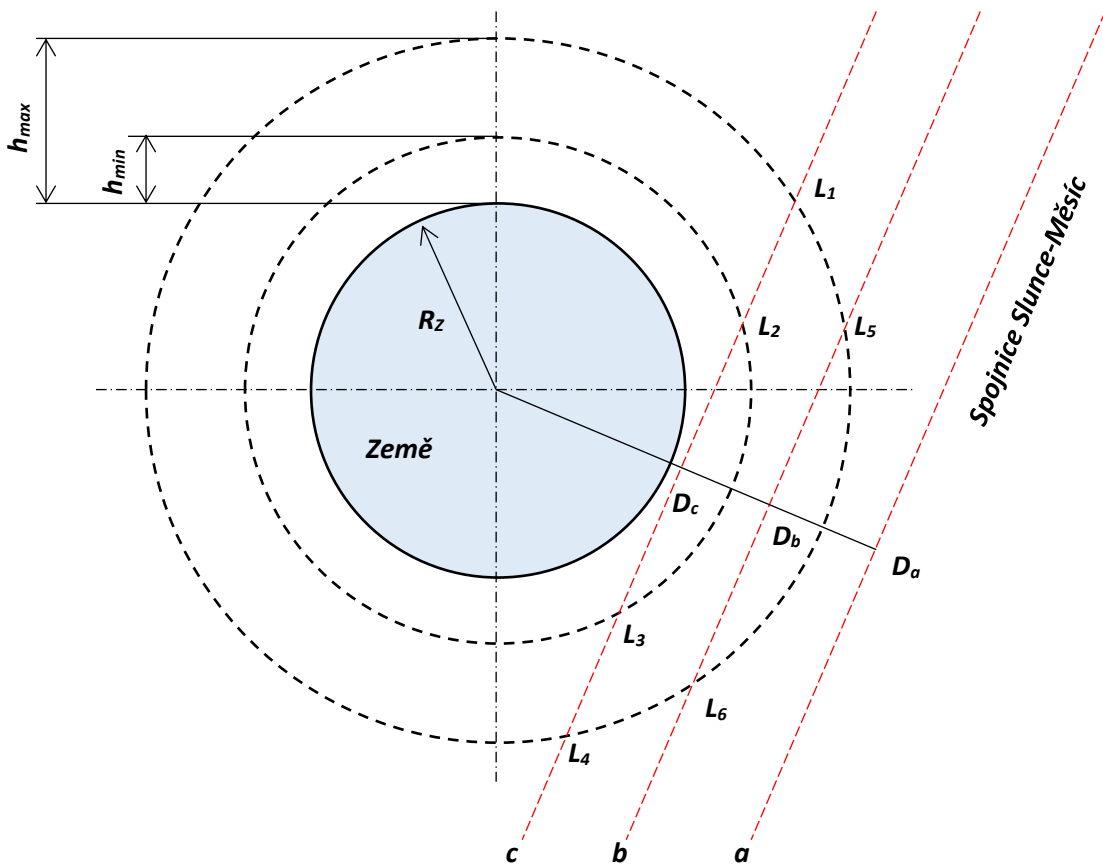
Bod tedy musí ležet na spojnici Slunce-Měsíc, v kuželu úplného měsíčního stínu. Geocentrickou polohu tohoto bodu pak lze lehce určit podle vztahu

$$\vec{r}_{KG} = \vec{r}_K - \vec{r}_Z \quad (4.3)$$

Každý bod, splňující tyto rovnice, leží v oblasti měsíčního stínu. Je však také nutné zajistit, aby splňoval požadavek na nízkou oběžnou dráhu.



Obr. 4.1: Geometrie základních veličin v soustavě Slunce-Měsíc



Obr. 4.2: Tři možné polohy spojnice Slunce-Měsíc

Splnění požadavku na nízkou oběžnou dráhu je možné provést tak, že parametr p_K bude vybrán v rozmezí hodnot $p_K \in \langle p_{L1}; p_{L2} \rangle \cup \langle p_{L3}; p_{L4} \rangle$ v případě varianty c nebo $p_K \in \langle p_{L5}; p_{L6} \rangle$ v případě varianty b podle obr. 4.2. O tom, která varianta nastává pro vybraný časový okamžik, lze rozhodnout řešením rovnice

$$Ap^2 + Bp + C = 0 \quad (4.4)$$

$$A = r_M^2, B = -2\vec{r}_M \cdot \vec{r}_Z \quad (4.5)$$

$$C_{max} = r_Z^2 - (R_Z + h_{max})^2, C_{min} = r_Z^2 - (R_Z + h_{min})^2 \quad (4.6)$$

$$D_{max} = B^2 - 4AC_{max}, D_{min} = B^2 - 4AC_{min} \quad (4.7)$$

Pak mohou nastat tyto varianty výsledků a jim odpovídající řešení:

D_{max}	< 0	> 0	
D_{min}	< 0	< 0	> 0
Varianta	a	b	c
p_{L1}	(není)	(není)	$\frac{-B - \sqrt{D_{max}}}{2A}$
p_{L2}			$\frac{-B - \sqrt{D_{min}}}{2A}$
p_{L3}			$\frac{-B + \sqrt{D_{min}}}{2A}$
p_{L4}			$\frac{-B + \sqrt{D_{max}}}{2A}$
p_{L5}		$\frac{-B - \sqrt{D_{max}}}{2A}$	(není)
p_{L6}		$\frac{-B + \sqrt{D_{max}}}{2A}$	

Tab. 4.1: Výpočtové řešení varianty zatmění

Volbou parametru p_K v těchto mezích je stanovena poloha bodu, jímž má družice prolétat. V tomto konkrétním případě podle kapitoly 3 uvažujeme $h_{min} = 200 \text{ km}$ a $h_{max} = 2000 \text{ km}$ pro dodržení podmínek LEO.

4.1.2 Výpočet vektoru rychlosti družice

Obecně lze říci, navedení družice do vybraného bodu podle předchozí kapitoly samo o sobě již zajistí průlet družice měsíčním stínem. Výběr vhodného vektoru rychlosti \vec{V} v tomto bodě však má značný vliv na vlastnosti tohoto zatmění, především jeho délku.

Podrobnější výpočet ukazuje, že je vhodné vybrat vektor rychlosti družice tak, aby byl pokud možno rovnoběžný s polohovým vektorem Měsíce. Družice pak prolétá podél osy měsíčního stínu a stráví v něm více času, než kdyby prolétala napříč.

Vektor rychlosti také bude ovlivňovat všechny elementy oběžné dráhy družice. Pro jeho výpočet je proto vhodné využít některou z numerických optimalizačních metod. Dobře se osvědčuje metoda gradientní ([6]). Touto metodou lze najít nejen vektor rychlosti s nejmenším úhlem ke spojnici Slunce-Měsíc, ale i vektor, který povede k dráze s předepsanou výškou perigea či apogea, případně k dráze o požadovaném sklonu. Je však nutné najít vhodné počáteční hodnoty pro iterační výpočet.

4.1.3 Výpočet elementů dráhy družice

Jakmile je stanovena poloha a rychlost družice v okamžiku zatmění, lze dopočítat elementy odpovídající oběžné dráhy jednoduchým algoritmem:

Specifický moment hybnosti:

$$\vec{h} = \vec{r}_{KG} \times \vec{V} \quad (4.8)$$

Parametr dráhy:

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad (4.9)$$

Specifická energetická konstanta:

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r_{KG}} \quad (4.10)$$

Radiální rychlost:

$$V_r = \frac{\vec{r}_{KG} \cdot \vec{V}}{r_{KG}} \quad (4.11)$$

Hlavní poloosa dráhy:

$$a = -\frac{\mu}{2\varepsilon} \quad (4.12)$$

Excentricita dráhy:

$$e = \sqrt{1 - \frac{p}{a}} \quad (4.13)$$

Sklon dráhy:

$$i = \arccos \frac{h_z}{h} \quad (4.14)$$

Délka vzestupného uzlu:

$$h_X \geq 0: \Omega = \arccos \frac{-h_Y}{\sqrt{h_X^2 + h_Y^2}} \quad (4.15)$$

$$h_X < 0: \Omega = 2\pi - \arccos \frac{-h_Y}{\sqrt{h_X^2 + h_Y^2}} \quad (4.16)$$

Pravá anomálie:

$$V_r \geq 0: \theta = \arccos \frac{p - r_{KG}}{er_{KG}} \quad (4.17)$$

$$V_r < 0: \theta = 2\pi - \arccos \frac{p - r_{KG}}{er_{KG}} \quad (4.18)$$

Argument perigea:

$$Z \geq 0: \omega = \arccos \frac{\vec{r}_{KG} \cdot \vec{r}_0}{r_{KG}} - \theta \quad (4.19)$$

$$Z < 0: \omega = 2\pi - \left(\arccos \frac{\vec{r}_{KG} \cdot \vec{r}_0}{r_{KG}} - \theta \right) \quad (4.20)$$

kde \vec{r}_0 je jednotkový vektor uzlové přímky, který lze vyjádřit jako

$$\vec{r}_0 = \begin{pmatrix} \cos \Omega \\ \sin \Omega \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4.21)$$

4.1.4 Příklad aplikace výpočtu dráhy

Postup uvedený v předchozích kapitolách lze demonstrovat nejlépe na zatmění, k němuž dojde 29. března 2025. V tento den nastane částečné zatmění viditelné z velké části severní polokoule, ale nebude možné ze Země pozorovat úplné zatmění. Z oběžné dráhy to však možné bude, jak prokazuje následující výpočet.

V 10:47:39 UTC budou souřadnice Měsíce a Země vzhledem ke Slunci:

$$\vec{r}_M = \begin{pmatrix} -147320730,6 \\ -20560295,37 \\ -8904514,617 \end{pmatrix} \text{ km}, \vec{r}_Z = \begin{pmatrix} -147675392,6 \\ -20606552,34 \\ -8931748,252 \end{pmatrix} \text{ km}$$

Podle rovnic (4.4) - (4.7) a tab. 4.1 nastává případ *b*. Pokud zvolíme navedení družice do bodu, který je u Země nejbližší, tj. bodu na polovině vzdálenosti mezi L_5 a L_6 (obr. 4.2), můžeme polohu tohoto bodu vyjádřit jako

$$p_K = \frac{p_{L5} + p_{L6}}{2} = -\frac{B}{2A} = \frac{\vec{r}_M \cdot \vec{r}_Z}{r_M^2} = 1,0024067$$

$$\vec{r}_K = p_K \vec{r}_M = \begin{pmatrix} -147675293 \\ -20609778,61 \\ -8925945,45 \end{pmatrix} \text{ km}$$

Poloha tohoto bodu vůči Zemi je

$$\vec{r}_{KG} = \vec{r}_K - \vec{r}_Z = \begin{pmatrix} 99,525 \\ -3226,278 \\ 5802,802 \end{pmatrix} km$$

Gradientní metodou lze získat potřebný vektor rychlosti, např.

$$\vec{V} = \begin{pmatrix} -7,747 \\ -0,091 \\ 0,122 \end{pmatrix} \frac{km}{s}$$

Potom odpovídající elementy dráhy jsou:

Hlavní poloosa: $a = 6640,77 km$

Excentricita: $e = 0,005$

Sklon dráhy: $i = 119,076^\circ$

Délka vzestupného uzlu: $\Omega = 0,17^\circ$

Argument perigea: $\omega = 0,058^\circ$

Pravá anomálie: $\theta = 89,165^\circ$



Obr. 4.3: Dráha pozorovací družice se zvýrazněnou oblastí pozorování zatmění. Zatmění potrvá 3,5 minuty.

4.2 Oběžná dráha družice pro pozorování dvou zatmění

4.2.1 Obecné řešení

Příležitosti k pozorování úplného zatmění Slunce jsou poměrně vzácné, nastává přibližně jen jedna ročně. Dizertační práce se proto zabývá i možností použít takovou oběžnou dráhu, která by vedla měsíčním stínem dvakrát, s určitým časovým rozestupem mezi pozorováními. Výhodou tohoto přístupu je potenciální zisk většího množství vědeckých dat a možnost studovat chování sluneční korony v čase.

Z matematického hlediska je tato úloha ekvivalentní tzv. Lambertovu problému. Ten spočívá v hledání oběžné dráhy, která prochází dvěma zadanými body s polohou \vec{r}_1, \vec{r}_2 , a zadaným časovým intervalem Δt mezi průchody těmito body. Algoritmus řešení lze nalézt např. v [7].

Největší výzvu v tomto případě představuje fakt, že nelze uplatnit gradientní metodu optimalizace. To je zásadní problém, neboť právě ta v minulém případě umožňovala již na začátku řešení předepsat požadované elementy dráhy (sklon, perigeum,...). V případě Lambertova řešení to možné není, dráha je dvěma body a časem jednoznačně definována. Proto je nutné prověřit všechny možné dvojice bodů, kterými dráha může procházet, spočítat odpovídající parametry, a vybrat pouze ty dráhy, které daná omezení splňují. Postup řešení tak lze shrnout následovně:

1. Je zadána množina časových okamžiků t_i a pro každý z těchto okamžiků jsou známy polohové vektory Měsíce \vec{r}_{Mi} a Země \vec{r}_{Zi} . Zároveň je stanoven minimální a maximální interval mezi zatměními Δt_{min} a Δt_{max} .
2. Nejprve vybereme první okamžik průchodu družice měsíčním stínem t_1 , a to tak, aby existoval alespoň jeden další okamžik t_2 , pro který platí

$$t_1 + \Delta t_{min} \leq t_2 \leq t_1 + \Delta t_{max} \quad (4.22)$$

3. Pro okamžik t_1 určíme rozsah bodů, z nichž lze pozorovat úplné zatmění Slunce, a to podle rovnic (4.4) - (4.7) a tab. 4.1. Tím získáme minimální a maximální hodnotu polohového parametru p_{1min} a p_{1max} .
4. Zvolíme počet dělení intervalu mezi p_{1min} a p_{1max} . Větší počet znamená více potenciálně nalezených drah, ale také větší výpočetní náročnost. Pokud daný interval rozdělíme na N úseků, bude výpočet dráhy proveden s $N + 1$ parametry o hodnotách

$$p_{1j} = p_{1min} + \frac{j}{N}(p_{1max} - p_{1min}) \quad j \in \langle 0; N \rangle \quad (4.23)$$

5. Pro každý z těchto parametrů určíme polohu prvního bodu K_1 , kterým má prolétat pozorovací družice

$$\vec{r}_{K1G} = p_{1j}\vec{r}_{M1} - \vec{r}_{Z1} \quad (4.24)$$

6. Kroky 3-5 opakujeme pro časový okamžik t_2 . Tím získáme polohu druhého bodu K_2 , kterým má družice prolétat.

$$\vec{r}_{K2G} = p_{2j}\vec{r}_{M2} - \vec{r}_{Z2} \quad (4.25)$$

7. Čas mezi těmito dvěma průlety měsíčním stínem určíme jako

$$\Delta t = t_2 - t_1 \quad (4.26)$$

8. Znalost bodů $\vec{r}_{K1G}, \vec{r}_{K2G}$ a času Δt umožňuje najít dráhu postupem uvedeným níže.
9. Po výpočtu dráhy je možné najít délku obou zatmění a ověřit splnění jednotlivých podmínek.

Samotné hledání elementů odpovídající oběžné dráhy pak lze provést v několika krocích. Nejprve určíme úhel, který svírají průvodiče zadaných bodů (jinými slovy rozdíl pravých anomálií v časech t_1 a t_2):

$$\cos \Delta\theta = \frac{\vec{r}_{KG1} \cdot \vec{r}_{KG2}}{r_{KG1}r_{KG2}} \quad (4.27)$$

Tato rovnice má dvě řešení, vedoucí na dvě možné oběžné dráhy. V praktických aplikacích lze obvykle jednu z nich hned vyloučit.

Dalším krokem je iterační řešení rovnice

$$F(z) = \left[\frac{y(z)}{C(z)} \right]^{\frac{3}{2}} S(z) + A\sqrt{y(z)} - \sqrt{\mu}\Delta t = 0 \quad (4.28)$$

$$A = \sin \Delta\theta \sqrt{\frac{r_{KG1}r_{KG2}}{1 - \cos \Delta\theta}} \quad (4.29)$$

$$y(z) = r_1 + r_2 + A \frac{zS(z) - 1}{\sqrt{C(z)}} \quad (4.30)$$

$$C(z) = \sum_{k=0}^{\infty} (-1)^k \frac{z^k}{(2k+2)!} \quad S(z) = \sum_{k=0}^{\infty} (-1)^k \frac{z^k}{(2k+3)!} \quad (4.31)$$

Toto řešení lze provést Newton-Raphsonovou metodou

$$z_{i+1} = z_i - \frac{F(z_i)}{F'(z_i)} \quad (4.32)$$

Derivace funkce $F(z)$ může mít dvě různé podoby:

$$z \neq 0: F'(z) = \left[\frac{y(z)}{C(z)} \right]^{\frac{3}{2}} \left\{ \frac{1}{2z} \left[C(z) - \frac{3S(z)}{2C(z)} \right] + \frac{3S^2(z)}{4C(z)} \right\} + \frac{A}{8} \left[3 \frac{S(z)}{C(z)} \sqrt{y(z)} + A \sqrt{\frac{C(z)}{y(z)}} \right] \quad (4.33)$$

$$z = 0: F'(0) = \frac{\sqrt{2}}{40} y^{\frac{3}{2}}(0) + \frac{A}{8} \left[\sqrt{y(0)} + \frac{A}{\sqrt{2y(0)}} \right] \quad (4.34)$$

Jakmile je známá hodnota z a jí odpovídající funkce $y(z)$ s dostatečnou přesností, je možné spočítat koeficienty

$$f = 1 - \frac{y(z)}{r_{KG1}} \quad (4.35)$$

$$g = A \sqrt{\frac{y(z)}{\mu}} \quad (4.36)$$

a tyto použít pro výpočet vektoru rychlosti družice v bodě \vec{r}_{KG1}

$$\vec{V}_1 = \frac{1}{g} (\vec{r}_{KG2} - f\vec{r}_{KG1}) \quad (4.37)$$

Se znalostí vektorů \vec{r}_{KG1} , \vec{V}_1 lze elementy odpovídající dráhy najít postupem uvedeným v kap. 4.1.3.

4.2.2 Příklad aplikace výpočtu dráhy

S využitím postupu uvedeného v předchozí kapitole lze najít např. dráhu uvedenou níže. Je nutné podotknout, že tato dráha nesplňuje kritéria uvedená v kapitole 3, která jsou pro tuto metodu příliš striktní. Nově uvažované limity jsou:

1. Minimální výška perigea $h_{min} = 120 \text{ km}$
2. Maximální výška apogea $h_{max} = 3100 \text{ km}$
3. Minimální doba zatmění $t_{zmin} = 50 \text{ s}$
4. Okamžik prvního zatmění: $t_1 = 20:21:16.5 \text{ UTC}$
5. Okamžik druhého zatmění: $t_2 = 20:35:41 \text{ UTC}$

Postup uvedený v předchozí kapitole pak vede k těmto výsledkům:

Poloha Měsíce v okamžicích t_1 a t_2 :

$$\vec{r}_M = \begin{pmatrix} -141197790,5735 & -141190064,805 \\ -44983538,26 & -45005174,8591 \\ -19495713,08 & -19504998,584 \end{pmatrix} \text{ km}$$

Souřadnice Země pro stejné okamžiky jsou:

$$\vec{r}_Z = \begin{pmatrix} -141535355,508 & -141527319,9885 \\ -45097045,381 & -45119463,481 \\ -19548099,9026 & -19557819,05547 \end{pmatrix} \text{ km}$$

Aplikací rovnic (4.4) - (4.7) získáme následující přípustné hodnoty polohových parametrů:

$$p_{K1} \in \langle 1,00237277; 1,00244278 \rangle \rightarrow p_{K1} = 1,002375$$

$$p_{K2} \in \langle 1,0023835; 1,002432 \rangle \rightarrow p_{K2} = 1,0024$$

S těmito hodnotami obdržíme polohové vektory družice v okamžicích zatmění

$$\vec{r}_K = p_K \vec{r}_M = \begin{pmatrix} -141533135,326 & -141530332,86 \\ -45090374,163 & -45113637,33 \\ -19542015,399 & -19552005,63 \end{pmatrix} \text{ km}$$

$$\vec{r}_{KG} = \vec{r}_K - \vec{r}_Z = \begin{pmatrix} 2220,182 & -3012,873 \\ 6671,218 & 5826,15 \\ 6084,504 & 5813,425 \end{pmatrix} \text{ km}$$

Čas mezi pozorováními je pak

$$\Delta t = t_2 - t_1 = 14 \text{ min } 25 \text{ s} = 864,5 \text{ s}$$

Úhel mezi průvodiči v okamžicích pozorování bude

$$\cos \Delta\theta = \frac{\vec{r}_{KG1} \cdot \vec{r}_{KG2}}{r_{KG1} r_{KG2}} = \frac{1}{9298,147 \cdot 8764,55} \left(\begin{pmatrix} 2220,182 \\ 6671,218 \\ 6084,5035 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} -3012,873 \\ 5826,15 \\ 5813,4248 \end{pmatrix} \right) = 0,8289$$

Tento výsledek může odpovídat dvěma úhlům, a tedy i dvěma potenciálním drahám:

$$\Delta\theta_1 = \arccos 0,8289 = 34,014^\circ$$

$$\Delta\theta_2 = 360^\circ - \arccos 0,8289 = 325,986^\circ$$

Možnost $\Delta\theta_2$ lze vyloučit. Je sice řešením uvedené rovnice, ale je (alespoň v případě oběžné dráhy Země) nereálné, aby družice překonala takřka 90% své oběžné dráhy během pouhých 14 minut a 25 sekund. Nadále proto bude uvažován pouze první spočtený úhel.

Konstanta A má hodnotu

$$A = \sin \Delta\theta \sqrt{\frac{r_{KG1} r_{KG2}}{1 - \cos \Delta\theta}} = \sin 34,014^\circ \sqrt{\frac{9298,147 \cdot 8764,55}{1 - \cos 34,014^\circ}} = 12208,369 \text{ km}$$

Následující iterační postup je shrnut v tab. 4.2.

Iterace (i)	0	1	2	3	4
z_i	0	0,3731	0,442782	0,443889	0,443889
$C(z_i)$	0,5	0,484646	0,481821	0,481776	0,481776
$S(z_i)$	0,166667	0,163585	0,163015	0,163006	0,163006
$y(z_i)$ [km]	797,4563	1596,425	1744,265	1746,611	1746,612
$F(z_i)$	-190429	-27084,9	-417,491	-0,09457	-4,9E-09
$F'(z_i)$	510396,2	388695,7	377027,9	376857,2	376857,1
z_{i+1}	0,3731	0,442782	0,443889	0,443889	0,443889
Δz	0,3731	0,069682	0,001107	2,51E-07	1,3E-14

Tab. 4.2: Iterační postup řešení

Jakmile je známá hodnota funkce $y(z)$, je možné dopočítat hodnoty pomocných proměnných podle rovnic (4.35) a (4.36)

$$f = 1 - \frac{y(z)}{r_{KG1}} = 1 - \frac{1746,612}{9298,147} = 0,812$$

$$g = A \sqrt{\frac{y(z)}{\mu}} = 12208,37 \sqrt{\frac{1746,612}{398600}} = 808,141 \text{ s}$$

S jejich využitím již lze dopočítat vektor rychlosti družice v okamžiku t_1 podle rovnice (4.37)

$$\vec{V}_1 = \frac{1}{g} (\vec{r}_{KG2} - f \vec{r}_{KG1}) = \frac{1}{808,141} \left(\begin{pmatrix} -3012,873 \\ 5826,15 \\ 5813,4248 \end{pmatrix} - 0,812 \begin{pmatrix} 2220,182 \\ 6671,218 \\ 6084,5035 \end{pmatrix} \right) = \begin{pmatrix} -5,959 \\ 0,505 \\ 1,079 \end{pmatrix} \frac{km}{s}$$

Vektory \vec{r}_{KG1} , \vec{V}_1 definují podle kapitoly 4.1.3 dráhu s následujícími elementy:

Hlavní poloosa:	$a = 8167,262 \text{ km}$
Excentricita:	$e = 0,15$
Sklon dráhy:	$i = 43,56^\circ$
Délka vzestupného uzlu:	$\Omega = 6,091^\circ$
Argument perigea:	$\omega = 232,18^\circ$
Okamžik průchodu perigeem:	$T_0 = 19: 11: 12$

K pozorování úplného zatmění na této dráze dojde 8. dubna 2024 mezi 20:20:44 a 20:22:19 (tedy o délce 95 sekund) a poté mezi 20:34:47 a 20:35:51 UTC (tedy 64 sekund). Dráha je vykreslena na obr. 4.4 a obr. 4.5.



Obr. 4.4: Dráha pozorovací družice se zvýrazněnými oblastmi pozorování zatmění.



Obr. 4.5: Dráha pozorovací družice se zvýrazněnými oblastmi pozorování zatmění.

5 Výsledky

5.1 Jednoduché pozorování zatmění Slunce

Výše uvedené výpočty jasně ukazují, že je možné relativně snadno najít oběžné dráhy, které poskytnou pro pozorování úplného zatmění Slunce podmínky srovnatelné s klasickým pozemním pozorováním, přitom však se všemi výhodami, které přináší pozorování z vesmíru.

Jednodušší a flexibilnější cestou je návrh oběžné dráhy s jedním zatměním. Tato možnost nabízí mnoho rozličných oběžných drah s různými kombinacemi jejich parametrů. To umožňuje přizpůsobení mise dalším požadavkům, jako je místo startu nosné rakety s družicí, její schopnost manévrování, dostupná startovací okna, dosah komunikační aparatury, spojení s pozemní řídicí stanicí atd. Nezanedbatelnou výhodou je možnost využít ty nejnázce dostupné oběžné dráhy, a tím snížit cenu mise.

Nevýhodu tohoto konceptu lze spatřovat v tom, že při využití LEO nastává příležitost k pozorování zatmění Slunce, resp. sluneční korony, téměř stejně často jako na Zemi, tedy přibližně 1x – 2x ročně, čili poměrně vzácně. Jedno z nich navíc bývá obvykle prstencové a pro pozorování korony nepoužitelné. Tento nedostatek družicové pozorování odstraní jen obtížně, protože ani maximální výška LEO v takovém případě obvykle nestačí na to, aby družice přestoupila z oblasti antumbry do oblasti umbry.

5.2 Dvojité pozorování zatmění Slunce

Náročnějším úkolem je mise pro pozorování dvojího zatmění Slunce. Dodatečnou výhodou proti předchozí koncepci je fakt, že jedna mise je teoreticky schopna přinést výrazně větší množství vědeckých dat, a také skutečnost, že i tyto dráhy jsou stále dobře dostupné, ve výškách jen o málo přesahujících horní hranici LEO, přičemž mohou být prográdní i retrográdní.

Určitou nevýhodou je, že množství použitelných oběžných drah je v tomto případě značně omezeno, a jejich vlastnosti (délka zatmění, hlavní poloosa,...) jsou téměř pevně dané. Jakákoliv optimalizace bude narážet na limity dané orbitální mechanikou. Určitou možnost skýtá např. využití manévrování na OD, což však takový let technicky i organizačně komplikuje.

6 Závěr

Dizertační práce pojednává o nových možnostech pozorování zatmění Slunce. Jejich ústředním bodem je využití umělé družice na nízké oběžné dráze Země, která bude navedena do měsíčního stínu. Díky tomu je pozorování zcela nezávislé na atmosférických podmínkách, a přitom si zachovává většinu výhod spojených s klasickým pozemním pozorováním tohoto jevu. Pokročilejší výzkum na tomto poli je vysoce žádoucí, neboť Slunce je zdrojem mnoha rizik nejen pro pilotované i bezpilotní mise, ale i pro život na Zemi jako takový.

Výsledky výpočtů ukázaly, že lze najít dráhy družice s požadovanými vlastnostmi, jako je minimální a maximální výška perigea a apogea dráhy, sklon dráhy, délka trvání zatmění apod. Prokázaly také, že pokud je dráha družice omezena požadavkem na limit LEO (tj. výška 200 km – 2000 km nad zemským povrchem), pak příležitosti k pozorování nastávají až na výjimky stejně často jako příležitosti k pozorování ze Země. V těchto případech tak družicové pozorování může představovat vítaný doplněk či zálohu k pozemskému pozorování zatmění, které vždy musí počítat s řadou proměnných.

Mezi zmiňované výjimky může patřit datum 29. března 2025, kdy je možné pozorovat zatmění Slunce z LEO, zatímco ze zemského povrchu to možné není. Potom je družicové pozorování jedinou možností, což činí navrženou metodu ještě potřebnější.

Praktické využití může mít rovněž existence drah, které umožňují dvojí pozorování zatmění. Ačkoli jsou tyto dráhy mimo limity LEO a obecně poskytují mnohem menší možnost přizpůsobení konkrétní misi než dráhy s jedním zatměním, jejich vyšší vědecká efektivita je dostatečným důvodem pro zvážení možnosti jejich využití.

Budoucí výzkum v této oblasti se může ubírat několika směry. Z hlediska návaznosti na tuto práci by bylo vhodné např. rozpracovat možnost, že by se pozorování účastnilo více družic. Předmětem výzkumu by pak mohl být návrh drah jednotlivých družic tak, aby jejich pozorování kontinuálně pokrývalo celý čas, kdy je možné zatmění pozorovat. Bylo by vhodné tyto dráhy optimalizovat tak, aby pro dosažení pokrytí celého zatmění byl zapotřebí co nejmenší počet družic, nebo naopak aby při daném počtu družic byla dosažena co možná nejdelší doba pozorovaného zatmění.

Rovněž by bylo vhodné rozpracovat samotnou konstrukci družic pro toto pozorování, určit potřebné vybavení pro pozorování, komunikaci, manévrování apod. S ohledem na předchozí bod se jeví jako velmi užitečné navrhnout konstrukci družice vhodnou pro výrobu v omezené sérii. Tento požadavek dnes velmi dobře splňuje kategorie cubesat. Pro družice této třídy existují sdílené standardy pro design, testování či vypouštění, zároveň však poskytují dostatečnou variabilitu pro přizpůsobení tomuto poněkud specifickému cíli.

Je zřejmé, že návrh pozorování zatmění Slunce z vesmíru může otevřít zcela novou kapitolu výzkumu naší mateřské hvězdy. Při vynaložení patřičného vědecko-technického úsilí je zcela v možnostech současné techniky popsané pozorování uskutečnit. V takovém případě není vyloučené, že dospějeme k novým překvapivým objevům. A to přesto, že půjde v principu stále o pozorování starého známého úplného zatmění Slunce – jevu, který dokáže uchvátit i v dnešní době, třebaže ho lidstvo pozoruje už od prvních dnů svých dějin.

7 Seznam použité literatury

1. EUROPEAN SPACE AGENCY. *ASTRONAUT APPLICANT HANDBOOK: What you need to know to apply* [online]. B.m.: ESA Production. 2021. Dostupné z: https://esamultimedia.esa.int/docs/careers/ESA_AstroSel_Handbook.pdf
2. KESSLER, Donald J. a Burton G. COUR-PALAIS. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research: Space Physics* [online]. 1978, **83**(A6), 2637–2646. ISSN 2156-2202. Dostupné z: doi:10.1029/JA083iA06p02637
3. *ESA's Annual Space Environment Report* [online]. B.m.: ESA Space Debris Office. 12. červen 2023. Dostupné z: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf
4. THOMAS, Vanessa. Clouds for Your Eclipse? NASA Experiment Will Fly Kite to Rise Above. *NASA* [online]. 17. duben 2023 [vid. 2023-09-05]. Dostupné z: <http://www.nasa.gov/feature/goddard/2023/sun/clouds-for-your-eclipse-nasa-experiment-will-fly-kite-to-rise-above>
5. GARNER, Rob. SOHO - Solar and Heliospheric Observatory. *NASA* [online]. 15. duben 2015 [vid. 2023-09-05]. Dostupné z: http://www.nasa.gov/mission_pages/soho/index.html
6. MAŇAS, Miroslav. *Optimalizační metody*. Praha: Nakladatelství technické literatury, 1979.
7. DANĚK, Vladimír. *Mechanika kosmického letu*. 2. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2020. ISBN 978-80-7623-041-5.

8 CV autora

Jméno: Jaroslav Bartoněk
Narozen: 23.10.1985 v Brně

Profesní zkušenosti

- 2018 – dosud
 - Letecký ústav FSI VUT v Brně – skupina Konstrukce a pevnost
 - Náplň práce – konstrukční návrhy, výpočty zatížení a pevnosti, příprava výpočtových zpráv, příprava podkladů pro pevnostní zkoušky
 - Projekty
 - Moon drone – návrh a testování demonstrátoru bezpilotního průzkumného prostředku pro Měsíc
 - BUTCube – návrh družice pro pozorování zatmění Slunce
 - TL Turbo, TL-5000 Sparker, TL Sirius – výpočty zatížení a pevnosti malých letounů a jejich konstrukčních celků
 - HEEL – návrh řídicí jednotky proudového motoru, vibrační zkoušky, výpočet pevnosti
- 2017 – 2018
 - SAFRAN / Zodiac Galleys Europe (Plzeň)
 - Náplň práce – pevnostní analýzy interiéru jednonulčkových letounů Airbus (kuchyňky, skříně apod.)
- 2011 – 2018
 - Evektor, spol. s r.o.
 - Náplň práce – výpočty zatížení a pevnosti, příprava výpočtových zpráv, příprava podkladů pro pevnostní zkoušky, dozor u zkoušek
 - Projekty
 - EV-55 Outback
 - VUT-100 Cobra
 - EV-97 Eurostar
 - SportStar EPOS
 - Airbus A350-900, A350-1000

Vzdělání

- 2008 – 2011 – Ing., Letecký ústav FSI VUT v Brně
- 2005 – 2008 – Bc., Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně
- 1999 – 2005 – Gymnázium Matyáše Lercha, česko-francouzská sekce