



**České vysoké učení technické v Praze**

Fakulta elektrotechnická

Katedra měření

Diplomová práce

## **Optimalizace směřování družicové antény pro komunikaci s LEO družicemi**

Autor: Bc. Zdeněk Svora

Vedoucí práce: doc. Dr. Ing. Pavel Kovář

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Praha 2023



## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Svora** Jméno: **Zdeněk** Osobní číslo: **456131**  
Fakulta/ústav: **Fakulta elektrotechnická**  
Zadávající katedra/ústav: **Katedra měření**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Avionika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Optimalizace směřování družicové antény pro komunikaci s LEO družicemi**

Název diplomové práce anglicky:

**Optimization of the steering of the LEO satellites communication antenna**

Pokyny pro vypracování:

Cílem práce je nalézt optimální metodu natáčení antény pomocí azimut-elevace rotátoru ve smyslu nejmenší úhlové chyby sledování.

Výsledkem práce bude aplikace, která pro daný přelet družice určí optimální způsob natáčení antény.

V rámci práce vytvořte ve vhodném softwarovém nástroji simulátor natáčení antény. Vstupem simulace budou dvouřádkové elementy dráhy družice, pozice antény, rychlost otáčení rotátoru v azimutu a elevaci, šířka svazku antény a čas přeletu.

Výstupem bude chyba sledování a doba po kterou nebude v rámci přeletu spojení dostupné z důvodu chyby směřování antény. Dále, zda je pro daný přelet vhodnější natáčet anténu v azimutu o 360° a elevaci v rozsahu 0 až 90°, nebo je lepší anténu otáčet v elevaci v rozsahu 0 až 180°.

Proveďte ověření výsledků simulací experimentálně pomocí rotátoru Spid.

Seznam doporučené literatury:

[1] P. Kovář, Družicová navigace. Od teorie k aplikacím v softwarovém přijímači, ČVUT 2016, ISBN978-80-01-05989-0

[2] Hoots, F.; Roehrich, R. SpaceTrack Report No. 3: Models for Propagation of NORAD Element Sets; U.S. Air Force Aerospace Defense Command: Colorado Springs, CO, USA, 1980.

[3] Levit, Creon, and William Marshall. "Improved orbit predictions using two-line elements." Advances in Space Research 47.7 (2011): 1107-1115.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**doc. Dr. Ing. Pavel Kovář katedra radioelektroniky FEL**

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

Datum zadání diplomové práce: **20.02.2023**

Termín odevzdání diplomové práce: **18.01.2024**

Platnost zadání diplomové práce: **30.06.2024**

doc. Dr. Ing. Pavel Kovář  
podpis vedoucí(ho) práce

podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

### **Prohlášení**

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením pana doc. Dr. Ing. Pavla Kováře s použitím literatury uvedené v seznamu použité literatury.

V Praze dne .....

.....

Bc. Zdeněk Svora

## **Poděkování**

Děkuji panu doc. Dr. Ing. Pavlu Kovářovi za odborné vedení mé diplomové práce, za pomoc, připomínky a rady, které mi při psaní této práce poskytl.

## Abstrakt

Satelity umístěné na nízké oběžné dráze Země se díky svým vlastnostem a možnostem se LEO družice staly důležitou součástí moderního satelitního systému a poskytují širokou škálu služeb ve vědeckých, komunikačních a navigačních oblastech. Jejich blízkost k povrchu Země, krátká oběžná doba a vyšší datová propustnost je významná pro satelitní komunikaci. Právě jejich krátká oběžná doba však ale skýtá řadu úskalí, která je nutné zohlednit při návrhu efektivního pozemního zařízení zajišťující optimální příjem dat ze sledované satelitní družice. Pozemní systém musí být schopen sledovat satelitní družici dostatečně efektivně, aby při daném průběhu byl zajištěn kontinuální příjem signálu.

### Klíčová slova

Satelitní družice, Simulátor, Anténa, Rotátor

## Abstract

Satellites placed in low Earth orbit (LEO) have become an important component of modern satellite systems, due to their characteristics and capabilities. They provide a wide range of services in scientific, communication, and navigation domains. Their proximity to the Earth's surface, short orbital period, and higher data throughput are significant for satellite communication. However, the short orbital period poses several challenges that need to be considered when designing an efficient ground system to ensure optimal data reception from the tracked satellite. The ground system must be capable of effectively tracking the satellite to ensure continuous signal reception throughout its whole tracking.

### Keywords

Satellite, Simulator, Antenna, Rotator

# Obsah

ABSTRAKT .....	5
<b>OBSAH .....</b>	<b>6</b>
SEZNAM OBRÁZKŮ .....	7
SEZNAM TABULEK .....	8
SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ .....	9
<b>ÚVOD .....</b>	<b>10</b>
<b>1. PŘEHLED ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY .....</b>	<b>11</b>
1.1 DRUHY OBĚŽNÝCH DRAH .....	11
1.2 POLOHA DRUŽICE .....	12
1.2.1 Rovnice dráhy družice .....	13
1.2.2 Keplerovy zákony .....	15
1.2.3 Keplerovy parametry oběžné dráhy družice .....	16
1.2.4 Model SGP4 .....	17
1.3 RÁDIOVÁ KOMUNIKACE S DRUŽICÍ .....	18
1.3.1 Frekvenční pásma .....	18
1.3.2 Přenos signálu .....	18
1.4 HLAVNÍ PARAMETRY ANTÉN .....	19
1.4.1 Účinnost .....	20
1.4.2 Výkonová bilance a směrovost .....	20
1.4.3 Zisk antény .....	23
<b>2. POZEMNÍ STANICE .....</b>	<b>25</b>
2.1 ROTÁTOR .....	26
2.2 KONTROLÉR .....	27
<b>3. NÁVRH APLIKACE PRO SIMULACI SLEDOVÁNÍ .....</b>	<b>29</b>
3.1 ARCHITEKTURA .....	29
3.2 PROCES ZPRACOVÁNÍ DAT .....	29
3.2.1 Vstupní data .....	30
3.2.2 Dvouřádkové elementy .....	31
3.2.2.1 Načtení dvouřádkových elementů .....	33
3.2.3 Aplikace matematického modelu SGP4 .....	33
3.2.4 Pozice antény .....	33
3.2.5 Rychlost rotace antény .....	34
3.2.6 Čas přeletu satelitní družice .....	34
3.3 OPTIMALIZACE ZPŮSOBU NATÁČENÍ ROTÁTORU .....	35
<b>4. SIMULACE SLEDOVÁNÍ PŘELETŮ DRUŽIC .....</b>	<b>39</b>
4.1 SIMULOVANÉ PŘÍPADY .....	39
4.1.1 Simulační blok 1 .....	41
4.1.2 Simulační blok 2 .....	47
4.1.3 Simulační blok 3 .....	56
Závěr testování .....	61
<b>ZÁVĚR .....</b>	<b>62</b>
<b>SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK .....</b>	<b>64</b>
<b>SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY .....</b>	<b>65</b>
<b>PŘÍLOHA .....</b>	<b>68</b>

## Seznam obrázků

Obr. 1.1 Vztah doby oběhu družice a výšky nad Zemí [14] .....	12
Obr. 1.2 Druhý Keplerův zákon [10].....	15
Obr. 1.3 Orientace dráhy družice v ECI souřadnicové soustavě [5] .....	16
Obr. 1.4 Směrnost antény – vyzářovací charakteristika.....	21
Obr. 2.1 Zjednodušený náčrt rotátoru s Denavit-Hartenbergovy parametry [31] .....	26
Obr. 2.2 Rotátor Spid RAS otočný v azimutu a elevaci.....	27
Obr. 2.3 Kontrolér Spid Elektronik Rot2Prog .....	28
Obr. 3.1 Vstupní parametry simulace .....	31
Obr. 3.2 Natáčení antény – případ 1 .....	36
Obr. 3.3 Natáčení antény – případ 2 .....	38
Obr. 4.1 Simulace 1 – Iridium 148 – BW30 .....	41
Obr. 4.2 Simulace 1 – Iridium 148 – BW10 .....	42
Obr. 4.3 Simulace 1 – Iridium 148 – BW10 (sekvenční režim) .....	43
Obr. 4.4 Simulace 1 – Iridium 148 – BW3 .....	44
Obr. 4.5 Simulace 1 – Iridium 148 – BW3 (sekvenční režim) .....	45
Obr. 4.6 Simulace 1 – Iridium 148 – BW1 .....	46
Obr. 4.7 Simulace 2A – Lucky-7 – BW3 .....	47
Obr. 4.8 Simulace 2A – Lucky-7 – BW2 .....	49
Obr. 4.9 Simulace 2B – Lucky-7 – BW3.....	50
Obr. 4.10 Simulace 2B – Lucky-7 – BW2.....	51
Obr. 4.11 Simulace 2A – Lucky-7 – BW5 – sekvenční režim .....	52
Obr. 4.12 Simulace 2B – Lucky-7 – BW5 – sekvenční režim .....	53
Obr. 4.13 Simulace 2C – Lucky-7 – BW2 .....	54
Obr. 4.14 Simulace 2C – Lucky-7 – BW2 .....	55
Obr. 4.15 Simulace 3 – Astrocass 0.2 – BW5 .....	57
Obr. 4.16 Simulace 3 – Astrocass 0.2 – BW3 .....	58
Obr. 4.17 Simulace 3 – Astrocass 0.2 – BW10 .....	59
Obr. 4.18 Simulace 3 – Astrocass 0.2 – BW3 – sekvenční režim .....	60



## Seznam tabulek

<b>Tabulka 1: První řádek dvouřádkového elementu .....</b>	<b>32</b>
<b>Tabulka 2: Druhý řádek dvouřádkového elementu.....</b>	<b>32</b>
<b>Tabulka 3: Výstup simulace – časy přeletů (IRIDIUM 148).....</b>	<b>35</b>

## Seznam použitých symbolů

$a$ hlavní poloosa, zrychlení	$v, v_{\infty}$ rychlost, hyperbolická přebytková rychlost
$b$ poloměr zaměření	$\alpha, \alpha'$ počáteční, konečný úhel natočení vektoru rychlosti
$e$ excentricita	$\beta$ úhel pootočení gravitačním manévrem
$F$ excentrická anomálie	$\gamma$ úhel vypuštění družice
$g$ gravitační zrychlení	$\theta, \nu$ pravá anomálie, natočení asymptot
$i$ inklinace	$\kappa$ gravitační konstanta
$m$ hmotnost	$\mu$ gravitační parametr
$M$ hmotnost (většího objektu), střední anomálie	$\phi$ letový úhel
$n$ střední denní pohyb	$\omega$ argument šířky pericentra, úhlová rychlost
$r$ vzdálenost, poloha	$\Omega$ délka vzestupného uzlu
$SOI$ gravitační sféra vlivu	$F_g$ Gravitační síla
$t$ čas	$F_d$ Dostředivá síla
$T$ perioda, čas oběhu	$P_p$ Výkon přijatého signálu
$TLE$ Dvouřádkové elementy dráhy	$F$ Šumový výkon
$u$ relativní rychlost	
$U$ rychlost pomocného tělesa (Měsíce)	

# Úvod

V dnešní době družicová komunikace nabývá stále větší význam nejen ve světě informačních technologií, ale s jejími aspekty se potýká na bázi každodenního života téměř každý jedinec moderní civilizace. Družice na nízké oběžné dráze (LEO družice) se stávají stále populárnějšími pro poskytování širokopásmového připojení, meteorologických dat a mnoha dalších služeb. Avšak efektivní a spolehlivá komunikace s těmito družicemi představuje technickou výzvu, neboť vyžaduje přesné směřování antény k družicím v průběhu jejich přeletu, právě kvůli jejich relativně malé povrchu Země.

Cílem této diplomové práce je navrhnout a optimalizovat metodu směřování družicové antény pro komunikaci s LEO družicemi. Konkrétně se zaměříme na natáčení antény pomocí azimut-elevace rotátoru s ohledem na minimalizaci úhlové chyby sledování. Úspěšným výsledkem této práce bude vytvoření aplikace, která pro daný přelet družice bude schopna určit optimální způsob natáčení antény.

V rámci této práce budu rovněž vytvářet simulátor natáčení antény pomocí vhodného softwarového nástroje. Vstupem do simulace budou dvouřádkové elementy dráhy družice, pozice antény, rychlost otáčení rotátoru v azimutu a elevaci, šířka svazku antény a čas přeletu. Simulátor bude generovat výstupy, které zahrnují chybu sledování a dobu, po kterou nebude spojení dostupné v důsledku chyby směřování antény. Dále se zaměříme na to, zda je vhodnější otáčet anténu v azimutu o  $360^\circ$  a elevaci v rozsahu  $0$  až  $90^\circ$ , nebo je lepší otáčet anténu v elevaci v rozsahu  $0$  až  $180^\circ$ . Pro ověření výsledků simulací provedeme experimentální ověření pomocí rotátoru Spid. Tímto krokem se zajistí praktická aplikace a validace navržené metody směřování antény.

Cílem této práce je rovněž přispět k rozvoji a zdokonalení technik sledování LEO satelitů a jejich využití v praktických aplikacích, jako je například komunikace, pozorování Země nebo vědecký výzkum vesmíru. Pro důkladné pochopení dané problematiky je rovněž nutné provést rozsáhlou rešerši, shrnout současné poznatky k tématu příjmu signálu ze satelitních družic.

Práce může rovněž sloužit jako užitečný souhrn informací pro návrh a optimalizaci amatérského systému pro sledování satelitních družic (nejen) na nízké oběžné dráze.

# Kapitola 1

## 1. Přehled řešené problematiky

### 1.1 Druhy oběžných drah

Oběžná dráha neboli orbita je dráha, po které obíhá kosmické těleso kolem těžiště dané soustavy [11]. Oběžné dráhy lze dělit podle referenčního tělesa, kolem kterého družice na daných drahách obíhají. Oběžná dráha, jejímž centrem je Země, se nazývá geocentrická.

Geocentrické dráhy dále lze dělit podle výšky ve které se těleso na dané dráze pohybuje.

#### **Nízká oběžná dráha (LEO)**

Na LEO se družice pohybují ve výšce od 150 km do 2000 km nad povrchem Země [36]. Právě díky nižší výšce LEO družice disponují nízkou latencí signálu a mohou poskytovat rychlý internetový přenos a globální pokrytí.

Nízká oběžná dráha je často využívána pro většinu nanosatelitů vysílaných do vesmíru primárně kvůli zdatelně nižším nákladům na jejich transportu na oběžnou dráhu. Družice na nízké oběžné dráze je rovněž chráněna magnetickým polem Země před kosmickým zářením. Velkou výhodou je také široká variabilita oběžných drah, jelikož na rozdíl od geostacionárních oběžných drah oběžná rovina LEO družic může být libovolně skloněna. Na nízké oběžné dráze je rovněž umístěna ISS, a to z důvodu snadného přístupu. Na LEO se rovněž nachází největší množství kosmického odpadu [37].

#### **Střední oběžná dráha (MEO)**

MEO družice se nacházejí ve výšce 2000 km až 35 000 km nad Zemí. MEO družice kombinují výhody relativně nízké latence signálu, globálního pokrytí a udržitelnosti oběžné dráhy, a tudíž jsou ideální volbou především pro navigační systémy, jako je GPS.

#### **Dráha přechodová ke geostacionární (GTO)**

Dráha určená pro vynášení družic na GEO [36].

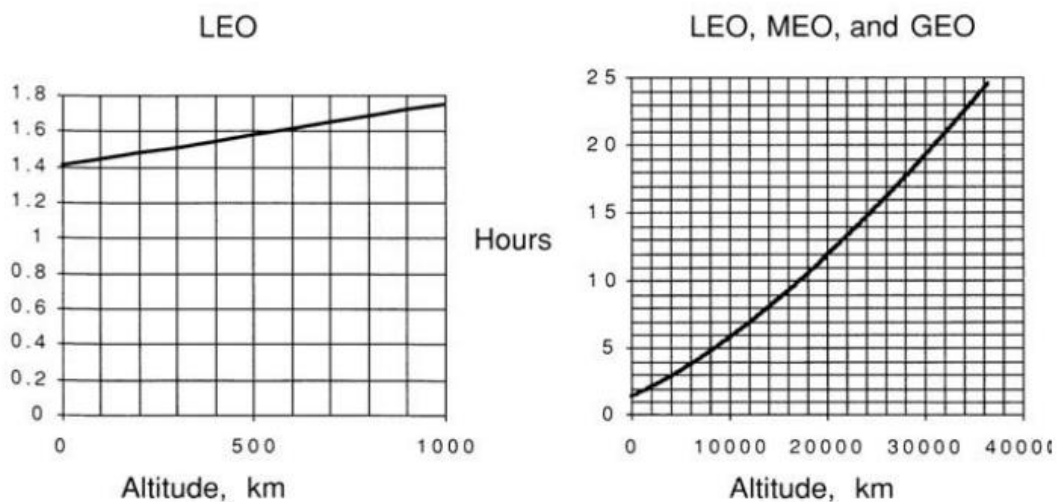
## Geostacionární oběžná dráha (GEO)

Jedná se o specifický druh geosynchronní dráhy [37], tzn. doba oběhu družice na této oběžné dráze je shodná s dobou jednoho otočení Země kolem své osy.

Geostacionární oběžná dráha má nulový sklon k rovníku. Družice na se těchto drahách pohybují v nadmořské výšce přibližně 35 786 km a jejich poloha je vůči pozemní stanici, kvůli nulovému sklonu k rovníku, statická. Z toho plyne, že pro příjem signálu z této družice stačí nepohyblivý anténní systém nastavený do směru pro optimální příjem signálu.

## Vysoká oběžná dráha (HEO)

Nachází se nad geostacionární dráhou a slouží primárně jako „odkladiště“ již nepotřebných družic z GEO.



Obr. 1.1 Vztah doby oběhu družice a výšky nad Zemí [14]

## 1.2 Poloha družice

Poloha družice se mění v průběhu času v souladu s její oběžnou dráhou a působením gravitačních sil a dalších faktorů, které si v rámci této kapitoly popíšeme. Pro optimální sledování přeletu družice je nezbytné přesně znát polohu družice daném čase.

Pohyb nebeských těles je možné předpovídat na základě nebeské mechaniky, jejímž základem jsou Newtonovy pohybové zákony a rovněž Newtonův gravitační zákon [5]. K predikci pohybu vesmírných těles nebeská mechanika rovněž využívá tři Keplerovy

zákony. Z Keplerových zákonů vycházejí nejrůznější modely pro předpovídání pohybu nebeských těles. Nutno podotknout, že pomocí nebeské mechaniky je možné předpovídat pohyb nebeských těles v budoucnosti ale také provádět rekonstrukci jejich pohybu v minulosti [6].

### 1.2.1 Rovnice dráhy družice

Na družici pohybující se v gravitačním poli Země působí gravitační síla, která způsobuje zakřivení její dráhy [5].

Velikost gravitační síly lze vyjádřit dle Newtonova gravitačního zákona rovnicí

$$F_g = \kappa \frac{Mm}{(R+h)^2} = \frac{\mu M}{(R+h)^2}, \quad (1.1)$$

kde  $\kappa = 6.672e^{-11} \text{ m}^3/\text{kg}/\text{s}^2$  je univerzální gravitační konstanta,  $M$  je hmotnost Země,  $m$  udává hmotnost družice,  $\mu$  se běžně označuje jako standardní gravitační parametr a je roven součinu  $\kappa M$ ,  $R$  je poloměr Země a  $h$  výška družice nad povrchem Země.

Vektor gravitační síly Země můžeme vyjádřit jako

$$\mathbf{F}_g = -\frac{\mu M}{r^3} \mathbf{r}, \quad (1.2)$$

vektor  $\mathbf{F}_g$  směřuje do gravitačního středu Země. Vektor  $\mathbf{r}$  označuje polohový vektor družice určující směr od gravitačního středu Země k družici a jeho velikost odpovídá vzdálenosti. Pro obecný eliptický pohyb družice by platilo, že gravitační síla Země působí jako dostředivá síla, která je nezbytná pro udržení družice na její orbite. V případě ideálně rovnoměrného pohybu po kružnici by tato dostředivá síla byla vyvážena odstředivým účinkem pohybu družice, avšak ve skutečnosti se družice pohybují po eliptických drahách, kde gravitační síla nepůsobí odstředivě, ale směřuje ke středu jejich oběžné dráhy. Platila by tedy rovnost:

$$F_g = F_d. \quad (1.3)$$

Jestliže velikost dostředivého zrychlení v daném bodě je vyjádřena vztahem

$$F_d = m \frac{v^2}{R+h}, \quad (1.4)$$

po dosazení dostaneme rovnici

$$\frac{\mu M}{(R+h)^2} = m \frac{v^2}{R+h}. \quad (1.5)$$

Výpočet obvodové rychlosti družice v konkrétním bodě je dán rovnicí

$$v = \sqrt{GM \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (1.6)$$

kde  $G$  je gravitační konstanta,  $M$  je hmotnost Země,  $r$  je vzdálenost družice od středu Země a  $a$  je délka poloosy elipsy oběžné dráhy."

$$\kappa \frac{mM}{(R+h)^2} = \frac{4\pi^2 m(R+h)}{T^2} \Rightarrow \frac{\kappa MT^2}{4\pi^2} = (R+h)^3. \quad (1.7)$$

Výsledný vztah pro  $h$  je

$$h = \sqrt[3]{\kappa \frac{MT^2}{4\pi^2}} - R. \quad (1.8)$$

Vyjádřili jsme si jednotlivé vztahy charakterizující dráhu družice.

Nyní si vyjádřeme pohybovou rovnici družice v gravitačním poli Země. V souladu s Newtonovým druhým zákonem pohybu, kde celkový vektor síly působící na těleso musí být nulový, gravitační síla ( $\vec{F}_g$ ) působící na družici způsobuje dostředivé zrychlení ( $\vec{a}$ ), které je vyváženo inerciální silou vyplývající z pohybu družice. Proto musí platit, že vektor gravitační síly a vektor síly odpovídající druhému Newtonovu zákonu ( $\vec{m}\vec{a}$ ), kde  $a$  je zrychlení, se vzájemně ruší, tedy  $\vec{F}_g + \vec{m}\vec{a} = 0$  [5]

$$\mathbf{F}_g = m\mathbf{g}. \quad (1.9)$$

Vektor zrychlení lze vyjádřit vztahem

$$\mathbf{g} = \frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2}. \quad (1.10)$$

Výsledný tvar pohybové rovnice rozepsané do jednotlivých složek má po dosazení a úpravách podobu

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{\mu x}{r^3}, \quad \frac{d^2y}{dt^2} = -\frac{\mu y}{r^3}, \quad \frac{d^2z}{dt^2} = -\frac{\mu z}{r^3}, \quad (1.11)$$

Řešením (1.11) dostaneme dráhu dané družice, která má charakter elipsy a v jednom z ohnisek se nachází gravitační střed Země.

### 1.2.2 Keplerovy zákony

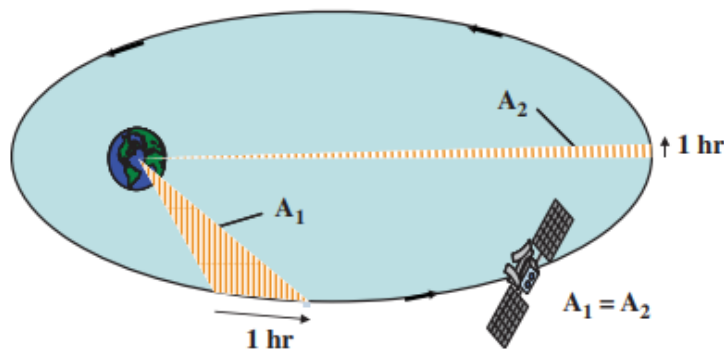
Umělé družice, které obíhají kolem Země, se řídí stejnými zákony pohybu jako planety obíhající kolem Slunce. Jejich orbity jsou definovány třemi Keplerovými zákony. Keplerovy zákony planetárního pohybu platí pro jakákoli dvě tělesa ve vesmíru, která interagují prostřednictvím gravitace, včetně těles v naší sluneční soustavě, jako je Slunce a planety [10].

#### 1. Keplerův zákon

Planety se pohybují kolem Slunce po elipsách málo odlišných od kružnic, v jejichž společném ohnisku je Slunce. Velikost elipsy závisí na výšce orbity nad povrchem Země, hmotnosti satelitu a jeho úhlové rychlosti [10].

#### 2. Keplerův zákon

Obsahy ploch opsaných průvodičem daného tělesa (v našem případě spojnice středu družice s hmotným středem Země) za stejný čas jsou stejně velké [11].



Obr. 1.2 Druhý Keplerův zákon [10]



### 3. Keplerův zákon

Poměr druhých mocnin oběžných dob dvou planet ( $T_1$ ,  $T_2$ ) se rovná poměru třetích mocnin hlavních poloos jejich trajektorií ( $a_1$ ,  $a_2$ ).

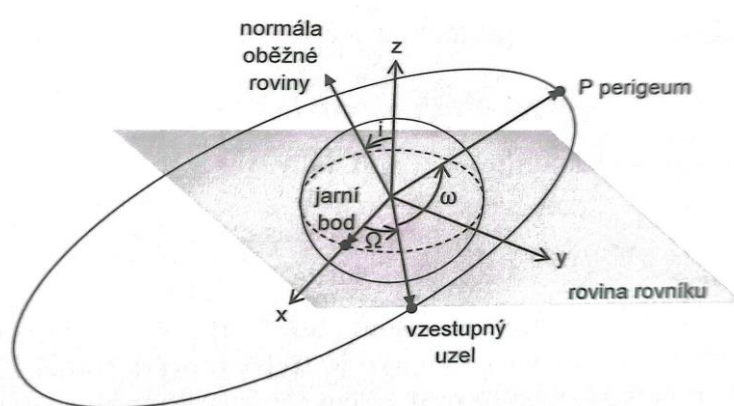
$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3} \quad (1.12)$$

#### 1.2.3 Keplerovy parametry oběžné dráhy družice

Na základě rovnic popsanych v kapitole 1.2.1 lze vypočítat ideální eliptickou dráhu v jejímž jednom středu je Země [5]. Pro přesné určení oběžné dráhy konkrétního tělesa je potřeba znát všechny hlavní parametry dané dráhy:

- excentricita (výstřednost) dráhy  $e$ ,
- délka hlavní poloosy  $a$ ,
- čas průchodu družice perigeem (bod na orbitě nejbližší Zemi)  $t_p$ ,
- argument perigea  $\omega$ ,
- inklinace  $i$ ,
- rektascenze (délka vzestupného uzlu)  $\Omega$ .

Uvedené parametry popisují orientaci dráhy družice v souřadnicové soustavě ECI.



Obr. 1.3 Orientace dráhy družice v ECI souřadnicové soustavě [5]

### 1.2.4 Model SGP4

Pro výpočet dráhy určité družice, která je předmětem simulace v diplomové práci, je v kódu simulátoru využit matematický model SGP4, který je standardně používán pro předpovídání poloh nízkooběžných družic (LEO satelitů). Jedná se o zjednodušený model pro výpočet dráhy družice, který byl vyvinut v roce 1980 pro potřeby amerického ministerstva obrany.

Model SGP4 se zakládá na Keplerových parametrech, které jsou popsány v kapitole 1.2.3. Ve výpočtech jsou zahrnuty i další parametry, kterými je dráha družice ovlivňována, včetně gravitačního pole Země, Měsíce, Slunce, i Venuše a Jupiteru, solárního radiačního tlaku, zploštění Země a vlivu atmosféry. Atmosférický odpor má významný vliv na trajektorii a rychlost družic na nízkých oběžných drahách, kde je atmosféra hustší a tím působí silnější brzdny efekt.

V rámci modelu SGP4 jsou počítány tyto parametry:

- čas od posledního známého vektoru rychlosti družice  $t_i - t_0$ ,
- čas od posledního známého vektoru polohy družice  $t_i - t_0$ ,
- oběžná doba družice  $t$ ,
- střední anomálie  $M_k$ ,
- excentrická anomálie  $E_k$ ,
- pravá anomálie  $v_k$ ,
- délka vzestupného uzlu  $\Omega_k$ ,
- rychlostní vektor satelitu  $v$ ,
- poloměr dráhy družice  $r_k$ ,
- korekce na základě peturbačních síl (např. vliv odporu atmosféry).

Souřadnice v oběžné rovině jsou pak dány

$$x'_k = r_k \cos v_k, \quad (1.13)$$

$$y'_k = r_k \sin v_k. \quad (1.14)$$

Tyto souřadnice jsou dále transformovány pomocí transformačních rovnic do ECEF souřadnicového systému. Nejprve je provedena rotace kolem osy  $x'_k$  o inklinaci  $-i_k$  a dále délku vzestupného uzlu  $-\Omega_k$  [5].

Výsledný vztah pro výpočet v soustavě ECEF v jednotlivých osách je dán rovnicemi

$$x = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i \sin \Omega_k, \quad (1.15)$$

$$y = y'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i \cos \Omega_k, \quad (1.16)$$

$$z = z'_k \sin i \sin \Omega_k. \quad (1.17)$$

## 1.3 Rádiová komunikace s družicí

Přenos signálu v komunikaci pozemní radiové stanice s družicí probíhá pomocí rádiových vln. Rádiová vlna je druh elektromagnetického záření spadající na stranu spektra s nejdelšími vlnovými délkami, od 1 mm až do tisíce km.

### 1.3.1 Frekvenční pásma

Satelitní komunikace funguje v rozpětí 1-75 GHz elektromagnetického spektra. Je definováno 6 frekvenčních pásem, každé pásmo je určeno pro specifický provoz.

**Pásma používaná pro přenos signálu jsou [39]:**

- VHF (145 MHz)
- UHF (435 MHz)
- L – band (1,3 GHz)
- S – band (2,2 GHz)
- X – band (8 GHz)

### 1.3.2 Přenos signálu

Rádiové vlny, generované otevřenými oscilačními obvody, se šíří dvěma hlavními způsoby: jako prostorové vlny a povrchové vlny. Prostorové vlny, odražené od ionosféry a zemského povrchu, mohou cestovat velké vzdálenosti. Povrchové vlny, šířící se podél zemského povrchu, mají omezenější dosah. Dlouhé vlny se typicky šíří povrchovými vlnami na střední vzdálenosti, zatímco střední vlny mají menší dosah, ale v noci mohou být šířeny i prostorově. Krátké vlny dosahují velkých vzdáleností jako prostorové vlny, zatímco velmi krátké vlny, pronikající ionosférou, se využívají pro satelitní komunikaci.

Rovnice pro složky  $E_x$  a  $E_y$  elektrického pole ( $E$ ) ploché elektromagnetické vlny lze zapsat následovně vlnovou rovnicí rozepsanou no jednotlivých složek:

$$E_x = E_{x0} \cdot \cos kz - \omega t + \varphi_x, \quad (1.20)$$

$$E_y = E_{y0} \cdot \cos kz - \omega t + \varphi_y, \quad (1.21)$$

kde  $E_x$  je amplituda elektrického pole  $E$  ve směru osy  $x$ ,  $E_y$  amplituda elektrického pole  $E$  ve směru osy  $y$ .  $E_{x0}$  označuje maximální amplitudu elektrického pole  $E$  ve směru osy  $x$  a  $E_{y0}$  maximální amplitudu elektrického pole  $E$  ve směru osy  $y$ . Písmenem  $k$  je označen vlnový vektor, písmeno  $r$  je vzdálenost od zdroje,  $\omega$  úhlová frekvence,  $t$  značí čas a  $\varphi_x$ ,  $\varphi_y$  jsou fázové konstanty.

LEO družice jsou umístěny na nízké oběžné dráze blízko Země a jejich signály se šíří ve sférickém, nikoli rovinném prostoru. Vzhledem k tomu, že LEO družice nejsou staticky umístěny vzhledem k povrchu Země, ale pohybují se po oběžné dráze, mění se vzdálenost mezi družicí a přijímací anténou. Na rozdíl od plochých vln, kde intenzita zůstává konstantní, u kulových vln intenzita klesá se čtvercem vzdálenosti od zdroje, což je klíčové pro přesné modelování signálu v reálných podmínkách. Rovněž je třeba zahrnout tlumení, jelikož signál je atmosférickými podmínkami. Rovnice pro kulovou vlnu včetně tlumení si lze vyjádřit následovně:

$$E_x = \frac{E_{x0}}{r} \cdot (\cos kr - \omega t + \varphi_x) e^{-\alpha r}, \quad (1.22)$$

$$E_y = \frac{E_{y0}}{r} \cdot (\cos kr - \omega t + \varphi_y) e^{-\alpha r}, \quad (1.23)$$

kde  $\alpha$  koeficient tlumení, který určuje míru, jakou se amplituda vlny snižuje s vzdáleností.

## 1.4 Hlavní parametry antén

Parametry antény poskytují kvantitativní informace o schopnostech antény přijímat a vysílat elektromagnetické signály. Tato kapitola se zaměřuje na důkladné vysvětlení jednotlivých parametrů antény a jejich význam v rámci komunikačních systémů.

### 1.4.1 Účinnost

U každé antény je vyzařovaný výkon přímo úměrný přiváděnému vysílacímu výkonu, který lze relativně snadno změřit na přívodním vedení k anténě. Avšak část tohoto vysílacího výkonu se ztrácí uvnitř antény kvůli ohmickým rezistencím. Tyto ztráty jsou definovány jako účinnost antény.

Účinnost antény je jedním z hlavních parametrů antény. Na účinnosti je přímo závislý zisk antény, je klíčová pro efektivní přenos signálu. Měří se jako poměr vyzařovacího odporu  $R_v$  k ztrátovým odporům  $R_z$  [1].

Vzorec pro výpočet má tedy následující podobu:

$$\frac{R_v}{R_v + R_z} \cdot 100, \quad (1.24)$$

kde je tedy výsledkem hodnota účinnosti daná v procentech. Účinnost antény je ovlivněna vnitřními vlivy, jako je třeba ztrátový odpor komponent, ale i vlivy vnějšími, mezi které patří vliv prostředí. Prostor může ovlivnit ztráty způsobené okolními objekty. Významnou roli hraje tedy umístění a výška antény. Cílem je dosáhnout vysokého vyzařovacího odporu a minimalizovat ztráty [17].

### 1.4.2 Výkonová bilance a směrovost

Výkonová bilance bezdrátového spoje udává, výkon na výstupu přijímací antény, vzhledem k výkonu vysílací antény, a parametrům prostředí mezi nimi. Lze ji vyjádřit vztahem

$$P_{rx} = P_{tx} + G_{tx} - L_{fs} + G_{rx}, \quad (1.25)$$

kde  $P_{rx}$  je výstupní výkon na přijímací antény,  $P_{tx}$  výkon vysílací antény,  $G_{tx}$  zisk vysílací antény,  $L_{fs}$  útlum volným prostorem a  $G_{rx}$  je zisk přijímací antény.

Každý bezdrátový spoj musí mít tuto bilanci takovou, aby přijímaný výkon na výstupu přijímače byl s náležitou rezervou silnější než přijímaný šum. Vztah výkonu užitečného signálu, a šumu, na výstupu přijímače je poměr signálu ku šumu (SNR). Každý přijímač má tento parametr stanoven výrobcem. Útlum volným prostorem  $L_{fs}$  závisí na vlnové délce  $\lambda$ , a vzdálenosti mezi anténami  $d$ , dle vztahu

$$L_{fs} = 20 \log \left( \frac{4\pi d}{\lambda} \right). \quad (1.26)$$

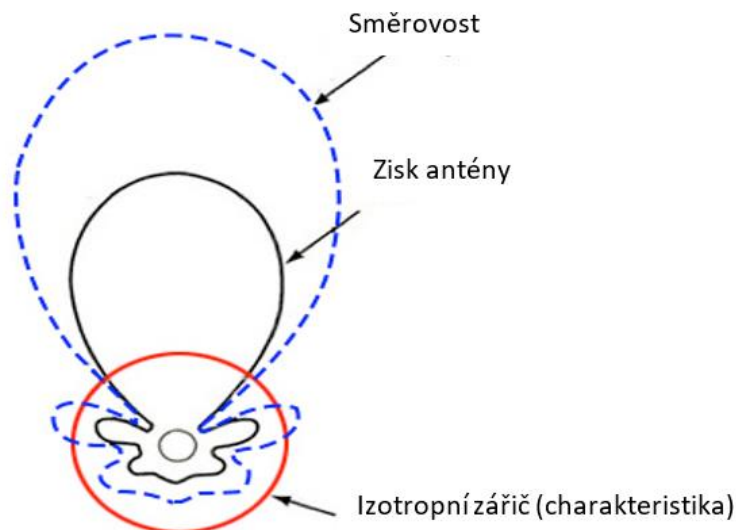
Útlum volným prostorem vzrůstá se vzdáleností mezi anténami a kmitočtem. Spojе na velkou vzdálenost tudíž, pro splnění výkonové bilance, musí tento útlum kompenzovat zisky vysílací a přijímací antény, případně zvýšením vysílacího výkonu.

Směrovost antény se vyjadřuje jako poměr výkonové hustoty, kterou vyzařuje v jejím hlavním směru, k hypotetické výkonové hustotě izotropního zářiče [25]. Izotropní zářič vyzařuje rovnoměrně do všech směrů, tudíž hustota výkonu izotropního zářiče je rovnoměrně rozložena na povrchu koule. Každá skutečná anténa má větší či menší směrovost, což znamená, že vysílá větší výkon v určitém směru než ve směrech ostatních.

Směrovost se značí písmenem  $D$  (Directivity) a lze ji tedy vyjádřit vztahem

$$D = \frac{A_s}{A_{ef}} \cong \frac{4\pi r^2}{\theta_{az} \cdot \theta_{el}} = \frac{4\pi}{\lambda/b \cdot \lambda/h} = \frac{4\pi \cdot A_{ef}}{\lambda^2}, \quad (1.27)$$

kde  $A_s$  je celkový povrch koule,  $A_{ef}$  je efektivní plocha na povrchu koule.  $\theta_{az}$  je rovno poloviční šířce v azimutu,  $\theta_{el}$  = poloviční šířka elevačního úhlu, obě hodnoty se udávají v radiánech.  $\lambda$  označuje vlnovou délku,  $b$  šířku povrchu a  $h$  výšku povrchu



Obr. 1.4 Směrovost antény – vyzařovací charakteristika

Směrovost antén je pro naši aplikaci klíčová. Za tři hlavní typy směrových antén považují: parabolické antény, Yagi antény a antény typu phased array (PA).

Hlavní výhodou parabolické antény je její vysoká směrovost. Princip jejího fungování lze přirovnat k odrazovému systému svítilny, kdy se radiální vlny směrované pouze z jednoho konkrétního směru koncentrují na malou plochu aktivního zářiče v ohnisku [24]. Tímto způsobem se dosahuje velmi vysoké směrovosti a zisku antény, což ji činí ideální volbou pro aplikace, kde je potřeba vysoká přesnost směrování signálu. Aplikace parabolické antény je v budoucnu, jednou z uvažovaných úprav pro optimalizaci přijímacího systému, jenž je předmětem této práce.

Yagi anténa má, na druhou stranu, obecně širší svazek než parabolická anténa, stále však poměrně úzký, což umožňuje dosahovat vyššího zisku než u jiných typů antén. Kromě toho je Yagi anténa obecně jednodušší a levnější na výrobu a instalaci než parabolická anténa.

Anténa typu phased array (PAA) přináší nové možnosti ve směrovosti antén. Tato anténa je složena z mnoha menších zářičů, které jsou vzájemně synchronizovány a řízeny tak, aby vytvářely specifický směrový diagram, známý jako beamforming. Tento proces umožňuje PA generovat velmi úzký a stabilní paprsek, který lze přesně zaměřit na cílový objekt. PA má širokou škálu aplikací, včetně radarových systémů, komunikačních sítí, vesmírných aplikací a vojenských technologií. Využitím PA lze zvýšit směrovost a zisk antény, což má pozitivní dopad na výkon v rušných prostředích a zároveň snižuje celkovou spotřebu energie v porovnání s jinými typy antén.

Pro pochopení podstaty a vzájemné korelace všech popisovaných veličin si dovolím podotknout, že vysoká směrovost antény nemusí vždy znamenat lepší výkon. Zejména v případech, kdy je požadována všesměrová vyzařovací charakteristika antény [29]. V rámci problematiky této práce je však pro vysoká hodnota směrovosti stěžejním faktorem pro optimální funkci systému. Antény s nízkou nebo žádnou směrovostí vyžadují zpravidla mobilní zařízení a další aplikace, aby mohly pokrýt široký prostor kolem sebe. Naopak, antény s vysokou směrovostí se používají v trvalých instalacích, jako je satelitní televize, bezdrátový zálohový přenos dat apod. Tato zařízení potřebují přenášet a přijímat informace na větší vzdálenosti a ve specifickém směru.

Při optimalizaci natáčení antény pro sledování satelitních družic na oběžné dráze LEO je nutné zmíněné faktory zohlednit. Získané poznatky o charakteristikách antény,

včetně její směrovosti, umožní určit nejvhodnější nastavení antény pro sledování satelitů v daném frekvenčním pásmu. Je třeba zvážit potřebu pokrytí širokého prostoru a současně dosažení dostatečné citlivosti přijímaného signálu z družic. Optimalizace směru a úhlu natočení antény může výrazně ovlivnit úspěšnost sledování satelitních družic na oběžné dráze LEO a zajistit kvalitní příjem signálu [17].

### 1.4.3 Zisk antény

Jak již bylo zmíněno, Yagi anténa má širší svazek než například, ale stále poměrně úzký, což umožňuje dosahovat vyššího zisku než u jiných typů antén. Yagi-UDA anténa má tři hlavní části, kterými jsou radiče, reflektory a napájecí zdroj impedanci  $Z = 50 \Omega$ . Pro připojení k napájení, tedy k dané radiostanici o této impedanci se používá zpravidla běžný kabel, kupříkladu koaxiální kabel *RG58C/U*. V praxi se ještě využívá přímo speciální satelitní kabel s impedancí  $Z = 75 \Omega$ . Při volbě kabelu je nutné počítat s útlumem kabelu, který má pak negativní vliv na celkový výkon vysílače/přijímače. U výkonu antény se dále hledí na tolerovaný koeficient odrazu, který již z principu je navrhovaný jako maximální tolerovaný úbytek [dB] při konkrétní používané frekvenci. Jelikož LEO satelity pracují v pásmu *Ku* (12-18 GHz) a *Ka* (27-40 GHz), tolerovaný koeficient bývá zpravidla menší než -10 dB. Směrovost je klíčovým faktorem při určování zisku antény. Pro dosažení skutečného zisku antény je nezbytné vykompenzovat zisky a ztráty. Tato kompenzace je zajištěna započtením účinnosti antény. Pokud bychom měli ideální anténu bez ztrát, zisk antény by byl roven její směrovosti. Je důležité si uvědomit, že zisk antény je nižší než její směrovost, a to o právě faktor účinnosti [29]. To znamená, že i při dokonalé směrovosti antény existují ztráty, které snižují celkový zisk. Vztah pro výpočet zisku je popsán v následující rovnici:

$$G = \eta \cdot D = \frac{4\pi \cdot A_{ef} \cdot K_a}{\lambda^2}, \quad (1.28)$$

kde  $\eta$  je činitel účinnosti,  $D$  označuje směrovost antény, efektivní plocha na povrchu koule je dána jako  $A_{ef} = b \cdot h$  a  $K_a$  je tzv. specifický činitel antény.

V případě sledování satelitních družic v nízké oběžné dráze (LEO) je optimalizace natáčení antény klíčová pro dosažení nejlepšího příjmu signálu. Je důležité analyzovat vlastnosti antény, včetně jejího zisku, směrovosti a účinnosti, abychom určili nejvhodnější nastavení antény pro sledování satelitů v daném frekvenčním pásmu. Přesné



určení optimálního směru a úhlu natočení antény může významně ovlivnit kvalitu přijímaného signálu a maximalizovat úspěšnost sledování satelitů na oběžné dráze LEO.

Fázovaná anténa s velkým počtem pravidelně rozestavených vyzařovacích prvků dosahuje zisku rovného počtu prvků násobenému ziskem dosaženým ve stejném směru, když je excitován pouze jeden prvek. Aktivní impedance každého prvku v praktickém fázovaném poli se mění s úhlem skenování kvůli vzájemnému vlivu mezi prvky. Tato neshoda je způsobena tím, že se vrací výkon ke generátorům, čímž se snižuje dosažený zisk.

Zisk parabolické antény se počítá jako poměr k izotropnímu zdroji, tj. když se vysílá stejný výkon ve všech směrech. Zisk antény může být různý a nemusí vždy převyšovat hodnotu 1. Existují situace, kdy anténa má zisk menší než 1. Tato situace se často vyskytuje u měřicích antén, kde je klíčové dosáhnout rovnoměrného zisku antény ve velmi širokém frekvenčním rozsahu. Cílem je umožnit porovnávání výsledků měření z různých frekvenčních pásem.

## Kapitola 2

### 2. Pozemní stanice

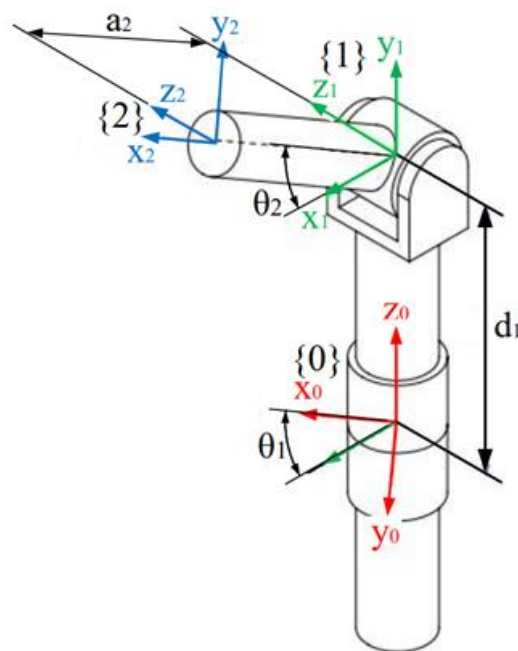
Satelit komunikuje primárně s pozemní stanicí na přidělené frekvenci. Tato stanice je vybavena anténami, typicky s kruhovou polarizací, aby efektivně přijímaly signály od satelitu, který nemusí být v ideální orientaci vzhledem k pozemní stanici. Pro směrové antény je běžné použití rotátoru, který umožňuje nastavení jak azimutu, tak elevace. Tento systém má ovšem nevýhodu v podobě požadavku na pravidelnou údržbu, zvláště kvůli dopadu atmosférických podmínek na mechanické součásti antény. Rotátor je integrován s řídicí jednotkou a připojen k počítači, na kterém běží software pro sledování. Tento program využívá známé parametry oběžné dráhy satelitu k predikci jeho polohy a k orientaci antén ve správném směru [5].

Pro realizaci komunikace je klíčový transceiver připojený k počítači, který slouží pro dekódování přenášených dat. V přijímacím řetězci je často využíván LNA (Low-Noise Amplifier) pro zesílení slabých signálů, zejména pokud jsou mezi anténou a přijímačem použity delší koaxiální kabely. Dalším důležitým prvkem může být SAW (Surface Acoustic Wave) filtr, jehož účelem je eliminace frekvencí ležících mimo cílové frekvenční pásmo, což je zásadní zejména v situacích, kdy přijímaná frekvence je v těsné blízkosti frekvencí používaných komerčními terestriálními nebo mobilními vysílači [5].

Vojenské sledovací systémy, ačkoliv disponují pokročilými technologiemi a vysoce přesnými senzory, jsou často omezené z hlediska veřejného přístupu a mají specifické účely užití. Na profesionální úrovni existují specializované sledovací systémy, které jsou využívány ve výzkumných institucích a univerzitách, poskytující rozšířené možnosti pro analýzu satelitních drah a poloh. Pro amatérskou sféru je nabídka omezená, ale existují komunitní projekty a iniciativy typu 'udělej si sám' (DIY), které se snaží vyvíjet a sdílet informace o sledování LEO satelitů. Tyto iniciativy se zaměřují na nízkonákladová a open-source řešení, umožňující amatérům zapojení do sledovacího procesu a přispění k vědeckému výzkumu a datovému sdílení.

## 2.1 Rotátor

Pro nejlepší funkci anténního přijímače je žádoucí, aby anténa byla nastavena přesně ve směru, ze kterého přichází daný přijímaný signál. V rámci této práce byly použity rotátory od Spid Elektronik, polské společnosti, která vyrábí řadu amatérských rádií a příslušenství, včetně rotátoru „Spid RAS“. Jedná se o poměrně robustní rotátor s možnostmi otáčení v elevaci i azimutu.



Obr. 2.1 Zjednodušený náčrt rotátoru s Denavit-Hartenbergovy parametry [31]

Použitý rotátor Spid RAS je od výrobce doporučen pro pole LFA a OWL s až 14 pruty na šířku a 4 pruty na výšku. Rotátor používá pro převodový mechanismus dvojité šnek, je tak zajištěn spolehlivý provoz i přes absenci samostatné brzdové soustavy. Hlavní šnek, hlavní ložisko a vnější pouzdro každého rotátoru jsou vyrobeny z kvalitní oceli, což zajišťuje jejich robustnost a dlouhou životnost. Povrch rotátoru je pokryt práškovou barvou, která rotátor chrání před korozi.



**Obr. 2.2 Rotátor Spid RAS otočný v azimutu a elevaci**

Každý rotátor je kompatibilní s řídicími jednotkami Rot2Prog a/nebo MD-01/02. Tyto kontroléry nabízí přímo výrobce rotátoru. Možná je však i implementace jiných řídicích jednotek.

## **2.2 Kontrolér**

V rámci systému je použito kontroléru od téže firmy, jak ale bude řešeno dále, tento kontrolér nedisponuje ideálními parametry pro optimální možnosti a řešení natáčení antény za účelem sledování satelitních družic na nízké oběžné dráze. V rámci této kapitoly si vyspecifikujeme jednotlivé hardwarové komponenty použité v rámci této diplomové práce.

Zařízení, použité k ovládní rotátoru pro sledování LEO družic, je rovněž součástí produktového katalogu firmy Alfa Radio Ltd. Kontrolér umožňuje plynulé otáčení antény v elevaci a azimutu díky 2 samostatně pracujícím stejnosměrným motorům.



**Obr. 2.3 Kontrolér Spid Elektronik Rot2Prog**

Azimutální rotátor lze nastavit na kontroléru na nulu v libovolné pozici, což je prakticky nezbytné pro optimální fungování, jelikož je tak umožněna kompenzace nepřesností při instalaci nebo posunu antény. Kontrolér je rovněž kompatibilní s většinou běžně používaných programů pro sledování satelitů. Používal jsem volně dostupný software od Spid Elektronik volně dostupný na stránkách

## Kapitola 3

### 3. Návrh aplikace pro simulaci sledování

#### 3.1 Architektura

V této kapitole si popíšeme architekturu aplikace navržené pro simulace sledování LEO družic a s tím spojené optimální natáčení rotátoru antény. Jedná se o hlavní nástroj, který v rámci této práce sloužil pro uskutečnění simulací, které jsou blíže popsány v páté kapitole diplomové práce. Pro optimální volbu natáčení rotátoru, jež je rovněž předmětem zadání diplomové práce, byl vytvořen script v prostředí Matlab, vizte **kapitolu 3.3**.

Dále jsem vytvořil komplexní aplikaci psanou v programovacím jazyce Python. Ta umožňuje široké možnosti v nastavení vstupních parametrů sledování a otestoval jsem v ní nespočet případů. V rámci testování je demonstrováno natáčení rotátoru antény v sekvenčním režimu s implementovanou porovnávací metodou rozdílů mezi azimuty a elevacemi a v režimu změn nastavení v azimutu a elevaci současně. Druhý zmíněný režim vnímám jako vhodný pro optimální sledování.

#### 3.2 Proces zpracování dat

V první fázi jsou na základě vstupních hodnot vypočteny parametry dráhy dané družice. Pro tyto výpočty je prostřednictvím Python knihovny Skyfield implementován model SGP4. Jedním ze vstupních parametrů je rovněž vzorkovací frekvence, která je pro všechny simulace zahrnuté v této práci nastavena na hodnotu 1 Hz. Tato vzorkovací frekvence je pro daný účel dostačující. Pro budoucí optimalizaci systému a případnou implementaci aditivních nástrojů, jako je například Kálmánova filtrace, pro lepší odhady budoucích poloh a optimální sledování, by pak byla vhodnější frekvence vyšší.

Na základě vypočtených parametrů dráhy družice je jsou vypočítány hodnoty azimutálních a elevačních úhlů z referenčního bodu ku sledované družici. Inicializace antény probíhá jejím zaměřením do polohy východu družice nad obzor, tj. první hodnota referenčního azimutu a první hodnota referenční elevace sledované družice. V rámci iterace jsou pak porovnávány azimutální a elevační úhly reálného natočení antény a

referenční hodnoty těchto úhlů, které odpovídají vypočteným hodnotám průběhu přeletu dané satelitní družice. Dalším krokem je otáčení družice v rámci téže iterace. Zde se proces liší dle zvoleného režimu natáčení. Pro režim kontinuálního natáčení antény v azimutu i elevaci zároveň se v rámci dané simulace čeká, až hodnota rozdílu mezi referenční hodnotou azimutu a reálnou hodnotou natočení antény v azimutu nabude jednotkové hodnoty. Obdobně proces funguje pro elevaci. Pro sekvenční režim jsou navíc porovnávány hodnoty  $\Delta a$  a  $\Delta e$ . Větší z hodnot je pak předmětem natočení v rámci daného kroku. V rámci dané iterace následuje výpočet, zdali je v daném čase zajištěn příjem signálu z družice. Tento výpočet je blíže specifikován v části 3.3.2. v rámci simulace v prostředí Matlab. Do výstupu aplikace je zahrnut výpočet sumy času, kdy není možné přijímat signál ze satelitní družice.

### 3.2.1 Vstupní data

Pro aplikaci, která je předmětem této práce byla předepsána vstupní data, po jejichž zadání bude aplikace schopna simulovat natáčení antény za účelem sledování přeletu dané LEO družice. Těmito vstupy jsou dvouřádkové elementy dráhy družice, pozice antény, rychlost otáčení rotátoru v azimutu, rychlost otáčení rotátoru v elevaci, šířka svazku antény a čas, kdy chceme přelety dané družice sledovat. Dalšími vstupy pro komplexnější možnosti simulací je právě výběr režimu natáčení rotátoru, vzorkovací frekvence a volba výstupního souboru, který zahrnuje podrobný výpis všech změn v rámci sledovaného průběhu. Pro výběr satelitu požadovaného satelitu pro sledování je nutné zadat přesný název shodný s označením satelitu v databázi TLE družic ze serveru celestrak.org. Pro ucelení představy o formátu zadávání vstupních parametrů je na **Obr. 3.1.** ukázán „json“ soubor s příkladem vstupních hodnot pro simulované případy v **kapitole 4.**

```

1 {
2   "startTime": "2023-03-24 00:00:00",
3   "endTime": "2023-03-27 00:00:00",
4   "satellite": "LUCKY-7",
5   "antennaPosition": {
6     "lat": 50.10277778,
7     "lon": 14.39222222,
8     "elevation": 243
9   },
10  "beamwidth": 3,
11  "azimuthTurnRate": 4.5,
12  "elevationTurnRate": 4.5,
13  "sampleRate": 1,
14  "bothAxis": false,
15  "outputFile": true
16 }
17

```

**Obr. 3.1** Vstupní parametry simulace

### 3.2.2 Dvouřádkové elementy

Na základě těchto dvouřádkových elementů je pomocí definovaného modelu přesně určena dráha daného kosmického tělesa.

Jedná se o datový formát, který začal vznikat již v 70. letech 20. století, popisující objekty, které obíhají kolem Země. Dvouřádkové elementy jsou používány jako vstup pro odhadování stavu (polohy a rychlosti) dané družice v libovolném bodě v minulosti i budoucnosti [7]. Pro predikci polohy a rychlosti dané družice doposud vzniklo 5 matematických modelů: SGP, SGP4 a SGP8 pro predikce týkající se objektů blízkých Zemi a SDP4, SDP8 pro tělesa spadající do hlubokého vesmíru[6]. Aplikace, jež je předmětem této práce, se týkají tedy modely SGP, SGP4 a SGP8, jelikož objektem práce jsou LEO družice. Pro predikci stavu (poloha, rychlost) jsem se rozhodl využít modelu SGP4, který vychází z původního modelu SGP a je pro danou aplikaci, dle mého názoru, nejvhodnější. Model SGP8, který využívá rozdílných kalkulačních metod, je sice nejnovější, značně komplexnější, ale jeho jedinou výhodou nadstavba týkající se orbitálního rozpadu. Tato nadstavba není pro aplikaci řešenou v rámci této práce nutná, jelikož předmětem práce je pouze sledování jednotlivých přeletů dané satelitní družice.



01	Číslo řádku
03-07	Katalogové číslo satelitu
08	Klasifikace (U = Unclassified)
10-11	Mezinárodní označení (2 poslední číslice roku vypuštění na oběžnou dráhu)
12-14	Mezinárodní označení (Pořadí vypuštění na oběžnou dráhu v daném roce)
15-17	Mezinárodní označení (Vypuštění objektu v rámci daného startu)
19-20	Epocha (Poslední dvojčíslí roku)
21-32	Epocha (Pořadové číslo dne v roce)
34-43	Epocha (Čas vyjádřený jako desetinná část dne)
45-52	První derivace střední doby oběhu dělená dvěma
54-61	Druhá derivace střední doby oběhu dělená šesti
63	BSTAR brzdný koeficient (Koeficient radiačního tlaku)
65-68	Typ efemerid (Standardně = 0)
69	Kontrolní součet (Modulo 10)

**Tabulka 1: První řádek dvouřádkového elementu**

01	Číslo řádku
03-07	Číslo satelitu
09-16	Inklinace [°]
18-25	Vzestupný uzel dráhy
27-33	Excentricita oběžné dráhy (0 = kruhová dráha)
35-42	Argument perigea (Úhel mezi výstupným uzlem a perigeem) [°]
44-51	Střední anomálie [°]
53-63	Střední pohyb [Počet oběhů za den]
64-68	Pořadové číslo oběhu v čase epochy [Počet otočení]
69	Kontrolní součet (Modulo 10)

**Tabulka 2: Druhý řádek dvouřádkového elementu**

### 3.2.2.1 Načtení dvouřádkových elementů

Načítání dvouřádkových elementů je v rámci scriptu řešeno pomocí externího textového souboru, který obsahuje databázi dvouřádkových elementů aktivních satelitů. Aktuální databáze je volně dostupná. Pro aktuální data je nezbytné připojení k internetu. Aplikace je pak schopna sama získat aktuální data ze serveru CelesTrak. Program se zeptá uživatele, jaký satelit si přeje uživatel sledovat. Je nutné zadat přesný název, pod kterým jsou zapsané dvouřádkové elementy daného satelitu v textové databázi. Dvouřádkové elementy jsou dále použity k vypočtení parametrů dráhy dané satelitní družice pomocí matematického modelu SGP4.

### 3.2.3 Aplikace matematického modelu SGP4

Model SGP4 byl aplikován prostřednictvím knihovny Skyfield pro programovací jazyk Python. Tato knihovna disponuje všemi rovnicemi a algoritmy a při vhodné implementaci v rámci aplikace umožňuje vypočítat parametry dráhy dané satelitní družice na základě TLE. Výpočty v rámci SGP4 modelu jsou popsány v **kapitole 1.2.4**.

### 3.2.4 Pozice antény

Pro optimální zaměřování antény je rovněž stěžejním faktorem přesné definování pozice antény. Charakteristiky antény a jednotlivé parametry jsou podrobně popsány v kapitole 1.4. Parametry, které popisují přesnou polohu antény, jsou zeměpisná délka, zeměpisná šířka a výška nad střední hladinou moře. Tyto parametry jsou dále důležité pro výpočet zaměřovacích parametrů antény pro danou družici. Pozice antény pro účely této práce, byla zvolena střecha budovy elektrotechnické fakulty Českého vysokého učení technického v Praze, přesně se jedná o prostřední budovu, kde sídlí katedra elektromagnetického pole. Souřadnice antény a její nadmořská výška byly zjištěny z aplikace Google Earth.

Zeměpisná šířka:	50° 06' 10'' N
Zeměpisná délka:	14° 23' 32'' E
Nadmořská výška:	243 m

### 3.2.5 Rychlost rotace antény

Pro posouzení výkonnostních charakteristik sledování družice danou pozemní stanicí jsou stěžejními faktory úhly otáčení azimutu a úhel natočení elevace. rychlosti otáčení v rámci jednotlivých stupňů volnosti, tedy rychlost otáčení v azimutu a rychlost otáčení v elevaci. Prvkem, který umožňuje otáčení antény, je rotátor SPID, který je blíže popsán v kapitole 2.1.1.1. Zde pro přehlednost uvedeme konkrétní hodnoty, které jsou vyňaty z manuálu od výrobce používaného rotátoru.

Úhel otáčení azimutu =  $360^\circ + / - 180^\circ$

Úhel natočení elevace =  $180^\circ + / - 20^\circ$

Rychlost rotace azimutu (od  $0^\circ$  do  $360^\circ$ ) = 80 s;  $4,5^\circ/\text{s}$

Rychlost rotace elevace (od  $-90^\circ$  do  $90^\circ$ ) = 40 s;  $4,5^\circ/\text{s}$

### 3.2.6 Čas přeletu satelitní družice

Časy přeletů sledovaných družic jsou důležitým sledovaným parametrem. Stěžejní je znalost času, kdy družice vystoupí nad horizont (time of rise over horizon) a čas, kdy družice naopak zajde za horizont (time of set under horizon). ToRoH a ToSuH jsou logicky vztaheny k referenční poloze pozemní antény. Jedním z výstupů simulace je rovněž výpis těchto časů. Formát výstupu hodnot ToRoH a ToSuH vizte Tabulka 4.

1	from	2023-03-24	01:11:48	to	2023-03-24	01:24:45
2	from	2023-03-24	02:52:10	to	2023-03-24	03:07:20
3	from	2023-03-24	04:33:39	to	2023-03-24	04:45:39
4	from	2023-03-24	12:39:47	to	2023-03-24	12:44:26
5	from	2023-03-24	14:14:03	to	2023-03-24	14:27:57
6	from	2023-03-24	15:53:59	to	2023-03-24	16:08:58
7	from	2023-03-24	17:38:24	to	2023-03-24	17:48:48
8	from	2023-03-25	00:38:40	to	2023-03-25	00:49:50
9	from	2023-03-25	02:18:39	to	2023-03-25	02:33:44
10	from	2023-03-25	03:59:46	to	2023-03-25	04:13:17
11	from	2023-03-25	13:41:33	to	2023-03-25	13:54:08
12	from	2023-03-25	15:20:17	to	2023-03-25	15:35:29
13	from	2023-03-25	17:03:19	to	2023-03-25	17:15:44
14	from	2023-03-26	00:05:49	to	2023-03-26	00:14:20
15	from	2023-03-26	01:45:13	to	2023-03-26	01:59:50
16	from	2023-03-26	03:26:02	to	2023-03-26	03:40:31
17	from	2023-03-26	05:08:33	to	2023-03-26	05:16:24
18	from	2023-03-26	13:09:29	to	2023-03-26	13:20:07
19	from	2023-03-26	14:46:54	to	2023-03-26	15:01:55
20	from	2023-03-26	16:28:42	to	2023-03-26	16:42:29
21	from	2023-03-26	18:16:35	to	2023-03-26	18:20:33

Tabulka 3: Výstup simulace – časy přeletů (IRIDIUM 148)

### 3.3 Optimalizace způsobu natáčení rotátoru

Pro správně fungující simulátor je nutné zvolit optimální formu natáčení rotátoru. Pro tento účel jsem porovnal možnosti prostřednictvím simulací v prostředí Matlab. Provedl řadu simulací natáčení antény v různých konfiguracích. Navrhl jsem optimální řešení pro systém sledování satelitních družic na nízké oběžné dráze pro kontinuální příjem dat z dané družice. Problematika týkající se teoretických aspektů sledování LEO družic je popsána v předchozích kapitolách. V následující části již tedy nebudu jednotlivé parametry dopodrobna popisovat, ale některé konkrétní problémy nutně zmíním v rámci popisu jednotlivých simulací.

V rámci práce bylo nezbytné nasimulovat natáčení antény za účelem sledování přeletu satelitní družice v polohách způsobující chybu v přijímání signálu kvůli neschopnosti systému danou družici při přeletu sledovat. K tomuto problému může dojít, když družice prochází přímo nad anténou nebo se pohybuje vůči pozemní stanici po trajektoriích s podobnými úhlovými parametry.

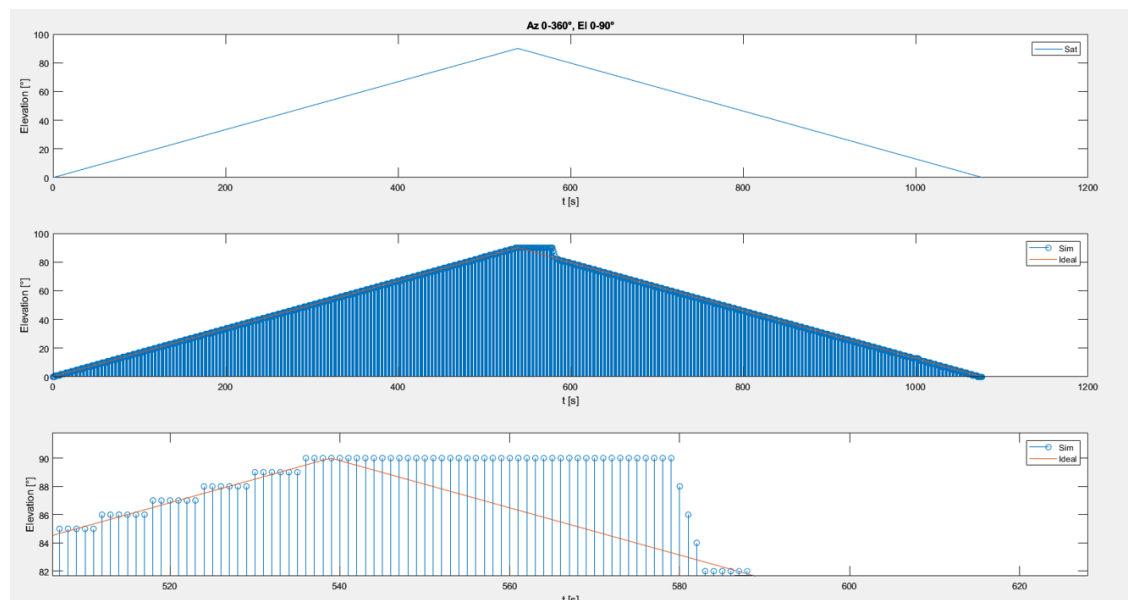
Pro nasimulování požadované problematiky jsem nezvolil žádnou konkrétní družici, nýbrž jsem navrhl imaginární družici tak, abych mohl demonstrovat nejvíc signifikantní případ. Proto jsem zvolil trajektorii, jejíž kulminační bod je přímo nad pozemní anténou, tzn. daná družice prochází přímo nad pozemní stanicí, a tedy průběh elevačních úhlů je od  $0^\circ$  do  $180^\circ$ . Z tohoto faktu je zřejmé, že pokud rotátor sledovacího systému nebude disponovat možností otáčení od  $0^\circ$  do  $90^\circ$ , nebude možné průběh přeletu satelitní družice sledovat bez chyby způsobené nemožností příjmu signálu z družice. Jinými slovy satelitní družice se bude po nějakou dobu nacházet mimo šírku svazku pozemní antény. Imaginární družice použitá pro tuto simulaci má kromě mnou navržené trajektorie parametry inspirované Mezinárodní vesmírnou stanicí (ISS).

Parametry imaginární družice:

Výška oběžné dráhy: 400 km

Rychlost na oběžné dráze: 7,66 km/s

Úhlová rychlost změny elevace vzhledem k pozemní stanici:  $0,167^\circ/\text{s}$



**Obr. 3.2** Natáčení antény – případ 1

Na **Obr. 3.2** lze vidět, že dochází k signifikantní chybě sledování kolem kulminačního bodu trajektorie pozorované družice. To je dáno nutností přetočení antény o  $180^\circ$  v azimutu, aby anténa byla dále schopna sledovat přelet satelitu v rámci

omezeného pohybu v elevaci od  $90^\circ$  do  $180^\circ$  vzhledem k iniciální pozici. Anténa není schopna přijímat signál z družice, pokud se družice v daném čase nachází mimo šířku svazku pozemní antény. Pro demonstraci jsem zvolil hodnoty šířky svazku  $1^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  a  $30^\circ$ . Tyto hodnoty jsem rovněž použil jako vstupy u dalších simulací popsanych dále. Zde si můžeme názorně ukázat kdy takto definovaný systém není schopen konkrétní družici sledovat. Z **Obr. 3.2** lze jednoduše spočítat, kdy anténní systém není schopen přijímat signál ze satelitní družice:

$$\Delta El = El_{sat} - El_{ant}. \quad (3.1)$$

Pro zajištění příjmu signálu ze sledované satelitní družice musí platit, že rozdíl mezi skutečným úhlem elevace družice a reálným úhlem elevace natočení antény musí být menší než polovina šířky svazku vyzařovaného pozemní anténou. Porovnejme si jednotlivé šířky svazku  $\alpha$  s rozdílem elevací:

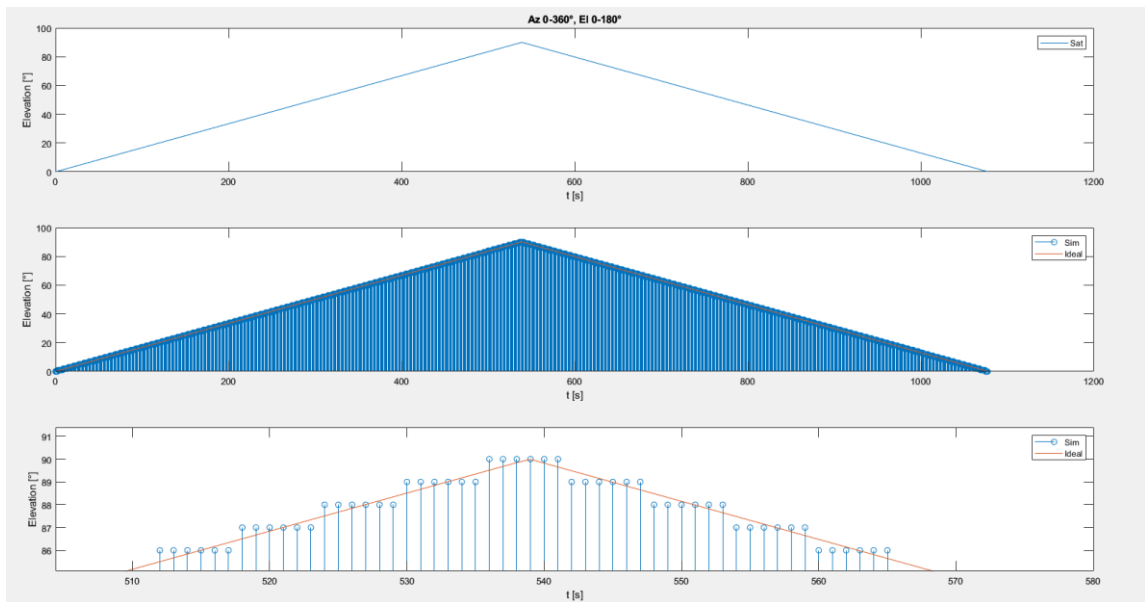
$$\frac{\alpha}{2} > \Delta El; \quad (3.2)$$

$$\Delta El = 90 - 83 = 7^\circ;$$

$\alpha_1 = 1^\circ;$	$\frac{\alpha}{2} < 7^\circ;$
$\alpha_2 = 2^\circ;$	$\frac{\alpha}{2} < 7^\circ;$
$\alpha_3 = 3^\circ;$	$\frac{\alpha}{2} < 7^\circ;$
$\alpha_4 = 5^\circ;$	$\frac{\alpha}{2} < 7^\circ;$
$\alpha_5 = 10^\circ;$	$\frac{\alpha}{2} < 7^\circ;$
$\alpha_6 = 30^\circ;$	$\frac{\alpha}{2} > 7^\circ.$

Můžeme pozorovat, že pro takovéto řešení je možné satelit sledovat, pokud šířka svazku používané antény je alespoň  $14^\circ$ . V rámci zahrnutých parametrů je schopna přijímat signál napříč celým přeletem družice pouze anténa se šířkou svazku  $\alpha_6 = 30^\circ$ .

Pro optimální sledování satelitních družic při pohybu po těchto trajektoriích je za potřebí, aby se anténa mohla natáčet v elevaci od  $0^\circ$  do  $180^\circ$ . Na **Obr. 3.3** lze pozorovat, že pro tento případ pak anténní systém dokáže sledovat přelet družice bez chyby.



**Obr. 3.3** Natáčení antény – případ 2

Z testování vyplývá, že metoda omezeného otáčení popsaná v případě 1, která byla jednou ze zadaných možností v rámci zadání diplomové práce, není pro danou aplikaci vhodná.

Díky simulacím v prostředí Matlab máme jasně definovanou metodu optimálního natáčení rotátoru. Implementací zjištěných poznatků v rámci komplexní aplikace pro simulaci pohybu satelitní družice nad obzorem a řízení natáčení antény za účelem sledování dané družice můžeme optimální formou natáčení rotátoru antény prověřit jednotlivé aspekty sledování průběhu přeletů satelitů.

V následující kapitole si ukážeme konkrétní názorné příklady sledovaných přeletů vybraných družic v rámci flexibilní simulace pohybu satelitní družice nad obzorem a automatického řízení natáčení antény.

## Kapitola 4

### 4. Simulace sledování přeletů družic

#### 4.1 Simulované případy

Provedl jsem celou řadu simulací, při nichž jsem pozoroval mnoho zajímavých jevů. Vybral jsem zajímavé případy pro demonstraci funkce programu, průběhu sledování konkrétních satelitních družic a znázornění některých případů, ve kterých dochází k signifikantním chybám sledování v rámci sekvenčního režimu, který je blíže popsán v kapitole Simulátor.

Testované případy jsem rozčlenil do jednotlivých simulačních bloků, kdy v každém z nich je použito jiného satelitu na vstupu jako předmětu sledování. Pro demonstraci jsem vybral nanosatelit Iridium 148 – NEXT-5, nanosatelit Astrocast 0.2 a CubeSat LUCKY-7, jež je dílem vedoucího této diplomové práce, doc. Dr. Ing. Pavel Kovář. Vykreslování grafů je koncipováno tak, aby byl vykreslen průběh změn v azimutu a elevaci sledované satelitní družice napříč celým sledováním, tedy během doby, kdy se daný satelit nachází nad obzorem, vzhledem k referenčnímu bodu na Zemi.

Čas sledování je stanoven pro všechny simulace stejně, a to sice na dva po sobě jdoucí celé dny (25.3.2023 00:00 – 27.3.2023 00:00). Delší časové rozmezí je zvoleno pro lepší a názornější simulaci v důsledku dlouhodobějšího charakteru pozorování kontinuálního průběhu pohybu družice nad obzorem.

Pro co nejlepší znázornění pozorovaných jevů, schopností sledování a optimální pokrytí možných chyb, jsem jako předmět pozorování zvolil právě tři různé satelitní družice a simulace tedy rozčlenil na tři části. Jednotlivé simulace se pak věnují vždy právě jedné ze zvolených družic. Pro jednoduchost a optimální srozumitelnost jsou grafy průběhů simulací názorně a systematicky označeny tak, aby byla zřejmá korelace se vstupními parametry. Vstupní hodnota šířky svazku vyzařovaného pozemní anténou je označena písmeny BW a číslem udávajícím zadanou hodnotu šířky svazku ve stupních.

Na přiložených grafech lze pozorovat průběhy natáčení antény v azimutu a elevaci (simulation) ve srovnání s referenčními hodnotami azimutálních a elevačních úhlů ze zaměření satelitní družice v rámci jejího přeletu (ideal). Na grafu jsou rovněž vyobrazeny



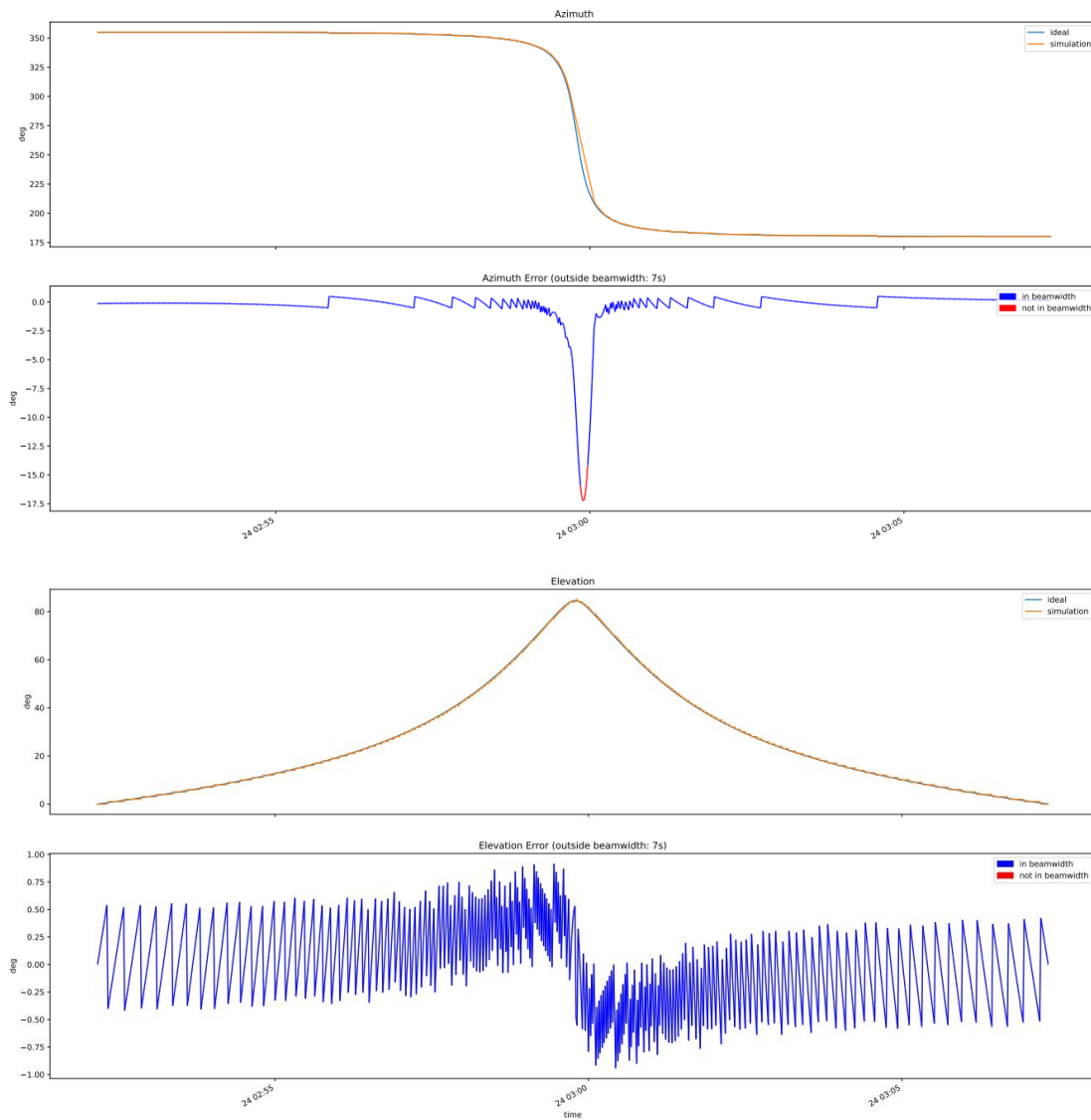
rozdíly mezi referenčními hodnotami a reálnými hodnotami natočení v čase a celková chyba sledování po kterou v rámci přeletu není dostupné spojení z důvodu chyby směřování antény. Pro kompaktnější znázornění jsem zde spojil oba grafy dohromady. Chyba ve sledování (outside beamwidth) je vyobrazena na obou grafech, jedná se o stejnou hodnotu, tato hodnota je sumou chyb z natáčení v elevaci i azimutu.

Graf je koncipován tak, že v horní části je zobrazen průběh sledování napříč daným přeletem satelitu a ve druhé části jednotlivé kroky natáčení rotátoru. Oranžovou barvou jsou v horní části znázorněny referenční hodnoty azimutu a elevace v rámci celého průběhu sledování, modrou barvou pak azimuty a elevace simulovaného natáčení rotátoru. V rámci dolní části je modrou barvou znázorněno, kdy se sledovaný satelit nachází ve svazku antény, a tudíž je tedy náš systém schopen přijímat signál. Červenou barvou je naopak znázorněna doba, kdy se satelit nachází mimo svazek antény, v tuto dobu tedy přijímací anténa není schopna přijímat ze satelitu žádný signál.

### 4.1.1 Simulační blok 1

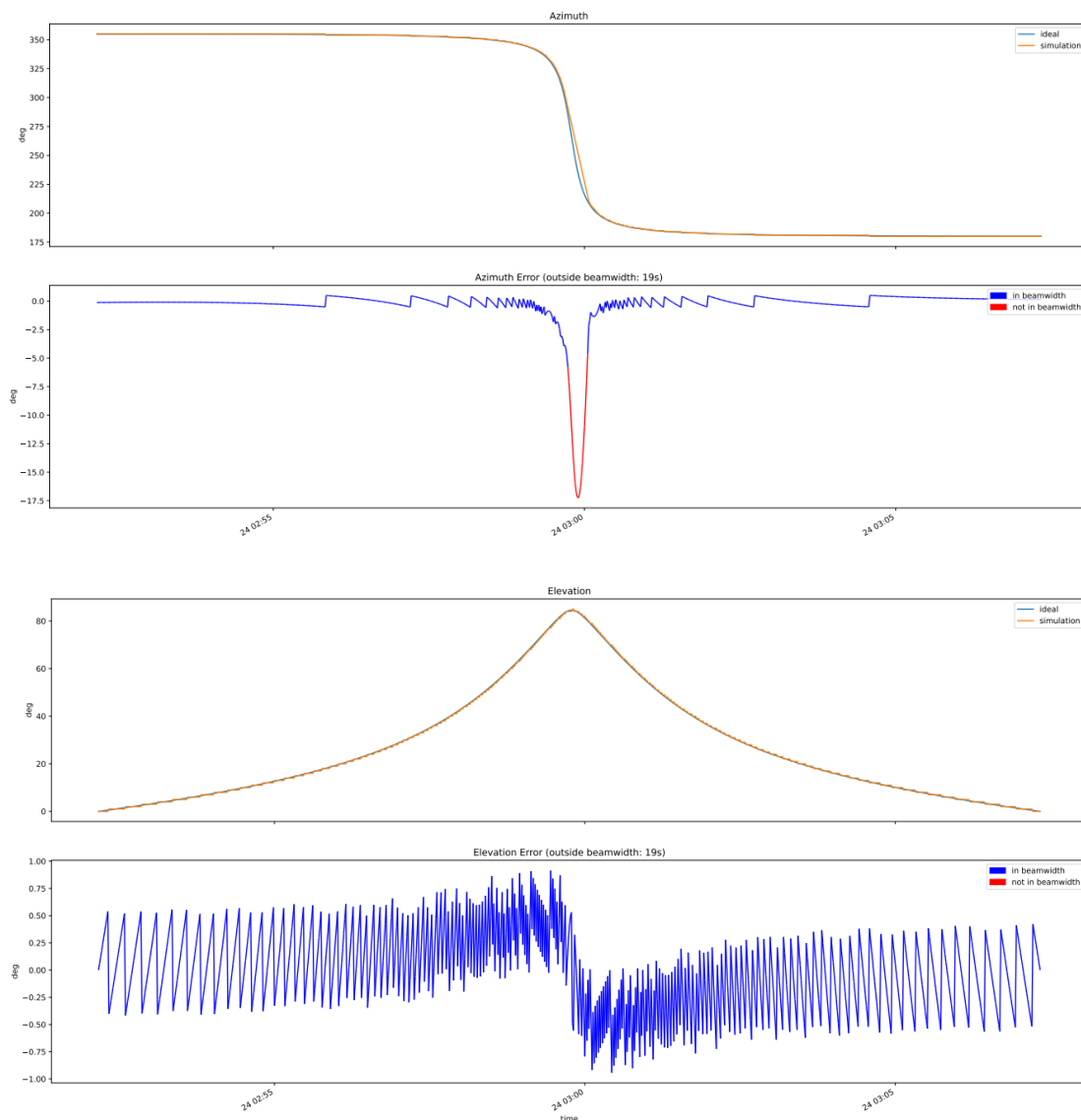
V rámci prvního simulačního bloku jsem se rozhodl použít jako předmět pozorování nanosatelit Iridium 148 – NEXT-5. Pro optimální znázornění pozorovaných průběhů jsem zvolil vstupní hodnoty šířky svazku 1°, 3°, 10° a 30°. Pro názornost jsem vybral jeden průběh přeletu satelitu pro všechny šířky svazku. V **Tabulce 4** je to druhý přelet 24.března 2023 s kulminací v čase 02:56:37.

**ToRoH:** 2023-03-24 02:50:56; **CP:** 2023-03-24 02:56:37, **ToSuH:** 2023-03-24 03:02:12



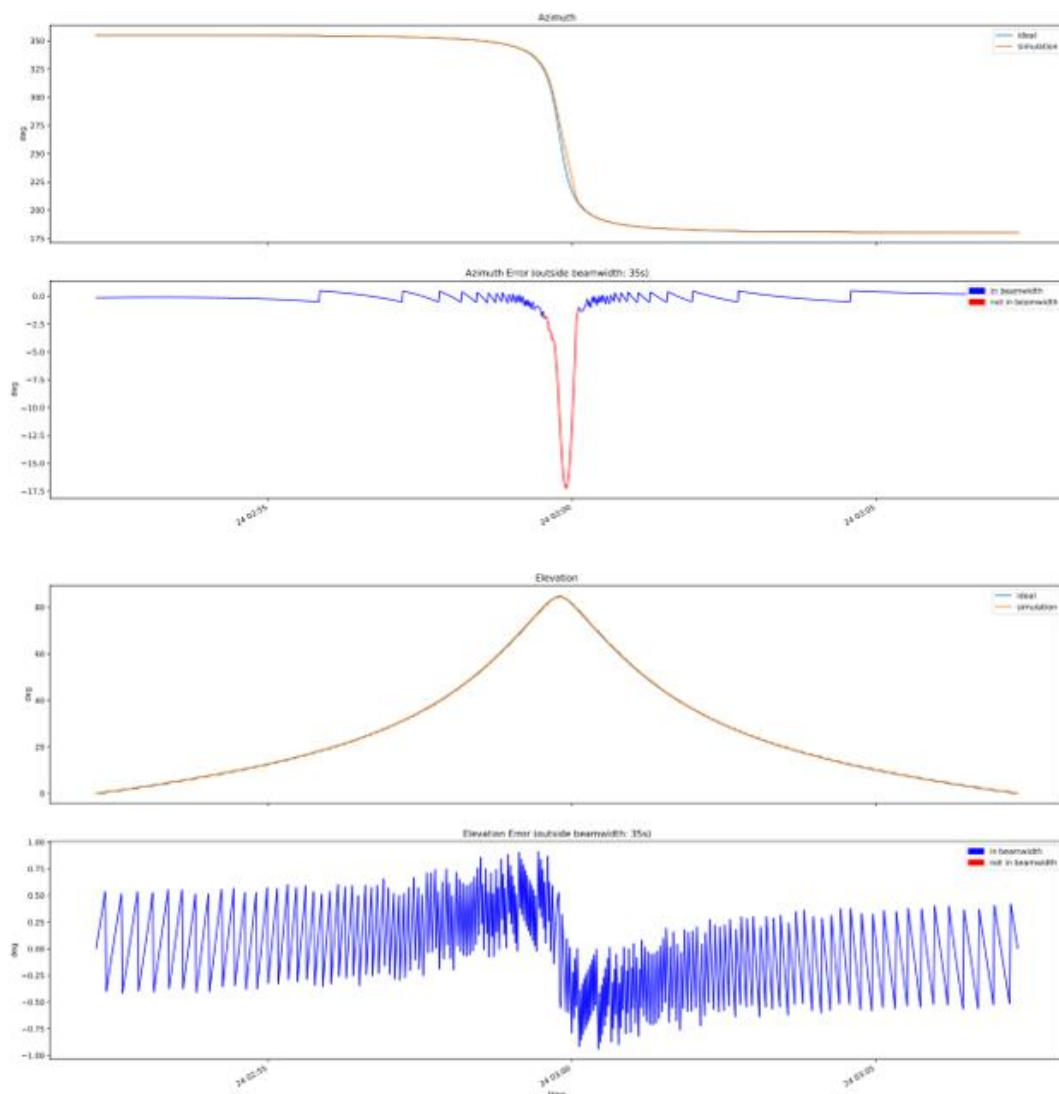
**Obr. 4.1 Simulace 1 – Iridium 148 – BW30**

Na **Obr 4.1** lze pozorovat drobnou chybu ve sledování satelitní družice v důsledku malé úhlové rychlosti otáčení rotátoru antény. Jelikož je ale pro danou simulaci šířka svazku antény nastavena na hodnotu  $30^\circ$ , je chyba ve sledování takto malá. V grafu změny elevace lze pozorovat, že i přes malou rychlost otáčení a s tím spojeným zvyšováním chyby, jež je zde charakterizována jako rozdíl mezi referenčním úhlem elevace a reálnou hodnotou elevačního úhlu natočení antény, nedochází k chybě ve sledování. Jinými slovy, pozorovaná satelitní družice se v celém průběhu sledování nachází ve svazku vyzařovaném pozemní anténou. V rámci celého sledování jde o jediný případ přeletu družice, kde dochází k chybě sledování při zadané hodnotě šířky svazku  $30^\circ$ . Případ chyby příjmu signálu vyobrazený na **Obr. 4.1** tedy není tak kritický. Doba, kdy není možné přijímat signál z družice, je rovna 7 sekundám.

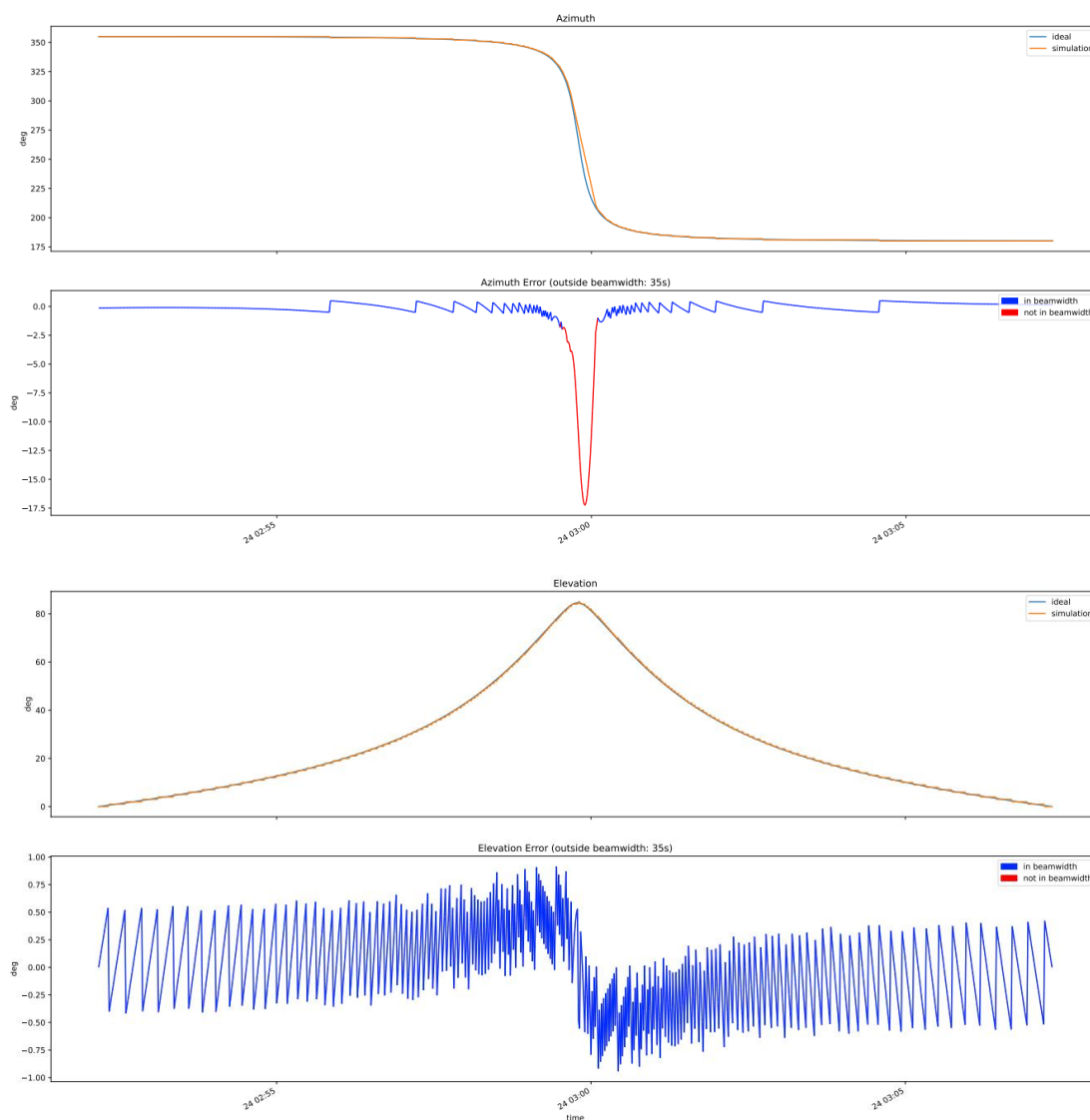


**Obr. 4.2 Simulace 1 – Iridium 148 – BW10**

Podíváme-li se na **Obr. 4.2**, jež představuje simulaci, pro kterou je vstupní hodnota šířky svazku nastavena na  $10^\circ$ , můžeme vidět, že celkový čas, kdy anténní přijímač není schopen přijímat signál z družice je roven 19 s. Na **Obr. 4.3**, při nastavení sekvenčního natáčení rotátoru, lze pozorovat rovněž zajímavý případ, kdy dochází k signifikantní chybě ve sledování a z toho plynoucí také poměrně významné chybě v příjmu signálu. Tato chyba je důsledkem pomalého natáčení rotátoru antény v sekvenčním režimu, které vede k tomu, že v daném čase se satelit nachází mimo již relativně úzký svazek antény. Tzn. anténa v tomto čase není schopna přijímat signál z družice. V tomto případě již dochází i k chybě vzniklé zamezením příjmu signálu v důsledku chyby v natáčení antény v elevaci. Je patrné, že nastavením otáčení v azimutu i elevaci současně je docíleno menší chyby v příjmu signálu z družice oproti simulacím v rámci sekvenčního režimu.

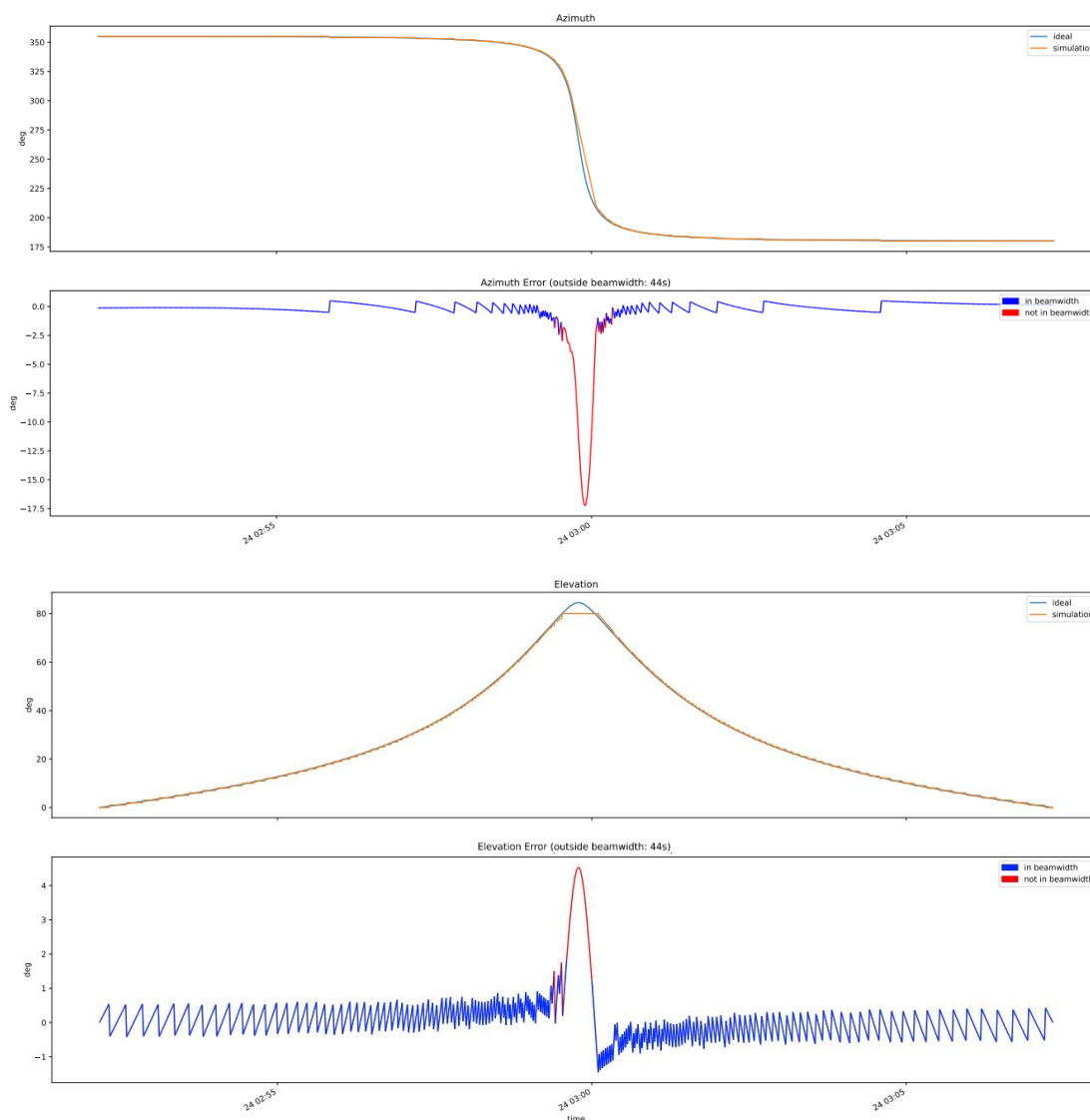


**Obr. 4.3 Simulace 1 – Iridium 148 – BW10 (sekvenční režim)**



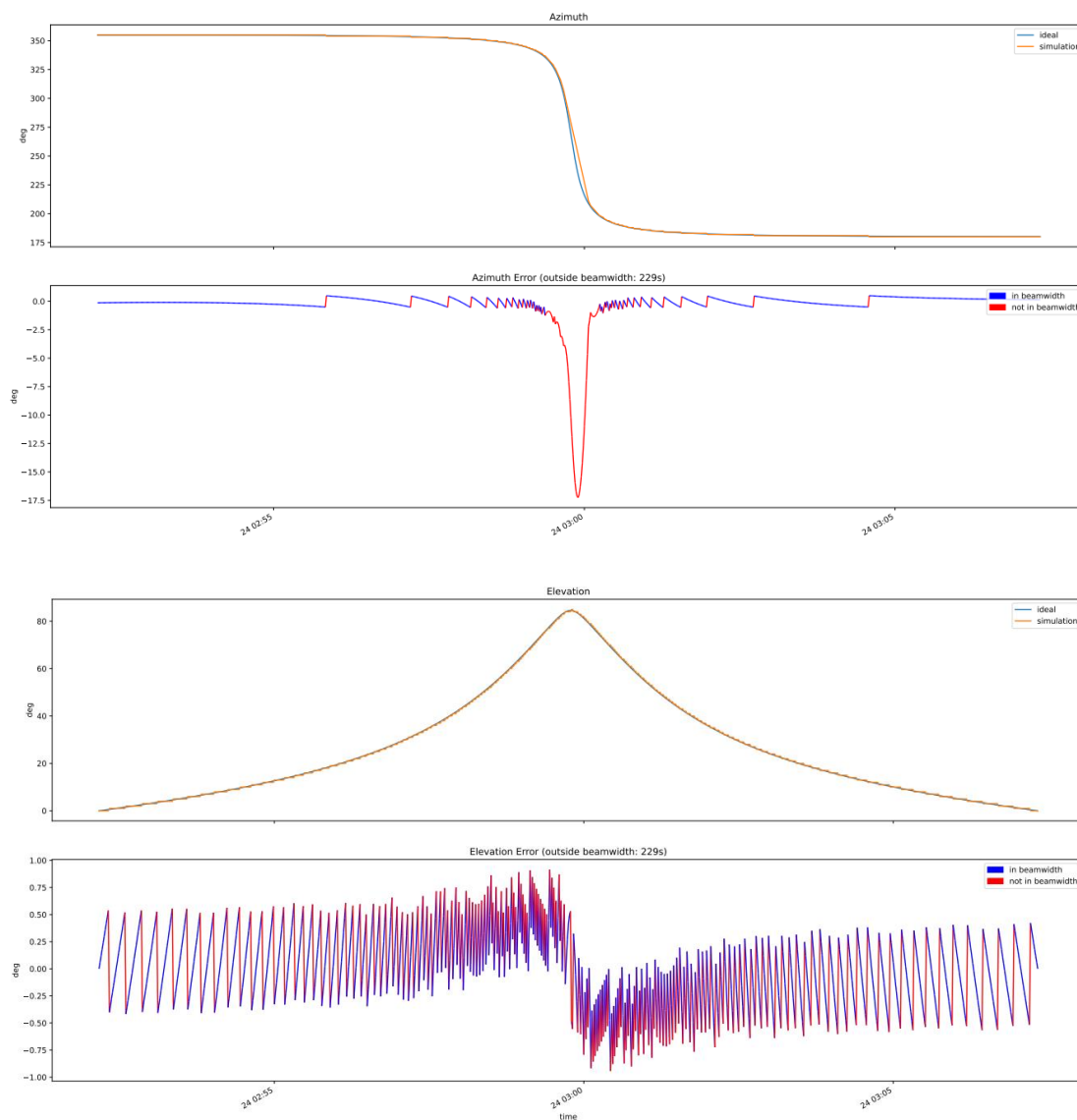
**Obr. 4.4 Simulace 1 – Iridium 148 – BW3**

Na **Obr. 4.4**, na další straně, lze pozorovat rozdílný průběh natáčení oproti souběžnému otáčení v azimutu i elevaci. Na průběhu natáčení lze vidět opožděné reakce i v natáčení v elevaci, jelikož rotátor zrovna přednostně mění úhel nastavení azimutu. To je v rámci programu zajištěno prostým porovnáním rozdílů hodnot referenčních azimutů a elevací s úhly reálného natočení antény. Rotátor se v rámci kroku otáčí v azimutu nebo v elevaci podle toho, která hodnota rozdílů těchto úhlů je vyšší. Na základě rozdílu mezi požadovanou hodnotou natočení a aktuálním úhlem nastavení rotátoru antény program vyhodnotil optimální směr otáčení pro dosažení požadovaného úhlu v co nejkratším čase. V důsledku velké změny úhlu azimutu však kvůli omezené rychlosti natáčení rotátoru dochází ke znázorněné chybě a v důsledku sekvenčního režimu rovněž systém zaostává v natáčení v elevaci.



**Obr. 4.5 Simulace 1 – Iridium 148 – BW3 (sekvenční režim)**

Dalším velmi zajímavým případem je průběh změn v azimutu zobrazený na **Obr 4.5**. Vstupní hodnotou pro šířku svazku antény je zde  $1^\circ$ , aby byla sledovaná chyba, pro názornost, co největší. V důsledku rychlých změn v azimutu, dochází k chybě ve sledování, jež znemožňuje pozemnímu anténnímu přijímači přijímat signál z pozorované satelitní družice. Z výstupu simulace je zřejmé, že takto zvolená konfigurace není vhodná pro zajištění optimálního sledování přeletu družice. Takto úzký svazek v praxi pro tyto účely nebývá využíván [15]. Aby bylo zajištěno optimálního příjmu signálu ze satelitní družice pro tak malou hodnotu šířky svazku, musel by minimální krok používaného rotátoru být jemnější a úhlová rychlost rotátoru vyšší.



**Obr. 4.6 Simulace 1 – Iridium 148 – BW1**

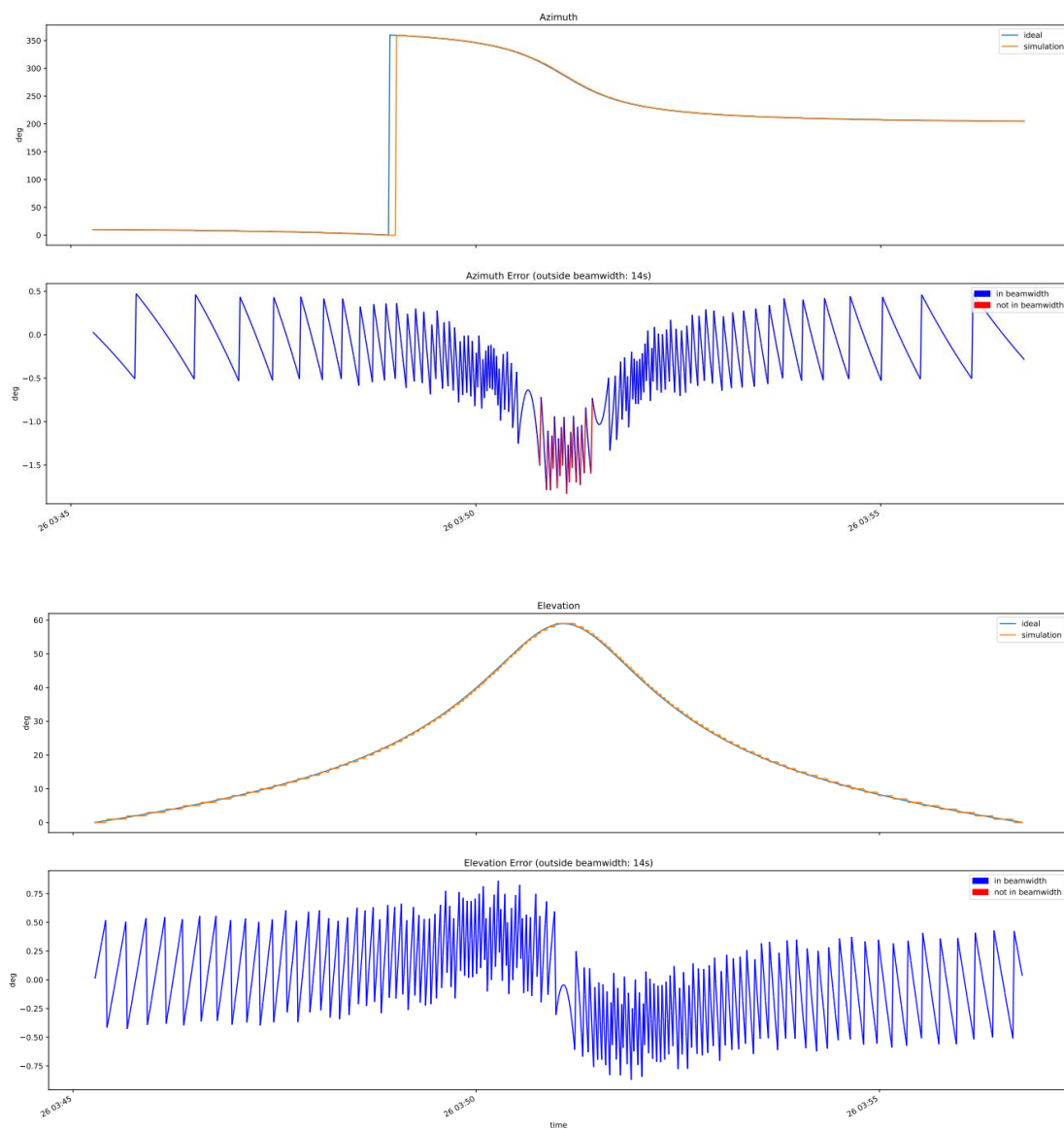
Šířka svazku  $1^\circ$  byla zvolena pouze pro názornou demonstraci. Z logiky věci vyplývá, že čím je šířka svazku menší, tím četnější a výraznější jsou chyby ve sledování, resp. v příjmu signálu. Již v předchozích kapitolách této diplomové práce jsem zmiňoval, že pro optimální řešení je třeba najít ideální (kompromisní) řešení.

Šířka svazku  $1^\circ$  je v rámci uvažované konfigurace rovněž nepoužitelná kvůli hodnotě minimálního kroku rotátoru, jenž činí  $1^\circ$ , proto zde logicky dochází k četným chybám v příjmu signálu.

### 4.1.2 Simulační blok 2

Ve druhém simulačním bloku je sledovanou družicí CubeSat LUCKY-7. Základní informace o tomto satelitu vizte v kapitole 1.3. V rámci následujícího simulačního bloku jsem zvolil jinou konfiguraci než pro první simulační blok. Pro optimální znázornění pozorovaných průběhů jsem zvolil vstupní hodnoty šířky svazku  $2^\circ$ ,  $3^\circ$  a  $5^\circ$ . Pro názornou demonstraci funkčnosti sledovacího systému jsem učinil výběr nejzajímavějších případů, které jsem v rámci rozsáhlého testování zpozoroval.

Pro lepší přehlednost, jsem pozorované případy rozdělil systematicky na simulace A, B, C.



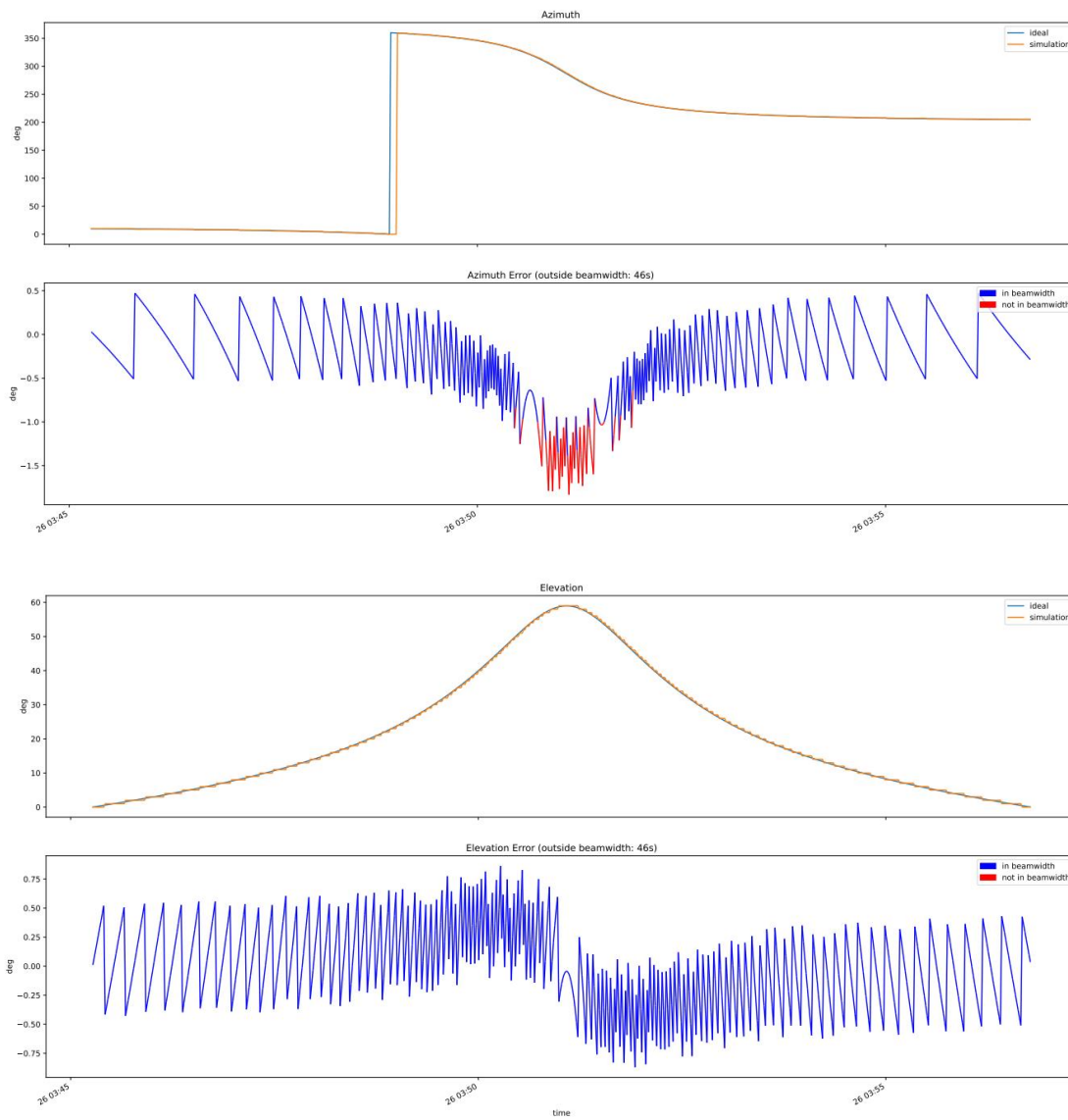
Obr. 4.7 Simulace 2A – Lucky-7 – BW3



Na grafech ze Simulace 2A zobrazených na **Obr. 4.7**, lze pozorovat průběh natáčení antény pro sledování přeletu satelitní družice s maximální hodnotou elevace v kulminačním bodě. Na grafu změn v azimutu lze vidět, v rámci daného přeletu, optimální změnu natočení antény, z počáteční hodnoty azimutu  $10^\circ$  do azimutu  $359^\circ$  v čase pozorování 26.3.2023 03:49:05, kratší cestou přes nulu. A tedy doba, po kterou v rámci tohoto přeletu, v této konfiguraci, není dostupné spojení z důvodu chyby směřování antény, je zanedbatelná.

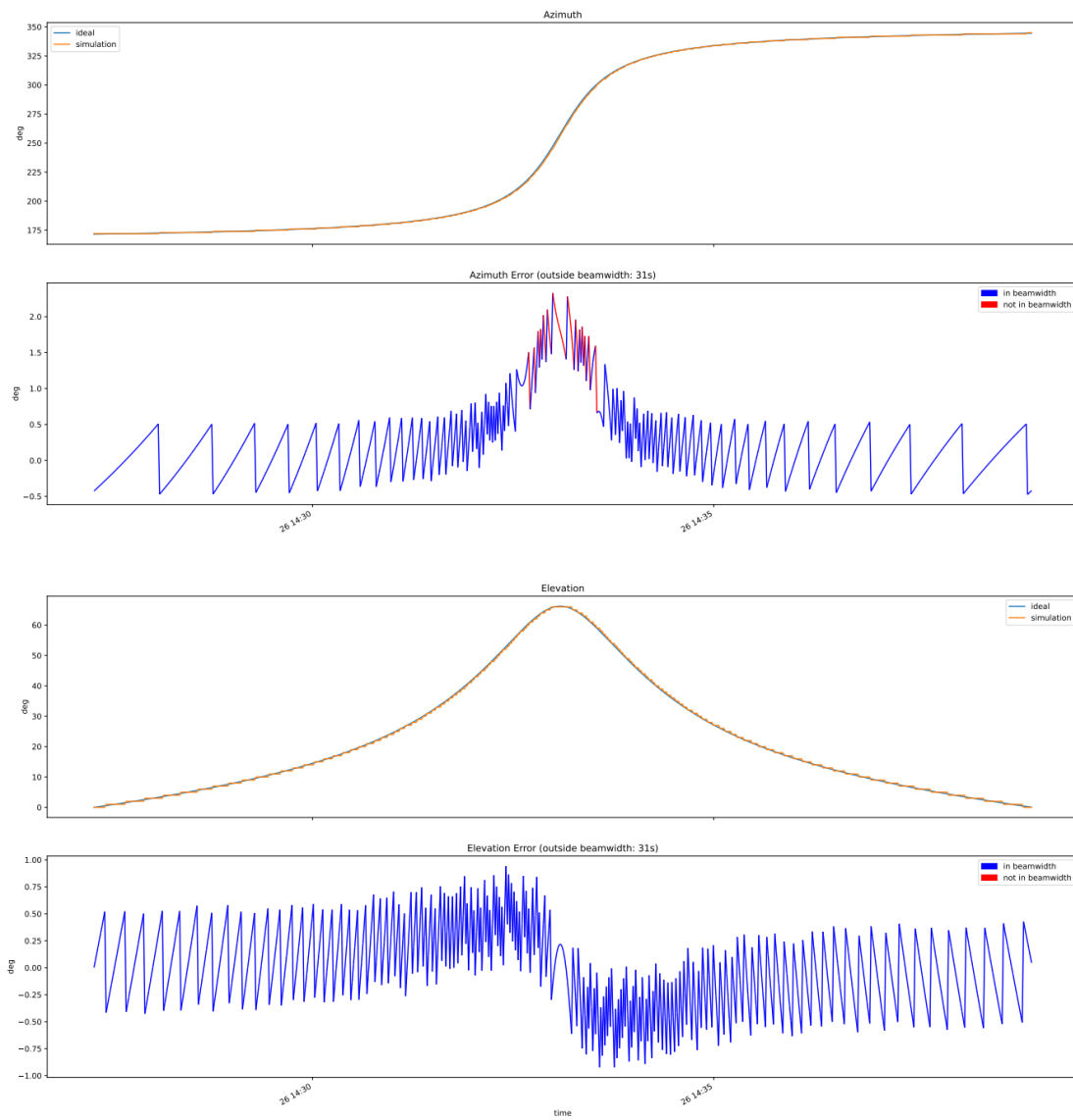
V důsledku rychlých změn referenční hodnoty azimutu během sledování dané satelitní družice dochází k dočasné chybě ve sledování. Tato chyba je však jen krátkodobá. Lze tedy tvrdit, že při přerušovaném příjmu signálu jsou data ze sledované satelitní družice stále přijímána, avšak s nižší vzorkovací frekvencí [22]. Toto snížení vzorků je způsobeno neschopností pozemního anténního přijímače zachytit ty vzorky, které jsou ztraceny v důsledku přerušování signálu, když se družice nachází mimo svazek antény.

Na základě simulovaného případu vyobrazeného na **Obr. 4.7** jsem se rozhodl hodnotu šířky svazku ještě zmenšit a pozorovat o kolik se zvýší čas, kdy anténa nebude moci přijímat žádný signál. Na **Obr. 4.8** lze tedy pozorovat, že pro šířku svazku  $2^\circ$  již dochází k signifikantním chybám sledování. Anténní přijímač z tohoto důvodu není schopen v rámci daného přeletu dohromady 46 sekund přijímat signál ze satelitní družice.

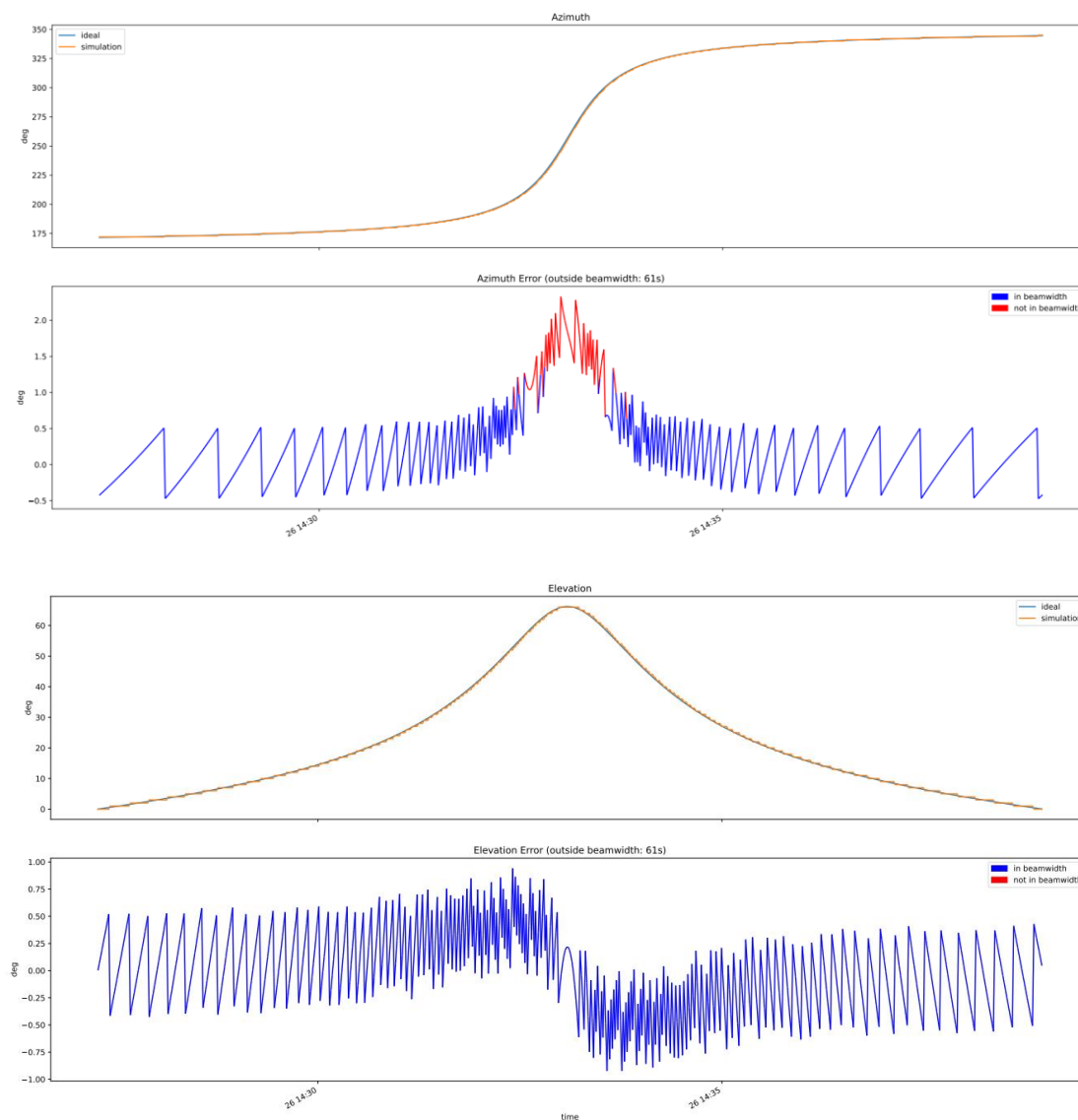


**Obr. 4.8 Simulace 2A – Lucky-7 – BW2**

U Simulace 2B lze pozorovat výskyt velmi podobných chyb zhruba ve stejné části přeletu jako u Simulace 1. Původ chyby je obdobný jako u Simulace 2A a je rovněž zřejmý z přiložených grafů.



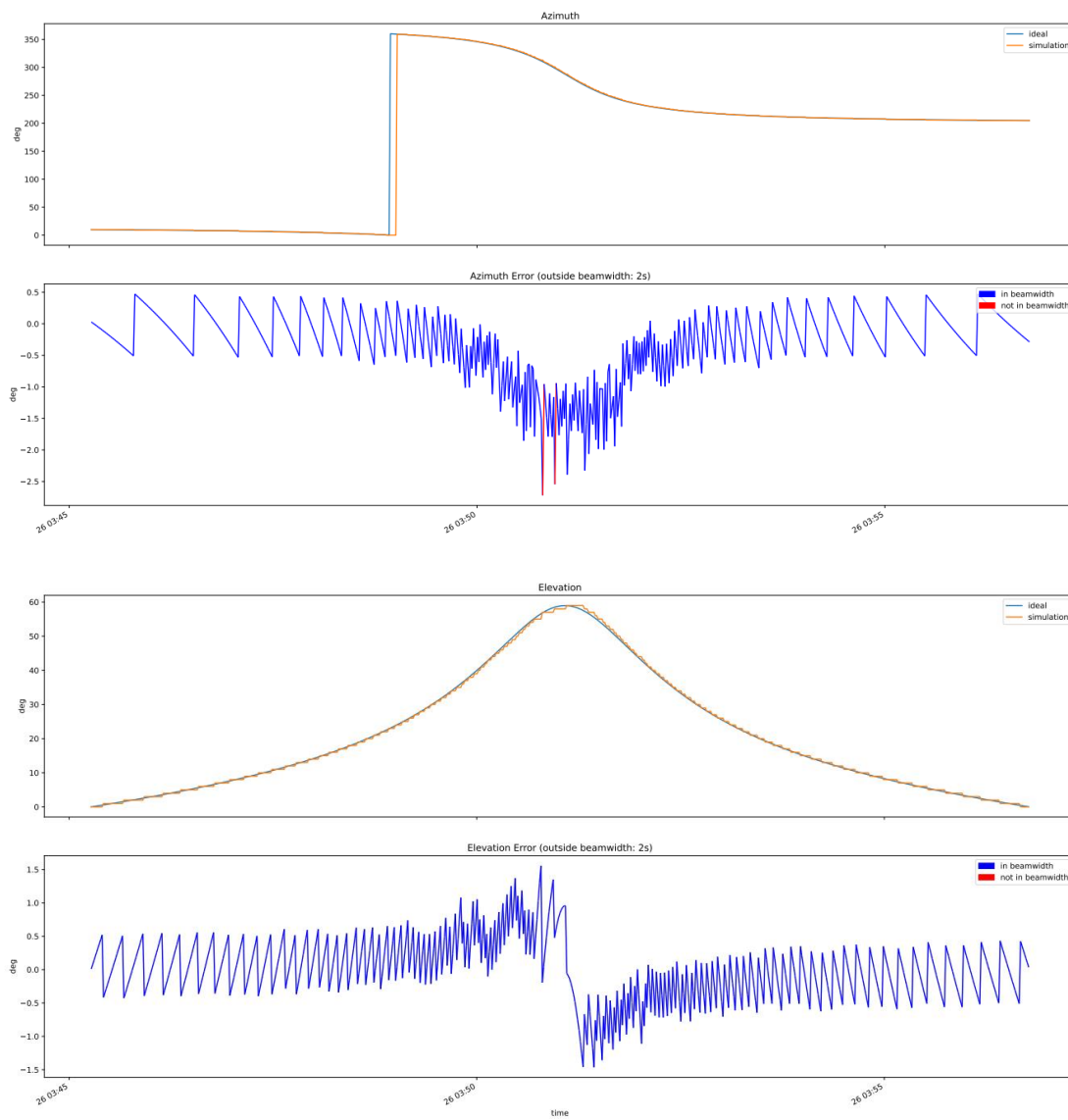
**Obr. 4.9 Simulace 2B – Lucky-7 – BW3**



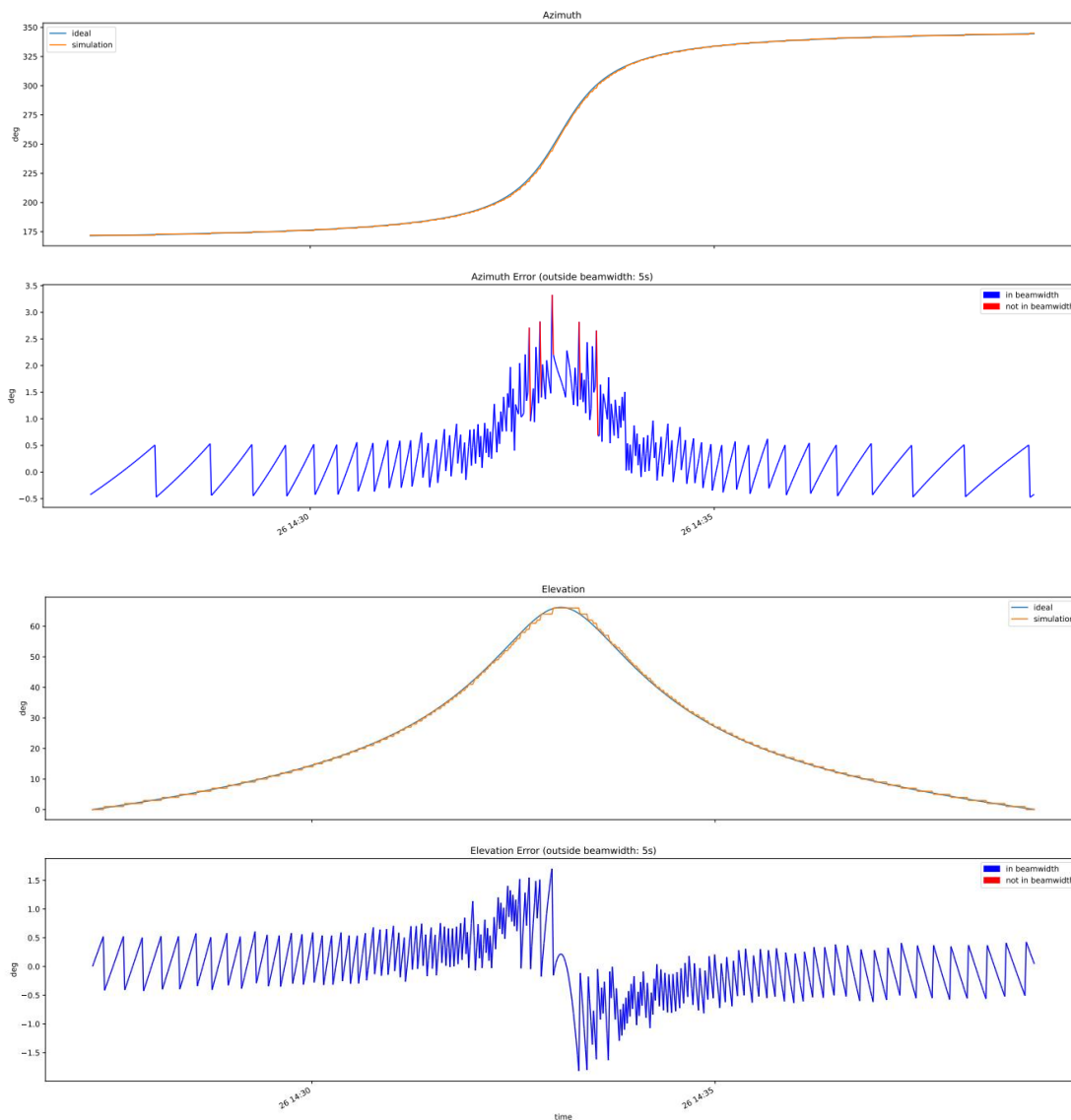
**Obr. 4.10 Simulace 2B – Lucky-7 – BW2**

V rámci tohoto simulačního bloku se jedná o jediné dva případy, kde v rámci optimálního režimu natáčení antény dochází k chybě příjmu signálu ze satelitní družice při nastavení šířky svazku na hodnotu  $2^\circ$  a  $3^\circ$ . V rámci simulací, kdy jsem nastavil hodnotu šířky svazku na  $5^\circ$  již k žádným chybám příjmu signálu nedocházelo.

U simulací s nastavením sekvenčního režimu otáčení rotátoru antény k drobným chybám dochází ještě i pro simulace s nastavenou šířkou svazku  $5^\circ$ . Nejedná se však o signifikantní chyby, dochází pouze k přerušovanému spojení, vizte na **Obr. 4.11** a **4.12**.

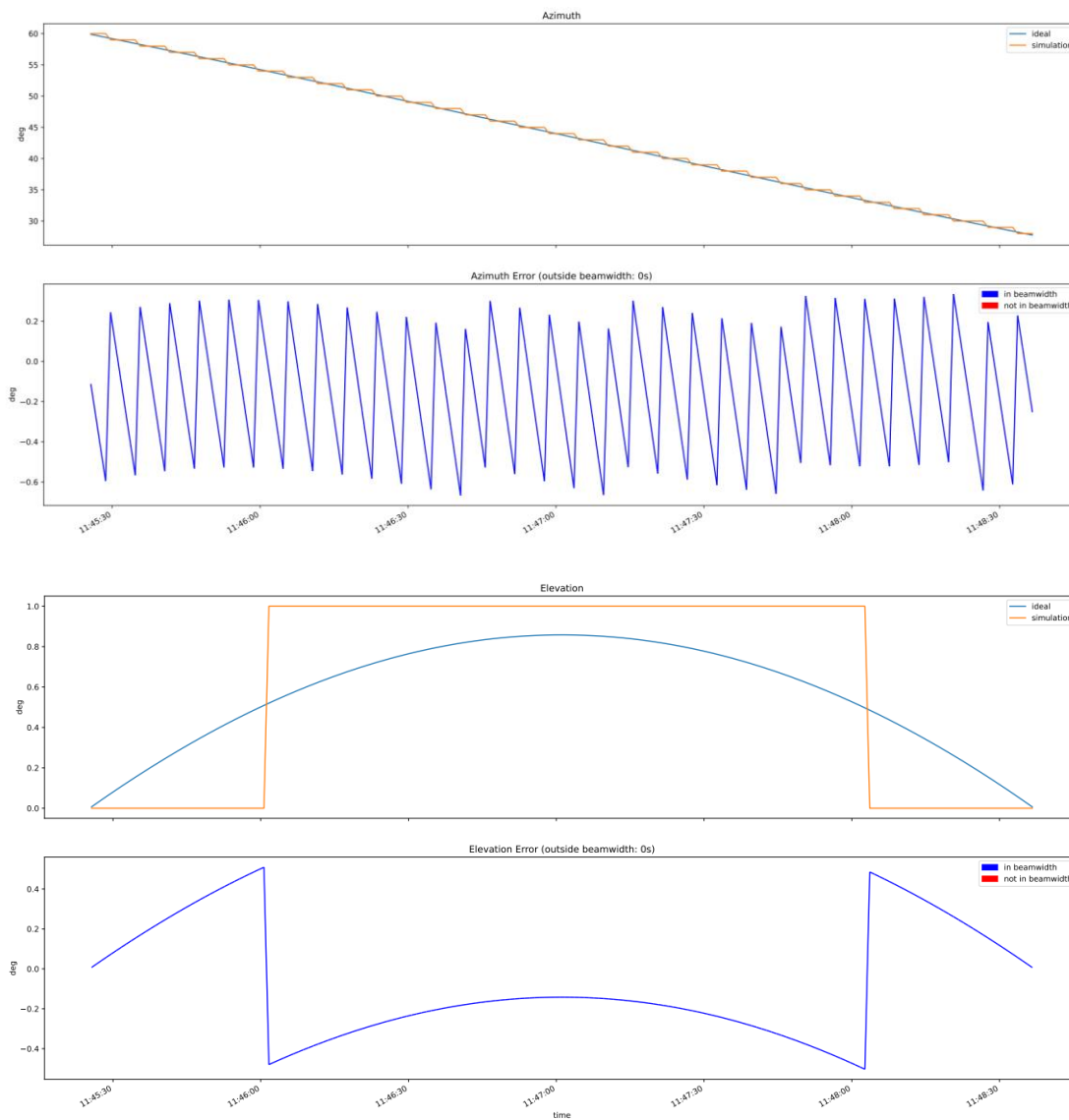


**Obr. 4.11 Simulace 2A – Lucky-7 – BW5 – sekvenční režim**



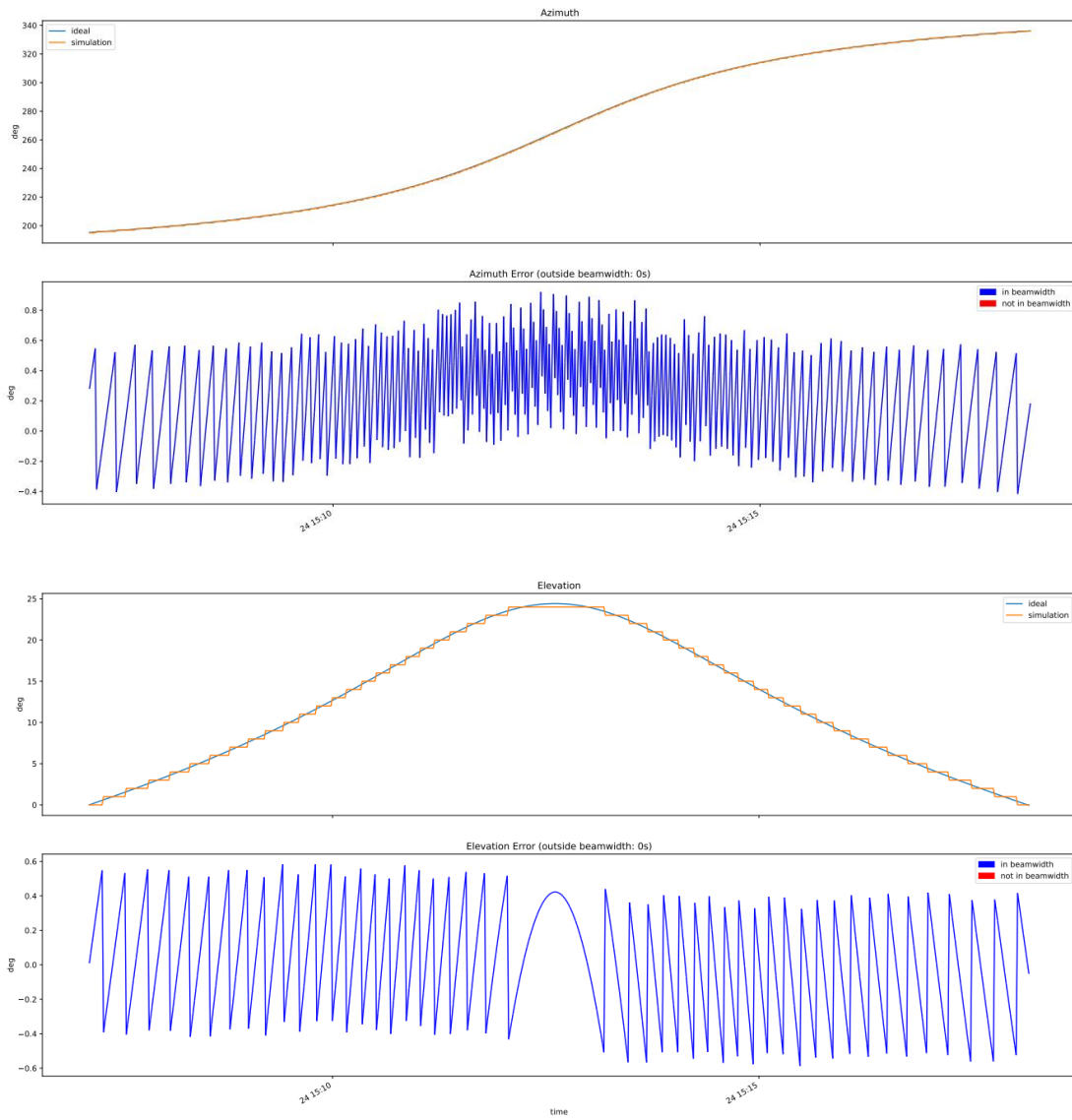
**Obr. 4.12 Simulace 2B – Lucky-7 – BW5 – sekvenční režim**

Uvedme si rovněž některé případy, na kterých si můžeme představit optimální průběh sledování přeletu nanosatelitu Lucky-7. Rovněž bych chtěl uvést některé charakteristické průběhy, pro doplnění prezentovaných simulací pro optimální představení naprogramovaného simulátoru. Pro tyto simulované případy je hodnota šířky svazku nastavena na  $2^\circ$  pro demonstraci vysoké přesnosti sledování.



**Obr. 4.13 Simulace 2C – Lucky-7 – BW2**

Na **Obr. 4.13** můžeme vidět plynulý průběh natáčení rotátoru antény v azimutu. Lineární průběh změn azimutu je dán velice malými změnami elevace v rámci celého přeletu, a z toho plynoucí změnou nastavení elevace pouze o  $1^\circ$ .



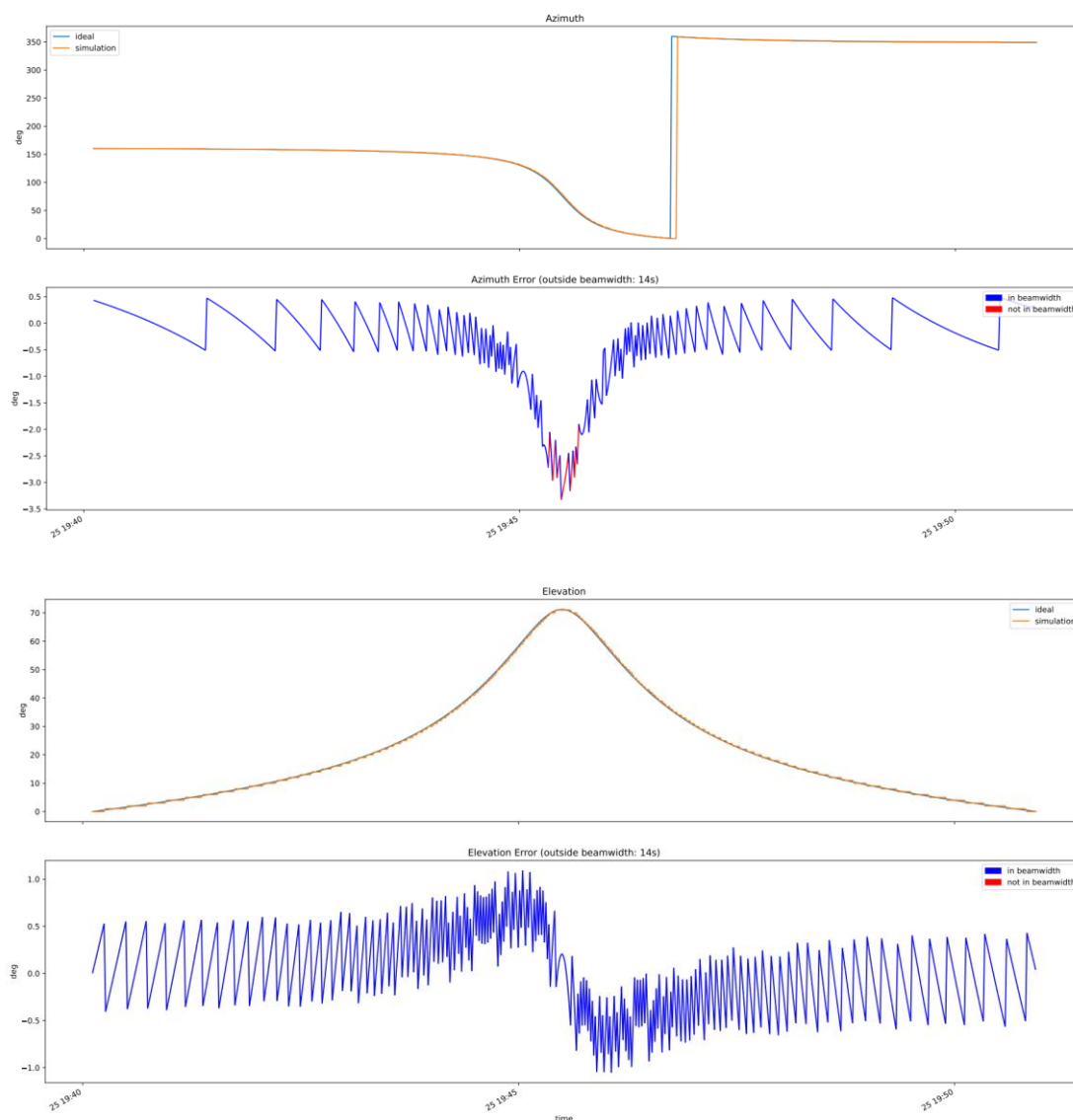
**Obr. 4.14 Simulace 2C – Lucky-7 – BW2**



### 4.1.3 Simulační blok 3

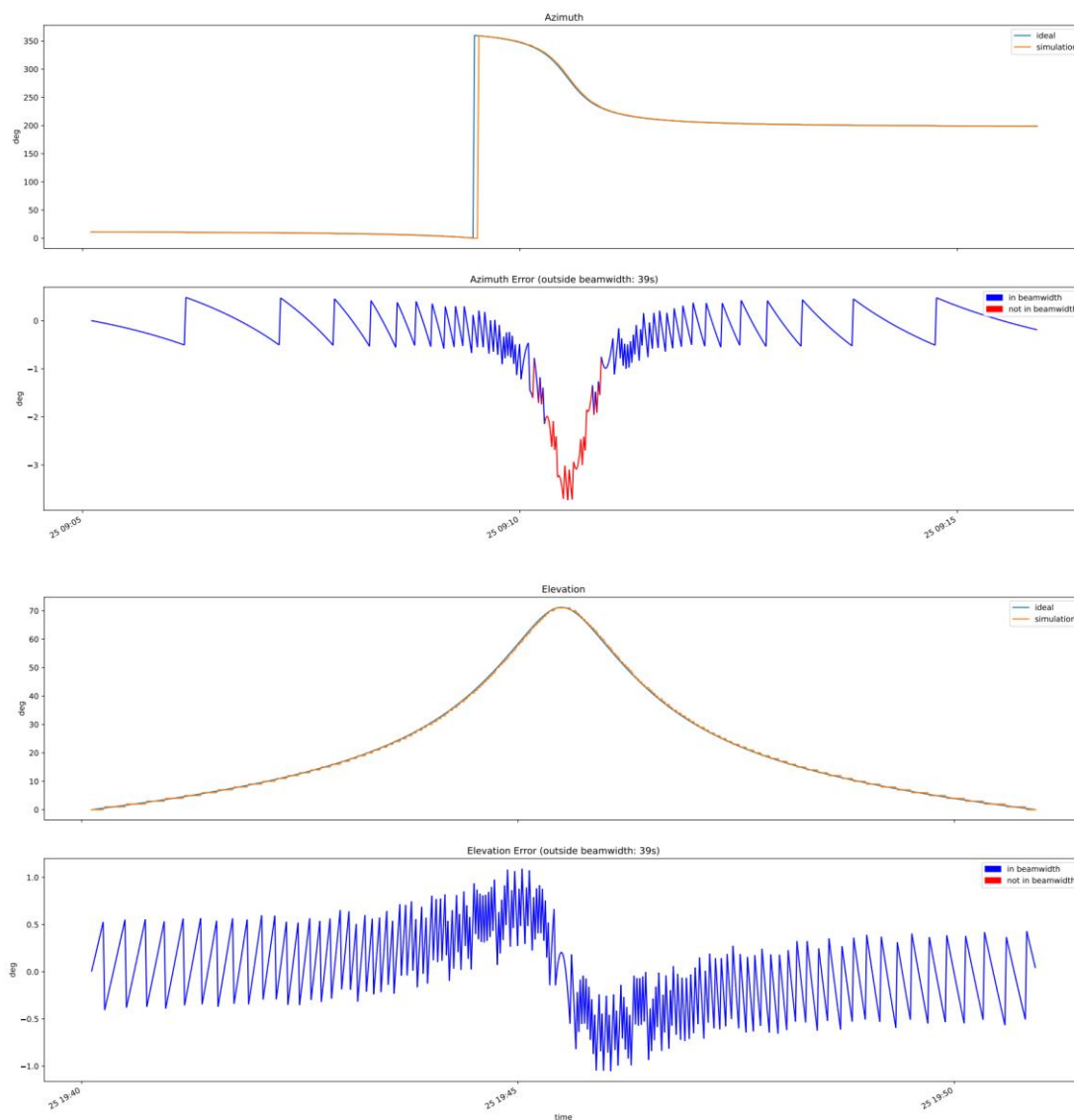
V rámci třetího simulačního bloku byl předmětem sledování nanosatelit Astrocass 0.2. Pro demonstraci jsem dva nejzajímavější případy ze sledovaných průběhů sledování v zadaném čase. V zadaném čase sledování dochází k chybě v příjmu signálu, při volbě šířky svazku antény  $3^\circ$ , pouze ve dvou případech, v ostatních případech je v rámci této konfigurace zajištěno kontinuálního příjmu signálu pro celý přelet satelitní družice.

Provedl jsem řadu simulací o různých konfiguracích. Nutno konstatovat, že v pozorovaných časech nedocházelo k žádným signifikantním chybám ve sledování. Lze říci, že pro šířku svazku větší než  $10^\circ$  v pozorovaných časech byl v rámci provedených simulací zajištěn kontinuální příjem signálu z družice, tedy sledování v daných časech lze nazvat optimálním. Na přiložených grafech můžeme pozorovat, že minimální hodnota šířky svazku pro docílení optimálního sledování je  $8^\circ$ . Jelikož největší pozorovaná chyba v rámci všech přeletů v zadaném čase nepřesahuje  $4^\circ$ . Z grafu je patrné, že k chybě dochází při změnách úhlu natočení v azimutu z důvodu rychlých změn v azimutu pozorované družice.



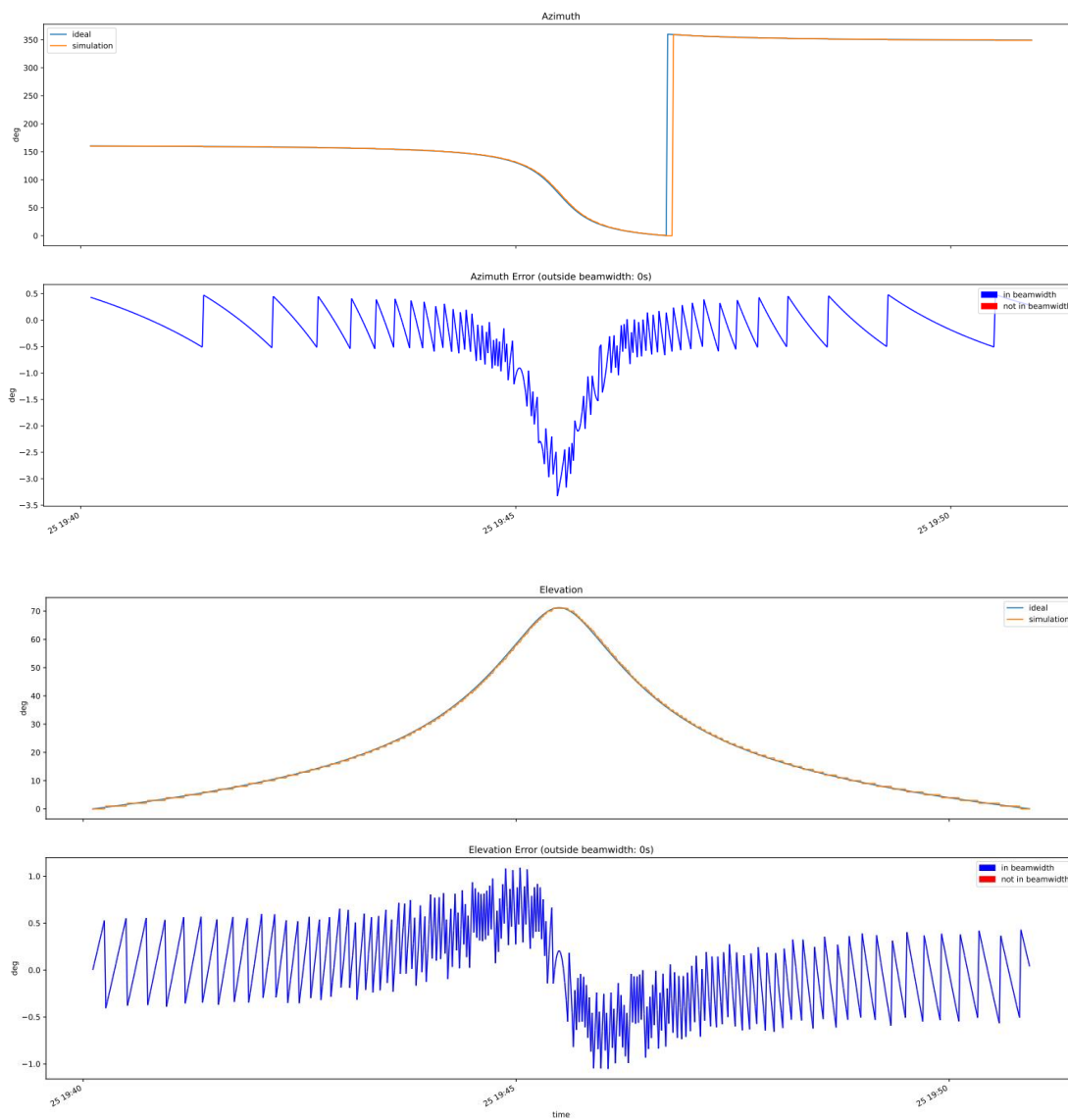
**Obr. 4.15 Simulace 3 – Astrocast 0.2 – BW5**

Na **Obr. 4.15** lze vidět průběh sledování přeletu satelitu Astrocast 0.2. Šířka svazku antény je nastavena na  $5^\circ$ . Celková chyba v příjmu signálu z družice v rámci zadaného přeletu činí 14 s. Dochází k ní v okolí kulminačního bodu z důvodu rychlých změn v azimutu. Zde z důvodu rychlých změn referenční hodnoty, v rámci průběhu sledování dané satelitní družice, dochází k chybě ve sledování, tato chyba je ale vždy pouze chvilková. Dochází k přerušovanému příjmu signálu, kdy tedy data přijímaná ze sledované satelitní družice jsou přijímána, ale s nižší vzorkovací frekvencí, jelikož počet vzorků je snížen právě o ty, které není pozemní anténní přijímač schopen přijímat z důvodu přerušování příjmu signálu.



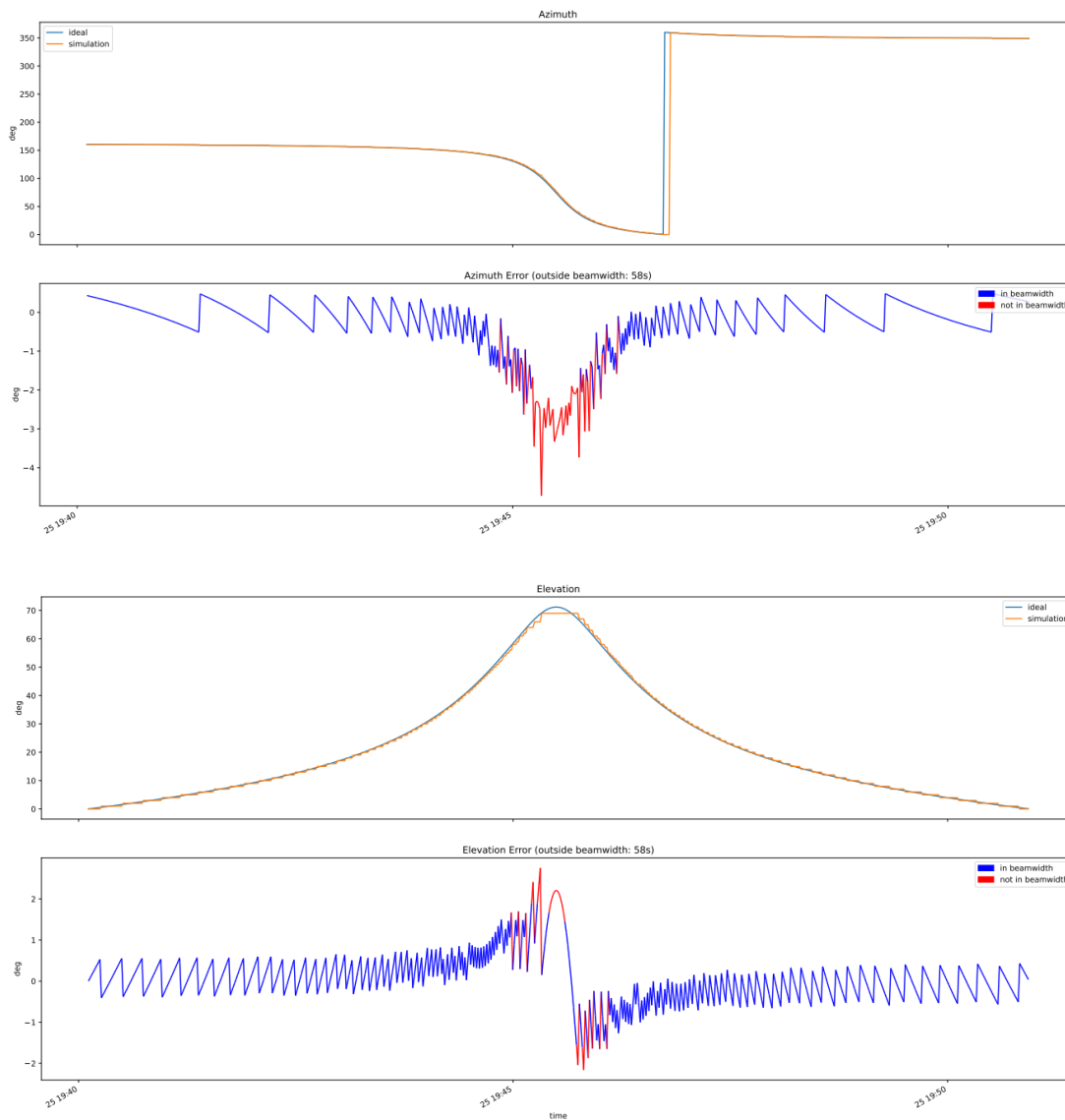
**Obr. 4.16 Simulace 3 – Astrocast 0.2 – BW3**

Na **Obr. 4.16** lze vidět v rámci stejného přeletu již větší chybu v příjmu signálu a nejde již o chvilkově ztráty spojení, ale kontinuální absenci signálu okolo kulminačního bodu. Z grafu vyplývá, že pozemní přijímač není schopen přijímat žádná data po dobu více než 30 s bez jakékoliv aktualizace. To už rozhodně není optimální. Chyba ve sledování je způsobena omezením úhlové rychlosti natáčení rotátoru, který v daný čas není schopen zajistit dostatečně rychlé změny úhlu nastavení v azimutu a z toho důvodu pak anténa není schopna přijímat signál, jelikož se satelit nachází mimo svazek antény.



**Obr. 4.17 Simulace 3 – Astrocast 0.2 – BW10**

Jak jsem již avizoval, při nastavení vstupní hodnoty šířky svazku na  $10^\circ$  je zajištěno optimální sledování, a tedy kontinuální příjem signálu v rámci celého průběhu sledování přeletu dané družice nad obzorem. Na přiloženém grafu **Obr. 4.17** je demonstrováno optimální natáčení rotátoru antény zajišťující kontinuální příjem signálu ze satelitní družice v rámci sledovaného přeletu.



**Obr. 4.18 Simulace 3 – Astrocaster 0.2 – BW3 – sekvenční režim**

Na průběhu sledování znázorněném na **Obr. 4.18** můžeme vidět, jakým způsobem funguje natáčení rotátoru antény v sekvenčním režimu. Jednotlivé kroky otáčení jsou z grafu patrné. V okolí kulminačního bodu dochází k poměrně zajímavému jevu, kdy se elevační úhel natočení antény změní na požadovanou hodnotu s větší časovou prodlevou, než je tomu u ostatních kroků v rámci sledovaného průběhu. Tento jev je způsoben omezením rotátoru na sekvenční režim otáčení, který je popsán v kapitole 3.2.3. Tedy v důsledku větších rozdílů v azimutálních úhlech anténní rotátor v daném kroku přednostně mění úhel nastavení v azimutu. Právě díky tomuto režimu je optimální sledování omezeno na větší minimální šířku svazku. Pro užší svazky se v těchto situacích daná satelitní družice může nacházet vně svazku antény častěji, než je tomu u optimálního

režimu natáčení (v azimutu i elevaci současně), a je tak zamezeno kontinuálnímu příjmu signálu ze sledované družice.

### **Závěr testování**

Z jednotlivých grafů průběhů natáčení antény, a i na základě dalších provedených simulací mohu konstatovat, že k chybě sledování v rámci optimálního režimu natáčení (v azimutu i elevaci zároveň) zpravidla nedochází z důvodu natáčení v elevaci nýbrž pouze z důvodu rychlých změn v azimutu.

Rychlé změny referenčního úhlu azimutu pak vedou k větší odchylce mezi aktuálním natočením antény a referenční hodnotou. Úhlová rychlost uvažovaného rotátoru umožňuje dostatečně rychlé natáčení antény v elevaci, a není tedy způsobeno, že by rozdíl mezi referenční hodnotou elevace a reálnou hodnotou natočení antény v elevaci byl v daném kroku větší, než je polovina šířky svazku antény.

Nutno rovněž konstatovat, že pro dané testování je již využíváno pouze optimální volby možnosti natáčení, a to v azimutu od  $0^\circ$  do  $360^\circ$  a v elevaci od  $0^\circ$  do  $180^\circ$ . Druhá možnost, umožňující natáčení v azimutu od  $0^\circ$  do  $360^\circ$  a v elevaci pouze od  $0^\circ$  do  $90^\circ$  nebyla pro tuto fázi testování použita, jelikož již v rámci simulace v prostředí Matlab byla shledána neefektivní.

Na přiložených grafech je rovněž demonstrována schopnost softwaru vyhodnotit, zdali je výhodnější otáčet rotátorem v daný okamžik doleva či doprava, to je zajištěno porovnáváním úhlových vzdáleností mezi aktuální hodnotou a hodnotou požadovanou v rámci dalšího kroku. Po dokončení sledování v rámci daného přeletu satelitní družice je rotátor nastaven do pozice příštího východu družice nad obzor.

## Závěr

Na základě důkladné rešerše a důmyslného testování byla nalezena optimální metoda natáčení antény pomocí azimut-elevace rotátoru ve smyslu nejmenší chyby sledování, v rámci předem daných omezení uvažovaného systému. Pro dosažení tohoto předem stanoveného cíle bylo využito programovacího jazyku Python, ve kterém byla v prostředí VS Code vyvinuta aplikace, která pro daný přelet konkrétní družice určuje optimální způsob natáčení antény.

Po zadání přesného názvu družice požadované pro sledování, program načte z aktuální internetové databáze TLE data dané družice a pro zadanou polohu pozemní antény a další specifikované parametry určí optimální natáčení rotátoru antény. Aplikace pečlivě zohledňuje reálná omezení použitého systému, jako jsou úhlová rychlost otáčení rotátoru a šířka svazku antény. Flexibilita aplikace umožňuje snadnou úpravu vstupních parametrů, což je užitečné pro případné použití s odlišnými sledovacími systémy. Klíčovým cílem je zajistit, aby se družice nenacházela mimo svazek antény, což by představovalo neustálý příjem signálu. Během demonstrací s použitím simulací bylo zjištěno, že omezené možnosti rotátoru antény mohou způsobovat drobné chyby ve sledování v kritických okamžicích. Z provedených simulací tak plyne, že pro daný rotátor je nutné použít anténu s širším svazkem, aby byl zajištěn kontinuální příjem signálu.

V rámci provedených simulací je názorně demonstrováno, že otáčení antény v elevaci pouze v rozmezí 0 až 90 ° není vhodné pro efektivní sledování přeletu LEO družice, jelikož jsou vyžadovány signifikantní změny v azimutu rotátoru antény v důsledku právě tohoto omezení pohybu v elevaci. Pro demonstraci byla provedena aditivní názorná simulace v prostředí Matlab. Pro názornou demonstraci a ověření výsledků bylo využito rotátoru SPID zapůjčeného vedoucím této práce. Natáčení rotátoru probíhá dle zadaných parametrů, avšak pro důkladné otestování by bylo zapotřebí testovat na vhodném místě a zajistit možnost kontinuálního příjmu signálu z družice v rámci jejího přeletu. Byla by to jistě zajímavá součást disertační práce.

Aplikace navržená v rámci této práce bude umístěna na internet, kde bude volně dostupná pro širokou veřejnost. Uživatelé budou mít možnost nastavit vstupní parametry sledování podle svých preferencí. Simulace v rámci programu mohou sloužit uživatelům k návrhu vlastních otočných anténních přijímačů, optimalizaci existujících sledovacích zařízení nebo jednoduše k monitorování průběhu satelitních družic.

Optimální sledování LEO družice vyžaduje přesné a rychlé výpočty, citlivé senzory a přesně ovládaný mechanismus antény. Pro vylepšení sledovacích schopností bych navrhol implementaci aditivních senzorů, jako jsou magnetometry či gyroskopy, které pomáhají v reálném čase monitorovat skutečnou polohu sledované družice.

Systémy, jako je Kálmánův filtr, mohou být také využity pro lepší odhad polohy družice a optimalizaci sledování. Při reálném sledování je také důležité monitorovat sílu přijímaného signálu družice. Využitím vhodně nakonfigurovaného Kálmánova filtru lze dosáhnout optimálního sledování a kontinuálního příjmu signálu. Optimálně navržený pozemní sledovací systém by zajišťoval neustálou aktualizaci informací o aktuální poloze a orientaci družice. Současně by prováděl potřebné korekce polohy antény v závislosti na pohybu družice, což by zajišťovalo kontinuální sledování a optimální příjem signálu.

Závěr této diplomové práce rozhodně neuzavírá zkoumanou problematiku. Pro budoucí práci, kupříkladu v rámci doktorského studia, by se nabízela implementace softwarového řešení optimálního natáčení antény a komplexní návrh a realizace systému pro optimální sledování a příjem signálu LEO družic.



## Seznam použitých zkratek

BW Beamwidth (Šířka svazku)	LEO Low Earth Orbit (Nízká oběžná dráha Země)
DIY Do It Yourself (Vlastní výroba)	MEO Medium Earth Orbit (Střední oběžná dráha)
ECEF Earth-Centered, Earth-Fixed (kartézský souřadnicový systém, vyjadřuje polohu těles vůči Zemi)	OSN Organizace spojených národů
EME Earth-Moon-Earth (Země-Měsíc-Země)	PA Phased array (Fázové pole)
FEC Forward error correction (Dopředná korekce chyb);	PAA Phased array antenna (Fázová anténa)
GEO Geostationary Earth Orbit (Geostacionární oběžná dráha)	SNR Signal-to-noise ratio (Poměr signál-šum)
GTO Geostationary transfer orbit (Dráha přechodová ke geostacionární)	TCP/IP Transmission Control Protocol/Internet Protocol (Protokol pro řízení přenosu/Internetový protokol)
HEO Highly Elliptical Orbit (Vysoká oběžná dráha)	TLE Two-Line Elements (Dvouřádková sada prvků)
IoT Internet of Things (Internet věcí)	UART Universal Asynchronous Receiver-Transmitter (Univerzální asynchronní přijímač-vysílač)
LED Light Emitting Diode (Elektroluminiscenční dioda)	UDP/IP User Datagram Protocol /Internet Protocol (Protokol uživatele Datagram /Internetový protokol)

## Seznam použité literatury

- [1] PROCHÁZKA, Miroslav. *Antény: encyklopedická příručka*. BEN-technická literatura, 2005., ISBN 80-7300-166-7
- [2] GRAF, Rudolf F. *Modern dictionary of electronics*. Elsevier, 1999. ISBN 9780750698665
- [3] Satellite antenna bearing calculator. Welcome on giangrandi.ch [online]. Dostupné z: <https://www.giangrandi.org/electronics/satcalc/satcalc.shtml>
- [4] Tribble, Alan C.: *Space Environment Implications for Spacecraft Design*. Princeton University Press 2003, ISBN: 978-0-69-110299-3
- [5] P. Kovář, *Družicová navigace. Od teorie k aplikacím v softwarovém přijímači*, ČVUT 2016, ISBN978-80-01-05989-0
- [6] Hoots, F.; Roehrich, R. *SpaceTrack Report No. 3: Models for Propagation of NORAD Element Sets*; U.S. Air Force Aerospace Defense Command: Colorado Springs, CO, USA, 1980.
- [7] Levit, Creon, and William Marshall. "Improved orbit predictions using two-line elements." *Advances in Space Research* 47.7 (2011): 1107-1115.
- [8] Everything You Need to Know About Antennas & Satellite Communications. Home - Rantec Microwave Systems [online]. Copyright © 2022 Rantec Microwave Systems, Inc. All Rights Reserved. Visit our sister division, [cit. 23.03.2023]. Dostupné z: <https://www.rantecantennas.com/blog/everything-you-need-to-know-about-antennas-satellite-communications/>
- [9] PNGWing - Exclusive png design images. PNGWing - Exclusive png design images [online]. Dostupné z: <https://www.pngwing.com>
- [10] LOUIS, J.; IPPOLITO, Jr. *Satellite communications systems engineering*. A John Wiley & Sons, Ltd, Publications, 2008.
- [11] ARCHANA, M. A. *UNIT I SATELLITE ORBITS* [online]. Dostupné z: [https://kanchiuniv.ac.in/coursematerials/SATELLITE\\_COMMUNICATION.pdf](https://kanchiuniv.ac.in/coursematerials/SATELLITE_COMMUNICATION.pdf)
- [12] Maimi A. K., Agrawal V.: *Satellite technology-principles and applications*, Wiley 2007, ISBN: 978-0-470-03335-7
- [13] Fortescue P., Stark J., Swinerd G.: *Spacecraft systems engineering, 3rd edition*, Wiley 2003, ISBN: 978-0-470-85102-9
- [14] ELBERT, Bruce R. *Introduction to satellite communication*. Artech house, 2008.

- [15] KYUN, Ng Chee, et al. Modelling and simulation of phased array antenna for LEO satellite tracking. In: *Information Networking: Wireless Communications Technologies and Network Applications: International Conference, ICOIN 2002 Cheju Island, Korea, January 30–February 1, 2002 Revised Papers, Part II*. Springer Berlin Heidelberg, 2002. p. 359-371.
- [16] KHASHIMOV, Amur B.; SALIKHOV, Rinat R. *Practical Models of Antenna Systems*. Springer Nature, 2022.
- [17] BALANIS, Constantine A. *Antenna theory: analysis and design*. John Wiley & sons, 2015.
- [18] SVEHLA, Drazen. *Geometrical theory of satellite orbits and gravity field*. Springer, 2018.
- [19] CAPDEROU, Michel. *Handbook of satellite orbits: From kepler to GPS*. Springer Science & Business, 2014.
- [20] SEBESTYEN, George, et al. *Low Earth Orbit Satellite Design*. Springer International Publishing, 2018.
- [21] MCFADDEN, Lucy-Ann; JOHNSON, Torrence; WEISSMAN, Paul (ed.). *Encyclopedia of the solar system*. Elsevier, 2006.
- [22] WAJIRAKUMARA, Akila. Simulation of Precise Automatic Radio Frequency GroundStation Tracking For S-Band Satellites. 2021.
- [23] ANGELO, Joseph A. *Encyclopedia of space and astronomy*. Infobase Publishing, 2014.
- [24] HE, Guolong, et al. A review of multibeam phased array antennas as LEO satellite constellation ground station. *IEEE Access*, 2021, 9: 147142-147154.
- [25] Směrovost a zisk antény — Radar Basics. *Grundlagen der Radartechnik* [online]. Copyright © 2018 Christian Wolff www.radartutorial.eu [cit. 04.05.2023]. Dostupné z: <https://www.radartutorial.eu/06.antennas/an07.cz.html>
- [26] LEE, Kai Fong. Principles of antenna theory. Chichester, 1984.
- [27] VISSER, Hubregt J. *Antenna theory and applications*. John Wiley & Sons, 2012.
- [28] MOTT, Harold. Polarization in antennas and radar. New York, 1986.
- [29] MODARESI, Mahyar; SHAFAI, Lotfollah; LINDMARK, Björn. Efficient optimization of a Yagi-Uda antenna using genetic algorithm. In: 11th International Symposium on Antenna Technology and Applied Electromagnetics [ANTEM 2005]. IEEE, 2005. p. 1-4.

- [30] DAVOLI, Franco, et al. Small satellites and CubeSats: Survey of structures, architectures, and protocols. *International Journal of Satellite Communications and Networking*, 2019, 37.4: 343-359.
- [31] HOQUE, Md Ahsanul; HASSAN, Ahmad Kamal. Modeling and performance optimization of automated antenna alignment for telecommunication transceivers. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 2015, 18.3: 351-360.
- [32] Pratt, T. (2019). *Satellite Communications*. John Wiley & Sons.
- [33] SkyFox Labs Presskit [online]. Copyright © [cit. 19.05.2023]. Dostupné z: [https://www.lucky7satellite.org/download/Lucky-7\\_-\\_Presskit\\_CZ\\_EN.pdf](https://www.lucky7satellite.org/download/Lucky-7_-_Presskit_CZ_EN.pdf)
- [34] HRADÍLEK, O. Automatické ověření zaměřovací funkce letecké satelitní antény. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2014. 67 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Helena Polsterová, CSc..
- [35] LinkStar® Pro System - ViaSat. VIASAT, Inc. Satellite and Other Digital Communications Networks, Services, and Technology - ViaSat [online]. 2013. vyd. 2013 [cit. 20.05.2023]. Dostupné z: <http://www.viasat.com/enterprise-satellitenetworks/linkstar-system>
- [36] ESA - Types of orbits. European Space Agency [online]. Dostupné z: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Types\\_of\\_orbits](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits)
- [37] Malý průvodce po oběžných drahách – Kosmonautix.cz. Kosmonautix.cz – novinky ze světa kosmonautiky [online]. Copyright © 2012 [cit. 24.05.2023]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2013/02/maly-pruvodce-po-obeznych-drahach/>
- [38] Electromagnetic Waves and Polarization. Scientific Visualization Studio [online]. [cit. 24.05.2023]. Dostupné z: <https://svs.gsfc.nasa.gov/4580>
- [39] POVALAČ, A. Nanosatellite Design and Electronics. Brno: Brno University of Technology, Faculty of electrical engineering and communications, 2021 [cit. 02.01.2024].

# **Příloha**

V příloze jsou zahrnuty kódy psané pro účely experimentální části diplomové práce.

## Příloha 1: Matlab script Az 0-360°, El 0-90°

```
f_vz = 1; % sampling frequency

% parameters of satellite
v_el = 0.167; % angular rate of elevation of the satellite
t_max = 180/v_el; % time it takes for the satellite to end its journey
azim = 30.067; % initial azimuth of the satellite

t = 0:1/f_vz:t_max; % time vector
tlen = length(t);
elev = horzcat(v_el*t(1:tlen/2), -v_el*t(tlen/2+1:end) + 180); % vector of elevations of
the satellite in time

figure(1)
subplot(311), plot(t,elev)
title("Az 0-360°, El 0-90°")
xlabel("t [s]")
ylabel("Elevation [°]")
legend("Sat")

% capabilities of the tracking system
ant_az_step = 1; % min. angle step in deg - azimuth
ant_el_step = 1; % min. angle step in deg - elevation
ant_v_az = 4.5; % max. angular rate of azimuth of the antenna
ant_v_el = 4.5; % max. angular rate of elevation of the antenna

ant_t_az = ant_az_step/ant_v_az; % time it takes for the antenna to change its azimuth
direction
ant_t_el = ant_el_step/ant_v_el; % time it takes for the antenna to change its elevation
direction

ant_azel = zeros(length(t),2); % instructions for the tracker motors
ant_azel(1,:) = [azim,0]; % set first position
ant_azel(:,1) = ant_az_step*round(azim/ant_az_step)*ones(length(t),1); % set all azims to azim

simazel = zeros(length(t),2); % only for vizualizing
simazel(1,:) = [azim,0]; % set first position
simazel(:,1) = ant_az_step*round(azim/ant_az_step)*ones(length(t),1); % set all azims to azim
simazel_prev = 0;
ant_is_moving = false;
for i = 2:length(t)
    % current position of the sattelite - [azim,elev(t)]
    if and(i >= tlen/2 , i <= tlen/2 + 40/f_vz)
        ant_azel(i,2) = 90;
        simazel(i,2) = 90;
        ant_is_moving = false;
        simazel_prev = 90;
    elseif i >= tlen/2

        % down
        ant_azel(i,2) = ant_el_step*(round(elev(i)/ant_el_step));
        if(ant_is_moving == true)
            simazel(i,2) = simazel(i-1,2) - ant_v_el/f_vz;
            if(simazel(i,2) <= ant_el_step*(floor(elev(i)/ant_el_step)))
                ant_is_moving = false;
                simazel(i,2) = ant_el_step*(floor(elev(i)/ant_el_step));
                if i < 700, sprintf("END Moving DOWN %i", i),end
            end
            simazel_prev = simazel(i,2);
            continue;
        end
    end

    if(ant_is_moving == false)
        simazel(i,2) = simazel_prev;

        future_el = elev( min(i+floor((ant_t_el/2)*f_vz),length(elev)) );
```

```

motor_el = ant_el_step*(ceil(elev(i)/ant_el_step)) - ant_v_el*(ant_t_el/2);
if i < 650 * f_vz
    sprintf("%g, %g , %i", motor_el, future_el, i)
end
if(future_el <= motor_el)
    ant_is_moving = true;
    if i < 700
        sprintf("%g < %g => Moving DOWN %i", motor_el, future_el, i)
    end
end
end
else
% UP
ant_azel(i,2) = ant_el_step*(round(elev(i)/ant_el_step));
if(ant_is_moving == true)
    simazel(i,2) = simazel(i-1,2) + ant_v_el/f_vz;
    if(simazel(i,2) > ant_el_step*(floor(elev(i)/ant_el_step)+1))
        ant_is_moving = false;
        simazel(i,2) = ant_el_step*(floor(elev(i)/ant_el_step)+1);
    end
    simazel_prev = simazel(i,2);
    continue;
end
if(ant_is_moving == false)
    simazel(i,2) = ant_azel(i,2);

    future_el = elev(min(i+floor((ant_t_el/2)*f_vz),length(elev)));
    motor_el = ant_el_step*(round(elev(i)/ant_el_step)) + ant_v_el*(ant_t_el/2);
    if(future_el > motor_el)
        ant_is_moving = true;
        if i < 100
            %sprintf("%g > %g => Moving UP %i", motor_el, future_el, i)
        end
    end
end
end %if

end

figure(1)
subplot(312), stem(t,simazel(:,2)), hold on, plot(t,elev), hold off
xlabel("t [s]")
ylabel("Elevation [°]")
legend("Sim", "Ideal", "Konst.")
subplot(313), stem(t,simazel(:,2)), hold on, plot(t,elev), hold off
xlabel("t [s]")
ylabel("Elevation [°]")
legend("Sim", "Ideal", "Konst.")
f_vz = 1; % sampling frequency

```

## Příloha 2: Matlab script Az 0-360°, El 0-180°

```
% parameters of satellite
v_el = 0.167;          % angular rate of elevation of the satellite
t_max = 180/v_el;    % time it takes for the satellite to end its journey
azim = 0;            % initial azimuth of the satellite

t = 0:1/f_vz:t_max; % time vector
tlen = length(t);
elev = horzcat(v_el*t(1:tlen/2), -v_el*t(tlen/2+1:end) + 180); % vector of elevations of
the satellite in time

figure(1)
subplot(311), plot(t,elev)
title("Az 0-360°, El 0-180°")
xlabel("t [s]")
ylabel("Elevation [°]")
legend("Sat")

% capabilities of the tracking system
ant_az_step = 1;      % min. angle step in deg - azimuth
ant_el_step = 1;      % min. angle step in deg - elevation
ant_v_az     = 4.5;    % max. angular rate of azimuth of the antenna
ant_v_el     = 4.5;    % max. angular rate of elevation of the antenna

ant_t_az     = ant_az_step/ant_v_az;    % time it takes for the antenna to change its azimuth
direction
ant_t_el     = ant_el_step/ant_v_el;    % time it takes for the antenna to change its elevation
direction

ant_azel = zeros(length(t),2); % instructions for the tracker motors
ant_azel(1,:) = [azim,0];      % set first position
ant_azel(:,1) = ant_az_step*round(azim/ant_az_step)*ones(length(t),1); % set all azims to azim

simazel = zeros(length(t),2); % only for vizualizing
simazel(1,:) = [azim,0];      % set first position
simazel(:,1) = ant_az_step*round(azim/ant_az_step)*ones(length(t),1); % set all azims to azim
ant_is_moving = false;
for i = 2:length(t)
    % current position of the sattelite - [azim,elev(t)]
    %ant_azel(i,2) = ant_el_step*round(elev(i)/ant_el_step); % simple version

    ant_azel(i,2) = ant_el_step*(round(elev(i)/ant_el_step));
    if(ant_is_moving == true)
        simazel(i,2) = simazel(i-1,2) + ant_v_el/f_vz;
        %ant_azel(i,2) = ant_el_step*(round(elev(i)/ant_el_step)+1);
        if(simazel(i,2) > ant_el_step*(floor(elev(i)/ant_el_step)+1))
            ant_is_moving = false;
            simazel(i,2) = ant_el_step*(floor(elev(i)/ant_el_step)+1);
        end
        continue;
    end

    if(ant_is_moving == false)
        simazel(i,2) = ant_azel(i,2);

        future_el = elev(min(i+floor((ant_t_el/2)*f_vz),length(elev)));
        motor_el = ant_el_step*(round(elev(i)/ant_el_step)) + ant_v_el*(ant_t_el/2);
        if(future_el > motor_el)
            ant_is_moving = true;
            if i < 100
                sprintf("%g > %g => Moving %i", motor_el, future_el, i)
            end
        end
    end
end
end
```



```
figure(1)
subplot(312), stem(t,simazel(:,2)), hold on, plot(t,elev), hold off
xlabel("t [s]")
ylabel("Elevation [°]")
legend("Sim", "Ideal", "Konst.")
subplot(313), stem(t,ant_azel(:,2)), hold on, plot(t,elev), hold off
xlabel("t [s]")
ylabel("Elevation [°]")
legend("Sim", "Ideal", "Konst.")
```

### Příloha 3: Python aplikace

```
1 from astropy import units as u
2 from skyfield.api import Topos, load
3 from skyfield.api import EarthSatellite
4 from datetime import datetime, timedelta
5 import matplotlib.pyplot as plt
6 from matplotlib.collections import LineCollection
7 from matplotlib.dates import date2num
8 from matplotlib.patches import Patch
9 from pprint import pprint
10 from numpy import sign
11 from pathlib import Path
12 from dateutil import parser, tz
13 from functools import reduce
14 import json
15
16 # Load earth and time
17 planets = load("de421.bsp")
18 earth = planets["earth"]
19 ts = load.timescale()
20
21 def load_input():
22     try:
23         with open("./input.json") as f:
24             data = json.load(f)
25             now = datetime.now(tz.tzlocal())
26             tomorrow = now + timedelta(days=1)
27             t0 = ts.from_datetime(parser.parse(data["startTime"], default=now))
28             t1 = ts.from_datetime(parser.parse(data["endTime"], default=tomorrow))
29             antenna_position = Topos(data["antennaPosition"]["lat"],
data["antennaPosition"]["lon"], elevation_m=data["antennaPosition"]["elevation"])
30             return (t0, t1, data["satellite"], antenna_position, data["beamwidth"],
data["azimuthTurnRate"], data["elevationTurnRate"], data["sampleRate"],
data["bothAxis"], data["outputFile"])
31         except FileNotFoundError:
32             print("File \"input.json\" not found")
33         except Exception as e:
34             print(e)
35             print("Error while parsing \"input.json\"")
36
37 (t0, t1, satellite_name, antenna_position, beamwidth, azimuth_turn_rate,
elevation_turn_rate, sample_rate, both_axis, output_file) = load_input()
38
39 # granularity for turning of the antena
40 azimuth_turn_granularity = 1
41 elevation_turn_granularity = 1
42
43 # loading TLE files from celestrak
44 stations_url = "https://www.celestrak.com/NORAD/elements/active.txt"
45 satellites = load.tle_file(stations_url, reload=False)
46 print("Loaded", len(satellites), "satellites")
47
48 by_name = {sat.name: sat for sat in satellites}
49 satellite = by_name[satellite_name]
50
51 if not satellite:
52     print(f"Could not find satellite {satellite_name} in the celestrak TLE file")
53     exit()
54
55 print(f"Selected satellite: {satellite.name}")
```

```

56
57 # Finding rising and setting times
58 t, events = satellite.find_events(antenna_position, t0, t1, altitude_degrees=0.0)
59 ranges = []
60 start = None
61 for ti, event in zip(t, events):
62     if event == 0:
63         start = ti
64     elif event == 2:
65         ranges.append((start, ti))
66
67     name = ("rise above horizon", "culminate", "set below horizon")[event]
68
69 def calculate_rotation_diff(sourceAngle, targetAngle):
70     diff = sourceAngle - targetAngle
71     if (abs(diff) > 180):
72         diff = sourceAngle - (targetAngle + sign(diff) * 360)
73     return diff
74
75 def round_to_multiple(n, x):
76     return x * round(n / x)
77
78 class Antenna:
79     def __init__(self, position, beamwidth, azimuth_turn_rate, elevation_turn_rate,
80                 azimuth_turn_granularity, elevation_turn_granularity, both_axis):
81         self.position = position
82         self.beamwidth = beamwidth
83         self.azimuth_turn_rate = azimuth_turn_rate
84         self.elevation_turn_rate = elevation_turn_rate
85         self.azimuth_turn_granularity = azimuth_turn_granularity
86         self.elevation_turn_granularity = elevation_turn_granularity
87         self.azimuth = 0.0
88         self.elevation = 0.0
89         self.both_axis = both_axis
90
91     def turn(self, azimuth, elevation):
92         azimuth_step = round_to_multiple(min(abs(azimuth), self.azimuth_turn_rate),
93 self.azimuth_turn_granularity)
94         elevation_step = round_to_multiple(min(abs(elevation),
95 self.elevation_turn_rate), self.elevation_turn_granularity)
96
97         if both_axis or abs(azimuth) >= abs(elevation) and abs(azimuth) >=
98 self.azimuth_turn_granularity / 2:
99             self.azimuth += sign(azimuth) * azimuth_step
100             self.azimuth %= 360
101
102             if both_axis or abs(elevation) > abs(azimuth) and abs(elevation) >=
103 self.elevation_turn_granularity / 2:
104                 self.elevation += sign(elevation) * elevation_step
105                 self.elevation %= 360
106
107 antenna = Antenna(antenna_position, beamwidth, azimuth_turn_rate,
108                 elevation_turn_rate, azimuth_turn_granularity, elevation_turn_granularity,
109                 both_axis)
110 entries = []
111
112 # Simulating antenna tracking
113 for start, end in ranges:
114     tx = start

```

```

109     print("from", start.utcnow().strftime("%Y-%m-%d %H:%M:%S"), "to",
end.utcnow().strftime("%Y-%m-%d %H:%M:%S"))
110
111     difference = satellite - antenna_position
112     topocentric = difference.at(start)
113     elevation_diff, azimuth_diff, distance = topocentric.altaz()
114
115     # reset antenna azimuth and elevation
116     antenna.azimuth = round_to_multiple(azimuth_diff.degrees,
antenna.azimuth_turn_granularity)
117     antenna.elevation = 0.0
118
119     event_entry = []
120
121     while tx.utcnow() < end.utcnow():
122         # Calculate target azimuth and elevation
123         difference = satellite - antenna_position
124         topocentric = difference.at(tx)
125         elevation, azimuth, distance = topocentric.altaz()
126
127         # Calculate error and update antenna position
128         azimuth_diff = calculate_rotation_diff(azimuth.degrees, antenna.azimuth)
129         elevation_diff = calculate_rotation_diff(elevation.degrees,
antenna.elevation)
130
131         azimuth_in_beamwidth = bool(abs(azimuth_diff) < beamwidth / 2)
132         elevation_in_beamwidth = bool(abs(elevation_diff) < beamwidth / 2)
133
134         event_entry.append((tx.utcnow(), antenna.azimuth, antenna.elevation,
azimuth.degrees, elevation.degrees, azimuth_diff, elevation_diff,
azimuth_in_beamwidth, elevation_in_beamwidth))
135
136         antenna.turn(azimuth_diff, elevation_diff)
137
138         # next sample
139         tx += timedelta(seconds = sample_rate)
140
141     entries.append(event_entry)
142
143 def map_entry(entry):
144     return {
145         "time": entry[0].strftime("%Y-%m-%d %H:%M:%S"),
146         "antennaAzimuth": entry[1],
147         "antennaElevation": entry[2],
148         "realAzimuth": entry[3],
149         "realElevation": entry[4],
150         "azimuthError": entry[5],
151         "elevationError": entry[6],
152         "azimuthInBeamwidth": entry[7],
153         "elevationInBeamwidth": entry[8],
154     }
155
156 if output_file:
157     serializable_entries = [list(map(map_entry, entry)) for entry in entries]
158
159     # dump data in json
160     json_data = json.dumps(serializable_entries)
161     with open('data.json', 'w') as f:
162         f.write(json_data)
163

```

```

164 # create directory for plots if not exists
165 path = Path("./plots")
166 path.mkdir(parents=True, exist_ok=True)
167
168 # plot the results
169 for index, entry in enumerate(entries):
170     time, antenna_azimuth, antenna_elevation, real_azimuth, real_elevation,
171     azimuth_diff, elevation_diff, azimuth_in_beamwidth, elevation_in_beamwidth =
172     zip(*entry)
173     time_outside_beamwidth = reduce(lambda acc, entry: acc + (sample_rate if not
174     entry[7] or not entry[8] else 0), entry, 0)
175
176     fig, (azimuth_ax1, azimuth_ax2) = plt.subplots(2, 1, sharex=True, dpi=400,
177     figsize=(20, 10))
178     plt.tight_layout(pad=4.0)
179
180     azimuth_ax1.title.set_text("Azimuth")
181     azimuth_ax1.plot(time, real_azimuth, label="ideal")
182     azimuth_ax1.plot(time, antenna_azimuth, label="simulation")
183     azimuth_ax1.legend()
184     azimuth_ax1.set_ylabel("deg")
185
186     azimuth_ax2.title.set_text(f"Azimuth Error (outside beamwidth:
187     {time_outside_beamwidth}s)")
188     colors = ["b" if visible else "r" for visible in azimuth_in_beamwidth]
189     lines = [((date2num(x0), y0), (date2num(x1), y1)) for x0, y0, x1, y1 in
190     zip(time[:-1], azimuth_diff[:-1], time[1:], azimuth_diff[1:])]
191     line_collection = LineCollection(lines, colors = colors)
192     azimuth_ax2.add_collection(line_collection)
193     azimuth_ax2.autoscale_view()
194     azimuth_ax2.legend(handles=[Patch(color='b', label='in beamwidth'),
195     Patch(color='r', label='not in beamwidth')])
196     azimuth_ax2.set_ylabel("deg")
197
198     plt.setp(azimuth_ax2.get_xticklabels(), rotation=30,
199     horizontalalignment='right')
200     plt.savefig(f"./plots/azimuth-{index}.pdf")
201     plt.close(fig)
202
203     fig, (elevation_ax1, elevation_ax2) = plt.subplots(2, 1, sharex=True, dpi=400,
204     figsize=(20, 10))
205     plt.tight_layout(pad=4.0)
206
207     elevation_ax1.title.set_text("Elevation")
208     elevation_ax1.plot(time, real_elevation, label="ideal")
209     elevation_ax1.plot(time, antenna_elevation, label="simulation")
210     elevation_ax1.legend()
211     elevation_ax1.set_ylabel("deg")
212
213     elevation_ax2.title.set_text(f"Elevation Error (outside beamwidth:
214     {time_outside_beamwidth}s)")
215     colors = ["b" if visible else "r" for visible in elevation_in_beamwidth]
216     lines = [((date2num(x0), y0), (date2num(x1), y1)) for x0, y0, x1, y1 in
217     zip(time[:-1], elevation_diff[:-1], time[1:], elevation_diff[1:])]
218     line_collection = LineCollection(lines, colors = colors)
219     elevation_ax2.add_collection(line_collection)
220     elevation_ax2.autoscale_view()
221     elevation_ax2.legend(handles=[Patch(color='b', label='in beamwidth'),
222     Patch(color='r', label='not in beamwidth')])
223     elevation_ax2.set_ylabel("deg")

```

```
212     elevation_ax2.set_xlabel("time")
213
214     plt.setp(azimuth_ax2.get_xticklabels(),
rotation=30, horizontalalignment='right')
215     plt.setp(elevation_ax2.get_xticklabels(), rotation=30,
horizontalalignment='right')
216     plt.savefig(f"./plots/elevation-{index}.pdf")
217     plt.close(fig)
218
219
```