



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

**FAKULTA ELEKTROTECHNIKY**

**A KOMUNIKAČNÍCH TECHNOLOGIÍ**

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION

**ÚSTAV ELEKTROTECHNOLOGIE**

DEPARTMENT OF ELECTRICAL AND ELECTRONIC TECHNOLOGY

## TERMÁLNÍ SIMULACE PRO VESMÍRNÉ APLIKACE

THERMAL SIMULATION FOR SPACE APPLICATIONS

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

MASTER'S THESIS

**AUTOR PRÁCE**

AUTHOR

**Bc. Tomáš Kostelník**

**VEDOUCÍ PRÁCE**

SUPERVISOR

**doc. Ing. Petr Vyroubal, Ph.D.**

**BRNO 2024**

# Diplomová práce

magisterský navazující studijní program **Elektrotechnická výroba a management**

Ústav elektrotechnologie

**Student:** Bc. Tomáš Kostelník

**ID:** 217341

**Ročník:** 2

**Akademický rok:** 2023/24

**NÁZEV TÉMATU:**

## Termální simulace pro vesmírné aplikace

**POKYNY PRO VYPRACOVÁNÍ:**

Nastudujte problematiku přenosu tepla na nízké orbitě Země. Nastudujte a popište radiační mechanismy, které je nutné pro tyto modely uvažovat. Zaměřte se na výpočet okrajových podmínek záření pro různé orbity kosmického tělesa. Vytvořte kalkulačku těchto okrajových podmínek a ověřte pomocí CFD řešiče na modelovém příkladu satelitu/cubesatu. Výsledky vyhodnoťte.

**DOPORUČENÁ LITERATURA:**

Podle pokynů vedoucího závěrečné práce.

**Termín zadání:** 5.2.2024

**Termín odevzdání:** 22.5.2024

**Vedoucí práce:** doc. Ing. Petr Vyroubal, Ph.D.

**doc. Ing. Petr Bača, Ph.D.**  
předseda rady studijního programu

**UPOZORNĚNÍ:**

Autor diplomové práce nesmí při vytváření diplomové práce porušit autorská práva třetích osob, zejména nesmí zasahovat nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a musí si být plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č.40/2009 Sb.

## **Abstrakt**

Tato diplomová práce se zabývá problematikou modelováním přenosu tepla na oběžné dráze Země. V teoretické části jsou popsány typy standardních oběžných drah, včetně terminologie, která s touto problematikou souvisí. Rovněž jsou zde popsány subsystemy vesmírných sond se zaměřením na konkrétní popis jejich funkcí. Součástí řešení je také rozbor problematiky tepelného managementu vesmírných satelitů se zaměřením na problematiku vícevrstevných izolací a povrchových úprav. Práce se dále zabývá popisem jednotlivých mechanismů přenosu tepla ve vesmíru, s hlubším zaměřením na přenos tepla zářením, který je v kontextu této práce klíčový. Praktická část je věnována návrhu kalkulačky zaměřené na výpočet okrajových podmínek záření pro různé orbity kosmického tělesa a jejich ověření pomocí CFD řešiče na modelovém příkladu cubesatu.

## **Klíčová slova**

Přenos tepla zářením, vesmírné sondy, subsystemy vesmírných sond, tepelný management, vícevrstvé izolace, okrajové podmínky, cubesat, verifikace modelu

## **Abstract**

This master's thesis is focused on the problem of modelling heat transfer in Earth orbit. In the theoretical part, the main types of standard orbits are described, including terminology related to this issue. Furthermore, the subsystems of space probes are described with a focus on a specific description of their functions. The thesis also includes a discussion of the issues related to thermal management of space satellites, with a focus on multilayer insulation and thermal surface finishes. The work also includes a description of the various mechanisms of heat transfer in space, with a deeper focus on thermal radiation heat transfer, which is key in the context of this thesis. The experimental part is focused on the design of a calculator focused on the computation of radiation boundary conditions for different orbits of a space vehicle and their verification using a CFD solver on a model example of a cubesat.

## **Keywords**

Thermal radiation heat transfer, space probes, spacecraft subsystems, thermal management, multilayer insulation, boundary conditions, cubesat, model verification

## **Bibliografická citace**

KOSTELNÍK, Tomáš. Termální simulace pro vesmírné aplikace. Brno, 2024. Dostupné také z: <https://www.vut.cz/studenti/zav-prace/detail/159738>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, Ústav elektrotechnologie. Vedoucí práce Petr Vyroubal.

# Prohlášení autora o původnosti díla

<b>Jméno a příjmení studenta:</b>	<i>Tomáš Kostelník</i>
<b>VUT ID studenta:</b>	<i>217341</i>
<b>Typ práce:</b>	<i>Diplomová práce</i>
<b>Akademický rok:</b>	<i>2023/24</i>
<b>Téma závěrečné práce:</b>	<i>Termální simulace pro vesmírné aplikace</i>

Prohlašuji, že svou závěrečnou práci jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucí/ho závěrečné práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené závěrečné práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této závěrečné práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č. 40/2009 Sb.

V Brně dne: 22. května 2024

-----  
podpis autora

## **Poděkování**

Děkuji vedoucímu diplomové práce doc. Ing. Petru Vyroubalovi, Ph.D. za účinnou metodickou, pedagogickou a odbornou pomoc a další cenné rady při zpracování mé diplomové práce. Velký dík také patří Ing. Vladimíru Dánielovi, Ph.D. za poskytnutí telemetrických údajů. Největší dík ovšem patří mé rodině a přátelům, díky kterým jsem zvládnul pět let studia na vysoké škole.

V Brně dne: 22. května 2024

-----  
podpis autora

# Obsah

<b>SEZNAM OBRÁZKŮ</b> .....	<b>9</b>
<b>SEZNAM TABULEK</b> .....	<b>11</b>
<b>ÚVOD</b> .....	<b>12</b>
<b>1. OBĚŽNÁ DRÁHA A TYPY STANDARDNÍCH OBĚŽNÝCH DRAH</b> .....	<b>13</b>
1.1    DEFINICE OBĚŽNÉ DRÁHY A JEJÍ SPECIFIKA .....	13
1.2    TYPY OBĚŽNÝCH DRAH .....	16
1.2.1 <i>Geostacionární oběžná dráha (GEO)</i> .....	16
1.2.2 <i>Nízká oběžná dráha (LEO)</i> .....	16
1.2.3 <i>Střední oběžná dráha (MEO)</i> .....	17
1.2.4 <i>Heliosynchronní oběžná dráha (SSO)</i> .....	18
<b>2. SUBSYSTÉMY VESMÍRNÝCH SOND</b> .....	<b>19</b>
2.1    POHONNÝ SYSTÉM.....	19
2.2    SYSTÉMY ŘÍZENÍ A ORIENTACE .....	19
2.3    KOMUNIKAČNÍ SYSTÉM .....	20
2.4    SYSTÉMY TEPELNÉHO MANAGEMENTU .....	20
2.5    NAPÁJECÍ SYSTÉM.....	20
<b>3. PŘENOS TEPLA VE VESMÍRU</b> .....	<b>21</b>
3.1    PŘENOS TEPLA VEDENÍM .....	21
3.2    PŘENOS TEPLA ZÁŘENÍM.....	22
3.3    PŘENOS TEPLA PROUDĚNÍM (KONVEKČÍ).....	24
<b>4. TEPELNÝ MANAGEMENT SOND VE VESMÍRU</b> .....	<b>25</b>
4.1    ZDROJE TEPLA .....	25
4.2    VÍCEVRSTVÉ IZOLACE (MLI).....	27
4.3    SELEKTIVNÍ TEPELNÉ POVRCHOVÉ ÚPRAVY .....	28
<b>5. PŘEHLED SIMULACÍ SATELITNÍCH KONSTRUKCÍ</b> .....	<b>33</b>
5.1    STATICKÁ PEVNOSTNÍ ANALÝZA .....	33
5.2    MODÁLNÍ ANALÝZA .....	33
5.3    ANALÝZA ODEZVY NA HARMONICKÉ BUZENÍ .....	34
5.4    ÚNAVOVÉ ZKOUŠKY .....	34
5.5    SPEKTRÁLNÍ ANALÝZA (RANDOM VIBRATION) .....	35
5.6    RYCHLÁ ANALÝZA (EXPLICIT DYNAMICS).....	35
5.7    ANALÝZA TERMÁLNÍCH DEFORMACÍ.....	36
<b>6. PRAKTICKÁ ČÁST – APLIKACE ORBITERM</b> .....	<b>38</b>
6.1    CÍLE PRAKTICKÉ ČÁSTI.....	38
6.2    SPENVIS .....	39
6.3    PROGRAMOVACÍ JAZYK PYTHON .....	40
6.4    PROGRAMOVÉ ŘEŠENÍ .....	40
6.4.1 <i>Popis použitých knihoven</i> .....	40
6.4.2 <i>Zadávání orbity</i> .....	42

6.4.3	<i>Propojení se softwarem SPENVIS.....</i>	45
6.4.4	<i>Zpracování dat, vizualizace a jejich export.....</i>	47
<b>7.</b>	<b>PRAKTICKÁ ČÁST – TERMÁLNÍ SIMULACE NA SATELITU .....</b>	<b>50</b>
7.1	GEOMETRIE MODELU .....	50
7.1.1	<i>Výběr vhodné geometrie.....</i>	50
7.1.2	<i>Zjednodušení a úprava geometrie .....</i>	51
7.1.3	<i>Materiálové vlastnosti.....</i>	53
7.1.4	<i>Vytvořená síť.....</i>	55
7.2	GENEROVÁNÍ OKRAJOVÝCH PODMÍNEK.....	56
7.2.1	<i>Popis orbitálních parametrů .....</i>	56
7.2.2	<i>Intenzity záření z OrbiTermu a implementace do SolidWorks.....</i>	56
7.2.3	<i>Zdroje tepla působící uvnitř satelitu.....</i>	59
7.3	SROVNÁNÍ NASIMULOVANÝCH DAT S TEPLOTNÍ TELEMETRIÍ .....	61
7.3.1	<i>Rozbor vnějšího pláště .....</i>	61
7.3.2	<i>Rozbor vnitřní elektroniky.....</i>	66
7.4	SIMULACE SE ZANEDBÁNÍM PROMĚNLIVOSTI INFRAČERVENÉHO ZÁŘENÍ OD ZEMĚ.....	68
7.5	SROVNÁNÍ SIMULACÍ A DISKUSE .....	71
<b>8.</b>	<b>ZÁVĚR.....</b>	<b>72</b>
	<b>LITERATURA.....</b>	<b>74</b>
	<b>SEZNAM SYMBOLŮ A ZKRATEK.....</b>	<b>78</b>
	<b>PŘÍLOHY .....</b>	<b>79</b>

# SEZNAM OBRÁZKŮ

1.1	Rozložení počtu satelitů v závislosti na výšce jejich orbity. Převzato z [1] .....	13
1.2	Znázornění apocentra a pericentra obíhajícího satelitu. Převzato z [2].....	14
1.3	Ilustrace inklinace (sklonu) a vzestupného uzlu orbity. Převzato z [3].....	15
1.4	Závislost počtu trosek na orbitě v závislosti na čase s odhadnutým nárůstem objektů za rok. Převzato z [7].....	17
2.1	Orientace trysek RCS použitých v programu Apollo. Převzato z [12].....	19
3.1	Snímek flexibilních měděných pásovin používaných jako tepelné vodiče. Převzato z [15] .....	22
3.2	Elektromagnetické spektrum. Převzato z [16] .....	22
3.3	Spektrální hustota zářivého toku dokonale černého tělesa v závislosti na vlnové délce záření a teplotě zářiče. Šrafovaně – spektrum viditelného záření. Převzato z [16].....	23
4.1	Zjednodušené schéma popisující tepelnou výměnu záření ve vesmíru. Upraveno z [17] .....	25
4.2	Struktura MLI. Převzato z [16] .....	27
4.3	Snímek jednotlivých vrstev MLI (separační mezivrstva a perforované hliníkové fólie). Převzato z [18].....	27
4.4	Spektrální hustota zářivého toku Slunce ve vzdálenosti 1 AU v závislosti na vlnové délce. Šrafovaně – předpokládaný průběh pro černé těleso o teplotě 5762 K. Převzato z [16].....	29
4.5	Hodnoty spektrálních odrazivostí pro zlato a hliník v závislosti na vlnové délce v rozmezí 0,4 až 2,2 μm. Vzorky měřeny při teplotách 293, 300 a 573 K. Převzato z [20].....	30
4.6	Termooptické vlastnosti vybraných povrchových úprav (absorptance a emisivita). 1 – selektivní černé barvy, 2 – černé barvy, 3 – šedé barvy, 4 – leštěné kovy, 5 – hrubé kovy (neleštěné), 6 – opískované kovy, 7 - kovové vrstvy, 8 - dielektrické vrstvy na leštěných kovech, 9 – bílé barvy a zrcadla. Převzato z [16].....	32
5.1	Snímek statické pevnostní analýzy ze softwaru Ansys zobrazující deformaci konstrukce satelitu. Převzato z [23].....	33
5.2	Snímek praskliny hliníkového konstrukčního prvku. Tmavá oblast – rozpraskání únavou. Světla oblast – rychlé zlomení. Převzato z [25].....	35
5.3	Snímek poškozeného fotovoltaického panelu Hubbleova teleskopu. Poškození způsobil náraz mikrometeoritu. Převzato z [28].....	36
5.4	Simulace termální deformace satelitu. Převzato z [29] .....	37
6.1	Moduly v softwaru SPENVIS. Převzato z [31].....	39
6.2	Ukázka GUI pro zadávání orbitálních parametrů se znázorněním vepisovatelných polí v závislosti na zvoleném typu orbity.....	43
6.3	Vývojový diagram GUI pro zadávání orbitálních parametrů.....	44
6.4	Vývojový diagram propojení skriptu se softwarem SPENVIS. ....	46
6.5	Snímek GUI s grafy přímého záření, IR záření od Země a záření způsobeného albedem. ....	47
6.6	Snímek GUI s grafy pomocných Z a X vektorů.....	48
6.7	Snímek kompletního GUI se všemi grafy a tlačítkem pro vyvolání MS Excel. ....	48
6.8	Vývojový diagram zpracování dat a jejich vizualizace. ....	49
7.1	Vizualizace českého cubesatu VZLUSAT-1. Převzato z [44] .....	50
7.2	Původní neupravená geometrie satelitu VZLUSAT-1.....	52
7.3	Zjednodušená geometrie satelitu VZLUSAT-1.....	52
7.4	Úprava geometrie rentgenového detektoru zahrnující vynechání pružiny a snížení úrovně detailů. ....	52
7.5	Vnitřní elektronika satelitu – snímek, který vznikl při vývoji cubesatu. Snímek posloužil jako inspirace pro zjednodušení. Převzato z [45].....	53
7.6	Vnitřní zjednodušené uspořádání elektronických systémů satelitu. Zelenou barvou jsou vyznačeny jednotlivé DPS.....	53

7.7	Zasít'ování modelu cubesatu VZLUSAT-1.....	55
7.8	Srovnání jemností globální sítě (modře) a lokální sítě (červeně).....	55
7.9	Intenzita přímého záření od Slunce v závislosti na čase orbity.....	57
7.10	Intenzita zemského IR záření v závislosti na čase orbity.....	57
7.11	Intenzita albeda v závislosti na čase orbity. ....	58
7.12	Hodnota pomocného Z vektoru v závislosti na čase orbity. ....	58
7.13	Hodnota pomocného X vektoru v závislosti na čase orbity.....	59
7.14	Snímek znázorňující elektronické komponenty cubesatu VLUSAT-1 a jejich přiřazení na jednotlivé DPS .....	60
7.15	Jednotlivá místa, která byla teplotně sledována .....	61
7.16	Teplota povrchu cubesatu v době nejvyšší hodnoty záření – jedná se o časový okamžik, kdy je satelit nejméně zahřátý.....	62
7.17	Teplota povrchu cubesatu v době nejnižší hodnoty záření – jedná se o časový okamžik, kdy je satelit nejméně zahřátý.....	62
7.18	Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na spodním držáku rentgenového detektoru v závislosti na čase.....	63
7.19	Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na horním zlatém insertu v závislosti na čase. ....	63
7.20	Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na spodním panelu v závislosti na čase. ....	64
7.21	Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na montážním panelu (common plate) v závislosti na čase.....	64
7.22	Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na horním fotovoltaickém panelu na pantu v závislosti na čase.....	65
7.23	Průběh nasimulované teploty známých elektronických komponent v závislosti na čase.....	66
7.24	Průběh nasimulované teploty „obecných“ elektronických komponent v závislosti na čase.....	67

## SEZNAM TABULEK

4.1	Pracovní rozmezí některých vybraných družicových komponent. Upraveno z [14] .....	26
4.2	Průměrná solární absorptance a emisivita některých vybraných materiálů. Převzato z [11, 21].....	31
7.1	Fyzikální vlastnosti použitých materiálů. ....	54
7.2	Fyzikální vlastnosti materiálů desek plošných spojů.....	54
7.3	Popis vodivých vrstev DPS. ....	54
7.4	Solární absorptance a emisivita materiálů použitých v simulaci.....	54
7.5	Tepelné výkony elektrických komponent cubesatu.....	60
7.6	Porovnání maximálních nasimulovaných a telemetrických teplot.....	65
7.7	Porovnání minimálních nasimulovaných a telemetrických teplot.....	65
7.8	Nasimulované teploty spolu s teplotními okny známých elektronických komponent cubesatu. Zdroj dat [46–48]. ....	66
7.9	Nasimulované teploty „obecných“ elektronických komponent. ....	67
7.10	Porovnání maximálních teplot telemetrických s teplotami získané modifikovanou výpočetní metodou.....	69
7.11	Porovnání maximálních nasimulovaných teplot obou metod spolu s výpočtem jejich rozdílu. ....	69
7.12	Porovnání absolutních a relativních chyb maximálních teplot původní simulace a simulace IR. ....	69
7.13	Porovnání minimálních teplot telemetrických s teplotami získané modifikovanou výpočetní metodou.....	70
7.14	Porovnání minimálních nasimulovaných teplot obou metod spolu s výpočtem jejich rozdílu.....	70
7.15	Porovnání absolutních a relativních chyb minimálních teplot původní simulace a simulace IR.....	70

# ÚVOD

Výzkum vesmíru byl pro lidstvo vždy zdrojem úžasu a fascinace. Při letech za hranice naší planety se vesmírné sondy a jejich komponenty potýkají s extrémními environmentálními podmínkami, které na ně kladou mimořádné nároky. Jedním z kritických aspektů při návrhu vesmírných sond je řízení teplotních poměrů jednotlivých subsystémů satelitů.

Teplotní simulace se staly důležitým nástrojem v oblasti kosmických aplikací, neboť umožňují inženýrům a vědcům předvídat a optimalizovat tepelné chování vesmírných lodí v extrémních prostředích. Simulací a analýzou tepelných vlastností kosmických lodí a jejich komponent pomáhá teplotní simulace zajistit bezpečný a spolehlivý provoz kosmických družic jak na oběžné dráze Země, tak po sondy v hlubokém vesmíru.

Cílem této diplomové práce je nahlédnout do oblasti teplotních simulací pro vesmírné aplikace a prozkoumat techniky, nástroje a výzvy spojené se simulací a analýzou teplotních pochodů uvnitř vesmírných zařízení, které se pohybují v extrémním prostředí vesmíru.

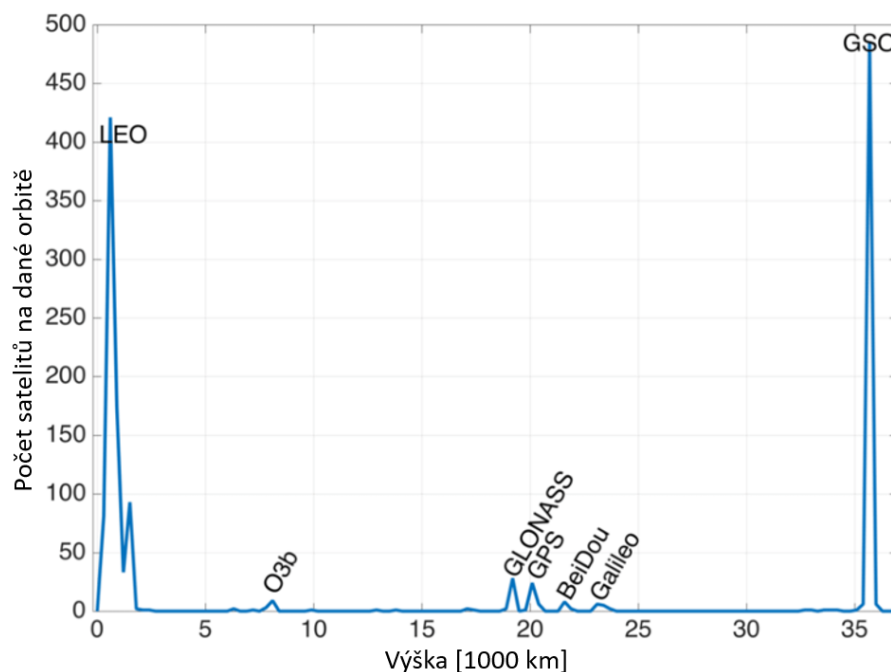
# 1. OBĚŽNÁ DRÁHA A TYPY STANDARDNÍCH OBĚŽNÝCH DRAH

## 1.1 Definice oběžné dráhy a její specifika

Oběžná dráha družice je trajektorie, po které družice obíhá kolem vesmírného tělesa (např. Země nebo jiné planety) díky působení gravitačních sil. Oběžnou dráhu družice je možné popsat například její výškou, sklonem, excentricitou nebo periodou.

Výška označuje vzdálenost mezi družicí a povrchem vesmírného tělesa, kolem kterého obíhá, zatímco sklon je úhel mezi rovinou dráhy družice a rovníkem vesmírného tělesa. Excentricita je míra odchylky dráhy od dokonalé kružnice a perioda je doba, za kterou družice vykoná jeden celý oblet. Fyzika oběžných drah vesmírných družic se řídí gravitačním a pohybovými zákony.

K vynesení družice na konkrétní oběžnou dráhu musí být použita nosná raketa, která zajistí potřebnou rychlost k dosažení požadované orbity. Po navedení na oběžnou dráhu může družice vyžadovat pravidelné úpravy, aby si udržela požadovanou polohu a vyhnula se srážkám s jinými objekty ve vesmíru.



Obrázek 1.1 Rozložení počtu satelitů v závislosti na výšce jejich orbity. Převzato z [1]

Družice mohou být umístěny na různé oběžné dráhy v závislosti na jejich použití. Příkladem mohou být komunikační družice, které jsou často umísťovány

na geostacionární dráhy, což znamená, že obíhají kolem Země stejnou rychlostí, jako se Země otáčí kolem své osy, a zůstávají tak pevně na obloze vzhledem k určitému místu na Zemi. Pro pochopení tepelných pochodů, kterými sonda ve vesmíru prochází, je nutné porozumět a definovat základní parametry oběžných drah. Tyto parametry ovlivňují podmínky, kterým je družice ve vesmíru vystavena – primárně se z pohledu tepelného managementu jedná o dobu osvitů, dobu strávenou ve stínu a množství přijímané energie ve formě záření od Slunce či od Země.

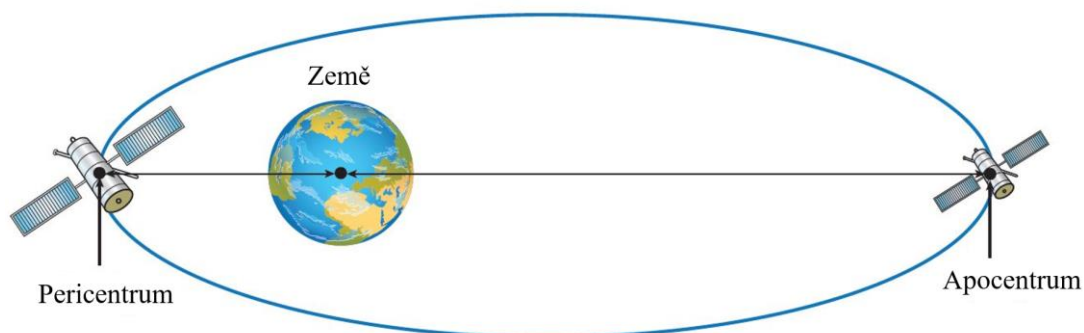
Oběžná dráha je definována pomocí následujících parametrů:

- **Rovina rovníku** – Rovina procházející rovníkem Země, která je kolmá na osu rotace Země.

- **Rovina ekliptiky** – Rovina, ve které leží oběžná dráha Země okolo Slunce. Je zřejmé, že Slunce vůči Zemi vždy leží v rovině ekliptiky. Tato rovina kvůli sklonu zemské osy svírá s rovinou rovníku  $23,4^\circ$ .

- **Apocentrum (apogeum)** – Nejvyšší bod oběžné dráhy vůči obíhanému tělesu. Název apogeum je obecný pro všechna obíhaná tělesa.

- **Pericentrum (perigeum)** – Nejnižší bod oběžné dráhy vůči obíhanému tělesu. Název perigea je obdobně univerzální jako u apogea.

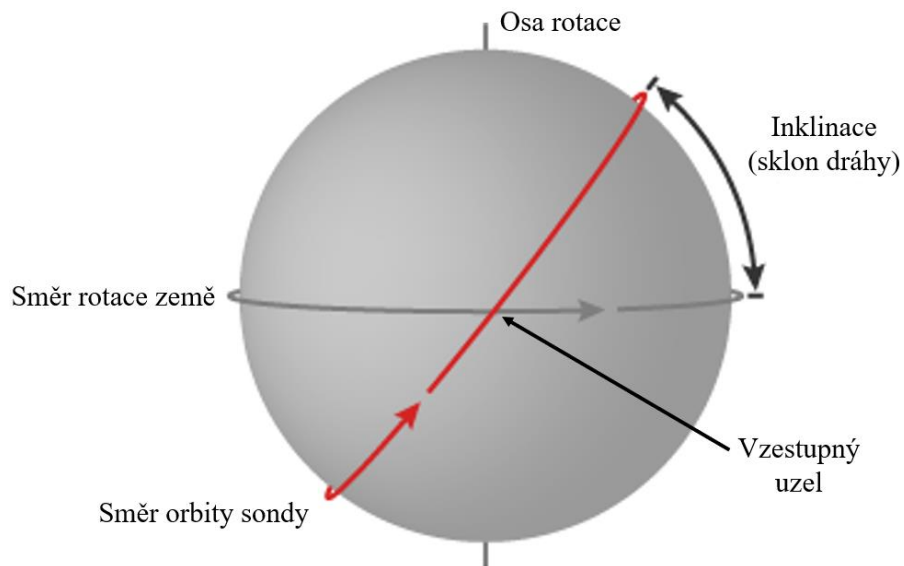


Obrázek 1.2 Znázornění apocentra a pericentra obíhajícího satelitu. Převzato z [2]

- **Vzestupný uzel** – Bod, ve kterém obíhající družice křížuje rovník při pohybu z jihu na sever.

- **Sestupný uzel** – Bod, ve kterém obíhající družice křížuje rovník při pohybu od severu na jih.

- **Inklinace (sklon dráhy)** – Úhel, který svírá rovina oběžné dráhy s rovinou rovníku obíhaného tělesa. S inklinací souvisí i směr, po kterém družice obíhá vůči Zemi. Pro inklinaci od  $0^\circ$  do  $90^\circ$  družice obíhá po směru rotace Země a jedná se tedy o prográdní dráhu. Pro inklinaci vyšší než  $90^\circ$  již družice obíhá proti směru rotace Země (jedná se tedy o retrográdní dráhu).



Obrázek 1.3 Ilustrace inklinace (sklonu) a vzestupného uzlu orbity. Převzato z [3]

- **Deklinace** – Úhel mezi družicí a rovinou rovníku (nad a pod) spolu s rektascenzí udává polohu družice vůči obíhanému tělesu.

- **Excentricita** – Relativní odchylka dráhy tělesa od dokonale kruhové dráhy, pro kruhovou dráhu  $e = 0$ , pro eliptickou dráhu leží v intervalu od 0 do 1, parabolická dráha má  $e = 1$ .

- **Perioda** – Doba oběhu, jež udává za jak dlouho družice nebo jiné kosmické těleso vykoná jeden oběh orbity kolem vesmírného tělesa.

## 1.2 Typy oběžných drah

### 1.2.1 Geostacionární oběžná dráha (GEO)

Geostacionární oběžná dráha (GEO – Geosynchronous Orbit) je typ oběžné dráhy, na které družice obíhá kolem Země ve výšce přibližně 35 786 kilometrů nad zemským povrchem. Družice na GEO mají oběžnou dobu shodnou s rotací Země, což jim umožňuje zůstat stacionární vzhledem k pevnému bodu na zemském povrchu. To znamená, že z pohledu pozorovatele na zemi se družice jeví jako pevně umístěná na obloze.

Tento typ oběžné dráhy je ideální pro komunikační a vysílací služby. Družice na GEO se běžně používají pro aplikace, jako je televize, satelitní telefony a satelitní internet.

Jednou z hlavních výhod družic GEO je, že díky vysoké orbitální výšce družic je zajištěna přímá viditelnost na velkou část zemského povrchu.

Provoz na GEO má však i řadu nevýhod. Jedním z hlavních problémů je již zmíněná velká výška, která ztěžuje vypouštění satelitů do této oblasti. Pro vypouštění satelitů je totiž potřeba využít silnějších nosičů. Navzdory těmto problémům zůstává GEO důležitou oblastí pro provoz družic a využívá se pro širokou škálu aplikací.

### 1.2.2 Nízká oběžná dráha (LEO)

Nízká oběžná dráha Země (LEO – Low Earth Orbit) označuje oblast vesmíru, která se nachází relativně blízko zemského povrchu. LEO je obvykle definována jako oblast vesmíru ve výšce 160 až 1 000 kilometrů nad povrchem Země, na základě některých definic je však horní hranice ve výšce 2 000 kilometrů [4, 5].

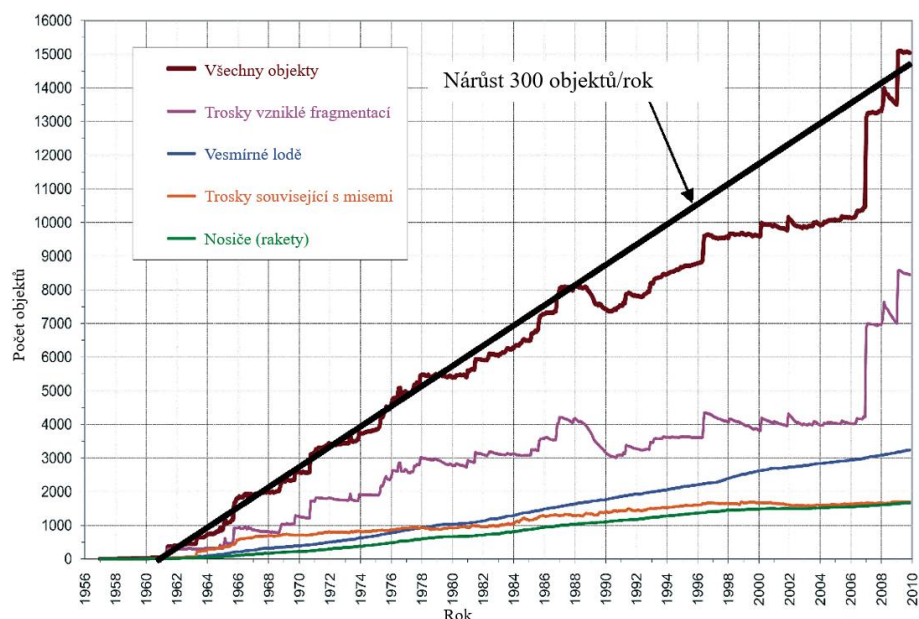
LEO je nejčastěji používanou oblastí vesmíru pro provoz družic díky své blízkosti k Zemi, která umožňuje díky nízké výšce malé zpoždění signálu a menší spotřebu energie potřebnou k vysílání těchto signálů. Družice na LEO mají oběžnou dobu v rozmezí 90 až 200 minut. Vzhledem k rychlosti rotace Země se satelity pro pozorovatele na povrchu zdánlivě pohybují po obloze od západu k východu.

Na LEO se také nachází Mezinárodní vesmírná stanice (ISS – International Space Station). ISS obíhá kolem Země ve výšce přibližně 408 km a každých 90 minut vykoná jeden oběh [6].

Jedním z hlavních úskalí LEO je přítomnost velmi malého množství částic atmosféry, které způsobují, že u objektů na oběžné dráze dochází v průběhu času ke snižování jejich rychlosti. To znamená, že dráha družic na LEO musí být neustále upravována, aby nedošlo ke zvyšování interakcí družice s atmosférou a jejich pádu zpět na Zemi. Aby k tomu nedocházelo, bývají ve většině případů družice vybaveny malými motory, které se periodicky spouštějí a upravují rychlost a v důsledku i výšku družice.

Satelity na LEO jsou mimo jiné vystaveny dalším nebezpečím, jakými je například výskyt kosmického smetí. Kosmické smetí je označení pro tisíce úlomků, nefunkčních družic a dalších těles, vypuštěných do vesmíru. Tyto malé úlomky se mohou srazit s družicemi a způsobit jejich poškození nebo vyřazení z provozu.

V posledních letech vzrůstají obavy z množství kosmického odpadu na LEO a jeho potenciálu vytvořit řetězec srážek, které by mohly tuto důležitou oblast kolem Země učinit ještě nebezpečnější. Tento fenomén se označuje jako Kesslerův syndrom [7].



Obrázek 1.4 Závislost počtu trosků na orbitě v závislosti na čase s odhadnutým nárůstem objektů za rok. Upraveno z [7]

### 1.2.3 Střední oběžná dráha (MEO)

Střední oběžná dráha Země (MEO – Medium Earth Orbit) je oblast vesmíru mezi nízkou oběžnou dráhou Země (LEO) a geostacionární oběžnou dráhou Země (GEO), obvykle ve výšce 2 000 až 35 786 km nad povrchem Země. MEO je méně zahlcená než LEO a oproti GEO nabízí lepší pokrytí a kvalitu signálu [4, 5].

Družice na MEO mají dobu oběhu několik hodin a ve srovnání s družicemi na LEO se pohybují pomaleji – jeden celý oběh kolem Země jim obvykle trvá 6 až 12 hodin.

Družice MEO se často používají jak pro navigaci (GPS nebo evropský systém Galileo), tak pro oblast komunikace v rámci satelitních telefonních služeb. Významnou konstelací jsou satelity řady Iridium. Další potenciální využití MEO je pro dálkový průzkum a pozorování Země, i když je méně časté než u orbit typu LEO.

Jednou z výhod MEO oproti LEO je, že družice mají menší odpor atmosféry, a proto vyžadují menší počet korekcí oběžné dráhy. Družice MEO však stále podléhají jistému odporu a k udržení své oběžné dráhy v průběhu času potřebují využívat pohonné systémy.

#### **1.2.4 Heliosynchronní oběžná dráha (SSO)**

Heliosynchronní oběžná dráha (SSO - Sun Synchronous Orbit) je specifický typ dráhy kolem Země, který se vyznačuje tím, že orbitální periodou je přesně jeden den. To znamená, že se družice na heliosynchronní dráze pohybuje tak, že její poloha nad povrchem Země zůstává konzistentní ve stejném časovém úseku každý den.

Tato dráha je obvykle skloněna vůči rovině rovníku Země pod úhlem, který umožňuje, aby se družice pohybovala s rychlostí odpovídající rotačnímu pohybu Země kolem své osy. To umožňuje družici sledovat stejnou oblast Země ve stejnou dobu každý den, což je užitečné pro satelity zaměřené na sledování Země, jako jsou meteorologické satelity nebo družice pro monitorování půdy a vegetace [5, 8].

## 2. SUBSYSTÉMY VESMÍRNÝCH SOND

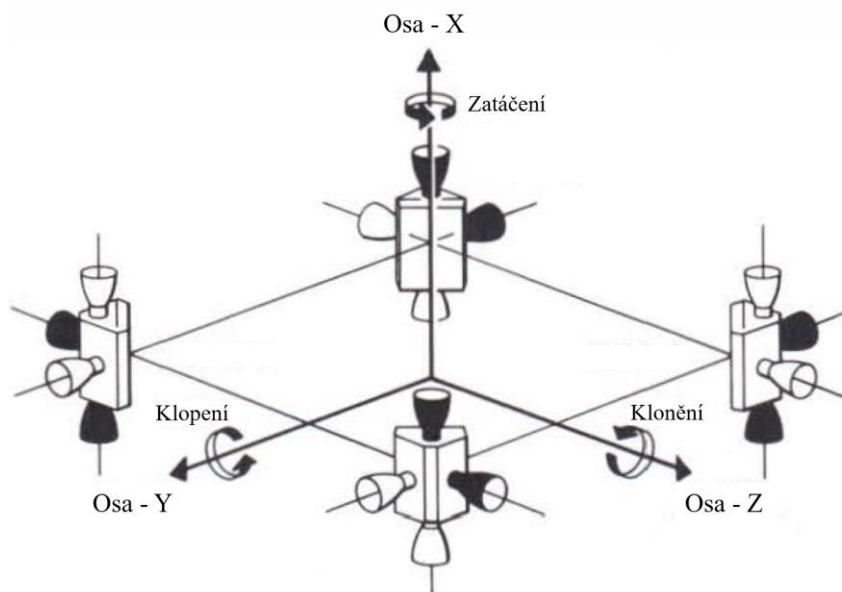
### 2.1 Pohonný systém

Pohonné systémy jsou zodpovědné za zajištění nezbytného tahu pro pohon kosmické lodi ve vesmíru. Tradiční chemické pohonné systémy využívají k vytvoření tahu spalování paliva. Alternativou jsou iontové pohonné systémy, využívající elektrická pole k urychlení nabitých částic (iontů). Pohony založené na tomto principu dosahují mnohem vyšších hodnot specifického impulzu, který je definován jako poměr tahu k množství spotřebovaného paliva [9].

### 2.2 Systémy řízení a orientace

Jsou nejkritičtějším subsystémem vesmírných sond, protože slouží k přesnému určení polohy, rychlosti a orientace v prostoru. Komponenty tohoto systému zajišťují přesné natočení vesmírné sondy už při prvotním vynesení na požadovanou orbitu.

Komponenty systému zahrnují senzory pro určení polohy a rychlosti otáčení. Příklady takových senzorů jsou hvězdné sledovače (star tracker), sluneční senzory (sun sensors), senzory horizontu (horizon sensors), magnetometry a gyroskopy. Ke změně orientace sondy se používají akční členy (aktuátory). Mezi běžně používaně aktuátory patří magnetorquery, soustavy malých dedikovaných trysek (anglicky RCS – Reaction Control System), rotační disky s velkým momentem hybnosti (anglicky RW – Reaction Wheels) [10, 11].



Obrázek 2.1 Orientace trysek RCS použitých v programu Apollo. Upraveno z [12]

## **2.3 Komunikační systém**

Komunikační systémy umožňují kosmickým lodím vysílat na Zemi a komunikovat tak s pozemními řídicími centry. Telemetrická data, která sonda posílá na pozemní stanice, umožňuje sledování stavu sondy na dálku. Komunikační systém také přijímá příchozí povely ze Země, přičemž komunikace může být zprostředkována na různých frekvencích pomocí kombinace antén s vysokým nebo nízkým ziskem. Komunikace nejčastěji probíhá v pásmech od 300 MHz do 40 GHz [13].

## **2.4 Systémy tepelného managementu**

Veškeré komponenty vesmírných sond mají určitý rozsah pracovních teplot, které musí být dodrženy pro jejich správnou funkčnost. Správné teploty jsou regulovány aktivními a pasivními prvky, které jsou spolu se zdroji tepla podrobněji popsány níže.

## **2.5 Napájecí systém**

Napájecí systémy zajišťují elektrickou energii potřebnou k provozu komponent a přístrojů kosmické lodi. Výrobu elektrické energie obvykle zajišťují solární panely, které přeměňují dopadající sluneční záření na elektřinu. V závislosti na typu kosmické lodi mohou mít solární panely tradiční tvar (umístění panelů na nosníky) nebo mohou být ovinuty kolem samotného těla rotující kosmické lodi. V současnosti se používají dva základní typy solárních článků – křemíkové články a mnohem efektivnější články na bázi arsenidu galia. Alternativně se u některých vesmírných sond využívá radioizotopových termoelektrických generátorů.

Ve chvíli, kdy je kosmická loď ve stínu nebeského tělesa nebo jinak odvrácená od Slunce, solární panely nevyrábějí energii. Dodávky elektrické energie jsou zajištěny pomocí akumulátorů. Používají se dva základní typy akumulátorů – primární a sekundární. Primární akumulátor obsahuje veškerou využitelnou energii již při sestavení a lze je pouze vybit. Sekundární akumulátory dodávají energii v době, kdy jsou ostatní zdroje energie nedostupné. Důležitými parametry akumulátorů je jejich životnost (počet cyklů), poměr kapacity a váhy, stálost charakteristik při různých teplotách.

## 3. PŘENOS TEPLA VE VESMÍRU

### 3.1 Přenos tepla vedením

Přenos tepla vedením je proces přenosu tepla z jednoho objektu na druhý prostřednictvím přímého kontaktu. Při kontaktu dvou objektů se tepelná energie přenáší z objektu s vyšší teplotou na objekt s nižší teplotou, dokud není dosaženo tepelné rovnováhy. Fyzikální podstatou je vzájemná interakce částic tvořící hmotu.

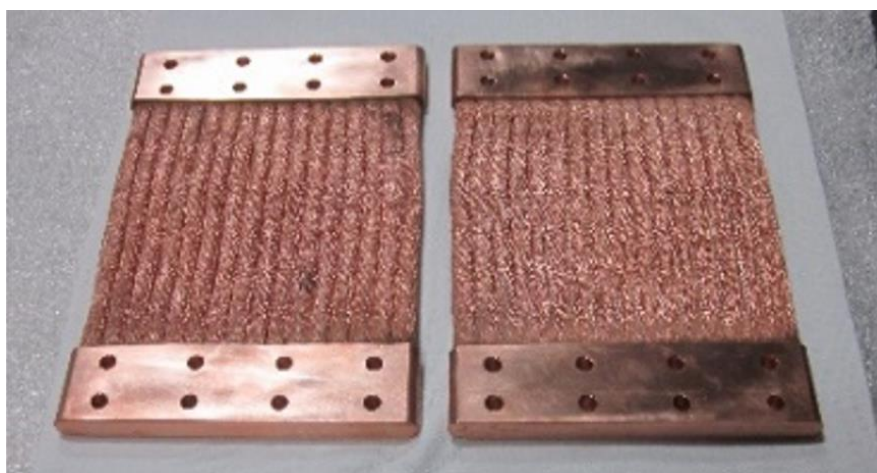
Rychlost přenosu tepla závisí na rozdílu teplot mezi oběma objekty, tepelné vodivosti materiálů, z nichž jsou vyrobeny, a na ploše jejich vzájemného kontaktu.

Celkové teplo, které projde tělesem je přímo úměrné teplotnímu spádu, době a ploše kolmé na směr teplotního toku. Zákon, který tento proces popisuje je pojmenovaný po jeho francouzském objeviteli Josephu Fourierovi a říká, že rychlost tepelného toku  $Q$  rovnoměrným materiálem je přímo úměrná ploše přestupu tepla a rozdílu teplot  $dT$  ve směru tepelného toku a nepřímo úměrná délce dráhy toku  $dx$ . Kde  $A$  v rovnici udává plochu vzájemného kontaktu. Rychlost toku závisí také na tepelné vodivosti daného materiálu  $k$ . Rovnice vypadá následovně,

$$\dot{Q} = -kA \frac{dT}{dx}, \quad (3.1)$$

Záporné znaménko nám udává směr tepelného toku směrem z vyšší teploty do teploty nižší. Tepelná vodivost je určena konkrétním materiálem.

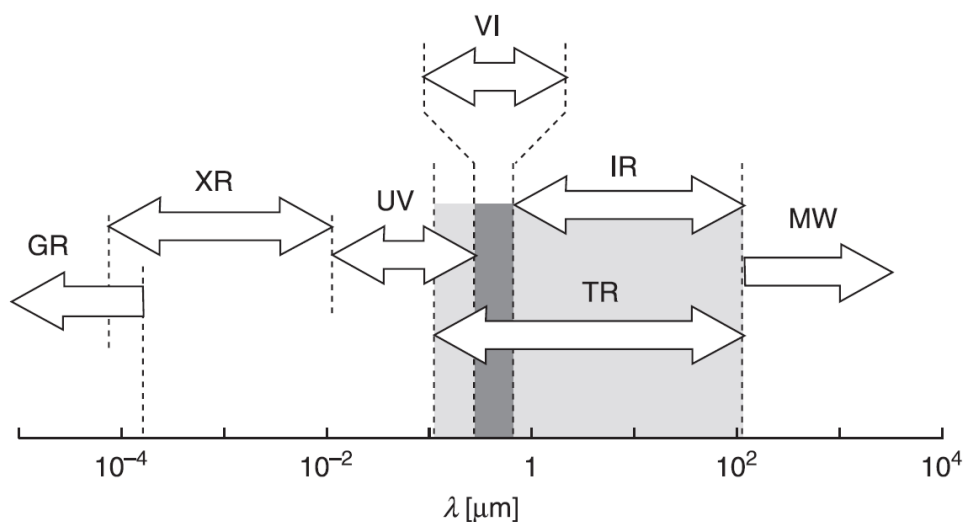
Vedení je jedním ze dvou majoritních procesů, pomocí kterých dochází k přenosu tepla ve vesmíru. Je třeba počítat s tím, že ve vesmírných sondách jsou vždy přítomny vodiče tepla. Některé z nich jsou parazitní vodiče, jejichž vedení je třeba minimalizovat, např. šrouby a distanční prvky. Kromě parazitních vodičů se vyskytují tepelné vodiče uměle vytvořené za účelem odvádění tepla ze zatížených oblastí do jiných oblastí kosmického zařízení nebo přímo do vesmíru. Teplo je pomocí těchto vodičů přesouváno na radiátory. Příkladem takových vodičů jsou měděné pásy (Obrázek 3.1) nebo teplovodní trubice. Nerovnoměrné rozložení tepla může u družic vést k nežádoucímu mechanickému namáhání [14, 15].



Obrázek 3.1 Snímek flexibilních měděných pásovin používaných jako tepelné vodiče. Převzato z [15]

### 3.2 Přenos tepla zářením

Tepelné záření (také někdy označováno jako sálání) je elektromagnetické záření o vlnové délce od 0,1  $\mu\text{m}$  do 100  $\mu\text{m}$ . Právě toto záření má největší vliv na přenos tepla ve vesmíru. Intenzita elektromagnetického záření je závislá na povrchové teplotě pozorovaného objektu. Každá částice sdílí svou tepelnou energii zářením, protože není schopna dosáhnout teploty absolutní nuly. Ve vesmíru se jedná o nejdůležitější způsob přenosu tepla. Z tohoto důvodu bývají vesmírné družice a satelity vybaveny sadami sofistikovaných radiátorů, které svým vyzařováním odvádějí teplo do okolí družice.



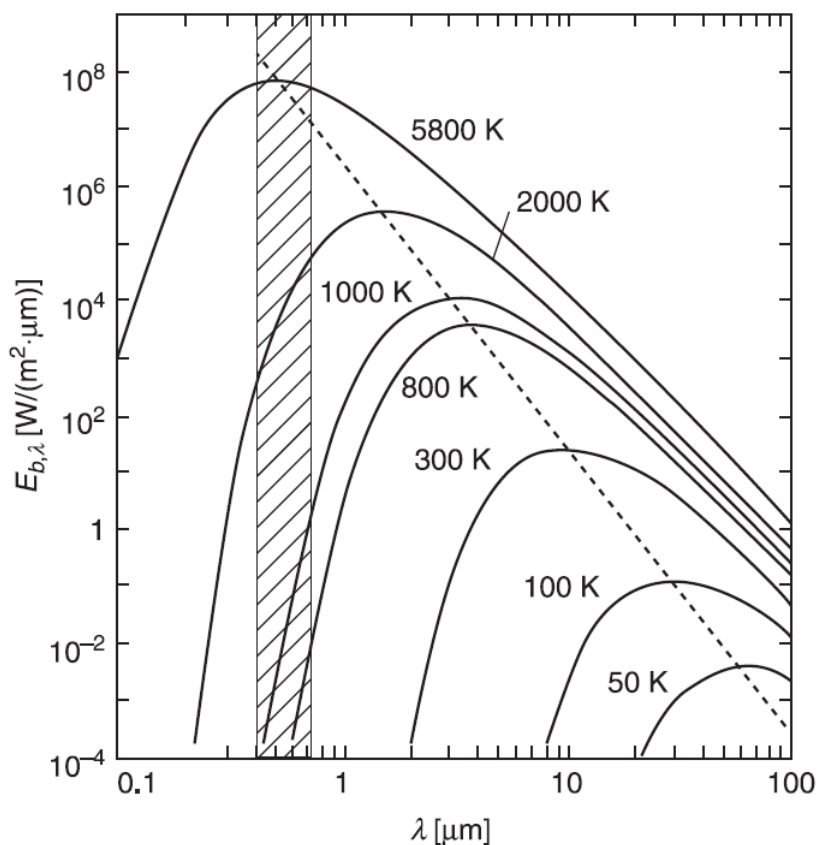
Obrázek 3.2 Elektromagnetické spektrum. Převzato z [16]

Tepelné záření těles popisuje tzv. Planckův vyzařovací zákon, který v roce 1900 formuloval německý fyzik Max Planck. Tento zákon vyjadřuje závislost intenzity záření absolutně černého tělesa na teplotě. Důležitým bodem jeho hypotézy bylo, že černé těleso nemůže vyzařovat nebo pohlcovat energii v libovolném množství, ale vyzařuje/pohlcuje ho nespojitě po kvantech. Každému kvantu záření pak přiřadil energii, která je přímo úměrná frekvenci záření.

Hustota zářivého toku je určena pomocí následujícího vzorce,

$$E(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 \left( \exp\left(\frac{hc}{\lambda kT}\right) - 1 \right)}, \quad (3.2)$$

kde  $E$  je hustota zářivého toku dokonale černého tělesa,  $\lambda$  je vlnová délka záření,  $h$  představuje Planckovu konstantu,  $k$  představuje Boltzmannovu konstantu a  $c$  udává rychlost světla ve vakuu.



Obrázek 3.3 Spektrální hustota zářivého toku dokonale černého tělesa v závislosti na vlnové délce záření a teplotě zářiče. Šrafovaně – spektrum viditelného záření. Převzato z [16]

Výše popsaná rovnice může být integrována za účelem získání rovnice ve tvaru,

$$E(T) = \int_0^{\infty} E(\lambda, T) d\lambda = \sigma T^4, \quad (3.3)$$

kde  $\sigma$  představuje Stefan-Boltzmannovu konstantu. Výsledná rovnice, známá též jako Stefan-Boltzmannův zákon, udává celkové množství energie vyzařované tělesem do okolí na všech vlnových délkách. Tato rovnice popisuje chování dokonale černého tělesa, což je problematické, protože ve skutečnosti se žádné reálné těleso nechová jako dokonale černé těleso. Pro uplatnění tohoto zákona pro reálná tělesa byla zavedena tzv. spektrální emisivita, která je dána poměrem spektrální intenzity vyzařování reálného a absolutně černého tělesa při stejné teplotě. Pomocí této veličiny je možné upravit Stefan-Boltzmannův zákon do podoby,

$$E(T) = \epsilon \sigma T^4, \quad (3.4)$$

přičemž takto upravený zápis lépe charakterizuje chování reálného (šedého) tělesa.

### 3.3 Přenos tepla prouděním (konvekci)

Přenos tepla konvekci je způsob šíření tepla způsobený prouděním tekutiny, např. plynu nebo kapaliny. Tento pohyb je zapříčiněn teplotními rozdíly uvnitř kapaliny, které vytvářejí vztahové síly, jež pohánějí proudění kapaliny. Existují dva typy konvekce: přirozená a nucená.

Při přirozené konvekci je proudění kapaliny poháněno rozdíly v hustotě způsobenými teplotními gradienty. Když se kapalina zahřívá, její molekuly se pohybují rychleji, což způsobuje, že se kapalina rozpíná a snižuje se její hustota. Tato teplejší, méně hustá tekutina stoupá vztahovými silami a je nahrazována chladnější, hustší tekutinou, čímž vzniká přirozená cirkulace neboli konvekční proudění.

Nucená konvekce se obvykle používá v technických aplikacích ke zvýšení rychlosti přenosu tepla pomocí vnější síly, která dopomáhá pohybu tekutiny. V tomto případě je kapalina urychlována vnějším zařízením, čímž se zvyšuje součinitel přestupu tepla a rychlost přenosu tepla. Nucená konvekce se běžně používá při chlazení elektronických součástí, vytápění a chlazení budov a při konstrukci výměníků tepla. Typickými příklady technologických řešení jsou ventilátory (plyny) nebo pumpy (kapaliny).

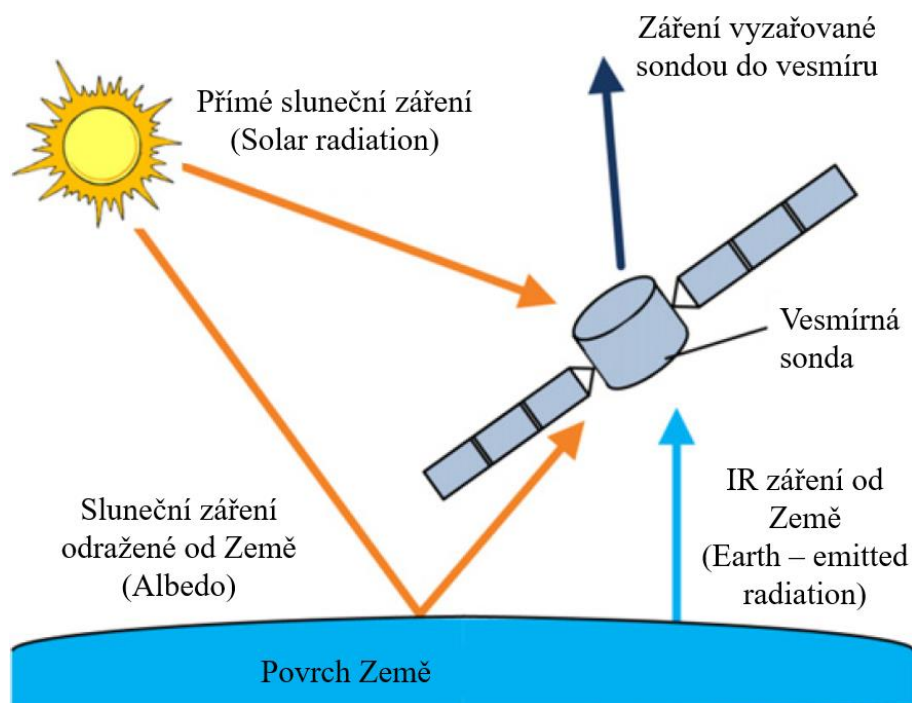
Konvekční přenos tepla je důležitým mechanismem přenosu tepla v mnoha technických a přírodních systémech. Problémem konvekce je již zmíněná nutnost existence vhodného prostředí, ve kterém by k přenosu tepla docházelo. Z tohoto důvodu není nutné se v souvislosti s teplotním managementem satelitů na orbitě tímto přenosem tepla zabývat.

## 4. TEPELNÝ MANAGEMENT SOND VE VESMÍRU

### 4.1 Zdroje tepla

Tepelný management vesmírných sond je proces řízení hospodaření vesmírných družic s energií ve vesmíru. Jedná se jak o vliv energii vzniklé na palubě zkoumané sondy, tak energie, kterou působí okolní prostředí na sondu. Tato energie způsobuje zahřívání. Hlavními formami ohřevu z prostředí na oběžné dráze jsou přímé sluneční záření, sluneční záření odražené od Země (označované jako albedo) a infračervené (IR) záření vyzařované ze Země. Zjednodušené schéma popisující tepelnou výměnu zářením je ilustrováno na Obrázku 4.1.

Intenzita IR záření Země a albeda závisí do značné míry na faktorech, mezi které patří vliv atmosféry a aktuálního počasí, teplota povrchu a čas. V důsledku toho je jejich hodnoty obtížné přesně kvantifikovat. Z tohoto důvodu se všeobecně používají zjednodušené modely jejich výpočtu. Výjimečně dochází na nízkých oběžných drahách také k ohřevu, který je způsoben třením o molekuly vzduchu v řídké horní vrstvě atmosféry. Jev se v anglické literatuře označuje jako „*free molecular heating*“ [11].



Obrázek 4.1 Zjednodušené schéma popisující tepelnou výměnu zářením ve vesmíru. Upraveno z [17]

U družic na nízké oběžné dráze Země (LEO) je také nutné zmínit to, že výška orbity je malá ve srovnání s průměrem Země. To znamená, že družice v daném okamžiku vidí pouze malou část celé Země. Pohyb družice na oběžné dráze ji proto vystavuje rychle

se měnícím parametrem daným měnícími se oblastmi, nad kterými satelit v danou chvíli přelétá. Změny mohou být dány rychle se měnícími kombinacemi pevniny, oceánů či moří a oblačností. Problematické je to hlavně z pohledu změn albeda těchto oblastí, které se ve výsledku projeví v množství odražené sluneční energie a vyzařované energie.

Tepelné regulace družice na oběžné dráze se obvykle dosahuje vyrovnáváním tří hlavních energetických složek. První je energie vyzařovaná samotnou sondou ve formě infračerveného záření. Druhou je energie uvolňovaná vnitřními elektrickými komponentami. Třetí je energie absorbovaná z okolního prostředí.

Ve výsledku tepelný management chrání sondu a její náklad před přehřátím a před příliš nízkými teplotami. Tomuto rozmezí se říká pracovní okna teploty, přičemž všechny komponenty sondy mají přesně daný rozsah provozních teplot, který musí být dodržen. V níže uvedené tabulce jsou pro srovnání uvedeny pracovní okna teplot některých družicových komponent [15].

Tabulka 4.1 Pracovní rozmezí některých vybraných družicových komponent.  
Upraveno z [14]

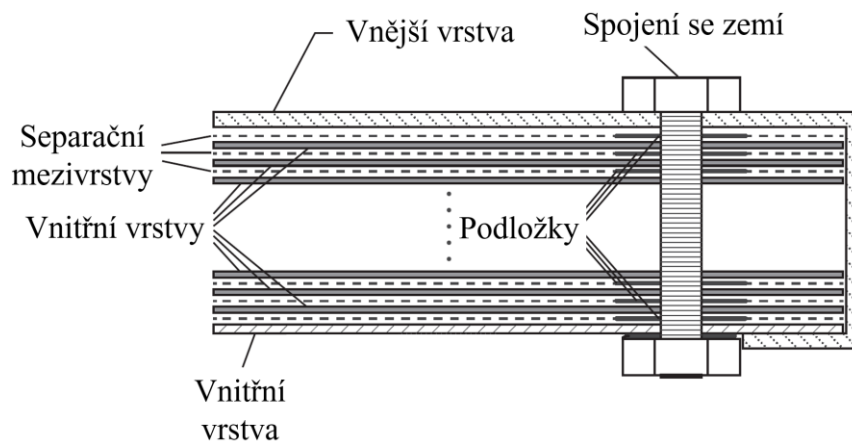
Typ komponenty	Minimální teplota [°C]	Maximální teplota [°C]
<b>Strukturální díly</b>	-40	+85
<b>Solární články</b>	-100	+100
<b>Řídící elektronika</b>	-20	+60
<b>Baterie</b>	-20	+40

Těchto teplot je dosahováno pomocí aktivních i pasivních systémů. Aktivní prvky tepelného managementu by měly v ideálním případě doplňovat prvky pasivní. Mezi aktivní prvky patří různé způsoby vytápění (rezistivní popř. termoelektrické). Pasivními systémy jsou vyrobeny a navrženy správným způsobem lze označit jako robustní a spolehlivé. Řadíme mezi ně různé formy povrchových úprav (nátěrů) a vícevrstevných izolačních materiálů (anglicky označované jako MLI – Multi layer insulation), popř. pasivní ohříváče využívající rozpady radioizotopů (anglicky označované jako RHU – Radiosotope Heater Unit). Některé z těchto prvků budou podrobněji rozebrány v následujících kapitolách.

## 4.2 Vícevrstvé izolace (MLI)

Vícevrstvá izolace (anglicky označována jako Multi-Layer Insulation - MLI) je typ tepelné izolace, která se běžně používá v letectví a kosmonautice k ochraně před extrémními výkyvy teplot ve vesmíru.

Princip MLI je popsán následovně: několik vrstev tenkého, reflexního materiálu je spojeno s mezivrstvami s nízkou tepelnou vodivostí. Tímto vzniká kompozitní bariéra, která odráží teplo, a má velmi izolační charakter. Reflexní vrstvy jsou obvykle vyrobeny z materiálů, jako je hliník nebo kapton, na který je nanесena tenká vrstva kovu. Mezivrstvy jsou obvykle vyrobeny z materiálů s nízkou vodivostí (nylon nebo skleněná vlákna). Tyto materiály pomáhají minimalizovat přenos tepla vedením [11].



Obrázek 4.2 Struktura MLI. Upraveno z [16]



Obrázek 4.3 Snímek jednotlivých vrstev MLI (separační mezivrstva a perforované hliníkové fólie). Převzato z [18]

Jednou z klíčových výhod MLI je nízká hmotnost. Vesmírné družice mají přísné hmotnostní limity a přidání těžké izolace může být problematické. MLI umožňuje vysokou úroveň tepelné ochrany při minimalizaci hmotnosti.

Další výhodou MLI je její univerzálnost. Počet vrstev a jejich tloušťku lze přizpůsobit tak, aby poskytovaly požadovanou úroveň izolace pro konkrétní aplikaci. MLI lze například použít k ochraně přístrojů kosmické lodi před extrémními teplotami při blízkém setkání se Sluncem nebo k ochraně citlivé elektroniky družice před extrémním chladem v hlubokém vesmíru.

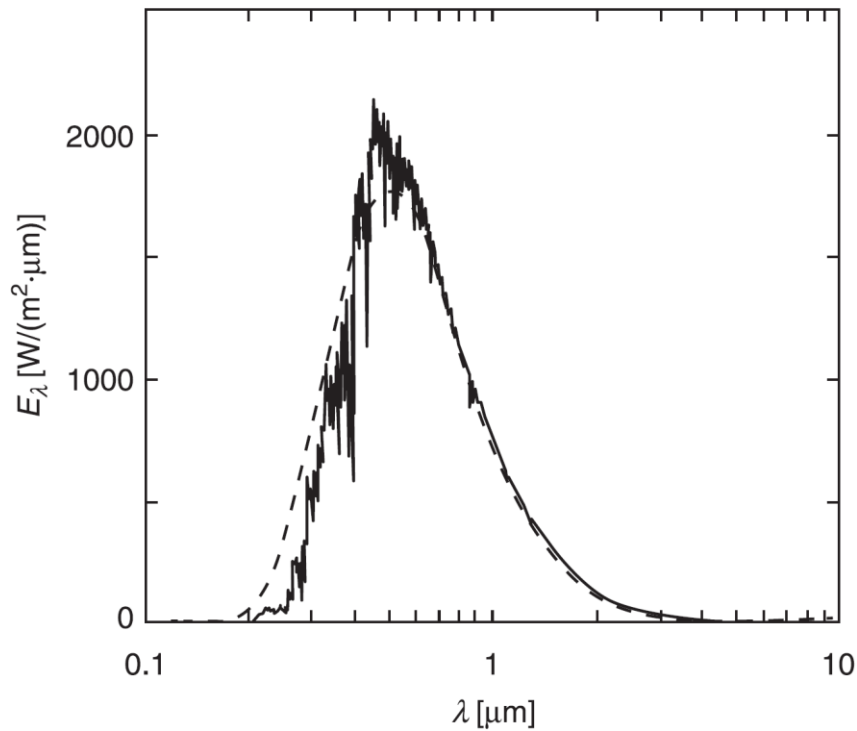
Navzdory mnoha výhodám není použití MLI zcela bezproblémové. Jednou z hlavních výzev při navrhování MLI je nalezení rovnováhy mezi hmotností, tloušťkou a požadovanou účinností. Větší množství reflexních vrstev s tlustějšími mezivrstvami mohou zajistit lepší tepelnou ochranu, ale také zvyšují jak hmotnost, tak celkovou tloušťku izolace. Kromě toho může být izolace MLI náchylná k poškození mikrometeority a jinými úlomky ve vesmíru, které mohou tenké vrstvy materiálu poškodit nebo prorazit, což se projeví ve funkčnosti dané izolace.

### **4.3 Selektivní tepelné povrchové úpravy**

Termoizolační nátěry jsou materiály, které jsou aplikovány přímo na povrch používaných komponent a na trupy samotných vesmírných sond a slouží k regulaci jejich teploty. Tyto nátěry jsou vyrobeny z široké škály různých materiálů a jsou voleny na základě specifických požadavků konkrétních vesmírných misí.

Na oběžné dráze jsou povrchy sond vystaveny vnějším zdrojům energie ve formě slunečního záření nebo infračerveného záření vyzařované Zemí. Radiační vlastnosti povrchů musí být proto zvoleny tak, aby bylo dosaženo energetické rovnováhy. Při správném výběru termoizolačních nátěrů tak nedochází k přílišnému zahřívání nebo ochlazování komponent vesmírných satelitů.

Za největší zdroj energie můžeme považovat přímé sluneční záření od Slunce. Z tohoto důvodu je solární absorptance testována v rozmezí vlnových délek, která odpovídá spektru přímého slunečního záření. V praxi se tyto testy provádí v rozmezí vlnových délek 0,3  $\mu\text{m}$  až 2,4  $\mu\text{m}$ , které obsáhne 95 % sluneční energie [19].



Obrázek 4.4 Spektrální hustota zářivého toku Slunce ve vzdálenosti 1 AU v závislosti na vlnové délce. Šrafovaně – předpokládaný průběh pro černé těleso o teplotě 5762 K. Převzato z [16]

Hodnoty solární absorptance je možné měřit pomocí přímých i nepřímých metod. Existuje mnoho různých metod, které se používají k přímému měření absorpce slunečního záření, přičemž všechny využívají zdroj záření simulující spektrum slunečního záření. Většina používaných zdrojů má pouze přiměřenou věrohodnost a v nejlepším případě se jedná pouze o aproximace, které do výsledků měření zanášejí systematické chyby.

Nepřímé metody měření absorpce slunečního záření obvykle měří spektrální odrazivost  $\rho(\lambda)$  (spectra reflectance), a tím eliminují potřebu zdroje záření. Výsledná hodnota absorptance se poté dopočítá pomocí vzorce,

$$\alpha(\lambda) = 1 - \rho(\lambda), \quad (4.1)$$

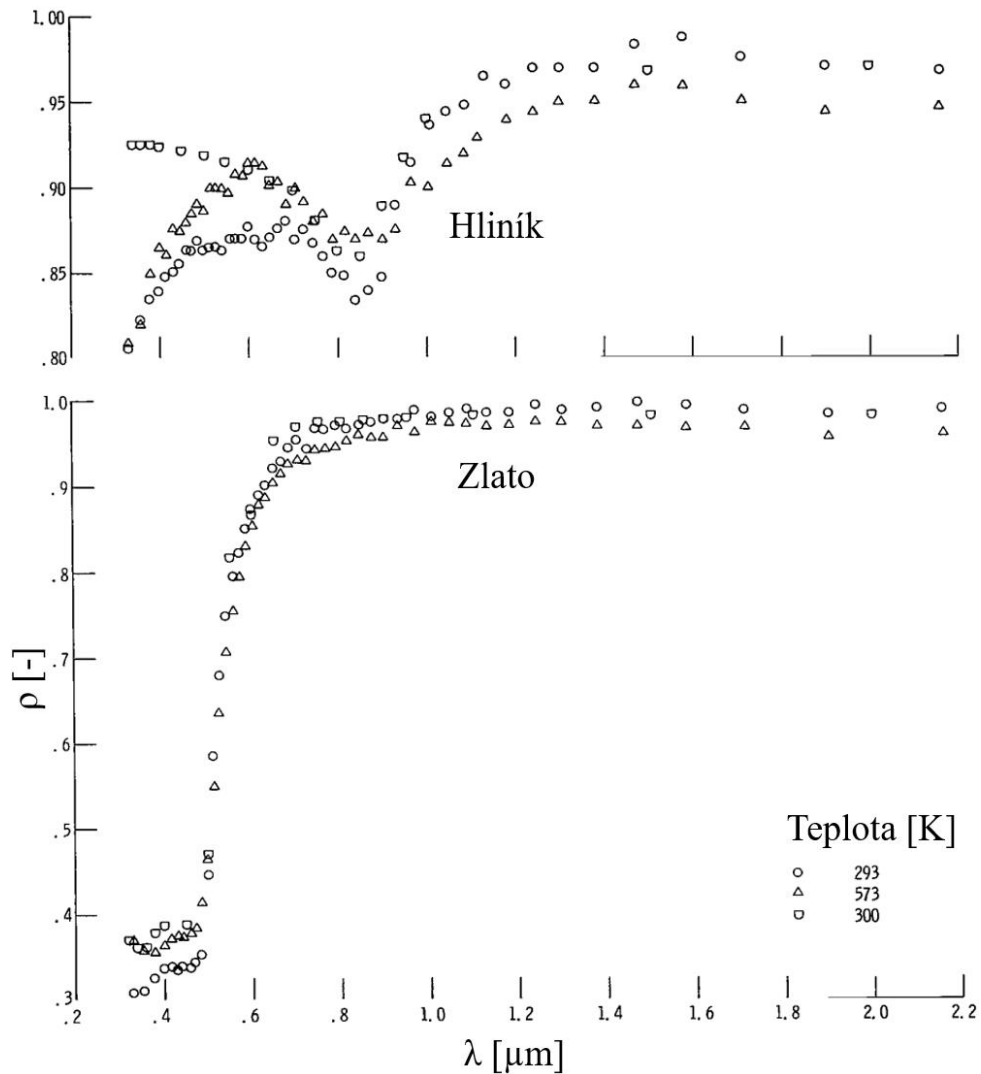
přičemž tato vypočtená hodnota odpovídá jedné konkrétní vlnové délce. Pro zjištění závislosti v rámci celého spektra je nutné využít výpočtu

$$\bar{\alpha}_s = \frac{\int_0^\infty \alpha(\lambda) I_s(\lambda) d\lambda}{\int_0^\infty I_s(\lambda) d\lambda}, \quad (4.2)$$

kde  $J_s(\lambda)$  představuje hodnotu intenzity záření pro konkrétní vlnovou délku. Rovnici je možné upravit a vyřešit numericky tak, že se spektrum slunečního záření rozdělí na definovaný počet stejně velkých intervalů,

$$\bar{\alpha}_s \approx \frac{\sum_{i=1}^{i=N} \bar{\alpha}_i(\lambda)(dE)_i}{\sum_{i=1}^{i=N} (dE)_i} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{i=N} \bar{\alpha}_i(\lambda), \quad (4.3)$$

přičemž  $\bar{\alpha}_i(\lambda)$  udává průměrnou hodnotu absorptance v daném vlnovém rozsahu a  $N$  představuje počet stejných intervalů, na které je dané spektrum rozděleno. Ve výsledku se tak jedná o pouhou aproximaci, která může způsobit rozdíly mezi simulacemi a skutečností [20].



Obrázek 4.5 Hodnoty spektrálních odrazivostí pro zlato a hliník v závislosti na vlnové délce v rozmezí 0,4 až 2,2  $\mu\text{m}$ . Vzorky měřeny při teplotách 293, 300 a 573 K. Převzato z [20]

Izolační nátěry jsou založeny na vhodné kombinaci emisivity a solární absorptance. Přičemž dobře zvolený materiál vhodně tyto vlastnosti vyvažuje.

Jeden z typů tepelného nátěru, který se běžně používá v kosmických misích, je založen na bílé barvě. Bílá barva je vysoce reflexní a má vysoké albedo, což znamená, že odráží značné množství sluneční energie od kosmické lodi. Z těchto důvodů bývá bílá barva nanášena na povrchu družic, kde odráží co největší množství dopadajícího záření zpět do okolního prostoru. Opačným typem tepelného nátěru, který se používá při vesmírných misích, je nátěr založený na černé barvě. Černá barva má nízkou odrazivost, což znamená, že pohlcuje více slunečního záření než bílá barva.

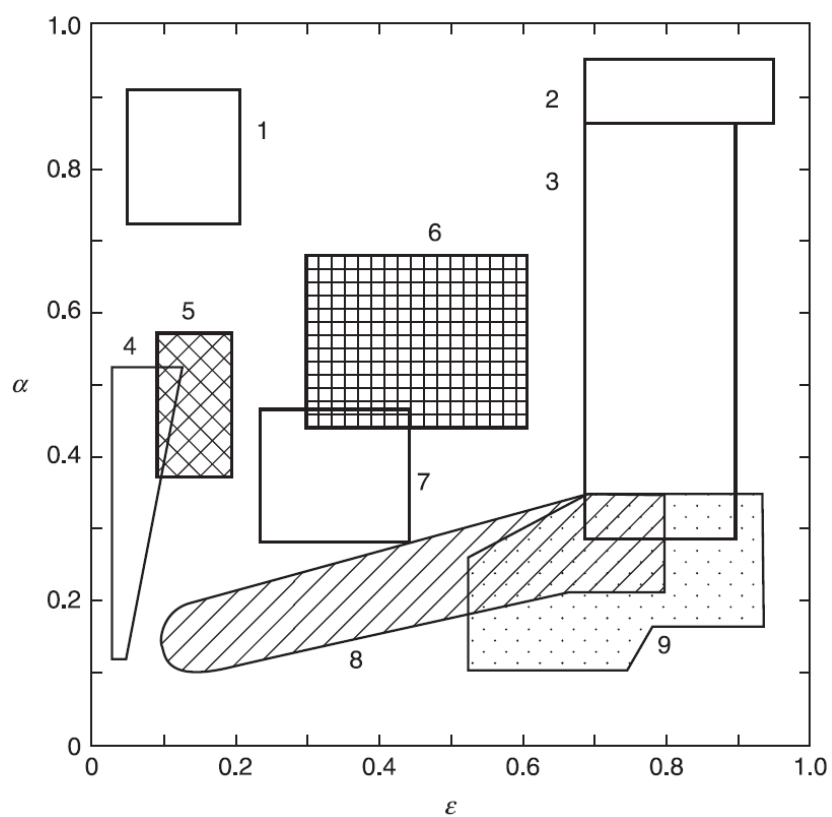
Kromě těchto dvou základních barev se pro termoregulaci používá rozličné množství kovových nebo polymerních vrstev. Příkladem může být materiál kapton, na který je napařována tenká vrstvička hliníku nebo zlata. Za účelem dosažení požadované pohltivosti a emisivity se někdy kombinuje více nátěrů v šachovnicovém nebo pruhovaném uspořádání.

Problémem termoizolačních nátěrů je jejich ovlivňování nabitými částicemi, ultrafialovým (UV) zářením, vysokým vakuem a nečistotami, jež se na nich usazují. Výsledkem těchto procesů je zvýšení jejich absorpční schopnosti, které může v konečném důsledku způsobit zvyšující se zahřívání. S touto postupnou degradací je nutné počítat při vývoji a návrhu družice.

Hodnoty absorptance a emisivity nejsou jediným kritériem pro výběr povrchových nátěrů, protože výběr obvykle představuje kompromis mnoha faktorů, mezi které patří dlouhodobá životnost nebo strukturální stabilita.

Tabulka 4.2 Průměrná solární absorptance a emisivita některých vybraných materiálů. Převzato z [11, 21]

<b>Materiál</b>	$\bar{\alpha}_s[-]$	$\bar{\epsilon} [-]$
<b>Hliník leštěný</b>	0,15	0,05
<b>Hliník anodizovaný (Black anodize)</b>	0,76	0,87
<b>Černý nátěr (Carbon black paint NS-7)</b>	0,96	0,88
<b>Solární panely</b>	0,61	0,83
<b>Kapton (pokrytý hliníkem, 0.0254 mm)</b>	0,38	0,67
<b>Bílý nátěr (NASA/GSFC NS74)</b>	0,17	0,92



Obrázek 4.6 Termooptické vlastnosti vybraných povrchových úprav (absorptance a emisivita). 1 – selektivní černé barvy, 2 – černé barvy, 3 – šedé barvy, 4 – leštěné kovy, 5 – hrubé kovy (neleštěné), 6 – opískované kovy, 7 - kovové vrstvy, 8 - dielektrické vrstvy na leštěných kovech, 9 – bílé barvy a zrcadla. Převzato z [16]

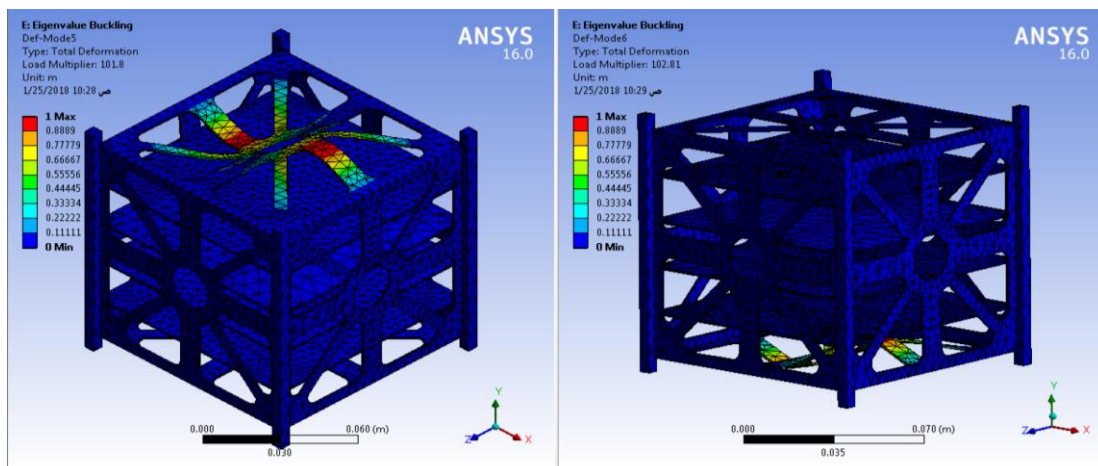
## 5. PŘEHLED SIMULACÍ SATELITNÍCH KONSTRUKCÍ

### 5.1 Statická pevnostní analýza

Statická analýza posuzuje účinky ustálených zatěžovacích podmínek na konstrukci, přičemž ignoruje setrvačné a tlumicí účinky způsobené časově proměnným zatížením. Statická analýza zahrnuje ustálená setrvačná zatížení (např. gravitační zrychlení nebo ustálená rotace) a časově proměnná zatížení, která lze aproximovat jako ekvivalentní statická zatížení (např. statický ekvivalentní vítr). Statická analýza může být lineární nebo nelineární. Mezi nelinearity můžeme zařadit velké deformace, plasticitu nebo stress stiffening.

Statická analýza se používá ke stanovení posunů, napětí, deformací a vnitřních sil v konstrukcích způsobených zatížením. Předpokladem jsou ustálené podmínky zatížení a odevzy, které se mění v čase velmi pomalu. Mezi zatížení, které lze použít při statické analýze můžeme zařadit vnější síly a tlaky, setrvačné síly v ustáleném stavu nebo vnučené posuny.

Hlavním účelem této analýzy je zajistit, aby konstrukce družice odolala všem statickým zatížením, která se mohou vyskytnout během výroby, přepravy a samotného vypuštění, aniž by došlo k nadměrné deformaci [22].



Obrázek 5.1 Snímek statické pevnostní analýzy ze softwaru Ansys zobrazující deformaci konstrukce satelitu. Převzato z [23]

### 5.2 Modální analýza

Modální analýza se používá k určení vibračních charakteristik konstrukce při jejím navrhování z pohledu vlastních frekvencí a tvaru módů. Vlastní frekvence a tvary módů jsou důležitými parametry při návrhu konstrukce pro dynamické zatěžovací podmínky. Pokud se frekvence zatěžovacích kmitů shoduje s jednou z vlastních frekvencí

konstrukce, dochází k rezonanci. Pro každou konstrukci je rezonance jedním z nejkritičtějších problémů, který ovlivňuje její návrh. Výsledky modální analýzy se používají v dalších analýzách. Mezi ně patří analýzy odezvy na harmonické buzení a únavové analýzy [22].

Hlavním účelem této analýzy v oblasti space aplikací je definovat vlastní frekvence družice a vyhnout se tak možným oscilacím při přepravě nebo vypuštění.

### **5.3 Analýza odezvy na harmonické buzení**

Jakékoliv trvalé cyklické namáhání vyvolá v konstrukci zařízení trvalou cyklickou (harmonickou) odezvu. Analýza harmonické odezvy umožňuje předpovědět trvalé dynamické chování jakékoli konstrukce a tím ověřit, zda konstrukční návrhy úspěšně překonají rezonanci, únavu a další škodlivé účinky nucených vibrací. Tato technika analýzy počítá pouze s ustálenými vynucenými vibracemi konstrukce. Přechodné vibrace, které se vyskytují na začátku buzení, se při analýze harmonické odezvy nezohledňují.

Podstatou analýzy harmonické odezvy je výpočet odezvy konstrukce při významných frekvencích. Nejvyšší harmonická odezva nastává při nucených frekvencích, které odpovídají vlastním frekvencím konstrukce. Proto by se před provedením harmonické analýzy měly nejprve určit vlastní frekvence konstrukce pomocí modálních simulací. Pro správný návrh konstrukce se vypočítají amplitudy napětí při cyklickém zatížení na každé z těchto rezonančních frekvencí. Tato mechanická napětí jsou nezbytná pro výpočet únavového poškození způsobeného mechanickými vibracemi primárně vznikající při přepravě a vypuštění sondy [22].

Výrobci nosných raket vyžadují, aby náklad (payload) dosahoval tuhosti nad určitými hodnotami, které jsou určeny nejnižšími frekvencemi vibrací v příčném a podélném směru. V mnoha případech představuje tento požadavek největší konstrukční omezení. Obvykle jsou požadovány minimální základní frekvence 10 Hz v příčném směru a 30 Hz v podélném směru [24].

### **5.4 Únavové zkoušky**

Únava materiálů je jev, při kterém dochází k poškození konstrukcí v důsledku opakovaného působení určitého zatížení. Tento proces je zvlášť nebezpečný, protože jednorázové působení zatížení nevyvolá porušení struktury materiálu – konstrukce se tak jeví jako bezpečná a vhodná ke zvolené aplikaci. Při opakování zatěžovacích cyklů však dochází ke kumulaci poškození, což vede k fatálnímu selhání konstrukce. K poškození dochází rychleji při vyšším mechanickém napětí, proto trhliny téměř vždy vznikají v místech nespojitosti, kde se nejvíce koncentruje mechanické napětí. Únavové zkoušky nepředpovídají, kdy trhlina vznikne ani jak rychle poroste. Tyto zkoušky předpovídají, kolik cyklů při definovaném namáhání je obvykle zapotřebí k vyvolání poruchy za předpokladu, že materiál neměl z počátku trhliny nebo jiné poškození. Mezi hlavní

faktory, které přispívají k únavovému selhání, patří počet cyklů, rozsah napětí, kterému je vystaven každý cyklus a průměrné napětí vzniklé v každém cyklu.



Obrázek 5.2 Snímek praskliny hliníkového konstrukčního prvku. Tmavá oblast – rozpraskání únavou. Světla oblast – rychlé zlomení. Převzato z [25]

## 5.5 Spektrální analýza (Random Vibration)

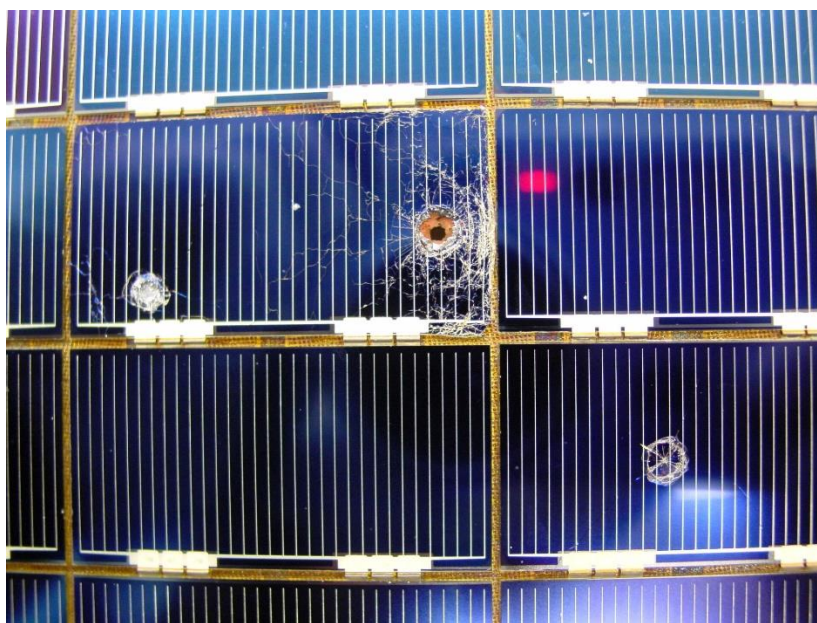
Hlavním cílem této analýzy je zjistit, zda konstrukce družice odolá všem dynamickým náhodným vibračním zatížením. Jedná se o analýzu, při níž se k výpočtu napětí ve zkoumaném modelu použijí výsledky modální analýzy se známým spektrem. Spektrální analýza se používá místo časové analýzy ke stanovení odezvy konstrukcí na náhodné nebo časově závislé zatěžovací podmínky, jako jsou zemětřesení, zatížení větrem, tah proudových motorů a vibrace raketových motorů. V rámci analýzy vynášených satelitů jsou podstatné především vibrace při startu nosné rakety.

Za spektrum můžeme označit graf spektrálních hodnot v závislosti na frekvenci, který zachycuje intenzitu a frekvenční složku zatížení v čase.

## 5.6 Rychlá analýza (Explicit Dynamics)

Explicitní dynamická analýza je simulační metoda, která dokáže popsat fyziku krátkodobých událostí, které zahrnují nárazy vysokou rychlostí (high velocity impacts), rychlé deformace a destrukce materiálu nebo rázové vlny. Tyto jevy jsou běžné v kosmických aplikacích. Příkladem mohou být srážky s kosmickým smetím nebo mikrometeority na orbitě při vysokých rychlostech.

Rychlé analýzy umožňují objasnit jakým způsobem celé konstrukce nebo jednotlivé komponenty reagují, když jsou vystaveny velmi silnému zatížení v krátkém čase, které je obtížné nebo nemožné testovat experimentálně. Zvláště u těchto analýz je velmi důležitá správně nastavená výpočetní síť s dostatečně malým časovým krokem [26, 27].



Obrázek 5.3 Snímek poškozeného fotovoltaického panelu Hubbleova teleskopu. Poškození způsobil náraz mikrometeoritu. Převzato z [28]

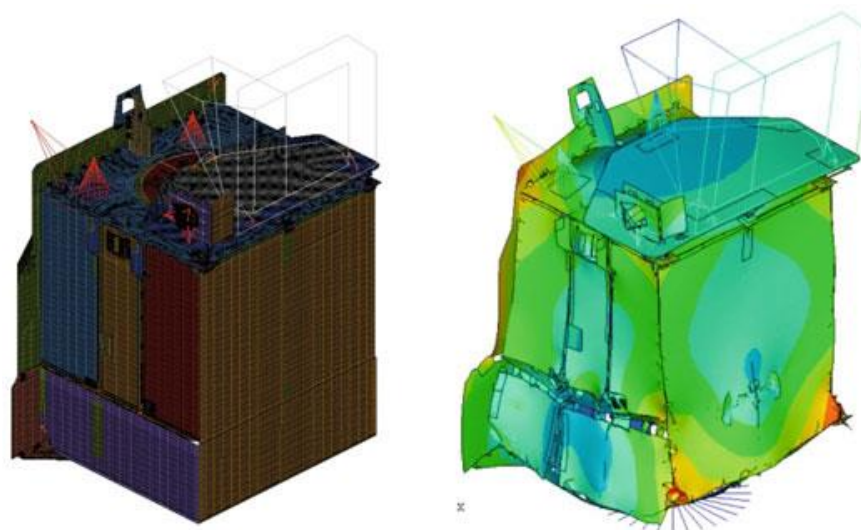
## 5.7 Analýza termálních deformací

Změny teploty ovlivňují konstrukci satelitů mnoha způsoby. Většina materiálů se při zahřátí rozpíná a při ochlazení smršťuje. Problémem je, že ve vesmíru není teplota obíhající družice rovnoměrná ani konstantní. Tato skutečnost je dána periodickými orbitami, po kterých družice obíhají. Satelity se často dostávají do stínu jiných vesmírných těles, což způsobuje velmi velké výkyvy teploty. V důsledku toho se konstrukce družice deformují, přičemž různé konstrukční materiály podléhají deformaci různě. V nosné konstrukci dochází vlivem vzájemného tlaku nebo tahu ke vzniku napětí, které může časem způsobit praskání. Náchylné jsou na to převážně spojované části jako šroubové spoje nebo svary.

Velmi vysoké teploty negativně ovlivňují pevnost a tuhost materiálu, což se může projevit jejich tečením (creep). Nízké teploty negativně ovlivňují tažnost a pevnost v lomu, což se projevuje zkrěhnutím materiálu [22, 29].

Pro správné nastavení termálních simulací jsou potřeba parametry, které definují samotné materiálové vlastnosti, okolní prostředí a samotný průběh simulace. Mezi materiálové parametry lze zařadit tepelnou roztažnost a tepelnou vodivost, hustotu, mez pevnosti, měrnou tepelnou kapacitu, emisivitu a absorptanci. Mezi parametry definující okolní prostředí patří teplota prostředí, velikosti intenzit záření (přímého, IR od Země a albeda) spolu s jeho vektory a spektrem záření definované významnými spektrálními čarami.

Za parametry významné z pohledu průběhu simulace patří definice zdrojů tepla, časový krok simulace, atributy sítě (meshe), okrajové podmínky a samotné cíle simulace. Dosažením těchto cílů simulace končí.



Obrázek 5.4 Simulace termální deformace satelitu. Převzato z [29]

## 6. PRAKTICKÁ ČÁST – APLIKACE ORBITERM

### 6.1 Cíle praktické části

#### Zisk dat z informačního systému SPENVIS

Pro zjištění environmentálních podmínek bude využit volně dostupný software SPENVIS. Výzkum bude zaměřen na prostředí nízké oběžné dráhy Země. Získaná data poté poslouží jako okrajové podmínky v teplotních simulacích v softwaru SOLIDWORKS Flow simulation.

#### Naprogramování aplikace OrbiTerm

V rámci praktické části bude naprogramována aplikace OrbiTerm, která na základě vstupních proměnných, kterými budou orbitální parametry, zjistí konkrétní požadované environmentální podmínky. Aplikace bude vytvořena v programovacím jazyce Python a bude v podstatě sloužit jako rozhraní pro software SPENVIS, který v současnosti nemá vlastní standardizované rozhraní pro programování. Z tohoto důvodu bude nutné nejprve napsat kód, který bude interagovat s webovým prohlížečem, skrz který bude aplikace komunikovat s programem SPENVIS. Pro práci byl zvolen prohlížeč Microsoft Edge, který je nainstalován na počítačích s operačním systémem Windows 10 a vyšší. Nezbytná je rovněž úprava dat takovým způsobem, aby byl získaný dataset implementovatelný do programu Solidworks Flow Simulation.

#### Vytvoření geometrie vhodné pro simulaci

Praktická část bude mimo jiné obsahovat namodelování geometrie vesmírné družice. S největší pravděpodobností se bude jednat o satelit formátu cubesat. V ideálním případě bude nalezena družice, která již byla vypuštěna do vesmíru a u které byla v době pobytu na orbitě provedena teplotní měření, přičemž výsledky těchto měření jsou volně dostupné.

#### Simulace a porovnání různých přístupů

Namodelovaná geometrie bude následně v softwaru SolidWorks Flow Simulation podrobena simulacím. Orbitální parametry zvoleného satelitu poslouží jako vstupní proměnné do aplikace OrbiTerm, ze které budou získány okrajové podmínky záření. S pomocí těchto dat budou následně prováděny simulace, které se následně srovnají s reálnými telemetrickými daty.

Existují různé přístupy, jak dané simulace realizovat. Ve většině případů se zjednodušuje geometrie satelitu, případně se zanedbává proměnlivost IR záření a albeda v čase.

## 6.2 SPENVIS

SPENVIS je software Evropské kosmické agentury vyvíjený a udržovaný Belgickým královským institutem pro vesmír a astronomii od roku 1996. Prostřednictvím webového rozhraní poskytuje přístup k většině nejnovějších modelů, které se zabývají vesmírným prostředím, a to z oblasti plazmatu, kosmického záření, mikročástic, magnetických polí nebo slunečního záření. Tento nástroj se často využívá při plánování kosmických misí a při návrhu a hodnocení ochranných opatření pro satelity a kosmické lodě s cílem minimalizovat škody způsobené vlivy okolního prostředí. Součástí webového rozhraní jsou také nástroje pro tvorbu závěrečných zpráv nebo grafických výstupů [30].

V rámci této diplomové práce budou využity moduly „*Coordinate generators*“, který slouží k prvotnímu nastavení orbity vesmírného tělesa a „*Satellite illumination*“, což je modul sloužící k analýze osvitů satelitu v závislosti na jeho vypočtené trajektorii.

<b><u>Coordinate generators</u></b>
<b><u>Radiation sources and effects</u></b>
<b><u>Spacecraft charging</u></b>
<b><u>Atmosphere and ionosphere</u></b>
<b><u>Magnetic field</u></b>
<b><u>Meteoroids and debris</u></b>
<b><u>Miscellaneous</u></b>
<u>Data base queries</u>
<u>Data base queries (ODI)</u>
<u>Satellite illumination</u>
<u>Visualisation of magnetic drift shells</u>
<u>Trapped particle models on magnetic coordinate grids</u>
<u>Coordinate transformations</u>
<u>RDC converter</u>
<u>INFN SR-NIEL calculator</u>
<u>View Factor</u>
Contamination
<b><u>Geant4 Tools</u></b>
<b><u>ECSS Space Environment Standard</u></b>

Obrázek 6.1 Moduly v softwaru SPENVIS. Převzato z [31]

## 6.3 Programovací jazyk Python

Python je programovací jazyk známý pro svou čitelnost, jednoduchost syntaxe a širokou škálu využití napříč různými odvětvími. Jeho popularita spočívá v několika klíčových výhodách oproti jiným programovacím jazykům, což ho činí atraktivním pro rozmanité aplikace.

První zásadní výhodou Pythonu je jeho jednoduchá a čitelná syntaxe. Tato vlastnost usnadňuje psaní kódu a jeho porozumění. Čitelnost přispívá k rychlejšímu vývoji, snižuje pravděpodobnost chyb a zlepšuje celkovou produktivitu. Další klíčovou předností je rozsáhlá knihovna modulů a balíčků, které Python nabízí. Tato široká paleta dostupných nástrojů umožňuje programátorům efektivně využívat existující kód a minimalizovat potřebu psaní kódu od základu. To výrazně zrychluje vývoj a umožňuje rychlejší nasazení vytvářených aplikací.

Dynamické natypování, jež Python využívá, poskytuje další výhodu, neboť zjednodušuje práci s proměnnými a datovými typy, což může zvýšit flexibilitu a rychlost vývoje aplikací. Problémem ale často bývá vnášení těžko odhalitelných chyb, které jsou způsobeny nesprávným natypováním proměnné [32, 33].

Silnou stránkou Pythonu je mimo jiné jeho aktivní a rozsáhlá komunita, díky které existuje obrovské množství dostupných návodů, knihoven a řešení pro různé problémy, což zjednodušuje vývoj a umožňuje rychlejší nalezení optimálních řešení.

## 6.4 Programové řešení

### 6.4.1 Popis použitých knihoven

Aplikace OrbiTerm využívá několik knihoven pro svoji správnou funkci. Mezi tyto knihovny patří NumPy, Matplotlib, Tkinter a Selenium. Využívání knihoven v Pythonu má několik zásadních výhod. Hotové knihovny poskytují řešení pro konkrétní úkoly a urychlují tak vývoj. Ve většině případů jsou testované, spolehlivé a optimalizované. Další zásadní výhodou je velmi kvalitně zpracovaná dokumentace, která usnadňuje implementaci funkcí do kódu. Navíc je mnohem jednodušší využít již napsaných funkcí než vytvářet své vlastní úplně od začátku.

**NumPy** – Jedná se o knihovnu, která poskytuje výkonné nástroje pro práci s poli a maticemi. Její hlavní funkcionalitou je efektivní manipulace s daty a provádění matematických operací. NumPy nabízí širokou škálu funkcí pro algebraické operace, náhodné generování čísel, různé transformace, Fourierovy analýzy a mnoho dalšího. Díky efektivní implementaci je knihovna NumPy velmi rychlá a je základním nástrojem pro většinu výpočetních úloh. V rámci aplikace jsou funkce knihovny využívány pro generování pomocných X a Z vektorů. Její funkce jsou použity pro normalizaci hodnot na jednotkovou kružnici [34, 35].

**Matplotlib** – Je knihovna zaměřená na vizualizaci dat. Poskytuje prostředky pro tvorbu široké škály grafů, včetně čar, histogramů, sloupcových grafů a bodových grafů. Matplotlib umožňuje detailní nastavení vzhledu grafů, přičemž je možné nastavit většinu parametrů obdobným způsobem jako například v Excelu. V aplikaci jsou funkce matplotlib využity pro vykreslení a vizualizace datasetu získaného ze softwaru SPENVIS. Konkrétně je využita funkce *add\_subplot*, která s dalšími parametry slouží k vykreslení požadovaných grafů [36].

**Tkinter** – Jde o knihovnu pro tvorbu uživatelského rozhraní (GUI). Poskytuje nástroje pro vytváření grafických aplikací s pomocí widgetů jako jsou tlačítka, vstupní pole, popisky, seznamy a další. Jedná se o knihovnu, která umožňuje vytvářet interaktivní GUI aplikace prostřednictvím manipulace s těmito widgety.

Tato knihovna je vhodná pro vývoj jednoduchých a středně náročných aplikací s uživatelským rozhraním, jako jsou aplikace pro správu dat, jednoduché hry nebo nástroje pro vizualizaci dat. Knihovna Tkinter je v aplikaci využita pro tvorbu dvou uživatelských rozhraní. V prvním případě je pomocí této knihovny vytvořené GUI pro zadávání orbitálních parametrů, v druhém případě se jedná o GUI s vizualizací výsledků, kde je samotná struktura GUI vytvořena pomocí knihovny Tkinter, ale obsahuje grafy, které jsou vytvořeny pomocí dříve zmíněné knihovny Matplotlib [37, 38].

**Selenium** – Jedná se o knihovnu, která umožňuje automatizovat interakce s webovými prohlížeči. Je využívána pro testování webových aplikací, webový scraping (extrakce dat z webu) a automatizaci různých úloh spojených s prohlížením internetu. Tato knihovna simuluje interakce uživatele s prohlížečem a umožňuje ovládat prohlížeč prostřednictvím jednoduchých skriptů. Selenium umožňuje klikání na tlačítka, vyplňování formulářů, stahování obsahu stránek a provádění různých akcí na webových stránkách, což je v kontextu vytvořené aplikace zásadní, protože software SPENVIS nemá vlastní API. Z tohoto důvodu je veškerá interakce zajištěna právě pomocí funkcí z knihovny Selenium.

Za zásadní je možné považovat funkce *find\_element*, která slouží k nalezení elementu na webové stránce, *select\_by\_visible\_text*, která slouží k výběru na základě zvoleného textu nebo *send\_keys*, která jak název napovídá, slouží k vyplnění textových polí. Funkce z knihovny Selenium se na stránkách orientují pomocí identifikátorů prvků HTML, jako jsou ID, třídy, názvy tagů atd. V aplikaci skript lokalizuje požadované prvky pomocí XPath identifikátoru, který umožňuje specifikovat cestu k elementu od kořenového HTML dokumentu nebo jiného referenčního prvku, což umožňuje přesné lokalizování prvků na stránce. Zásadní nevýhodou tohoto přístupu je znefunkčnění celého skriptu, pokud dojde ke změnám na straně SPENVISu a tudíž i ke změně XPath identifikátorů – v případě této změny nebudou jednotlivé funkce schopné najít požadované prvky a dojde

k pádu programu. Jelikož SPENVIS nemá vlastní API je tento způsob jedním z možným řešením automatizace celého procesu [39, 40].

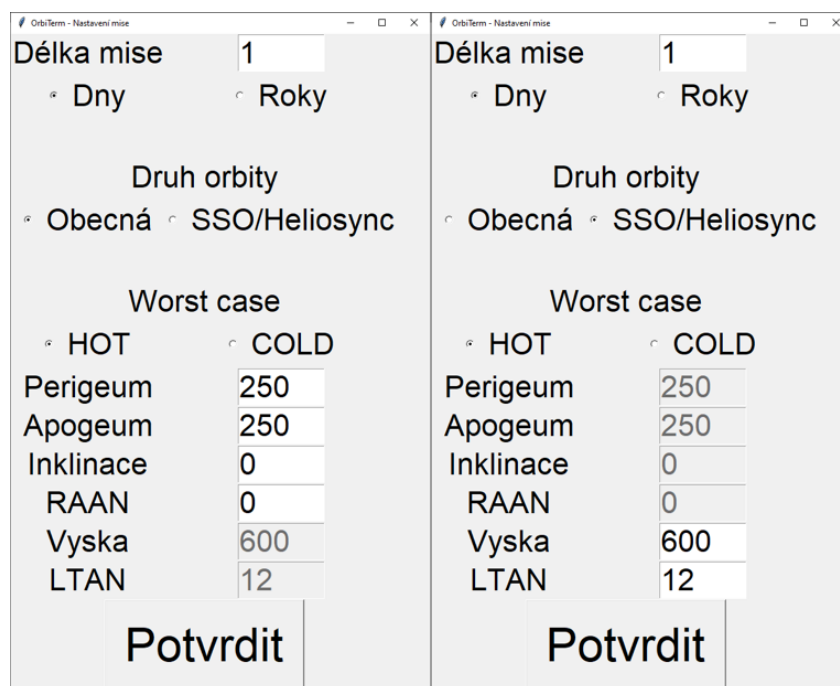
#### 6.4.2 Zadávání orbity

Pro zadávání orbitálních parametrů bylo s využitím knihovny Tkinter vytvořeno uživatelské rozhraní. Uživatel do jednotlivých polí zadá požadované údaje na základě zvolené orbity. Software SPENVIS umožňuje zvolit mnoho různých typů orbit, ale většina těchto typů není vhodná pro aplikaci. Z tohoto důvodu byly zvoleny dva typy orbit, které aplikace OrbiTerm podporuje. Jedná se o obecnou orbitu a orbitu typu heliosynchronní (SSO).

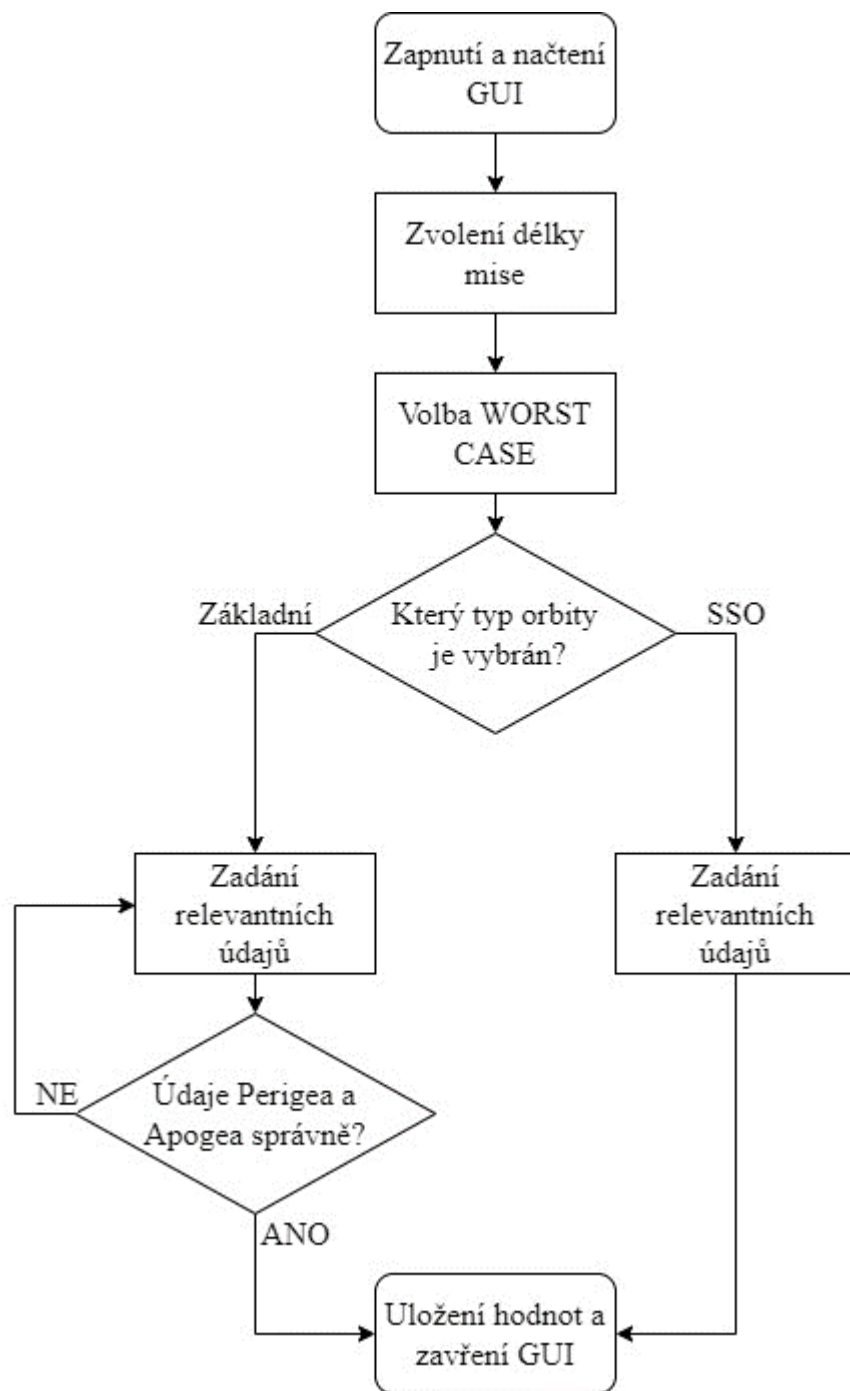
Tyto typy orbit jsou blíže popsány v kapitole 1.2 Typy oběžných drah. Zvolení požadované orbity se provádí pomocí volby odpovídajícího zaškrtačacího pole. Na základě vybrané hodnoty dojde k znemožnění vepsání údajů, které nejsou relevantní pro daný typ orbity.

Pro obecné orbity se zadávají údaje perigea, apogea, inklinace a RAAN. Pro orbity typu SSO se zadává výška a LTAN. Údaje týkající se perigea, apogea a výšky jsou zadávány v kilometrech. Inklinace je zadávána ve stupních a LTAN je zadáván v hodinách. V rámci GUI je také možné zadat tzv. délku mise v dnech nebo rocích – jedná se o simulační parametr pro SPENVIS a pro většinu případů stačí ponechat výchozí hodnotu jeden den. Poslední významnou částí GUI je volba worst case (nejhoršího možného scénáře). Volbou checkboxu je možné zvolit nejteplejší (HOT) a nejchladnější (COLD) scénář, který ovlivňuje datum, při kterém je simulace prováděna. Zvolením dojde k nastavení data simulace na 22. prosinec resp. 20. březen, což jsou data zimního slunovratu a jarní rovnodennosti. Správně vepsané parametry se následně potvrdí pomocí tlačítka. Všechny vepsané hodnoty jsou uloženy do proměnných, které se následně využijí v dalších částech.

GUI mimo jiné obsahuje pojistku nesprávného zapsání hodnot perigea a apogea. Pokud by totiž došlo k tomu, že uživatel definuje vyšší hodnotu perigea než apogea, tak dojde k pádu softwaru SPENVIS.



Obrázek 6.2 Ukázka GUI pro zadávání orbitálních parametrů se znázorněním vepisovatelných polí v závislosti na zvoleném typu orbity.



Obrázek 6.3 Vývojový diagram GUI pro zadávání orbitálních parametrů.

### 6.4.3 Propojení se softwarem SPENVIS

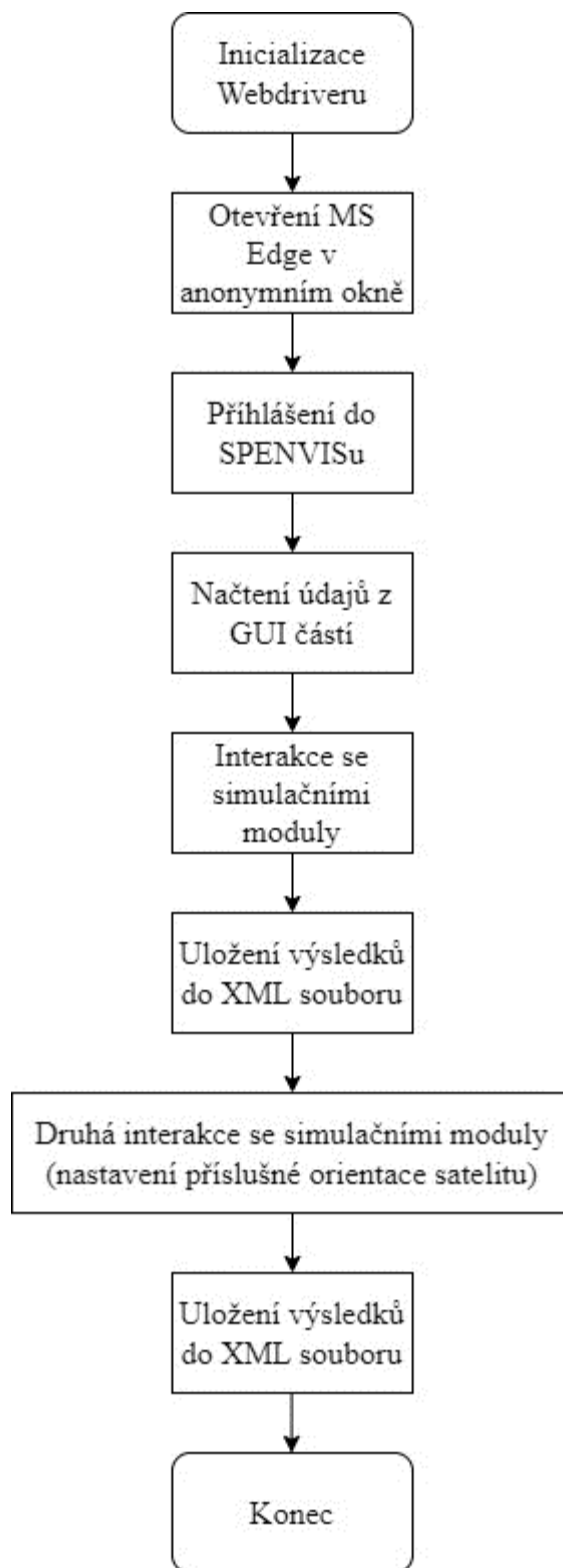
V další části je na základě dat získaných z GUI zahájeno propojení skriptu se softwarem SPENVIS. Nejprve dojde k zapnutí a prvotnímu nastavení tzv. webdriveru, pomocí kterého je možné ovládat webový prohlížeč. Zjednodušeně lze říct, že se jedná o rozhraní, které umožňuje interakci mezi kódem v Pythonu a prohlížečem, což umožňuje automatizaci testování webových aplikací nebo provádění různých úkolů na webových stránkách. V aplikaci OrbiTerm je využit webdriver z knihovny Selenium.

V první kroku dojde k nastavení prostředí pro ovládání prohlížeče pomocí webdriveru pro Microsoft Edge, který se inicializuje v anonymním režimu. Dojde k otevření přihlašovací webové stránky SPENVISu. Následně se provede přihlášení na danou webovou stránku, kde je využita knihovna keyboard k zadání přihlašovacích údajů.

Poté skript využívá funkce knihovny Selenium k identifikaci prvků na stránce pomocí jejich XPath identifikátoru a aktivně s nimi interaguje. Tyto interakce zahrnují vkládání dat, výběr možností z rozbalovacích menu a provádění kliknutí na tlačítka. Při interakcích využívá podmíněnou logiku, aby přizpůsobil interakce s různými webovými prvky v závislosti na hodnotě proměnných z části GUI. Webdriver nejprve interaguje s modulem Coordinate generator, který slouží k nastavení trajektorie a orbity vesmírného tělesa. V dalším kroku webdriver spustí simulace v modulu „*Satellite illumination*“.

Dalším krokem je poslání GET požadavku na URL s vygenerovanými výsledky. Metoda GET je jedním z požadavků knihovny Requests. Tento požadavek slouží k získání dat z určitého zdroje (typicky webové stránky) na základě specifikované URL adresy. Přijatou odpověď ukládá do souboru ve formátu XML.

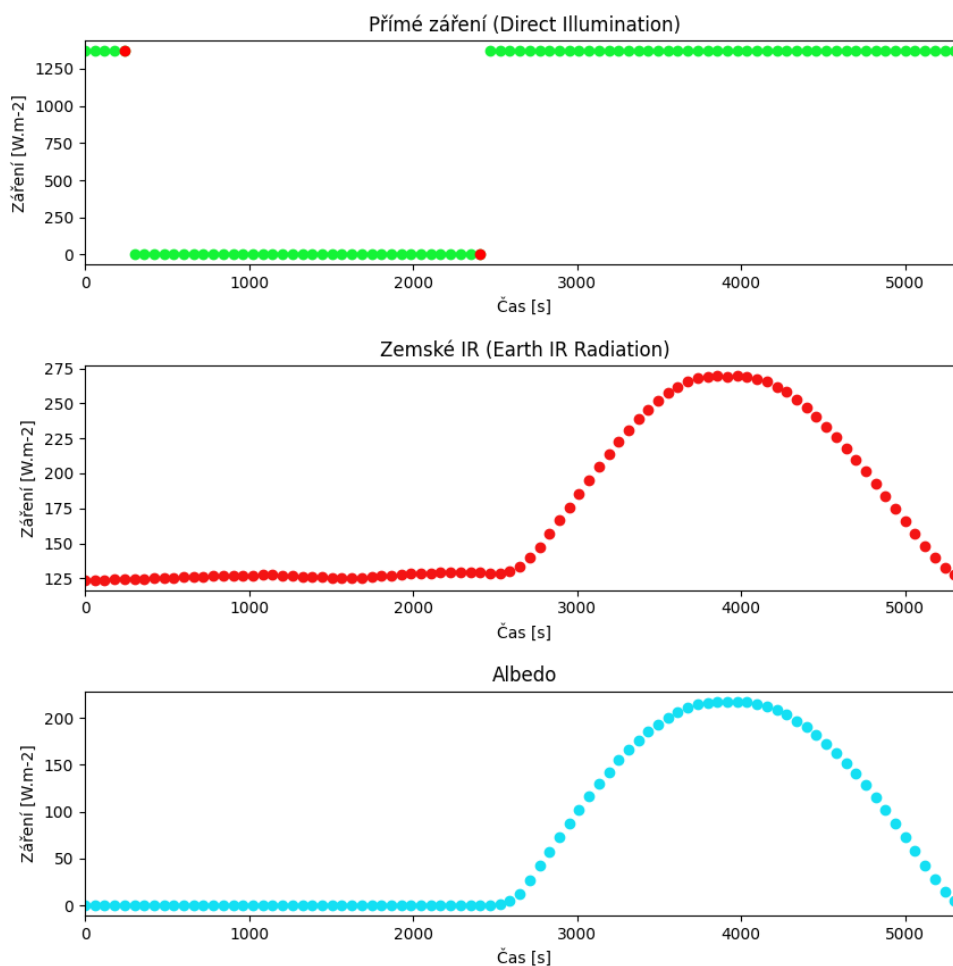
Celý proces interakcí s oběma moduly proběhne ještě jednou. Důvodem je změna orientace satelitu. Pro získání dat týkající se IR záření od Země a záření způsobeného albedem je orientace satelitu nastavena takovým způsobem, že jedna z os satelitu je rovnoběžná s vektorem rychlosti. Pro získání dat odpovídající přímému záření od Slunce je orientace satelitu nastavena tak, že jedna z os satelitu míří přímo na Slunce. Po skončení druhé sady simulací jsou vypočtená data získaná pomocí metody GET uložena do stejného XML souboru.



Obrázek 6.4 Vývojový diagram propojení skriptu se softwarem SPENVIS.

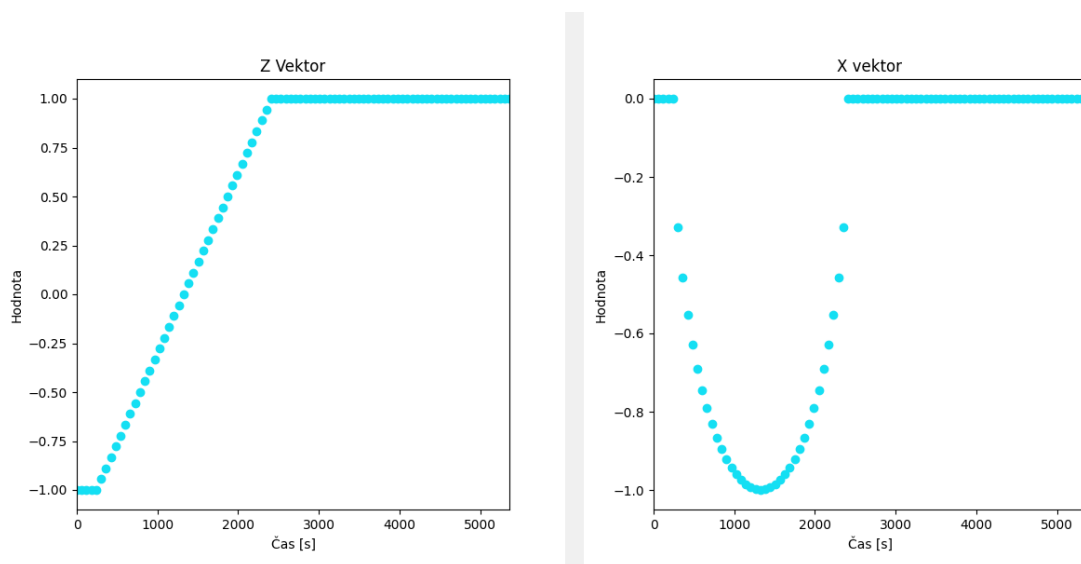
#### 6.4.4 Zpracování dat, vizualizace a jejich export

Závěrečná část skriptu extrahuje specifická data z XML souboru a ukládá je do seznamu pojmenovaného jako *new\_data*. V další části se data rozčlení na X a Y hodnoty relevantní pro tvorbu grafu. V závěru dojde k vytvoření GUI s využitím knihovny Tkinter. GUI obsahuje tři grafy zobrazující přímé záření od Slunce, IR záření od Země a záření způsobené albedem. Na ose X jsou časové kroky simulace.



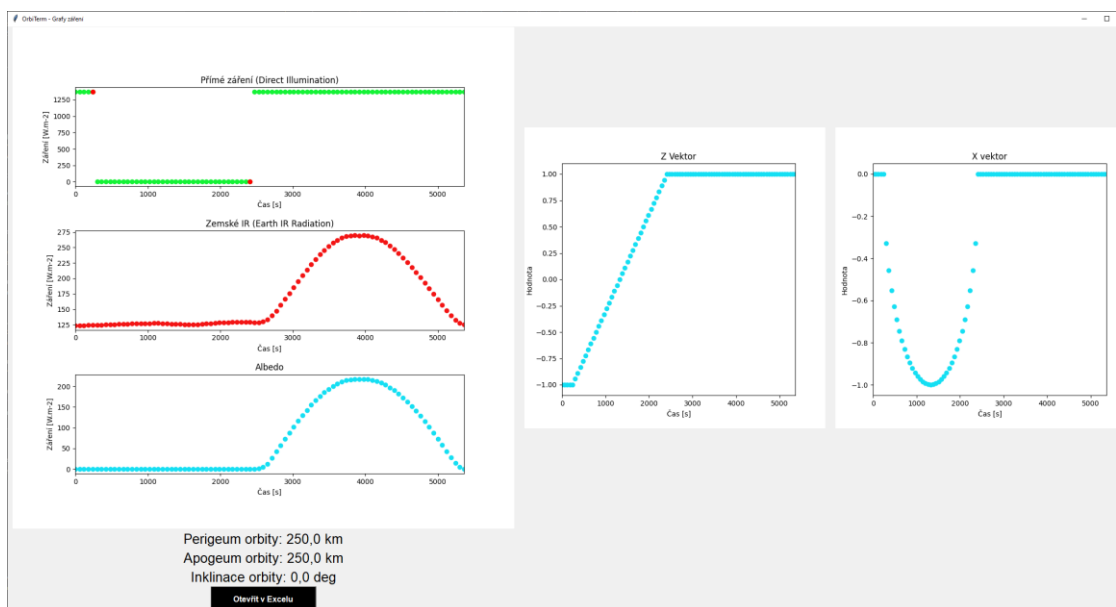
Obrázek 6.5 Snímek GUI s grafy přímého záření, IR záření od Země a záření způsobeného albedem.

V grafu přímého záření jsou následně identifikovány body rychlých změn, které jsou označeny červeně. Tyto body slouží jako časové údaje k výpočtu Y hodnot pomocných X a Z vektorů. Tyto pomocné vektory jsou následně vykresleny do dvou dalších grafů.

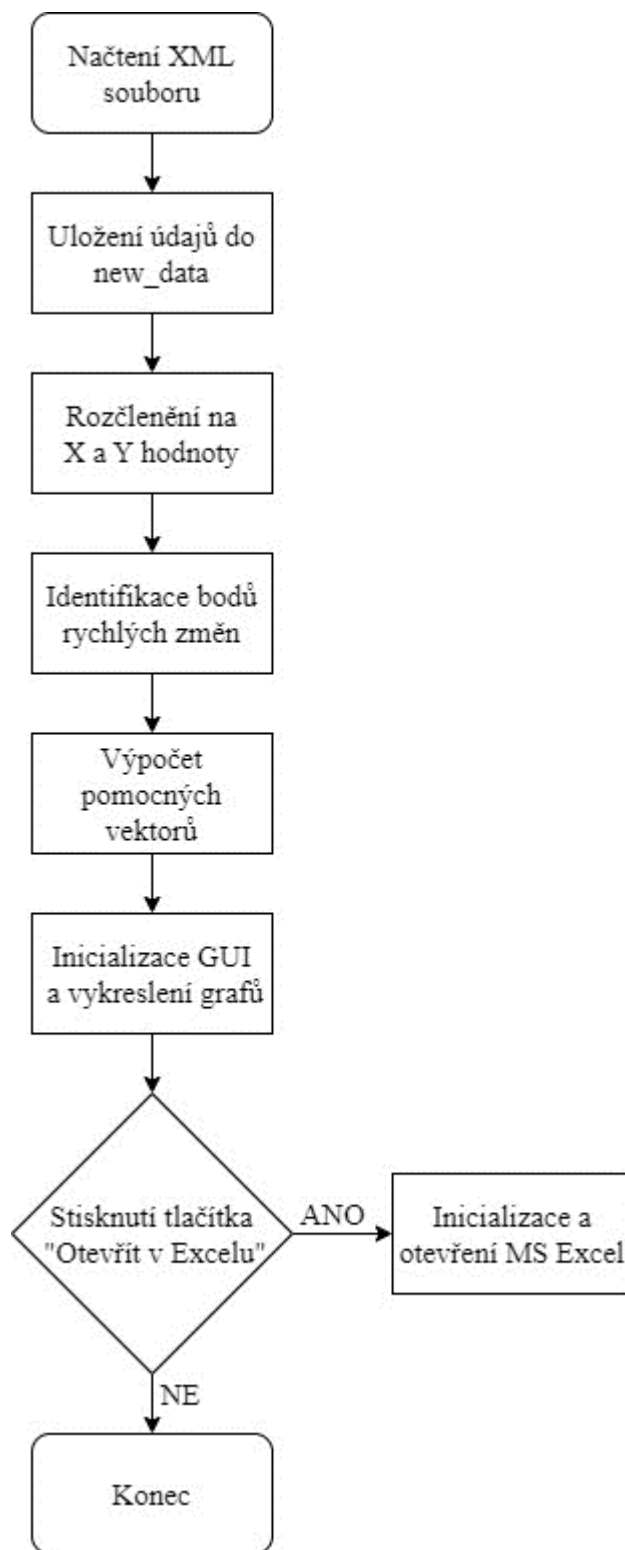


Obrázek 6.6 Snímek GUI s grafy pomocných Z a X vektorů.

Součástí GUI je také tlačítko „Otevřít v Excelu“. Stisknutím tohoto tlačítka dojde k otevření okna tabulkového softwaru MS Excel, ve kterém jsou nahrána příslušná data.



Obrázek 6.7 Snímek kompletního GUI se všemi grafy a tlačítkem pro vyvolání MS Excel.



Obrázek 6.8 Vývojový diagram zpracování dat a jejich vizualizace.

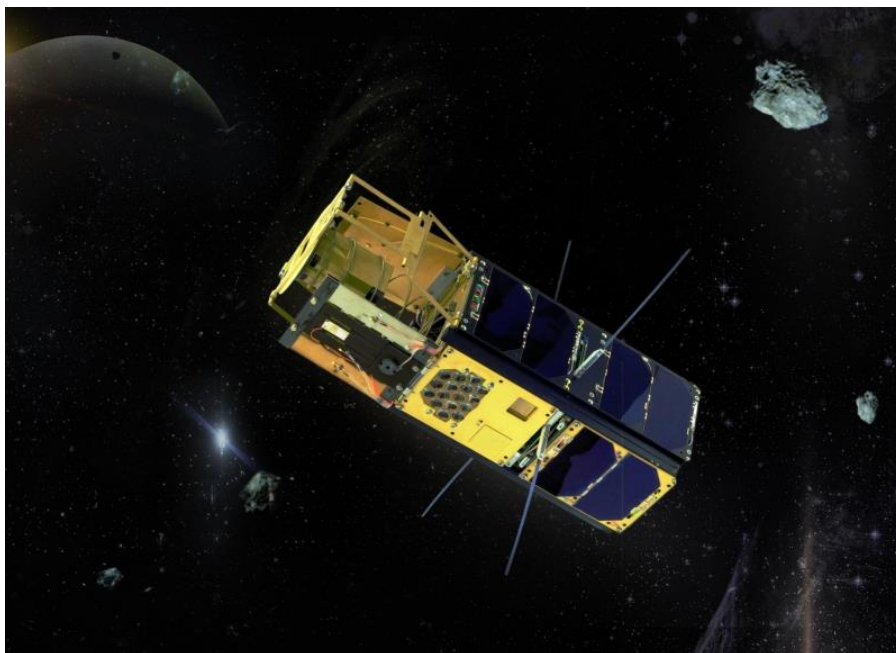
## 7. PRAKTICKÁ ČÁST – TERMÁLNÍ SIMULACE NA SATELITU

### 7.1 Geometrie modelu

#### 7.1.1 Výběr vhodné geometrie

Okrajové podmínky, které jsou získány s využitím aplikace OrbiTerm, je nutné ověřit s pomocí simulačního softwaru na vhodně zvolené geometrii. Ideální je zvolit satelit, který byl vynesena na oběžnou dráhu a zároveň je u něj známá a volně dostupná teplotní telemetrie. Dále je nutné zvolit takový satelit, k němuž je možné vytvořit 3D model, který obsahuje jeho materiálové vlastnosti.

Z těchto důvodů byl vybrán satelit VZLUSAT-1. Jedná se o český cubesat, který byl úspěšně vypuštěn na polární oběžnou dráhu dne 23. června 2017 z kosmodromu Šríharikota. Tento satelit byl součástí mezinárodního projektu QB50, který měl za cíl demonstrovat, že množství CubeSatů může být vypuštěno pomocí nákladově efektivního nosiče a vytvořit konstelaci vědeckých družic v nízké oběžné dráze, která umožní výzkum atmosféry. Projekt QB50 zahrnoval spolupráci 15 univerzit a institucí po celém světě a napomáhal koordinaci mezi účastníky a vytvoření vědecké konstelace pro in-situ měření [41–43].



Obrázek 7.1 Vizualizace českého cubesatu VZLUSAT-1. Převzato z [44]

Satelit VZLUSAT-1 byl vyvinut v rámci spolupráce mezi Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem (VZLÚ) a Českou kosmickou kanceláří (Czech Space Office). Jeho hlavním cílem bylo prověření nových technologií a experimentů v kosmickém prostředí. VZLUSAT-1 byl cubesat o velikosti 2U (20x10x10 cm) a vážil 2 kg. Na orbitě se po vysunutí výklopných panelů a rentgenové optiky jeho velikost zvětšila na 10x10x35 cm. Hlavním cílem mise bylo prověření nových technologií a produktů v reálných podmínkách kosmického prostředí. Mezi nejdůležitější vědecké experimenty byla demonstrace nového konceptu malého rentgenového teleskopu, dlouhodobé testování materiálů pro ochranu před kosmickým zářením a měření atmosféry Země s využitím přístroje FIPEX, který sbíral data o množství molekulárního kyslíku [42, 43].

Původně byla jeho životnost odhadována na jeden rok, ale překvapivě se stal druhou nejdéle fungující družicí velikosti 2U na světě a nejdéle fungující českou družicí vůbec. Tento český nanosatelit tak patří mezi 15 % cubesatů, které byly schopny fungovat ve vesmíru déle než dva roky [43].

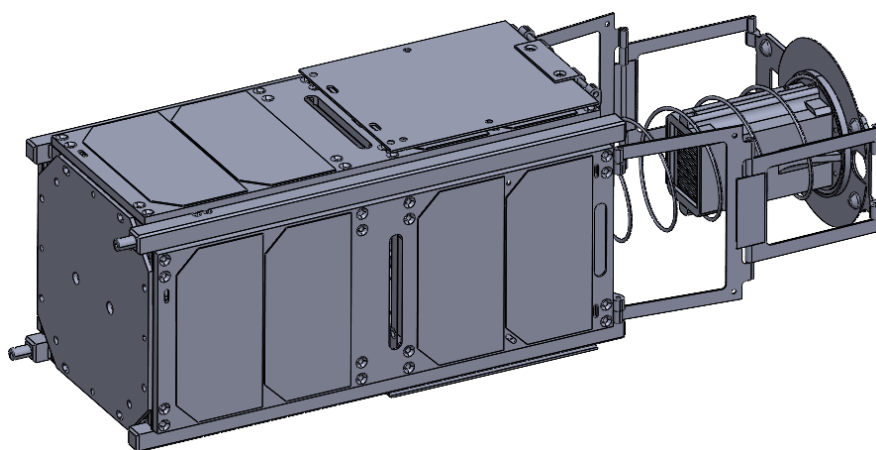
### **7.1.2 Zjednodušení a úprava geometrie**

Složitý komplexní model je nutné optimalizovat s ohledem na výpočetní náročnost plánovaných simulací. Cílem procesu bylo dosáhnout efektivnějšího a rychlejšího výpočetního procesu, aniž by byla snížena přesnost výsledků. Za tímto účelem byla provedena důkladná analýza geometrických prvků satelitu s identifikací těch, které mají zásadní vliv na chod výpočetních simulací.

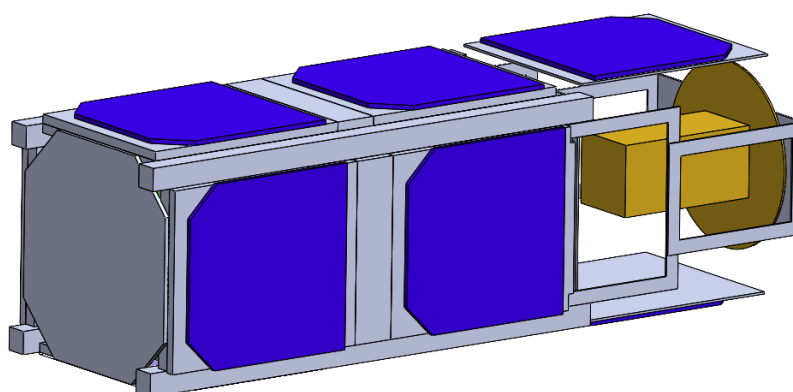
Jedním z kroků zjednodušení bylo nahrazení komplexních tvarů satelitu jednoduššími geometrickými prvky (například válcovými nebo sférickými útvary) tam, kde to bylo přípustné. To vedlo k výraznému snížení počtu výpočtových bodů a k optimalizaci výpočetní náročnosti simulací. Touto metodou byly například nahrazeny závitové tyče za soustavu kvádrů, komplexní geometrie rentgenového detektoru byla taktéž upravena. Důležité je při procesu pamatovat na zachování kontaktních bodů, ve kterých dochází k zásadnímu přenosu tepla.

Dalším významným procesem zjednodušení prošly také elektronické systémy cubesatu. Na základě fotografií a snímků pořízených při vývoji satelitu byla vnitřní elektronika zjednodušena na jedenáct samostatných desek plošných spojů (DPS), které jsou v rozích uchyceny do závitových tyčí. Tyto zachované kontakty umožňují přenos a rozložení tepla, které je relativně přesné a blízké realitě. Dvojice fotovoltaických panelů byly zjednodušeny na jeden geometrický model.

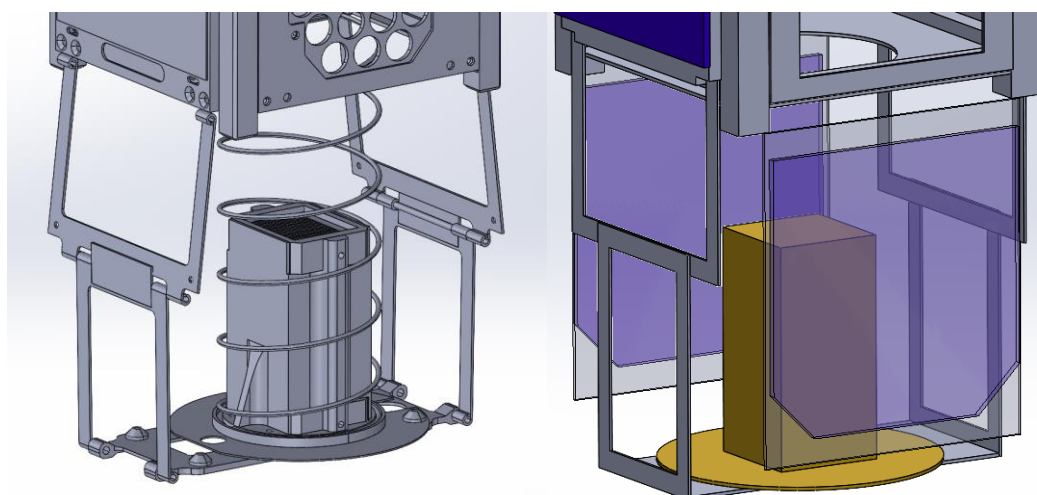
Zjednodušení geometrie proběhlo v programu SolidWorks, přičemž v jeho výpočtovém modulu Flow Simulation byla následně provedena simulace.



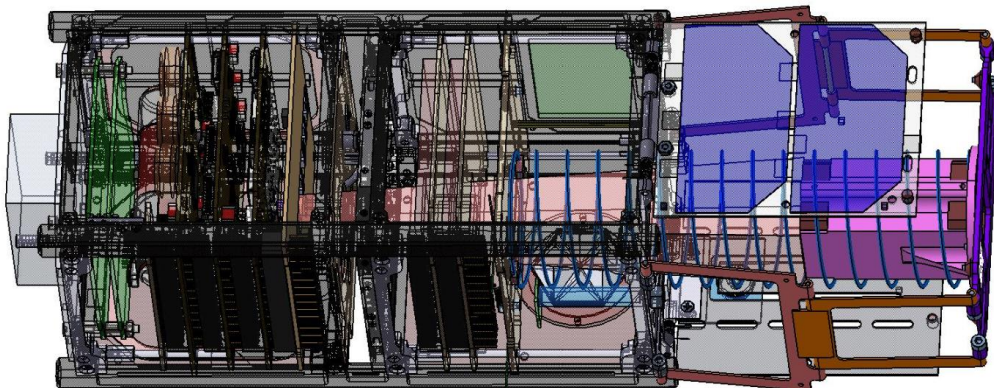
Obrázek 7.2 Původní neupravená geometrie satelitu VZLUSAT-1



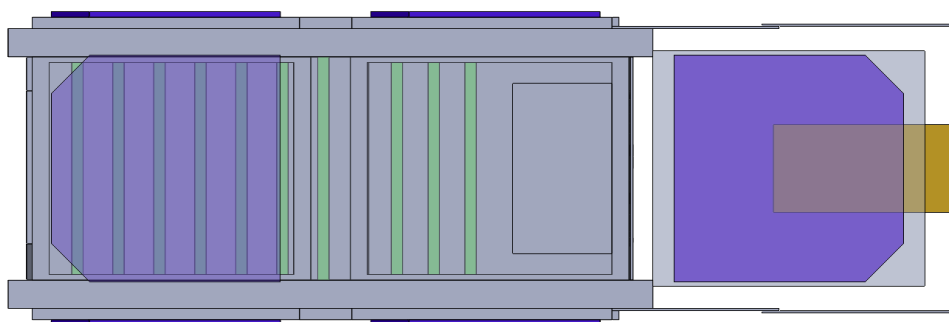
Obrázek 7.3 Zjednodušená geometrie satelitu VZLUSAT-1.



Obrázek 7.4 Úprava geometrie rentgenového detektoru zahrnující vynechání pružiny a snížení úrovně detailů.



Obrázek 7.5 Vnitřní elektronika satelitu – snímek, který vznikl při vývoji cubesatu. Snímek posloužil jako inspirace pro zjednodušení. Převzato z [45]



Obrázek 7.6 Vnitřní zjednodušené uspořádání elektronických systémů satelitu. Zelenou barvou jsou vyznačeny jednotlivé DPS.

### 7.1.3 Materiálové vlastnosti

V této kapitole budou blíže popsány materiálové vlastnosti geometrie VZLUSATu. Správný výběr materiálů spojený s přesnou definicí jejich fyzikálních vlastností je zásadní pro věrohodnost a správnost výsledků simulace. Mezi tyto vlastnosti patří hustota, měrná tepelná kapacita, tepelná vodivost a typ vodivosti v různých směrech.

Hlavním materiálem většiny dílů sestavy je slitina hliníku 7075, která je známá pro své vynikající mechanické vlastnosti a je široce používaná v leteckém průmyslu. Slitina byla použita pro všechny mechanické prvky konstrukce satelitu. Tvoří tak tělo cubesatu, vnější i vnitřní nosné prvky konstrukce, mechanismus pantu, tělo detektoru a vnitřní závitové tyče. Dalším použitým materiálem je vlastní definovaný materiál s označením „Solar Panel Gallium Arsenid“. Tento materiál slouží pro definici fotovoltaických panelů.

Desky plošných spojů, které tvoří vnitřní elektrické komponenty, byly definovány pomocí nástroje “Printed circuit board” integrovaného v modulu Flow Simulation. DPS jsou složeny ze dvou signálových a dvou napájecích vrstev oddělených

dielektrikem. Pomocí těchto tří materiálů jsou přesně určeny všechny díly tvořící sestavu cubesatu.

Tabulka 7.1 Fyzikální vlastnosti použitých materiálů.

Materiál	Aluminum 7075	Solar Panel GaAs
Hustota [ $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ ]	2810	8901,75
Měrná tepelná kapacita [ $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ ]	714,8	325
Tepelná vodivost [ $\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ ]	150	Příloha A.1
Typ vodivosti	Izotropní	Izotropní

Tabulka 7.2 Fyzikální vlastnosti materiálů desek plošných spojů.

Materiál	Dielektrikum	Vodivá vrstva
Hustota [ $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ ]	1200	8960
Měrná tepelná kapacita [ $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ ]	880	385
Tepelná vodivost [ $\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ ]	0,3	401
Celková tloušťka DPS [m]	0,0016	

Tabulka 7.3 Popis vodivých vrstev DPS.

Tloušťka vrstvy [ $\mu\text{m}$ ]	Procento pokrytí vodivou vrstvou [%]
70	20
35	80
35	80
70	20

V rámci materiálových vlastností byly určeny termooptické vlastnosti emisivity a absorptance povrchů. V rámci této práce byly použity materiály "solar constant" popisující fotovoltaické panely, "anodized black", což je černý povrch konstrukce satelitu, "gold on aluminum", který je také na povrchu některých konstrukcí, přičemž se jedná o zlato nanesené na hliníku a "pcb\_opt", definující vlastnosti DPS.

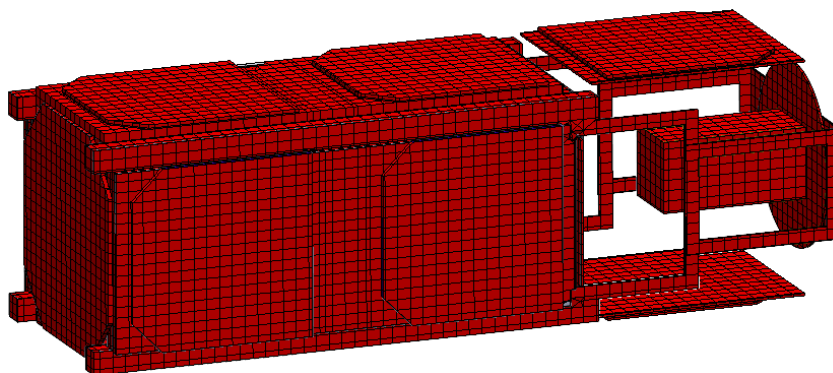
Tabulka 7.4 Solární absorptance a emisivita materiálů použitých v simulaci.

Materiál	$\bar{\alpha}_s[-]$	$\bar{\epsilon}[-]$
Anodized Black	0,88	0,88
Gold on Aluminum	0,48	0,82
pcb_opt	1	0,8
solar constant	0,8	0,806

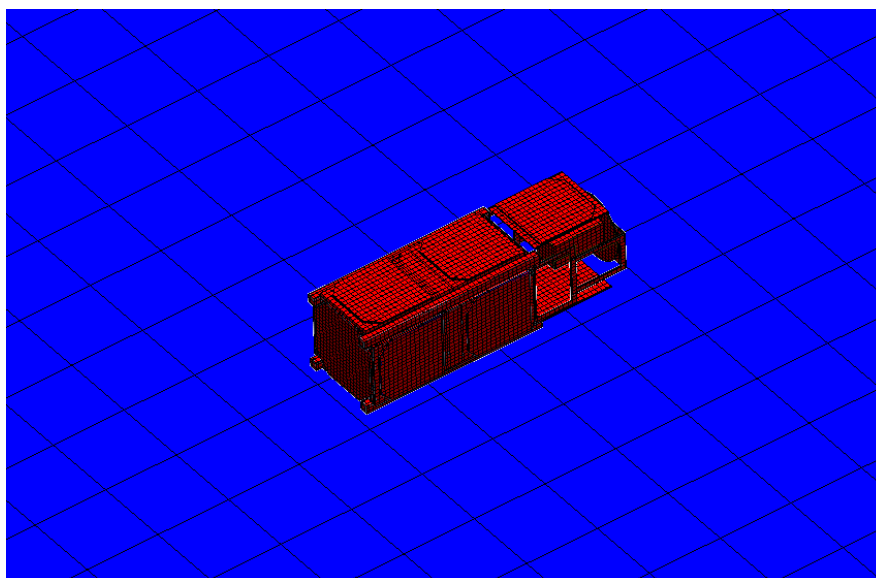
#### 7.1.4 Vytvořená síť

Při procesu zasítování 3D modelu pro simulaci je klíčové dosáhnout optimální rovnováhy mezi přesností a výpočetní náročností. Globální síť má hrubší rozlišení pro širší prostor kolem modelu satelitu, zahrnující infračervené záření a albedo od Země.

Naopak lokální síť se zaměřuje na detailní geometrii satelitu s větší přesností, což umožňuje zachytit specifické procesy a chování, mezi které například patří přenosy tepla na tenkých konstrukcích (pantový mechanismus detektoru nebo DPS na závitových tyčích). Kombinací těchto dvou sítí lze dosáhnout dostatečné úrovně přesnosti simulace s poměrně malým počtem buněk, čímž se minimalizuje výpočetní zátěž. Takto optimalizovaná síť poskytuje relativně přesné výsledky simulace a zároveň snižuje nároky na výpočetní infrastrukturu, což vede ke zvýšení efektivity procesu simulace. Vytvořená výpočetní síť se skládala z 19629 buněk.



Obrázek 7.7 Zasítování modelu cubesatu VZLUSAT-1.



Obrázek 7.8 Srovnání jemností globální sítě (modře) a lokální sítě (červeně).

## 7.2 Generování okrajových podmínek

### 7.2.1 Popis orbitálních parametrů

Orbitální parametry nanosatelitu VZLUSAT-1 jsou klíčové pro určení jeho pohybu a umístění ve vesmíru. Přesně definují trajektorii, výšku a geometrii jeho oběhu kolem Země.

Perigeum je nejnižší bod oběžné dráhy, kde se nanosatelit nachází. U satelitu VZLUSAT-1 je to 497 km nad povrchem Země. Naopak apogeum (což je nejvyšší bod oběžné dráhy) je u VZLUSAT-1 515 km nad povrchem Země.

Inklinace udává sklon oběžné dráhy vůči rovině rovníku. Pro VZLUSAT-1 je inklinace 97 °, což znamená, že je jeho oběžná dráha téměř polární.

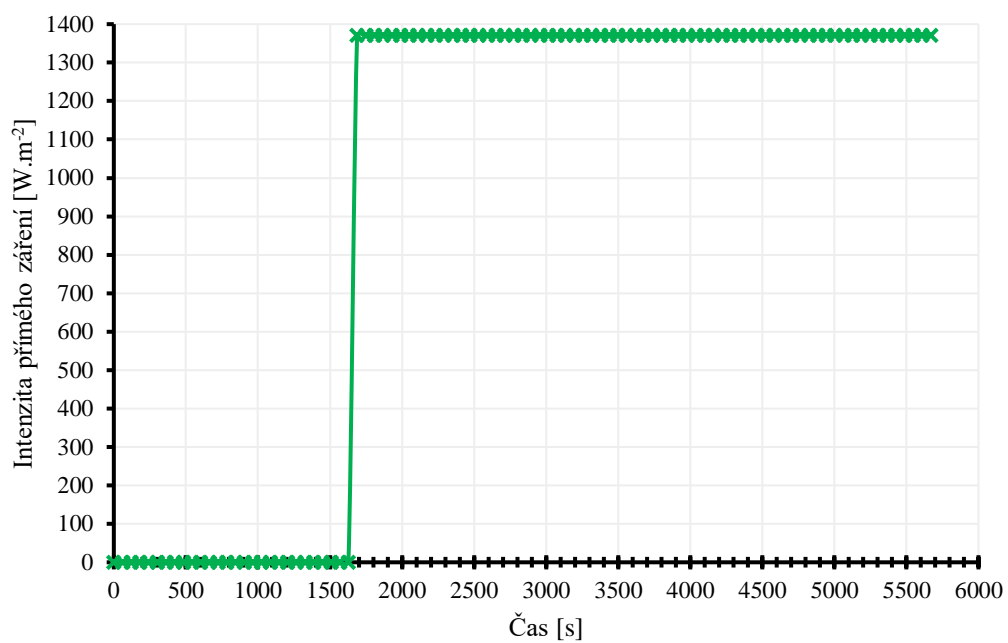
RAAN určuje, kde se nanosatelit nachází na oběžné dráze v okamžiku, kdy přechází rovinu rovníku směrem nahoru. Pro VZLUSAT je tento parametr stanoven na 224,6 °. Všechny výše uvedené parametry spolu s přesným datem 28. července 2017 definují s dostatečnou přesností orbitu nanosatelitu VZLUSAT-1. Správně zdefinovaná orbita je důležitá pro přesný výpočet okrajových podmínek záření generované softwarem OrbiTerm.

### 7.2.2 Intenzity záření z OrbiTermu a implementace do SolidWorks

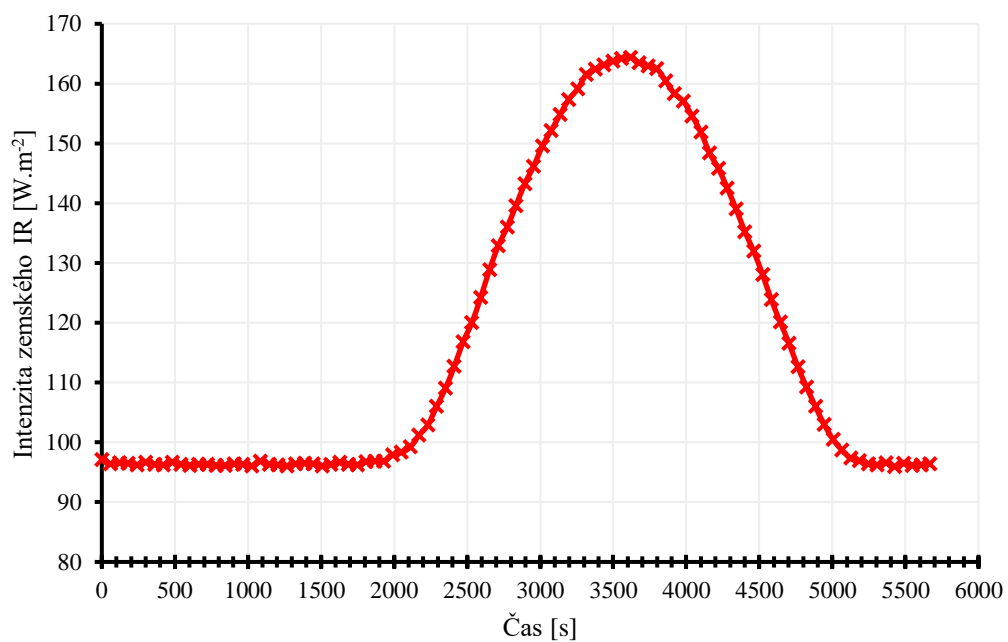
Orbitální parametry byly následně použity jako vstupní proměnné do softwaru OrbiTerm. Na základě těchto údajů software vygeneroval časové průběhy intenzit záření. Tyto průběhy zahrnují přímé záření od Slunce, které je základním zdrojem energie pro družici, albedo záření od Země, které je odrazem slunečního záření od povrchu Země, a infračervené záření od Země, které je způsobeno tepelným vyzařováním Země.

Kromě toho OrbiTerm také generuje časové průběhy pomocných vektorů Z a X. Tyto vektory jsou důležité pro určení orientace dopadajících paprsků. Všechny vygenerované průběhy jsou vykresleny v následujících pěti závislostech (Obrázek 7.9 až Obrázek 7.13). Perioda orbity je 5668 sekund.

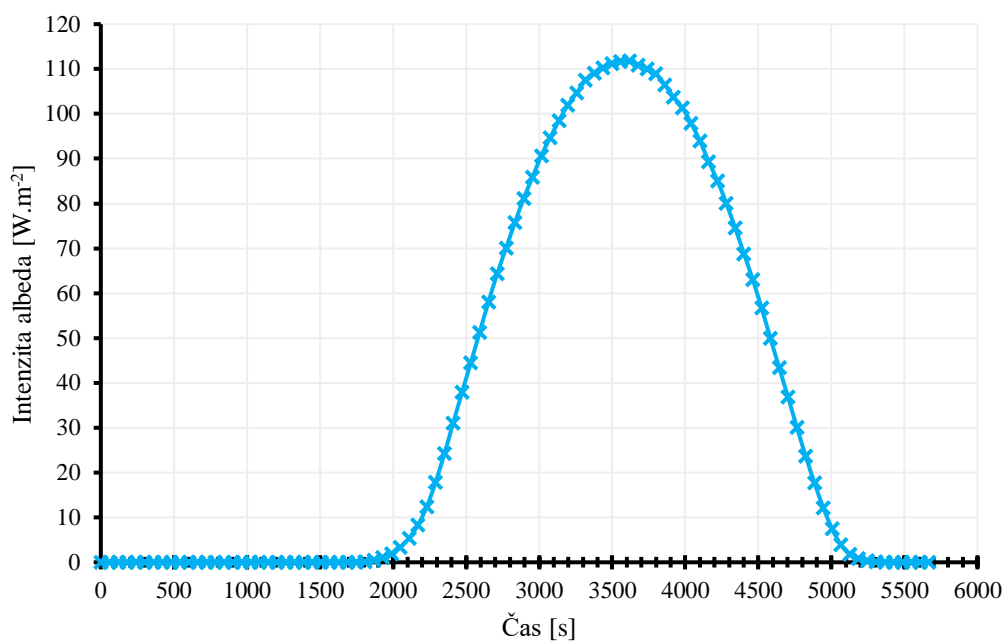
Všechny tyto vygenerované údaje slouží jako vstupní údaje do softwaru SolidWorks Flow Simulation, kde přesně definují intenzity dopadajícího záření spolu s jeho orientací.



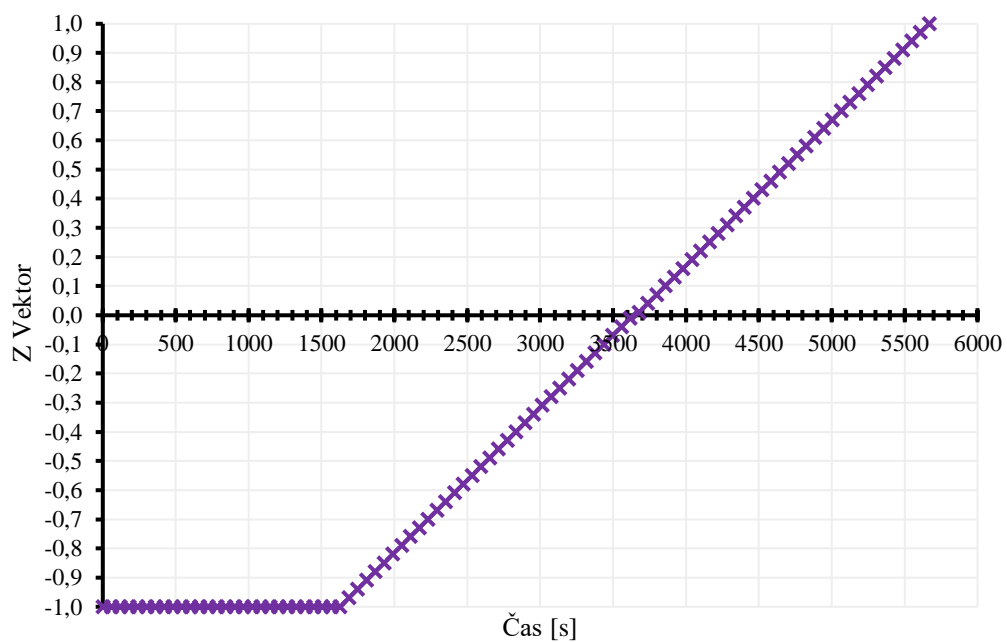
Obrázek 7.9 Intenzita přímého záření od Slunce v závislosti na čase orbity.



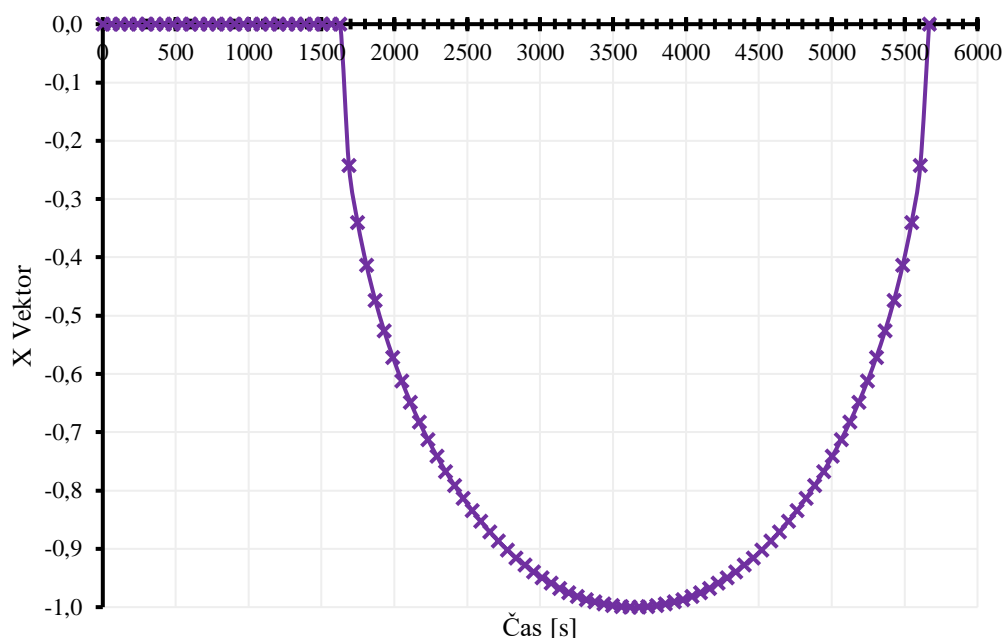
Obrázek 7.10 Intenzita zemského IR záření v závislosti na čase orbity.



Obrázek 7.11 Intenzita albeda v závislosti na čase orbity.



Obrázek 7.12 Hodnota pomocného Z vektoru v závislosti na čase orbity.



Obrázek 7.13 Hodnota pomocného X vektoru v závislosti na čase orbity.

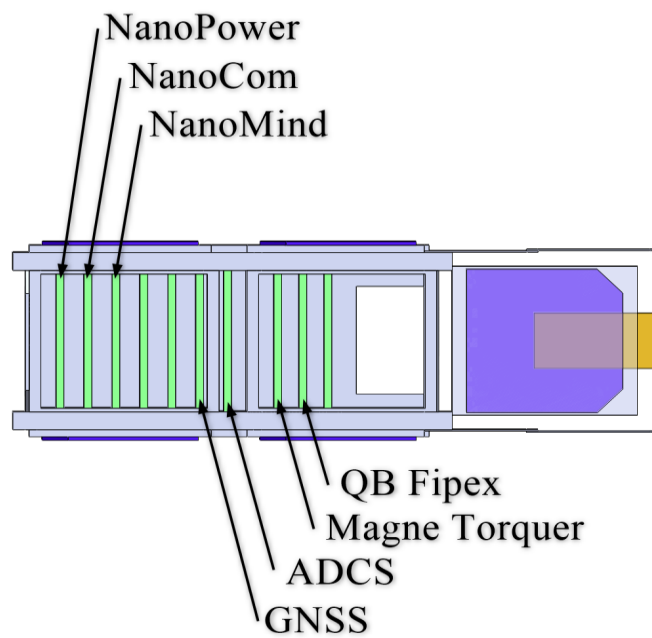
### 7.2.3 Zdroje tepla působící uvnitř satelitu

Kromě vnějších zdrojů záření, jako je přímé záření od Slunce, albedo záření od Země a infračervené záření od Země, je také důležité uvažovat teplo, které generují elektrické komponenty uvnitř satelitu.

Mezi tyto komponenty můžeme zařadit zdroje elektrické energie pro správnou funkci satelitu, jako jsou baterie a napěťové reference, vyhřívání, komunikační systémy, řídicí systémy, komponenty pro určování a řízení polohy, jako jsou hvězdné zaměřovače (star trackers) nebo magnetorquery, a samotný vědecký payload, který je v případě cubesatu VZLUSAT-1 miniaturizovaný rentgenový dalekohled a přístroj pro měření atomárního a molekulárního kyslíku QB FIPEX.

Všechna tato zařízení generují při své funkci určité množství tepla. Přesné určení této hodnoty není jednoduché, protože činnost každého z nich je časově závislá. To znamená, že množství generovaného tepla je časově proměnné.

V rámci této práce byly hodnoty generovaného tepla u známých komponent zjištěny z katalogových listů. U „obecných“ komponent jsou odhadnuty na základě studia elektrických systémů jiných cubesatů. Tento odhad však s sebou nese riziko znepresnění výsledků simulace. Je důležité si uvědomit, že i malé odchylky v těchto hodnotách mohou mít dopad na výsledky teplotní simulace.



Obrázek 7.14 Snímek znázorňující elektronické komponenty cubesatu VLUSAT-1 a jejich přiřazení na jednotlivé DPS

Tabulka 7.5 Tepelné výkony elektrických komponent cubesatu.

Komponenta	Tepelný výkon [W]
<b>NanoPower P31</b>	0,16
<b>NanoCom U482C</b>	5
<b>NanoMind A712C</b>	0,44
<b>GNSS</b>	0,9
<b>ADCS</b>	0,62
<b>Magne Torquer</b>	1
<b>QB Fipex</b>	3

### 7.3 Srovnání nasimulovaných dat s teplotní telemetrií

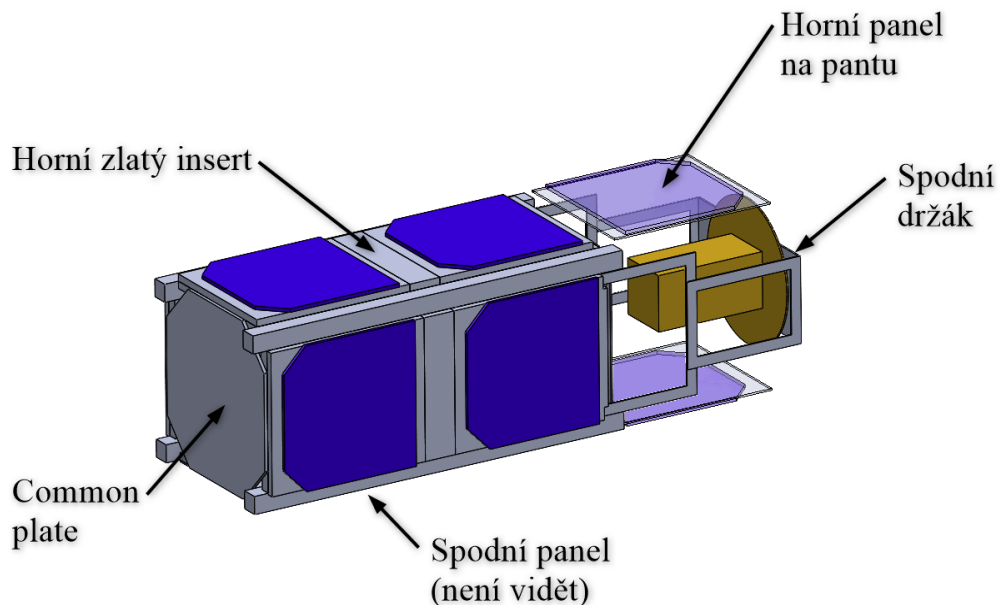
Nasimulované teploty budou v rámci této kapitoly porovnávány s teplotní telemetrií, která byla poskytnuta Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem, konkrétně vedoucím projektu VZLUSAT-1 Ing. Vladimírem Dánielem, Ph.D.

Zaslaná telemetrie obsahuje data o teplotách na povrchu pláště cubesatu ke zkoumanému datu a hodnoty tak budou přímo porovnávány s výsledky simulace.

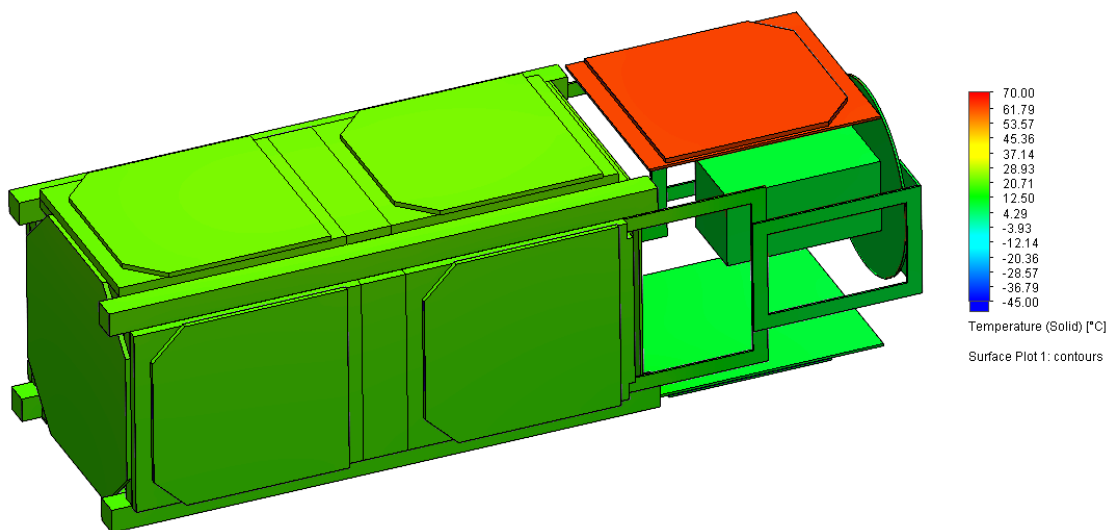
#### 7.3.1 Rozbor vnějšího pláště

Vnější plášť cubesatu byl v simulaci analyzován na pěti místech (viz. Obrázek 7.15), jedná se o spodní držák rentgenového detektoru, horní výklopný solární panel, horní zlatý insert, common plate (montážní panel na vrchní straně) a kovový krycí panel orientovaný k povrchu Země (v nákresu označen jako spodní panel). Na všech těchto dílech byla sledována průměrná objemová teplota (solid average temperature). Pro porovnání s reálnou telemetrií jsou důležité hodnoty maximálních teplot, minimálních teplot a přesné průběhy period.

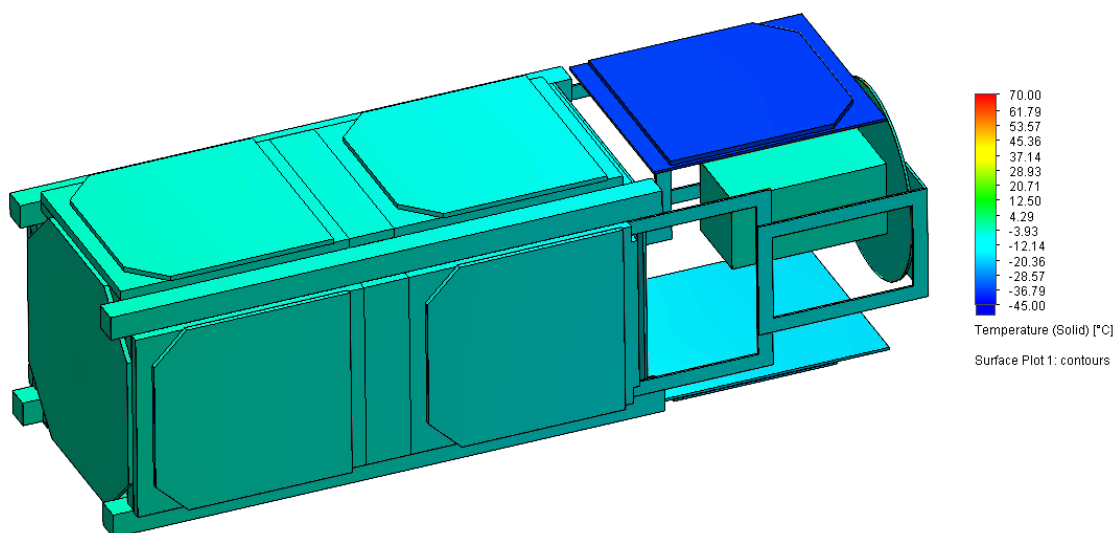
Výsledky simulací byly považovány za správné až po uplynutí 10 000 sekund, po této době již byly hodnoty ustálené. Stejně jako v případě telemetrie byly maximální a minimální hodnoty ve vrcholech průměrovány z pěti ustálených průběhů.



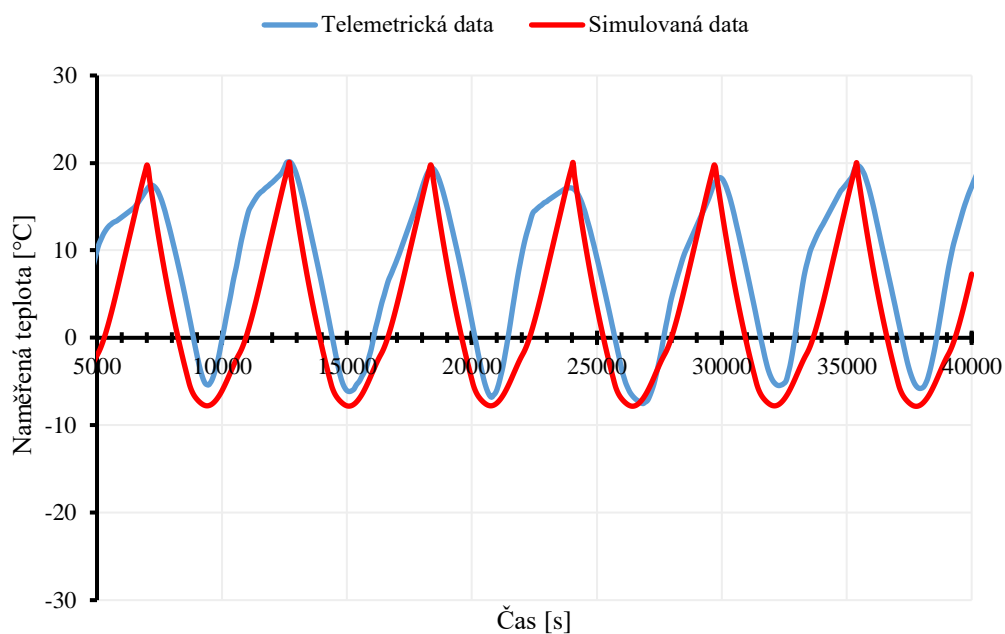
Obrázek 7.15 Jednotlivá místa, která byla teplotně sledována



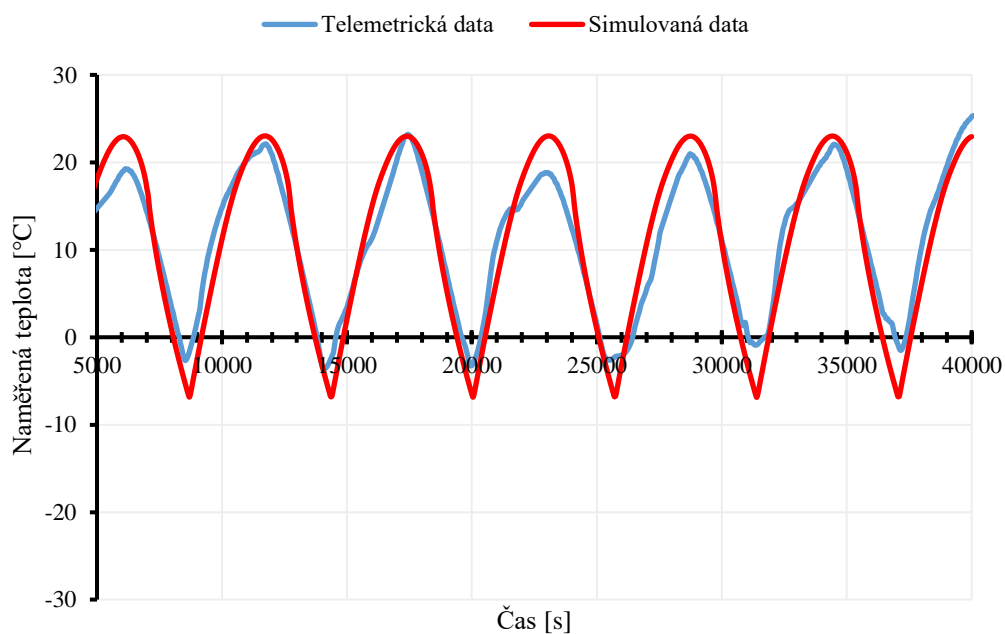
Obrázek 7.16 Teplota povrchu cubesatu v době nejvyšší hodnoty záření – jedná se o časový okamžik, kdy je satelit nejvíce zahřátý.



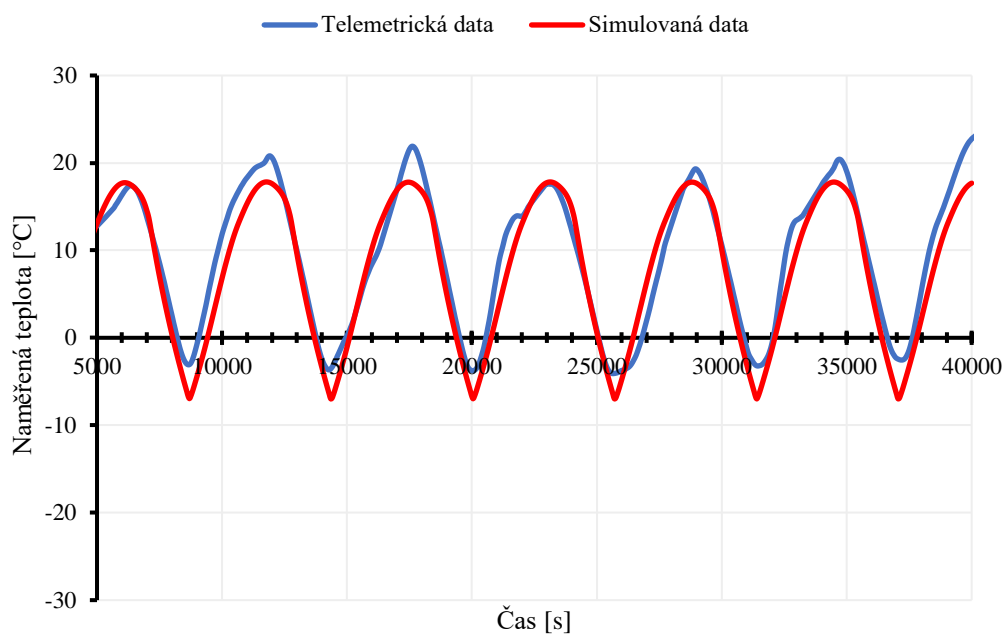
Obrázek 7.17 Teplota povrchu cubesatu v době nejnižší hodnoty záření – jedná se o časový okamžik, kdy je satelit nejméně zahřátý.



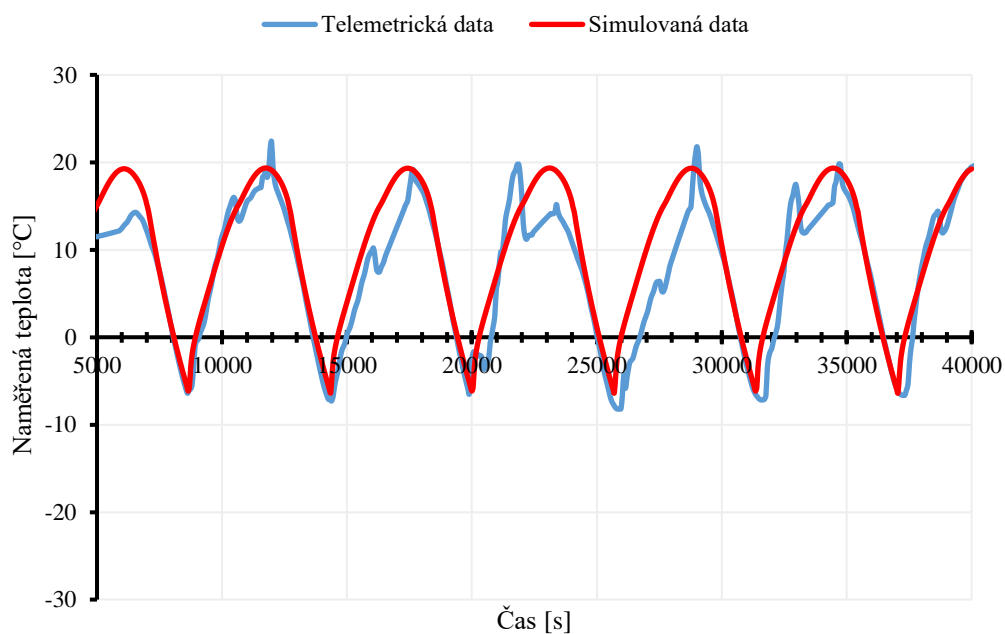
Obrázek 7.18 Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na spodním držáku rentgenového detektoru v závislosti na čase.



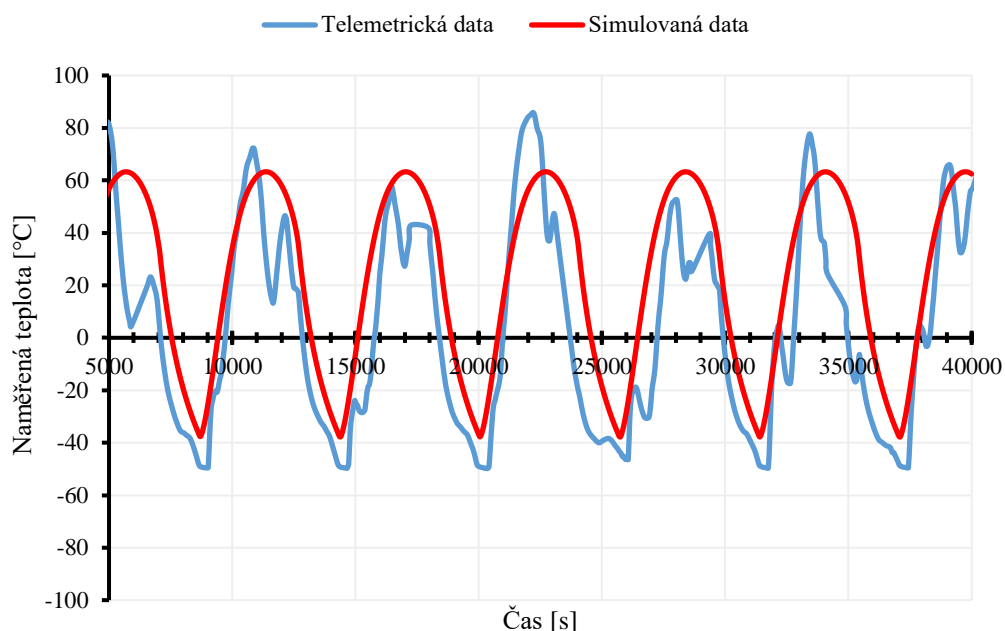
Obrázek 7.19 Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na horním zlatém insertu v závislosti na čase.



Obrázek 7.20 Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na spodním panelu v závislosti na čase.



Obrázek 7.21 Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na montážním panelu (common plate) v závislosti na čase.



Obrázek 7.22 Průběh nasimulované teploty a teploty z telemetrie na horním fotovoltaickém panelu na pantu v závislosti na čase.

Tabulka 7.6 Porovnání maximálních nasimulovaných a telemetrických teplot.

Komponenta	Maximální teploty			
	Hodnoty		Chyba	
	Telemetrie [°C]	Simulace [°C]	Absolutní [°C]	Relativní [%]
Spodní držák	18,69	19,90	1,21	6,10
Horní zlatý insert	20,88	22,99	2,11	9,19
Spodní panel	19,40	17,79	-1,61	9,05
Common plate	19,48	19,32	-0,15	0,80
Horní FV panel	69,25	63,20	-6,04	9,56

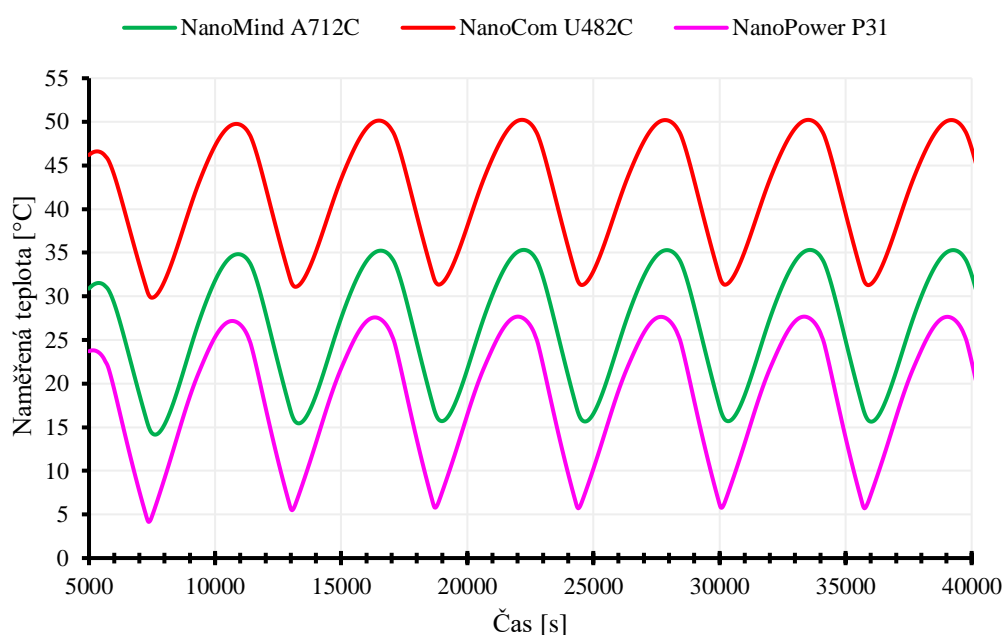
Tabulka 7.7 Porovnání minimálních nasimulovaných a telemetrických teplot.

Komponenta	Minimální teploty			
	Hodnoty		Chyba	
	Telemetrie [°C]	Simulace [°C]	Absolutní [°C]	Relativní [%]
Spodní držák	-6,26	-7,79	-1,53	19,59
Horní zlatý insert	-2,62	-6,83	-4,22	61,73
Spodní panel	-3,57	-6,97	-3,40	48,82
Common plate	-6,56	-6,24	0,32	5,06
Horní FV panel	-49,00	-37,73	11,27	29,86

### 7.3.2 Rozbor vnitřní elektroniky

V rámci simulace byly zjišťovány teploty na všech jednotlivých deskách plošných spojů. Přičemž přehledný a podrobný popis jednotlivých elektronických komponent je součástí kapitoly 7.2.3. Poskytnutá telemetrie neobsahuje data týkající se teplot jednotlivých komponent, proto není možné nasimulovaná data porovnat s reálnými daty. Můžeme však vycházet z pracovních rozmezí získaných z katalogových listů známých komponent. Průběhy teplot pro tyto známé komponenty jsou součástí níže uvedeného Obrázku 7.23.

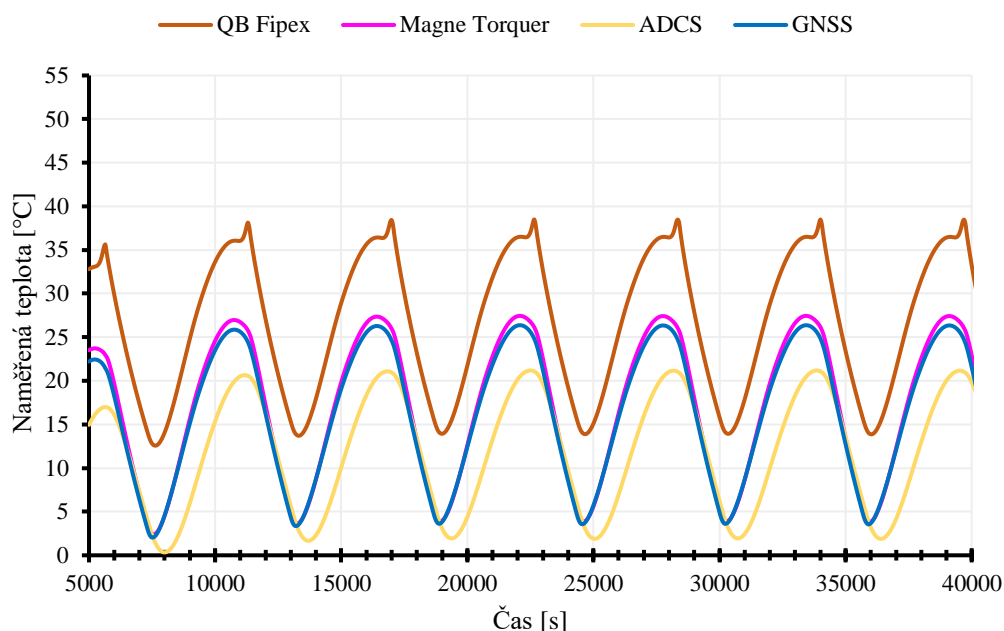
Kromě přesně známých komponent byly teploty také změřeny na ostatních „obecných“ komponentách, u kterých neznáme přesné hodnoty tepelných výkonů a pracovní rozmezí jejich teplot.



Obrázek 7.23 Průběh nasimulované teploty známých elektronických komponent v závislosti na čase.

Tabulka 7.8 Nasimulované teploty spolu s teplotními okny známých elektronických komponent cubesatu. Zdroj dat [46–48].

Komponenta	Nasimulované teploty [°C]		Teploty z datasheetů [°C]	
	Maximální	Minimální	Maximální	Minimální
<b>NanoPower P31</b>	27,67	4,18	85	-40
<b>NanoCom U482C</b>	50,23	29,85	60	-30
<b>NanoMind A712C</b>	35,32	14,16	60	-40



Obrázek 7.24 Průběh nasimulované teploty „obecných“ elektronických komponent v závislosti na čase.

Tabulka 7.9 Nasimulované teploty „obecných“ elektronických komponent.

Komponenta	Nasimulované teploty [°C]	
	Maximální	Minimální
<b>GNSS (Global Navigation Satellite System)</b>	26,37	2,04
<b>ADCS (Attitude Determination and Control System)</b>	21,19	0,34
<b>MagneTorquer</b>	27,44	2,44
<b>QB Fipex</b>	38,50	12,57

Z tabulky 7.8 lze vyčíst, že nasimulované teploty u známých komponent odpovídají jejich pracovním rozmezím a lze tyto výsledné hodnoty považovat za použitelné. Nasimulované teploty obecných komponent také odpovídají předpokládaným hodnotám.

Diskutabilní komponentou je NanoCom U482C, u které jsou naměřené hodnoty podstatně vyšší než teploty všech ostatních komponent. Rozdíl je nejspíše daný nevhodnou implementací hodnoty tepelného výkonu. Jeho hodnota je sice přesná, ale komponenta s největší pravděpodobností nefunguje v režimu plného výkonu po celou dobu jednoho oběhu a bylo by pro příští simulace vhodné tuto skutečnost zanést do nastavení simulací.

## 7.4 Simulace se zanedbáním proměnlivosti infračerveného záření od Země

V rámci možného zjednodušení výpočetního modelu byla navržena a odsimulovaná varianta s fixní hodnotou IR záření od Země. Účelem simulace je zjistit, jestli má zanedbání proměnlivosti IR záření vliv na výsledky simulací a jak je tento vliv zásadní. Ve výsledku tak odpoví na otázku, zda lze hodnotu IR záření od Země zjednodušit na jednu fixní hodnotu.

Intenzita IR záření se vypočítala na základě průměrné výšky orbity a intenzity záření na povrchu Země, vycházející z teploty černého tělesa. Přesná hodnota fixní intenzity záření byla vypočtena následujícím postupem:

nejprve byl spočítán povrch Země, jejíž tvar byl zjednodušen na kouli,

$$S_{\text{povrch}} = 4\pi R_E^2 = 4 \cdot 3,1415 \cdot (6367)^2 = 509424190,2 \text{ km}^2, \quad (7.1)$$

$R_E$  je poloměr Země. Jelikož má Země tvar Geoidu a poloměr je odlišný na pólech a rovníku, byl z tohoto důvodu zvolen průměr těchto dvou hodnot,

$$R_E = \frac{R_{\text{pól}} + R_{\text{rovník}}}{2} = \frac{6378 + 6356}{2} = 6367 \text{ km}, \quad (7.2)$$

dalším krokem je výpočet povrchu koule, která je dána výškou orbity. Zde se poloměr zprůměroval z hodnot perigea a apogea,

$$S_{\text{orbit}} = 4\pi(R_E + h) = 593611836,1 \text{ km}^2, \quad (7.3)$$

výsledná hodnota intenzity IR záření pro danou orbitu byla následně stanovena takto,

$$q_{\text{orbit}} = q_{\text{povrch}} \frac{S_{\text{povrch}}}{S_{\text{orbit}}} = 237 \cdot \frac{509424190,2}{593611836,1} = 203,568 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}, \quad (7.4)$$

tato zjištěná hodnota byla poté použita jako okrajová podmínka pro simulaci. Všechny ostatní parametry simulace byly ponechány na původních hodnotách a časových průbězích. Porovnávání budou pouze teplotní průběhy na vnějších komponentách. Pro přehlednost bude v následujících tabulkách tato zjednodušená metoda označeno jako „Simulace IR“ a původní simulační metoda jako „Simulace původní“, teploty získané z telemetrie jsou stále označeny jako „Telemetrie“. Za konvenčně správné hodnoty teplot jsou považovány telemetrická data.

Tabulka 7.10 Porovnání maximálních teplot telemetrických s teplotami získané modifikovanou výpočetní metodou.

Komponenta	Maximální teploty			
	Hodnoty		Chyba	
	Telemetrie [°C]	Simulace IR [°C]	Absolutní [°C]	Relativní [%]
Spodní držák	18,69	24,79	6,10	24,62
Horní zlatý insert	20,88	27,71	6,84	24,67
Spodní panel	19,40	23,00	3,60	15,65
Common plate	19,48	24,24	4,76	19,64
Horní FV panel	69,25	65,40	-3,85	5,88

Tabulka 7.11 Porovnání maximálních nasimulovaných teplot obou metod spolu s výpočtem jejich rozdílu.

Komponenta	Maximální teploty		
	Simulace původní [°C]	Simulace IR [°C]	Rozdíl [°C]
Spodní držák	19,90	24,79	4,89
Horní zlatý insert	22,99	27,71	4,72
Spodní panel	17,79	23,00	5,21
Common plate	19,32	24,24	4,92
Horní FV panel	63,20	65,40	2,20

Tabulka 7.12 Porovnání absolutních a relativních chyb maximálních teplot původní simulace a simulace IR.

Komponenta	Maximální teploty			
	Absolutní chyba [°C]		Relativní Chyba [%]	
	Simulace původní	Simulace IR	Simulace původní	Simulace IR
Spodní držák	1,21	6,10	6,10	24,62
Horní zlatý insert	2,11	6,84	9,19	24,67
Spodní panel	-1,61	3,60	9,05	15,65
Common plate	-0,15	4,76	0,80	19,64
Horní FV panel	-6,04	-3,85	9,56	5,88

Tabulka 7.13 Porovnání minimálních teplot telemetrických s teplotami získané modifikovanou výpočetní metodou.

Komponenta	Minimální teploty			
	Hodnoty		Chyba	
	Telemetrie [°C]	Simulace IR [°C]	Absolutní [°C]	Relativní [%]
Spodní držák	-6,26	-1,87	4,40	235,46
Horní zlatý insert	-2,62	-0,44	2,18	496,49
Spodní panel	-3,57	-0,10	3,46	3315,50
Common plate	-6,56	0,25	6,80	2756,79
Horní FV panel	-49,00	-31,56	17,45	55,29

Tabulka 7.14 Porovnání minimálních nasimulovaných teplot obou metod spolu s výpočtem jejich rozdílu.

Komponenta	Minimální teploty		
	Simulace původní [°C]	Simulace IR [°C]	Rozdíl [°C]
Spodní držák	-7,79	-1,87	5,92
Horní zlatý insert	-6,83	-0,44	6,39
Spodní panel	-6,97	-0,10	6,87
Common plate	-6,24	0,25	6,49
Horní FV panel	-37,73	-31,56	6,18

Tabulka 7.15 Porovnání absolutních a relativních chyb minimálních teplot původní simulace a simulace IR.

Komponenta	Minimální teploty			
	Absolutní chyba [°C]		Relativní Chyba [%]	
	Simulace původní	Simulace IR	Simulace původní	Simulace IR
Spodní držák	-1,53	4,40	19,59	235,46
Horní zlatý insert	-4,22	2,18	61,73	496,49
Spodní panel	-3,40	3,46	48,82	3315,50
Common plate	0,32	6,80	5,06	2756,79
Horní FV panel	11,27	17,45	29,86	55,29

## 7.5 Srovnání simulací a diskuse

Porovnání simulovaných teplotních dat s telemetrií potvrdilo přesnost simulace pro vnější plášť cubesatu. Časové průběhy teplot spolu s jejich maximálními a minimálními hodnotami odpovídaly telemetrickým datům. Největší absolutní odchylky byly zaznamenány u horního fotovoltaického panelu. Tato skutečnost byla dána nestálostí telemetrických dat.

Pro vnitřní elektronické součástky nebylo možné určit absolutní a relativní chyby, neboť telemetrická data pro ně nezahrnovala odpovídající teplotní průběhy. Maximální a minimální teploty simulované pro dané elektronické součástky ovšem odpovídaly teplotním specifikacím uvedeným v jejich katalogových listech.

Co se týče simulace s fixní hodnotou IR záření, tak z porovnání výsledků simulací je zřejmé, že na téměř všech měřených komponentách došlo k výraznému zvýšení chyby v porovnání s předchozí simulací. Vypočtená fixní hodnota IR záření způsobila ve všech případech zvýšení maximální a minimální teploty. Nejméně ovlivněným komponentem je horní FV panel, což není až tak překvapivé, protože se nachází na horní straně cubesatu, která je odkloněna směrem od Země. Zásadní zhoršení výsledků je dáno zanedbáním časové závislosti IR záření a nepřesným výpočtem fixní hodnoty intenzity. Výpočet zahrnoval pouze snížení intenzity dané vzdáleností mezi Zemí a cubesatem, zanedbáváje vliv atmosféry. Tento vliv je však důležitý a měl by být zahrnut do simulací pro dosažení přesnějších výsledků. Simulace s okrajovými podmínkami generovanými programem OrbiTerm, který s tímto vlivem počítá, byly přesnější.

Tyto analýzy potvrzují důležitost přesného určení okrajových podmínek a zohlednění všech relevantních faktorů pro validní simulace teplotních procesů probíhajících v cubesatu. Možným vylepšením výše provedených simulací by bylo zpřesnění modelování tepelného výkonu jednotlivých komponent a věrohodnější zohlednění vlivu atmosféry na intenzitu IR záření Země pro simulace s jeho fixní hodnotou.

## 8. ZÁVĚR

Tato diplomová práce se zabývá problematikou teplotních simulací satelitů na nízké orbitě Země. Úvodní teoretická část obsahuje informace týkající se typů standardních oběžných drah a terminologie, která souvisí s přesným určením jejich parametrů. V dalších částech jsou popsány základní subsystémy vesmírných sond, se zaměřením na jejich funkci a úlohu v průběhu vesmírných misí. V rámci rešerše je rozebrána problematika tepelného managementu vesmírných satelitů s podrobnějším popisem vícevrstvých izolací a povrchových úprav používaných materiálů. Teoretická část je mimo jiné věnována popisu základních principů přestupu tepla u vesmírných satelitů na oběžné dráze Země. Závěr teoretické části je věnován popisu simulací satelitních konstrukcí.

V první polovině praktické části byla vytvořena aplikace OrbiTerm, jejichž primární funkcí je zjišťování environmentálních podmínek ze zadaných orbitálních parametrů. Aplikace umožňuje uživatelům zadat specifické parametry u dvou typů orbit prostřednictvím uživatelského rozhraní. Pro správnou funkci aplikace bylo nutné propojit uživatelské vstupy s prostředím SPENVIS, který nemá standardizované rozhraní pro programování. To vedlo k využití automatizace pomocí tzv. webdriveru z knihovny Selenium, který interaguje s webovými stránkami. Po inicializaci dojde k přihlášení, identifikaci prvků na stránce a provedení nutných interakcí, mezi které patří vkládání dat, výběr možností nebo samotné spouštění simulací. Získaná data jsou ukládána do souboru ve formátu XML.

Uložená data jsou následně pomocí GUI vizualizována ve formě pěti grafů. Jedná se o grafy přímého záření, zemské IR záření a záření způsobeného albedem. Součástí GUI jsou také dva grafy pomocných vektorů X a Z, přičemž jejich hodnoty jsou významné v kontextu následujících simulací. Data je možné exportovat do programu MS Excel ve formě tabulky, která je jednoduše importovatelná do softwaru SolidWorks Flow Simulation, což byl jeden z klíčových požadavků této aplikace.

Druhá polovina praktické části byla věnována již samotným termálním simulacím konkrétního satelitu v softwaru SolidWorks Flow Simulation. Na těchto simulacích se ověřila správnost generovaných okrajových podmínek. Prvním krokem byl výběr vhodné geometrie pro simulaci, což vedlo k volbě cubesatu VZLUSAT-1, u kterého je známá jeho konstrukce, parametry orbity a telemetrie v době, kdy byl ve vesmíru. Následovala úprava komplexní geometrie a optimalizace modelu s cílem snížit výpočetní náročnost, aniž by došlo k ztrátě přesnosti výsledků. Tento proces zahrnoval nahrazení komplexních tvarů satelitu jednoduššími geometrickými prvky a zjednodušení elektronických systémů.

Dalším krokem bylo detailní určení materiálových vlastností jednotlivých částí satelitu, což je klíčové pro správné modelování tepelných procesů. Tento proces zahrnoval identifikaci materiálů a jejich vlastností, jako je hustota, měrná tepelná kapacita, tepelná vodivost, emisivita a absorptance. Okrajové podmínky záření byly

založeny na orbitálních parametrech satelitu a datech získaných pomocí software OrbiTerm. Sledovány byly teploty na pěti komponentách pláště satelitu a na sedmi elektronických systémech uvnitř cubesatu.

Srovnání nasimulovaných teplotních dat s telemetrií potvrdilo správnost simulace na vnějším plášti satelitu. Teplotní časové průběhy spolu s jejich maximálními a minimálními hodnotami korespondovaly s telemetrickými daty. U sledovaných komponent byla stanovena absolutní a relativní chyba, přičemž za konvenčně správnou hodnotu byla považována satelitní telemetrie. Největší absolutní chyby dosáhla komponenta horního fotovoltaického panelu, což je dáno nestálostí telemetrických dat.

Pro vnitřní elektronické komponenty nebylo možné stanovit absolutní a relativní chyby, protože dodaná telemetrická data neobsahují jejich teplotní průběhy. Nasimulované maximální a minimální teploty na daných elektronických komponentách byly v souladu s teplotními specifikacemi uvedenými v jejich katalogových listech.

V závěru byla také otestována možnost zanedbání proměnlivosti infračerveného záření od Země a její nahrazení za fixní hodnotu, která byla získána jednoduchým výpočtem. Výpočet se zaměřil pouze na snížení intenzity způsobené vzdáleností mezi zdrojem a cubesatem. Výsledkem jednoduchého výpočtu je fixní hodnota infračerveného záření. Simulace s touto okrajovou podmínkou vykazovaly zhoršení přesnosti výsledků. Z těchto výsledků vyplývá, že zjednodušený výpočet opomíjí jiné vlivy. Za nejdůležitější z nich můžeme považovat snížení intenzity záření způsobené zemskou atmosférou.

## LITERATURA

- [1] REID, Tyler. *Orbital Diversity for Global Navigation Satellite Systems*. B.m., 2017. Disertační práce. Stanford University.
- [2] Formative Practice 9.1 - Form 5 Science (KSSM) Chapter 9. *SPM Science* [online]. 1. říjen 2021 [vid. 2023-04-16]. Dostupné z: <http://spmscience.blog.onlinetuition.com.my/2021/10/formative-practice-9-1-form-5-science-kssm-chapter-9.html>
- [3] *Catalog of Earth Satellite Orbits* [online]. 4. září 2009 [vid. 2023-03-12]. Dostupné z: <https://earthobservatory.nasa.gov/features/OrbitsCatalog>
- [4] HADAČ, Jiří. LEO, GTO, SSO a další – čím se liší různé orbity? *ElonX* [online]. 4. červenec 2018 [vid. 2023-02-19]. Dostupné z: <https://www.elonx.cz/leo-gto-ss0-a-dalsi-cim-se-lisi-ruzne-orbity/>
- [5] *Types of orbits* [online]. 30. březen 2020 [vid. 2023-02-19]. Dostupné z: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Types\\_of\\_orbits#LEO](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits#LEO)
- [6] *Mezinárodní vesmírná stanice (ISS) - Oběžná dráha* [online]. [vid. 2023-02-23]. Dostupné z: <https://www.heavens-above.com/orbit.aspx?satid=25544>
- [7] KESSLER, Donald, Nicholas JOHNSON, J-C LIOU a Mark MATNEY. The Kessler Syndrome: Implications to future space operations. In: [online]. 2010 [vid. 2023-02-23]. Dostupné z: <https://www.semanticscholar.org/paper/THE-KESSLER-SYNDROME%3A-IMPLICATIONS-TO-FUTURE-SPACE-Kessler-Johnson/227655e022441d1379dfdc395173ed2e776d54ee>
- [8] Druhy oběžných drah. *Kosmonautix.cz* [online]. 7. duben 2020 [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://kosmonautix.cz/2020/04/druhy-obezných-drah/>
- [9] *Specific Impulse* [online]. [vid. 2023-04-14]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html>
- [10] *Reaction/Momentum Wheel | NASA Spinoff* [online]. [vid. 2023-04-14]. Dostupné z: <https://spinoff.nasa.gov/spinoff1997/t3.html>
- [11] GILMORE, David G., ed. *Spacecraft thermal control handbook*. 2nd ed. El Segundo, Calif: Aerospace Press, 2002. ISBN 978-1-884989-11-7.
- [12] *Apollo 13 Flight Journal - Day 5, part 3: The Manual Course Correction Burn* [online]. [vid. 2024-04-28]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/history/afj/ap13fj/19day5-themanualcoursecorrection.html>

- [13] *State-of-the-Art Small Spacecraft Technology* [online]. B.m.: NASA Ames Research Center, 2023. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa>
- [14] ELWETEEDY, Ahmed, Ali ELMAIHY a Ahmed ELHEFNAWY. Small Satellite Operational Phase Thermal Analysis and Design: A Comparative Study. *INCAS BULLETIN* [online]. 2021, **13**(4), 59–74. ISSN 22474528, 20668201. Dostupné z: doi:10.13111/2066-8201.2021.13.4.6
- [15] CALDWELL, Sonja. 7.0 Thermal Control. NASA [online]. 16. říjen 2021 [vid. 2023-02-19]. Dostupné z: <http://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/thermal-control>
- [16] MESEGUER, José, Isabel PÉREZ-GRANDE a Angel SANZ-ANDRÉS. *Spacecraft thermal control*. Oxford ; Philadelphia: Woodhead Pub, 2012. Woodhead Publishing in mechanical engineering. ISBN 978-1-84569-996-3.
- [17] LI, Junlan, Shaoze YAN a Renyu CAI. Thermal analysis of composite solar array subjected to space heat flux. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2013, **27**, 84–94. Dostupné z: doi:10.1016/j.ast.2012.06.010
- [18] Z22. *English: Aluminum coated multi-layer insulation (MLI)*. [online]. 27. duben 2014 [vid. 2023-02-23]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Perforated\\_multi-layer\\_insulation.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Perforated_multi-layer_insulation.jpg)
- [19] HENNINGER, J. H. *Solar absorptance and thermal emittance of some common spacecraft thermal-control coatings* [online]. 1. duben 1984 [vid. 2024-02-18]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19840015630>. NTRS Author Affiliations: NASA Goddard Space Flight Center NTRS Report/Patent Number: REPT-84F0248 NTRS Document ID: 19840015630 NTRS Research Center: Legacy CDMS (CDMS)
- [20] BOWMAN, R. L., J. R. JACK, E. W. SPISZ a A. J. WEIGAND. *Solar absorptances and spectral reflectances of 12 metals for temperatures ranging from 300 to 500 K* [online]. NASA-TN-D-5353. 1969 [vid. 2024-02-18]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19690022517>
- [21] Thermo-optical properties used for thermal analysis. *ResearchGate* [online]. [vid. 2023-04-23]. Dostupné z: [https://www.researchgate.net/figure/Thermo-optical-properties-used-for-thermal-analysis\\_tbl5\\_354861384](https://www.researchgate.net/figure/Thermo-optical-properties-used-for-thermal-analysis_tbl5_354861384)
- [22] ABDELAL, Gasser F., Nader ABUELFOUTOUH, Ahmed H. GAD a Gaffer F. ABDELAL. *Finite element analysis for satellite structures*. London Heidelberg: Springer, 2013. ISBN 978-1-4471-4636-0.
- [23] AL-MALIKY, Firas T. a Mohamed J. ALBERMANI. Structural Analysis of Kufasat Using Ansys Program. *Artificial Satellites* [online]. 2018, **53**(1), 29–35. ISSN 2083-6104. Dostupné z: doi:10.2478/arsa-2018-0003

- [24] MEYERS, Robert Allen. *Encyclopedia of physical science and technology*. 3rd ed. San Diego, Calif. London: Academic, 2001. ISBN 978-0-12-227410-7.
- [25] LOKILECH. *Ermüdungsbruch meines Fahrradpedalarmes (Kettler Alu-Rad von etwa 1990), hell: der Spröd-, Gewaltbruch, dunkel: der Ermüdungsbruch mit Rastlinien* [online]. 13. červen 2007 [vid. 2023-10-25]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pedalarm\\_Bruch.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Pedalarm_Bruch.jpg)
- [26] LEBOEUF, Chris. *Ansys Explicit Dynamics* [online]. B.m.: Ansys, Inc. 2021. Dostupné z: <https://www.ansys.com/content/dam/product/structures/ansys-explicit-dynamics-brochure-140.pdf>
- [27] *Explicit Dynamic Analysis – Computational Mechanics* [online]. [vid. 2023-10-25]. Dostupné z: <https://computationalmechanics.in/explicit-dynamic-analysis/>
- [28] *Space Safety - Hubble's impactful life alongside space debris* [online]. 30. duben 2020 [vid. 2023-10-25]. Dostupné z: [https://www.esa.int/Space\\_Safety/Hubble\\_s\\_impactful\\_life\\_alongside\\_space\\_debris](https://www.esa.int/Space_Safety/Hubble_s_impactful_life_alongside_space_debris)
- [29] APPEL, Simon a Jaap WIJKER. *Simulation of thermoelastic behaviour of spacecraft structures: fundamentals and recommendations*. Cham: Springer, 2022. Springer aerospace technology. ISBN 978-3-030-78998-5.
- [30] KRUGLANSKI, Michel, N. MESSIOS, Erwin DE DONDER, E. GAMBY, Stijn CALDERS, Laszlo HETÉY a Hugh EVANS. Space Environment Information System (SPENVIS). 2009, 7457.
- [31] *SPENVIS - Space Environment, Effects, and Education System* [online]. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://www.spennis.oma.be/>
- [32] *Výhody a nevýhody Pythonu | Netguru Blog o Pythonu | SG Web* [online]. 17. leden 2022 [vid. 2023-11-14]. Dostupné z: <https://sgwebdigital.com/cs/v%3%bdhody-a-nev%3%bdhody-pythonu/>
- [33] *K čemu se Python používá? (Příručka pro začátečníky) - Unite.AI* [online]. [vid. 2023-11-14]. Dostupné z: <https://www.unite.ai/cs/co-se-python-pou%5%BE%3%ADv%3%A1-pro-pr%5%AFvodce-pro-za%4%8D%3%A1te%4%8Dn%3%ADky/>
- [34] VIKTORIN, Petr a Miro HRONČOK. *Nauč se Python! Knihovna NumPy* [online]. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://naucese.python.cz/lessons/intro/numpy/>
- [35] *NumPy* [online]. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://numpy.org/>
- [36] *Matplotlib — Visualization with Python* [online]. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://matplotlib.org/>
- [37] Python GUI - tkinter. *GeeksforGeeks* [online]. 17. červen 2017 [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://www.geeksforgeeks.org/python-gui-tkinter/>

- [38] GCX11. *Lekce 1 - Úvod do tvorby GUI pomocí knihovny tkinter v Pythonu* [online]. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://www.itnetwork.cz/python-tutorial-tkinter-tvorba-prvni-gui-aplikace>
- [39] *selenium* [online]. MacOS :: MacOS X, Microsoft :: Windows, POSIX. Python. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://www.selenium.dev>
- [40] *Selenium with Python — Selenium Python Bindings 2 documentation* [online]. [vid. 2023-11-25]. Dostupné z: <https://selenium-python.readthedocs.io/>
- [41] *QB50 – Spacecraft & Satellites* [online]. [vid. 2024-03-12]. Dostupné z: <https://spaceflight101.com/spacecraft/qb50/>
- [42] *VZLUSAT1 | VZLÚ... národní centrum pro letectví a vesmír* [online]. [vid. 2024-03-12]. Dostupné z: <https://www.vzlu.cz/vzlusat1/>
- [43] *Česká technologická nanodružice VZLUSAT-1* [online]. [vid. 2024-03-12]. Dostupné z: <http://vzlusat1.cz/cs/>
- [44] NESLÁDEK, Václav. Tři roky české družice VZLUSAT-1 na oběžné dráze. *Czech Space Portal* [online]. 23. červen 2020 [vid. 2024-03-12]. Dostupné z: <https://www.czechspaceportal.cz/tri-roky-ceske-druzice-vzlusat-1-na-obezne-draze/>
- [45] *Inženýring VZLUSAT-1* [online]. [vid. 2024-04-12]. Dostupné z: <http://vzlusat1.cz/cs/inzenyring/>
- [46] *Katalogový list NanoCom U482C* [online]. B.m.: GOMSpace. Dostupné z: <https://pe0sat.vgnet.nl/download/TX-RX/GS-DS-U482C-5.0.pdf>
- [47] *Katalogový list NanoMind A712C* [online]. B.m.: GOMSpace. Dostupné z: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanomind-a712d-16.pdf>
- [48] *GOMspace | NanoPower P31u* [online]. [vid. 2024-04-27]. Dostupné z: <https://gomspace.com/shop/subsystems/power/nanopower-p31u.aspx>

## SEZNAM SYMBOLŮ A ZKRATEK

Zkratky:

GEO	Geosynchronous orbit	Geostacionární dráha
LEO	Low Earth orbit	Nízká oběžná dráha
MEO	Medium Earth orbit	Střední oběžná dráha
MLI	Multi-layer insulation	Vícevrstevná izolace
IR	Infrared Radiation	Infračervené záření
RCS	Reaction control system	Reakční kontrolní systém
RW	Reaction wheel	Rotační kola s velkým momentem hybnosti
GUI	Graphical User Interface	Grafické uživatelské rozhraní

# PŘÍLOHY

## A.1 Závislost tepelné vodivosti na teplotě pro materiál Solar Panel GaAs

