

SLOVENSKÁ TECHNICKÁ UNIVERZITA V BRATISLAVE

Fakulta elektrotechniky a informatiky

Evidenčné číslo: FEI-104416-122381

Termálna analýza 1U CubeSatu v orbitálnych podmienkach

Bakalárska práca

SLOVENSKÁ TECHNICKÁ UNIVERZITA V BRATISLAVE

Fakulta elektrotechniky a informatiky

Evidenčné číslo: FEI-104416-122381

Termálna analýza 1U CubeSatu v orbitálnych podmienkach

Bakalárska práca

Študijný program:	Jadrové a fyzikálne inžinierstvo
Študijný odbor:	Elektrotechnika
Školiace pracovisko:	Ústav jadrového a fyzikálneho inžinierstva - FEI
Školiteľ:	Ing. Mgr. Marián Janík, Ph.D.
Konzultant:	Ing. Lukáš Gardian



ZADANIE BAKALÁRSKEJ PRÁCE

Študent: **Yehor Popov**
ID študenta: 122381
Študijný program: jadrové a fyzikálne inžinierstvo
Študijný odbor: elektrotechnika
Vedúci práce: Ing. Mgr. Marián Janík, Ph.D.
Vedúci pracoviska: doc. Ing. Peter Bokes, PhD.
Konzultant: Ing. Lukáš Gardian

Názov práce: **Termálna analýza 1U CubeSatu v orbitálnych podmienkach**

Jazyk, v ktorom sa práca vypracuje: slovenský jazyk

Špecifikácia zadania:

Cieľom bakalárskej práce je oboznámiť sa s tepelnými vplyvmi pôsobiacimi na 1U CubeSat počas letu na obežnej dráhe a realizovať numerickú simuláciu jeho tepelného správania. Študent využije existujúci geometrický model CubeSatu a na základe rešerše vytvorí fyzikálny model so zodpovedajúcimi okrajovými podmienkami, pričom zohľadní vplyv rôznych vonkajších faktorov.

Práca bude zameraná na:

- identifikáciu hlavných zdrojov a strát tepla (slnečné žiarenie, albedo, žiarenie Zeme, fázy tieňa a osvetlenia),
- výber a aplikáciu vhodného simulačného postupu (napr. v prostredí ANSYS),
- definovanie materiálových charakteristík objemových komponentov a emisivity povrchov,
- skúmanie teplotného správania satelitu počas typického orbitálneho cyklu.

Rozsah a hĺbka spracovania budú prispôbené úrovni predchádzajúcich znalostí a možnostiam študenta, pričom dôraz sa kladie na pochopenie fyzikálneho pozadia a schopnosť vytvoriť a interpretovať simulačný model.

Termín odovzdania bakalárskej práce:	05. 06. 2026
Dátum schválenia zadania bakalárskej práce:	26. 05. 2026
Zadanie bakalárskej práce schválil:	doc. Ing. Peter Bokes, PhD. – garant študijného programu

Podakovanie

Chcel by som sa poďakovať vedúcemu mojej bakalárskej práce Ing. Mgr. Mariánovi Janíkovi, Ph.D. za odborné vedenie, cenné rady a pripomienky.

Zároveň by som sa chcel poďakovať tímu UpSpace za ich podporu a možnosť pracovať na zaujímavom projekte. Osobitné poďakovanie patrí môjmu konzultantovi, ktorý je zároveň tím lídrom UpSpace, za podporu a poskytnuté príležitosti v rámci projektu.

Na záver ďakujem svojej rodine a najmä svojej priateľke za veľkú podporu, trpezlivosť a za to, že stáli pri mne aj v náročných chvíľach.

Abstrakt

Bakalárska práca sa zaoberá termálnou analýzou 1U CubeSatu misie FEIsat v podmienkach nízkej obežnej dráhy Zeme. Cieľom práce bolo oboznámiť sa s tepelnými vplyvmi pôsobiacimi na satelit vo vesmírnom prostredí, vytvoriť numerický model jeho tepelného správania a analyzovať teplotné pomery počas kritických prevádzkových scenárov.

V úvodnej časti práce je predstavená misia CubeSatu a základné charakteristiky analyzovaného satelitu. Teoretická časť sa venuje opisu kozmického prostredia a hlavných zdrojov tepelného zaťaženia. Ďalej sú vysvetlené mechanizmy prenosu tepla, význam termo-optických vlastností povrchov, princípy tepelnej bilancie a metóda konečných prvkov využívaná pri numerických simuláciách. V praktickej časti bol vytvorený geometricko-matematický a termálno-matematický model 1U CubeSatu. Následne boli definované materiálové a termo-optické vlastnosti jednotlivých komponentov, výkonové straty elektroniky a orbitálne podmienky. Simulačný model bol implementovaný v prostredí ANSYS Workbench, kde boli nastavené tepelné kontakty, radiačné väzby, okrajové podmienky a scenáre reprezentujúce prevádzku satelitu na obežnej dráhe.

Na základe vykonaných simulácií boli identifikované kritické komponenty satelitu z hľadiska dosahovaných teplôt a bol analyzovaný vplyv externých zdrojov žiarenia, orbitálnych parametrov a termo-optických vlastností povrchov na celkové teplotné správanie systému. Práca zároveň poukazuje na hlavné faktory ovplyvňujúce tepelnú bilanciu CubeSatu, diskutuje obmedzenia použitého simulačného prístupu a načrtáva možnosti ďalšieho rozvoja vytvoreného modelu. Súčasťou záverov sú aj odporúčania pre jeho budúcu validáciu prostredníctvom experimentálnych skúšok a porovnania s reálnymi prevádzkovými dátami.

Kľúčové slová

1U CubeSat, tepelná analýza, tepelný matematický model, geometrický matematický model, nízka obežná dráha Zeme, teplotná regulácia CubeSatu, metóda konečných prvkov, simulácia v ANSYS, najhoršie horúce a studené prípady, vesmírne prostredie, prenos tepla žiarením

Abstract

The bachelor's thesis focuses on the thermal analysis of a 1U CubeSat mission, FEIsat, operating in low Earth orbit conditions. The aim of the work was to become familiar with the thermal effects acting on a satellite in the space environment, to develop a numerical model of its thermal behavior, and to analyze temperature conditions during critical operational scenarios.

The introductory part of the thesis presents the CubeSat mission and the basic characteristics of the analyzed satellite. The theoretical section describes the space environment and the main sources of thermal loads. It also explains the mechanisms of heat transfer, the importance of thermo-optical surface properties, the principles of thermal balance, and the finite element method used in numerical simulations. In the practical part, a geometrical and thermal mathematical model of the 1U CubeSat was developed. Material and thermo-optical properties of individual components, electronic power dissipation, and orbital conditions were then defined. The simulation model was implemented in ANSYS Workbench, where thermal contacts, radiative couplings, boundary conditions, and operational scenarios representing the satellite's orbit were defined.

Based on the performed simulations, critical components of the satellite were identified in terms of achieved temperatures, and the influence of external radiation sources, orbital parameters, and thermo-optical surface properties on the overall thermal behavior of the system was analyzed. The thesis also highlights the main factors affecting the thermal balance of the CubeSat, discusses the limitations of the applied simulation approach, and outlines possibilities for further development of the created model. The conclusions also include recommendations for future validation through experimental testing and comparison with real operational data.

Keywords

1U CubeSat, thermal analysis, thermal mathematical model, geometrical mathematical model, low earth orbit (LEO), spacecraft thermal control, finite element analysis, ANSYS simulation, worst hot and cold cases, space environment, radiation heat transfer

Obsah

Úvod	12
1 Vlastnosti CubeSatu	14
1.1 Opis misie	14
2 Teória	19
2.1 Kozmické prostredie	19
2.2 Slnéčné žiarenie	20
2.3 Albedo žiarenie	21
2.4 Zemné žiarenie	22
2.5 Vnútorý prenos tepla	22
2.5.1 Vedenie tepla (kondukcia)	23
2.5.2 Sálanie tepla (radiácia)	24
2.6 Absorptivita a emisivita	25
2.7 Tepelná bilancia	26
2.8 Metóda konečných prvkov (MKP)	27
3 Modelovanie	29
3.1 Tepelné modelové vstupy a materiálové vlastnosti	32
3.1.1 Materiálové vlastnosti	34
3.1.2 Thermo-optické vlastnosti	35
3.1.3 Model rozptylu výkonu	35
3.1.4 Orbitálne a environmentálne podmienky	37
4 Nastavenia v softvéri ANSYS	38
4.1 Príprava simulácie	38
4.2 Technické údaje	38
4.3 Geometrický model	39
4.4 Model	39
4.4.1 Spojenia (kontakty)	40
4.4.2 Sieť (Mesh)	40
4.4.3 Nastavenie simulácie (Setup)	43
5 Simulácia a výsledky	50
5.1 Najhorší chladný scenár	53
5.2 Najhorší horúci scenár	59
5.3 Prehriatie	64

5.4 Diskusia scenárov	66
Záver	70
Literatúra	72
A Výpočet tepelnej bilancie.	75
A.1 Výpočet rovnovážnej teploty CubeSatu pre horúci prípad	75
A.2 Výpočet rovnovážnej teploty CubeSatu pre studený prípad	78
B Teplotná závislosť tepelnej vodivosti materiálu Aluminium T6 6061.	79
C Teplotná závislosť mernej tepelnej kapacity zliatiny hliníka 6061 T6.	80
D Teplotná závislosť mernej tepelnej kapacity Nitinolu.	81

Zoznam značiek a skratiek

1U – formát CubeSat s rozmermi $10 \times 10 \times 10$ cm (1 Unit CubeSat)

Al – hliník (Aluminium)

AOCS – systém riadenia orientácie a obežnej dráhy (Attitude and Orbit Control System)

AU – astronomická jednotka (Astronomical Unit)

BOL – začiatok životnosti (Beginning of Life)

CAD – počítačom podporované navrhovanie (Computer-Aided Design)

COM – komunikačný modul (Communication System)

EOL – koniec životnosti (End of Life)

EPS – energetický systém (Electrical Power System)

ESA – Európska kozmická agentúra (European Space Agency)

FPGA – programovateľné hradlové pole (Field Programmable Gate Array)

GaAs – arzenid gália (Gallium Arsenide)

GaInP – fosfid gália a india (Gallium Indium Phosphide)

Ge – germánium (Germanium)

GMM – geometrický matematický model (Geometric Mathematical Model)

IČ žiarenie – infračervené žiarenie

LEO – nízka obežná dráha Zeme (Low Earth Orbit)

MEMS – mikroelektromechanické systémy (Micro-Electro-Mechanical Systems)

MKP – metóda konečných prvkov (Finite Element Method)

MLI – viacvrstvová tepelná izolácia (Multi-Layer Insulation)

μ Lab – mikrolaboratórium (Micro Laboratory)

NiTinol – zliatina niklu a titánu (NiTi)

OBC – palubný počítač (On-Board Computer)

TCS – tepelný riadiaci systém (Thermal Control System)

TCTC – systém dvoch konzolových nosníkov spriahnutých na hrotoch (Tip-Coupled Two-Cantilever)

TMM – tepelný matematický model (Thermal Mathematical Model)

TVAC – tepelná vákuová komora (Thermal Vacuum Chamber)

UZ – užitočné zaťaženie (Payload)

A – plocha povrchu [m^2]

A_b – albedo $[-]$

Bi – Biotovo číslo $[-]$

d – vzdialenosť medzi Slnkom a satelitom [m]

F – faktor viditeľnosti $[-]$

f – stĺpcový vektor pravých strán (pôsobiace zdroje) $[-]$

H – súčiniteľ prestupu tepla medzi telesom a jeho okolím [$\text{W m}^{-2} \text{K}^{-1}$]

h – výška orbity [m]

G_s – hustota slnečného žiarenia [W m^{-2}]

k – tepelná vodivosť [$\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$]

K – matica poľa $[-]$

L – dĺžka [m]

L_c – charakteristická dĺžka (V/A) [m]

P – výkon Slnka ($P \approx 3.828 \cdot 10^{26}$) [W]

Q_a – tepelný tok odrazený od Zeme (albedo) [W]

Q_e – tepelný tok zo Zeme [W]

Q_{in} – vstupný tepelný tok [W]

Q_{int} – vnútorné tepelné zdroje [W]

Q_{kond} – tepelný tok vedením [W]

Q_{out} – výstupný tepelný tok [W]

Q_{rad} – radiačný tepelný tok [W]

Q_s – tepelný tok zo Slnka [W]

R_{orbit} – polomer orbity [m]

R_{rad} – radiačný polomer [m]

T – teplota [K]

U – stĺpcový vektor neznámych [–]

α – absorptivita povrchu [–]

β – beta uhol orbity [$^{\circ}$ alebo rad]

$\cos(\theta)$ – kosínus uhla dopadu žiarenia [–]

ϵ – emisivita povrchu [–]

π – matematická konštanta [–]

σ – Stefan–Boltzmannova konštanta ($\sigma = 5.670 \cdot 10^{-8}$) [W m⁻² K⁻⁴]

Úvod

V súčasnosti dochádza k rýchlemu rozvoju malých satelitov, najmä triedy CubeSat, ktoré sa používajú v širokej škále aplikácií od vedeckých experimentov až po komerčné misie. Napriek ich kompaktným rozmerom predstavuje návrh satelitu významnú inžiniersku výzvu, pričom jedným z kľúčových aspektov je zabezpečenie vhodných teplotných podmienok pre všetky palubné komponenty. Správny návrh tepelného systému je nevyhnutný pre zabezpečenie spoľahlivej prevádzky satelitu počas celej misie[1].

Kozmické prostredie sa vyznačuje špecifickými podmienkami, najmä absenciou konvekcie a dominanciou radiačného prenosu tepla. Satelit je počas svojej misie vystavený premenlivým tepelným tokom v dôsledku slnečného žiarenia, albeda a infračerveného (IČ) žiarenia Zeme, čo môže viesť k výrazným teplotným výkyvom. Nesprávne navrhnutý tepelný režim môže viesť k prekročeniu povolených teplotných limitov a následnému zlyhaniu komponentov.

Ďalším významným aspektom je voľba simulačného nástroja. Tepelná analýza satelitov sa v súčasnosti vykonáva pomocou numerických metód a špecializovaných softvérových nástrojov, ako sú ESATAN-TMS alebo Thermal Desktop. Tieto nástroje umožňujú modelovať vedenie a sálanie tepla, zadávanie simulovaných obehov, interakcie medzi jednotlivými komponentmi a predpovedať ich teplotné správanie počas orbitálneho letu[2]. V tejto práci bol použitý softvér ANSYS Workbench, ktorý síce poskytuje široké možnosti numerickej simulácie prenosu tepla, avšak nie je primárne špecializovaný na termálnu analýzu kozmických systémov. Na rozdiel od nástrojov určených priamo pre kozmický priemysel, ako sú napríklad Thermal Desktop alebo ESATAN-TMS, si jeho použitie vyžaduje vhodné zjednodušenia a správne nastavenie modelu. Napriek tomu je tento nástroj dostatočne flexibilný na vytvorenie reprezentatívneho termálneho modelu a umožňuje analyzovať základné tepelné scenáre satelitu.

Táto práca vznikla ako súčasť vývoja študentskej kozmickej misie FEIsat, ktorej cieľom je návrh a realizácia satelitu triedy 1U CubeSat. Projekt je realizovaný tímom UpSpace, zloženým zo študentov Slovenskej technickej univerzity v Bratislave, Fakulty elektrotechniky a informatiky, a bol súčasťou programu Fly Your Satellite! Design Booster 2 organizovaného ESA. *„Misia tímu zo Slovenskej technickej univerzity v Bratislave je zameraná na vývoj nákladovo efektívnej platformy pre testovanie viskozity kvapalín a polotekutých látok v kozmickom prostredí, pričom sekundárnym nákladom je štúdium vlastností superkondenzátorov. CubeSat sa zameriava na redundanciu systému s cieľom zabezpečiť spoľahlivú komunikáciu a bude prenášať experimentálne údaje na pozemné stanice. Cieľom projektu je rozširovať vedomosti študentov, podporovať vzdelávacie ciele*

a zriadiť mikrolaboratórium na obežnej dráhe, pričom sa zlepšia zručnosti pozemnej stanice a riadenia misie.“ [3]

Cieľom tejto práce nie je vytvorenie finálneho a plne validovaného termálneho modelu satelitu, ale predovšetkým oboznámenie sa so základmi termálneho inžinierstva v kozmickom prostredí. Práca sa zameriava na pochopenie fyzikálnych princípov stojacich za termálnymi modelmi, ako aj na osvojenie si postupov pri nastavovaní simulačného prostredia v špecializovanom softvéri.

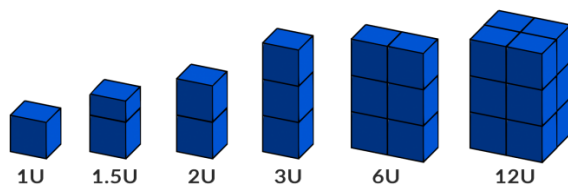
Dôležitou súčasťou práce je vytvorenie prvotného numerického modelu, ktorý umožňuje vykonať základnú analýzu kritických scenárov, najmä najhoršieho chladného a najhoršieho horúceho prípadu. Tento model je založený na dostupných údajoch z otvorených zdrojov a predstavuje prvý krok v procese termálneho návrhu.

Výsledky tejto práce preto slúžia ako východiskový bod pre ďalšie rozširovanie a spresňovanie termálneho modelu v rámci pripravovanej misie FEIsat. Na ich základe je možné identifikovať kritické oblasti a následne pokračovať v detailnejšej analýze a optimalizácii termálneho návrhu.

Práca je štruktúrovaná nasledovne: v prvej kapitole je predstavený CubeSat a jeho základné charakteristiky. Druhá kapitola je venovaná teoretickému základu, kde je popísané kozmické prostredie a základné princípy prenosu tepla. V ďalších kapitolách sú definované okrajové podmienky a popísané vytvorenie numerického modelu. Nasleduje prezentácia výsledkov simulácií, ich analýza a diskusia. V závere práce sú výsledky zhrnuté a popísan ďalší rozvoj a pokračovanie práce.

1 Vlastnosti CubeSatu

CubeSat je formát malých (nano) vesmírnych družíc na výskum vesmíru, ktoré majú rozmery $10 \times 10 \times 10$ cm a hmotnosť do 2kg. V štandardnej podobe má tento satelit s rozmermi 10×10 cm názov 1U (unit), podľa toho môže mať podobu 3U, 6U, 12U, atď.[4].

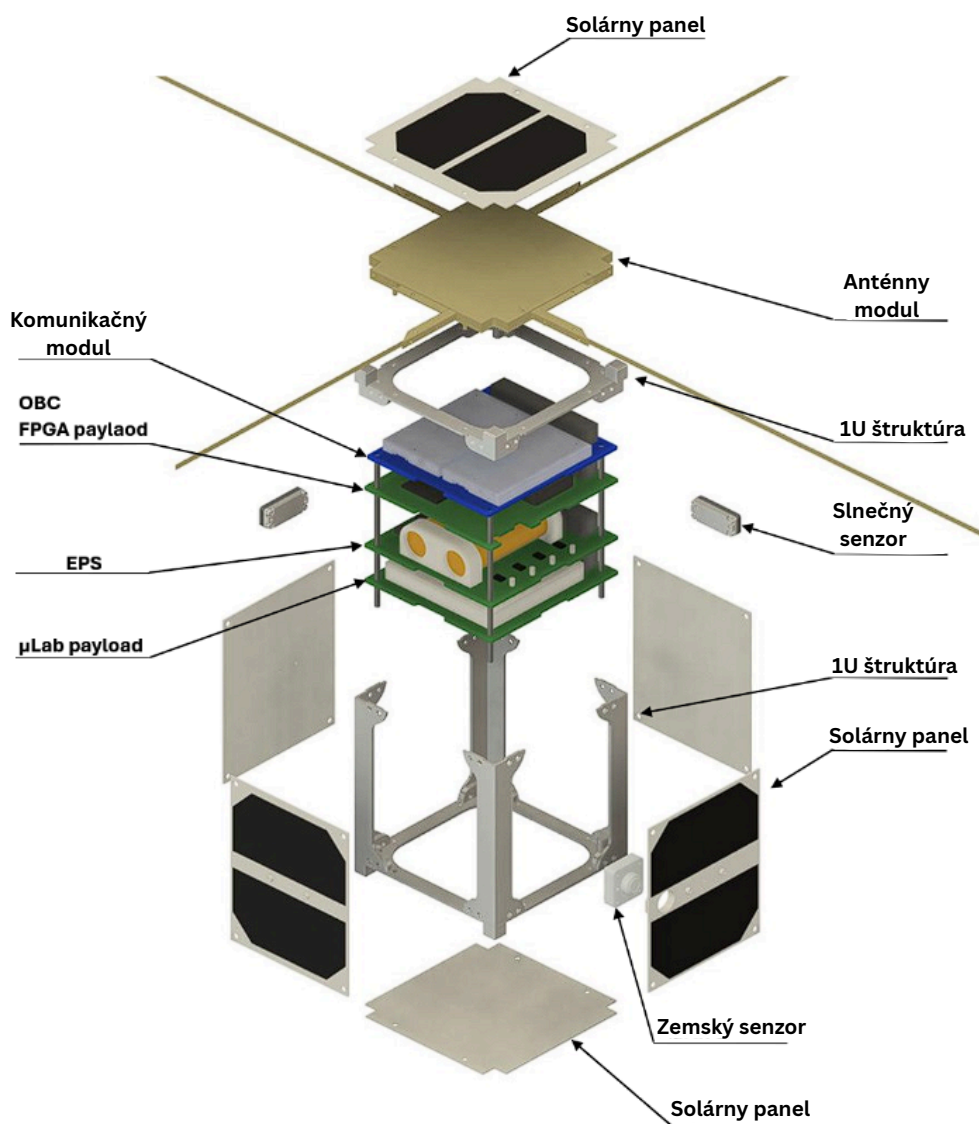


Obr. 1: Druhy CubeSatov

CubeSat možno rozdeliť na dva podsystémy: servisný modul (bus subsystém) a užitočné zariadenie (payload)[5]. V ďalšom texte budeme užitočné zariadenie označovať skratkou UZ. Servisný modul predstavuje servisnú časť družice, ktorá zabezpečuje všetky podporné funkcie potrebné na prevádzku misie. Zahŕňa najmä subsystémy napájania, komunikácie, spracovania dát, riadenia orientácie, tepelnej regulácie a pohonu. Jeho hlavnou úlohou je vytvoriť podmienky pre správnu činnosť UZ. Užitočné zariadenie predstavuje zariadenia, ktoré priamo realizujú ciele misie, napríklad kamery, vedecké senzory, komunikačné retranslátory alebo experimentálne moduly. Požiadavky UZ spravidla určujú návrh ostatných podsystémov družice [5].

1.1 Opis misie

Vo FEIsate družica má rozmery 1U. Hlavnou úlohou nanosatellitu je vývoj jednoduchých a lacných metód merania viskozity kvapalín vo vesmíre. Na tento účel sa navrhuje použiť akumulátory a superkondenzátory. Preto budú užitočným nákladom v tomto satelite: viskozimeter, FPGA a μ Lab. Do servisného modulu vchádza: 1U struktúra, OBC, Senzor Slnka, Senzor Zeme, Solárny panel, EPS doska, Anténa, vysielateľ/prijímač, systém tepelnej regulácie (TCS). V tomto prípade je dôležité vedieť, z čoho konkrétne sa satelit skladá, pretože každý fyzický detail hrá úlohu v tepelnej analýze. Niektoré detaily majú rôzne tepelné vlastnosti, čo komplikuje úlohu.



Obr. 2: Rozložený pohľad na FEIsat s hlavnými komponentmi

Uvediem stručné vysvetlenie a názov každého komponentu, ktorý sa používa v analýze.

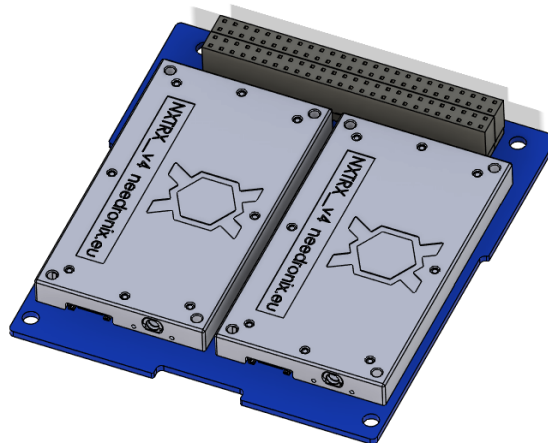
Servisný modul

- Solárny panel zhromažďuje slnečnú energiu a premieňa ju na elektrinu na podporu prevádzky všetkých UZ. Tento komponent je Azur Space 3G30C. V technickom liste je uvedené, že panel je vyrobený z GaInP/GaAs/Ge na Ge substráte[6].
- Anténny modul slúži na komunikáciu so zemskou stanicou a prenos všetkých dát zozbieraných vo vesmíre. V našej misii sa používajú antény z NiTinolu, pretože sú kompaktné a rozvinú sa vo vesmíre vďaka pamäti tvaru

- 1U štruktúra kostra satelitu z hliníka 6061-T6. Tento materiál bol zvolený, pretože je cenovo dostupný, má vysoké teplotné limity, nehrdzavie a je dostatočne ľahký, čo je kritické pre nanosatelity.
- Solárne a zemské senzory sú potrebné, aby satelit vedel, ako je orientovaný vzhľadom na Slnko a Zem. To je dôležité pre orientáciu antén na Zem a solárnych panelov na Slnko. Používajú sa Needronix Eagle Plus (solárny senzor)[7] a Needronix Osprey (zemský senzor)[8].

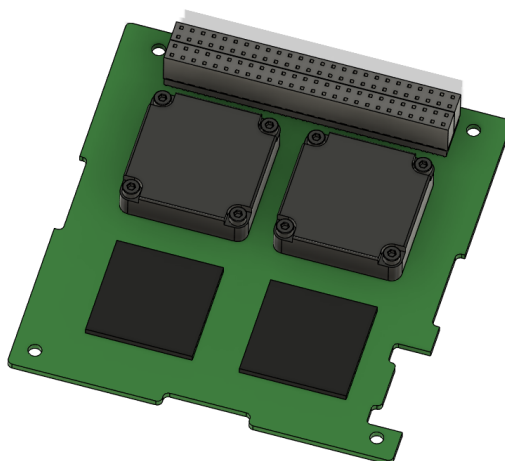
Užitočné zariadenie

- Komunikačný modul (COM, z angl. Communication system) pozostáva z dvoch komponentov. Prvý zabezpečuje príjem príkazov zo Zeme (RX, z angl. receiver) a druhý slúži na prenos dát cez anténny modul (TX, z angl. transmitter), pričom zároveň zabezpečuje kódovanie a dekódovanie informácií. Použitý je modul Needronix Cormorant [9].



Obr. 3: Komunikačný modul Needronix Cormorant – jeden modul RX a druhý TX.

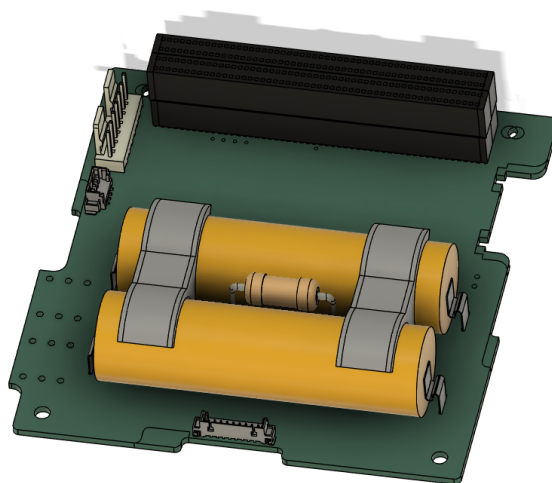
- OBC (On-Board Computer / Palubný počítač) riadi všetky systémy satelitu, ukladá a spracováva dáta zo Zeme a z paluby. Používa sa Needronix Sparrow[10].



Obr. 4: Dva väčšie komponenty umiestnené v hornej časti dosky predstavujú OBC, Needronix Sparrow, zatiaľ čo dva menšie integrované obvody v spodnej časti sú FPGA čipy, Artix-7 (XC7A35T).

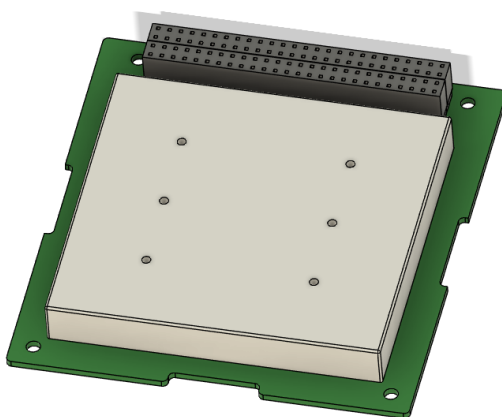
- EPS (Electric Power System / Elektrický napájací systém): Solárne panely patria do servisného modulu a zabezpečujú generovanie energie.

Batérie a EPS Board akumulujú a distribuujú elektrinu. V našom prípade sa používajú 2 lítiové batérie Panasonic NCR18650B, ktoré sa nabíjajú zo solárnych panelov a zabezpečujú napájanie všetkých komponentov[11]. Medzi batériami budú umiestnené dva rezistory pripevnené pomocou lepidla. Vzhľadom na nedostatok detailných informácií o rezistoroch budú uvažované ako bežné valcové rezistory na keramickom podklade. Ako spojovací materiál bude použité lepidlo 3M Scotch-Weld Epoxy Adhesive [12].



Obr. 5: Model dosky EPS s dvoma batériami Panasonic NCR18650B

- FPGA (Field-Programmable Gate Array / Programovateľná hradlová matica) — špecializovaný procesor, ktorý sa používa na emuláciu procesora a testovanie chýb a porúch, bez duplicity funkcií OBC. Používa sa Artix-7 (XC7A35T) [13].
- μ Lab je zariadenie určené na meranie viskozity kvapalín pomocou mikroeletromechanického systému (MEMS) viskozimetra typu TCTC (Tip-Coupled Two-Cantilever / systém dvoch konzolových nosníkov spriahnutých na svojich hrotoch). Spracovanie nameraných údajov a riadenie meracieho procesu zabezpečuje mikrokontrolér MSP430x.



Obr. 6: Doska s μ Lab

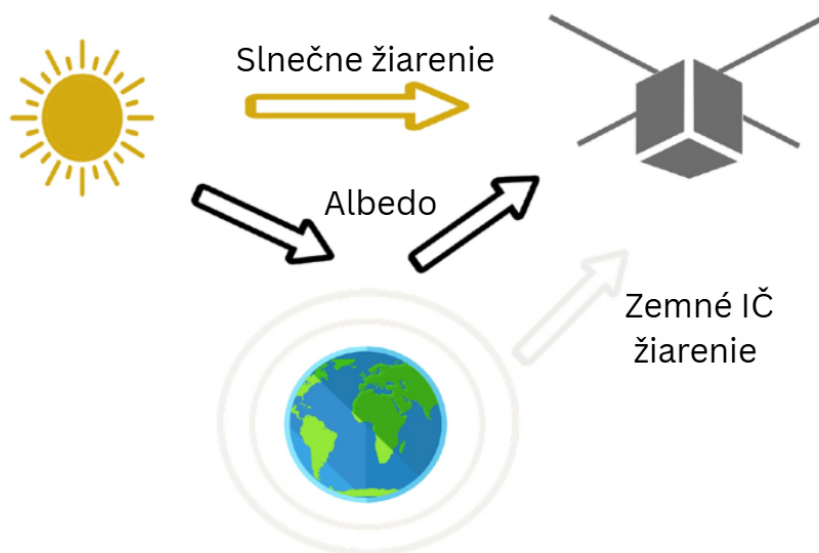
2 Teória

2.1 Kozmické prostredie

Pri vykonávaní simulácie vo vesmíre existujú určité rozdiely oproti simulácii na Zemi, ktoré je dôležité zohľadniť. Vesmír má extrémne podmienky pre tepelnú analýzu. Medzi tieto podmienky patrí aj to, že vo vesmíre je hlboké vákuum, a to znamená, že môžeme ignorovať konvekciu a aerodynamické ohrievanie medzi povrchmi. Ďalším dôležitým faktorom je zdroj tepla vo vesmíre. Keďže konvekciu ignorujeme, jediným spôsobom výmeny tepla zostáva radiačné žiarenie.

Satelit nachádzajúci sa na obežnej dráhe Zeme je vystavený trom hlavným zdrojom tepelného pôsobenia:

- slnečnému žiareniu,
- albedu alebo žiareniu odrazenému od najbližšej planéty, v našom prípade od Zeme (vo všeobecnosti faktor albeda platí pre akýkoľvek kozmický objekt a mohli by sme zohľadniť aj odraz od Mesiaca, ale v skutočnosti ide o veľmi malé hodnoty, preto ich ignorujeme)
- a samotnému žiareniu najbližšej planéty (Zeme)



Obr. 7: Znázornenie všetkých zdrojov tepla pre CubeSat v kozmickom priestore. [14]

Satelit bude v tepelnej rovnováhe vtedy, ak všetky tri vyššie uvedené zdroje žiarenia dopadajúce na satelit spolu s vnútornými tepelnými zaťažzeniami budú vyrovnané

s energiou vyžarovanou zo satelitu do vesmíru. Pomocou tejto bilancie a lokálnych vlastností povrchov môžeme určiť fyzikálnu teplotu satelitu [2, 15].

2.2 Slnečné žiarenie

Z hľadiska spektrálneho rozdelenia možno slnečné žiarenie opísať ako žiarenie podobné ideálnemu čiernemu telesu s teplotou približne 5800 K, čo zodpovedá povrchovej teplote Slnka. Energia nie je rozdelená rovnomerne, najväčšia časť sa nachádza v určitom intervale vlnových dĺžok. Prakticky celá energia je sústredená v rozsahu od 150 nm do 10 μm , pričom maximum vyžarovania sa nachádza vo viditeľnej oblasti spektra[2]. Ďalším dôležitým parametrom je intenzita slnečného žiarenia. Pre podmienky mimo atmosféry Zeme a vo vzdialenosti jednej astronomickej jednotky (AU, z angl. astronomical unit) sa používa pojem slnečná konštanta. Táto hodnota vyjadruje tok energie dopadajúci na jednotkovú plochu kolmo orientovanú na smer žiarenia a dosahuje približne $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$ [2]. Ak sa mení vzdialenosť od Slnka, mení sa aj intenzita žiarenia podľa vzťahu [2]:

$$G_s = \frac{P}{4\pi d^2} \quad (2.2.1)$$

kde:

- P – je výkon Slnka
- d – je vzdialenosť od Slnka k objektu

Slnko je z pohľadu tepelnej analýzy veľmi stabilný zdroj energie a zmeny jeho žiarenia počas slnečného cyklu sú menšie než 1% [15].

V skutočnosti dopadá žiarenie pod uhlom, čo mierne komplikuje výpočet. Je dôležité rozlišovať medzi intenzitou žiarenia a tepelnou energiou, ktorú absorbuje povrch.

Keďže obežná dráha Zeme okolo Slnka je eliptická, intenzita slnečného žiarenia dopadajúceho na Zem sa mení približne o 3,5% v závislosti od vzdialenosti Zeme od Slnka [15]. Ak chceme byť presní, pri perihéliu je vzdialenosť od Slnka k Zemi 147 miliónov km [16]. Použitím vzorca (1) dostaneme hodnotu 1420 W/m^2 , ktorú použijeme pre najhorší horúci scenár. V prípade afélia je vzdialenosť 152 miliónov km [16] a podľa vzorca dostaneme 1328 W/m^2 , čo použijeme pre najhorší studený scenár.

Pre tepelné vyváženie je potrebné vedieť, koľko tepla dopadá na satelit. V prípade slnečného žiarenia môžeme túto hodnotu určiť pomocou vzorca [17]:

$$Q_s = \alpha \cdot G_s \cdot A \cdot \cos(\theta) \quad (2.2.2)$$

kde:

- G_s – je slnečná konštanta
- A – je plocha povrchu, na ktorý dopadá žiarenie
- α – je koeficient absorpcie materiálu povrchu
- $\cos(\theta)$ – je uhol dopadu žiarenia na povrch.

2.3 Albedo žiarenie

Odrazené slnečné žiarenie od planéty sa označuje ako planetárne albedo. Táto hodnota závisí od vlastností atmosféry a povrchu v jednotlivých oblastiach planéty. Napríklad pre Zem sa hodnota albeda pohybuje od približne 0.05 pre pevné povrchy až po hodnoty okolo 0.8 pre oblačnosť. Pri tepelných analýzach však vo väčšine prípadov postačuje uvažovať albedo ako konštantu v intervale 0.31 až 0.39 [2] .

Množstvo tepelného žiarenia vyžiareného v dôsledku albeda možno určiť pomocou vzťahu [2]:

$$Q_s = F \cdot A_b \cdot G_s \quad (2.3.1)$$

kde:

- F – predstavuje faktor viditeľnosti, ktorý závisí od výšky satelitu nad povrchom planéty a od uhla β medzi smerom slnečných lúčov a lokálnou vertikálou,
- A_b – albedo konštanta,
- G_s – slnečná konštanta

Faktor viditeľnosti F závisí od geometrie obežnej dráhy a polohy satelitu vzhľadom na osvetlenú časť planéty. Zohľadňuje najmä solárny zenitový uhol φ a podmienku zatmenia, kedy je príspevok albeda nulový.

Pre zjednodušené analytické výpočty sa hodnota F často určuje z geometrických aproximácií alebo tabuliek.

Pre potreby predbežnej analýzy sa uvažujú dva extrémne prípady: najchladnejší a najteplejší scenár, pričom počas zatmenia sa príspevok albeda predpokladá ako nulový ($Q_a = 0$).

Pre výpočty sa zvyčajne uvažujú dva hraničné prípady. Pre najchladnejší prípad na osvetlenej strane planéty sa použije hodnota albeda 0.31, zatiaľ čo pre najhorúcejší prípad budeme uvažovať hodnotu 0.39. Počas zatmenia sa v oboch prípadoch predpokladá hodnota 0, rovnako ako v prípade priameho slnečného žiarenia [2].

2.4 Zemné žiarenie

Každé teleso, ktoré má teplotu vyššiu ako 0 K, vyžaruje elektromagnetické žiarenie. Keďže naša Zem má teplotu približne 290 K, vyžaruje najmä v infračervenom spektre. Samozrejme, teplo, ktoré Zem získava, pochádza predovšetkým zo Slnka a tiež z vnútorného tepla Zeme, ktoré je relatívne malé. V konečnom dôsledku však na žiarenie, ktoré naša planéta vyžaruje, vplýva aj jej atmosféra, a to prostredníctvom svojho chemického zloženia, konkrétne plynov. Keď sa Zem ohreje od Slnka, jej povrch začne vyžarovať teplo. Toto teplo prenikne do atmosféry, kde začne interagovať so zložkami atmosférických plynov, najmä so skleníkovými plynmi, ktoré následne tiež vyžarujú elektromagnetické žiarenie do všetkých smerov. V dôsledku toho časť pohlteneho infračerveného žiarenia znovu vyžiaria späť nadol, zatiaľ čo iná časť uniká do vesmíru a práve táto časť nás zaujíma [2, 18].

Vo všeobecnosti sa toto vyžarovanie berie ako 237 W/m^2 [2]. Pre účely termálnej analýzy inžinieri zvyčajne používajú práve túto hodnotu ako referenčnú. Všeobecný vzorec na výpočet žiarenia dopadajúceho na satelit nachádzajúci sa na orbite má tvar [2]:

$$Q_e = 237 \cdot \left(\frac{R_{\text{rad}}}{R_{\text{orbit}}} \right)^2 \quad (2.4.1)$$

kde:

- R_{rad} – je polomer efektívneho vyžarovania Zeme (prakticky sa berie ako polomer povrchu Zeme, pretože v skutočnosti sa presná hodnota ťažko určuje)
- $R_{\text{orbit}} = R_{\text{rad}} + h$ – je polomer efektívneho vyžarovania Zeme plus polomer obežnej dráhy, na ktorej sa nachádza satelit.

Ak dosadíme pre našu orbitu 550 km, dostaneme:

$$Q_e = 237 \text{ W/m}^2 \cdot \left(\frac{6371 \cdot 10^3 \text{ m}}{6371 \cdot 10^3 \text{ m} + 550 \cdot 10^3 \text{ m}} \right)^2 = 201 \text{ W/m}^2 \quad (2.4.2)$$

2.5 Vnútorý prenos tepla

Teplo sa vo vnútri satelitu prenáša dvoma hlavnými spôsobmi: vedením (kondukciou) medzi pevnými časťami konštrukcie a sálaním (radiáciou) medzi jednotlivými vnútornými povrchmi. Analýza vnútorného prenosu tepla je dôležitá z dvoch hlavných dôvodov. V prvom rade je potrebné zabezpečiť, aby jednotlivé komponenty UZ neprekročili svoje teplotné limity. V druhom rade, počas prechodu satelitu zemským tieňom (eclipse) predstavuje vnútorná elektronika hlavný zdroj tepla, keďže priamy slnečný tok ani albedo v tomto prípade nepôsobia, s výnimkou zemského infračerveného žiarenia, ktoré pôsobí na satelit neustále.

2.5.1 Vedenie tepla (kondukcia)

Kondukcia je prenos tepla spôsobený priamym kontaktom medzi povrchmi. Pre ideálny prípad homogénneho materiálu je vedenie tepla opísané Fourierovým zákonom [18]:

$$Q_{\text{kond}} = \frac{k \cdot A \cdot \Delta T}{L}, \quad (2.5.1.1)$$

kde:

- k – je súčiniteľ tepelnej vodivosti materiálu, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$;
- A – je plocha prierezu, m^2 ;
- ΔT – je teplotný rozdiel medzi prvkami, K ;
- L – je charakteristická dĺžka vedenia tepla, m .

V numerickom modeli (ANSYS) sa však vedenie tepla medzi komponentmi nepopisuje priamo pomocou materiálových vlastností a geometrie, ale pomocou tzv. plošnej tepelnej vodivosti kontaktu (thermal contact conductance) [17]:

$$H = \frac{Q}{A \cdot \Delta T}, \quad (2.5.1.2)$$

kde

- H má jednotky $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ a reprezentuje tepelný tok prenesený na jednotku plochy pri jednotkovom teplotnom rozdieli medzi dvoma povrchmi.
- Q – je tepelný výkon
- A – je plocha kontaktu medzi povrchmi
- ΔT – je teplotný rozdiel medzi kontaktnými povrchmi

Vyššia hodnota H znamená lepší tepelný kontakt medzi komponentmi, zatiaľ čo nízka hodnota reprezentuje slabý kontakt alebo prítomnosť tepelného odporu na rozhraní. Hodnota H závisí od kvality mechanického spojenia, drsnosti povrchov, prítlaku a použitých materiálov, a preto býva často odhadovaná alebo kalibrovaná [2].

Typické hodnoty plošnej tepelnej vodivosti kontaktu sa pohybujú v širokom rozsahu v závislosti od kvality mechanického spojenia a prítlaku. Pre pevné skrutkové spoje sa často uvažuje hodnota približne $H \approx 1000 \text{ W}/(\text{m}^2 \text{K})$, zatiaľ čo pre menej kvalitné alebo voľné kontakty môžu byť hodnoty výrazne nižšie a dominované tepelným odporom prostredia medzi povrchmi. V prípade vyplnenia medzery tepelným materiálom (napr. lepidlo) sa efektívna hodnota H zvyšuje [19].

2.5.2 Sálanie tepla (radiácia)

Na rozdiel od kondukcie, sálanie charakterizuje prenos tepla nie cez kontakt, ale prostredníctvom elektromagnetického žiarenia. V tomto prípade medzi povrchmi vnútri satelitu. Výmena tepla medzi dvoma povrchmi sa opisuje pomocou Stefan-Boltzmannovho zákona [2]:

$$Q_{\text{rad}} = A_1 \cdot F_{1 \rightarrow 2} \cdot \varepsilon_1 \cdot \sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4), \quad (2.5.2.1)$$

kde:

- σ – je Stefan-Boltzmannova konštanta ($5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$);
- A_1 – je plocha vyarujúceho povrchu, m^2 ;
- F_{ij} – je geometrický faktor viditeľnosti;
- ε_1 – je emisivita povrchu;
- T_1, T_2 – sú teploty povrchov, K.

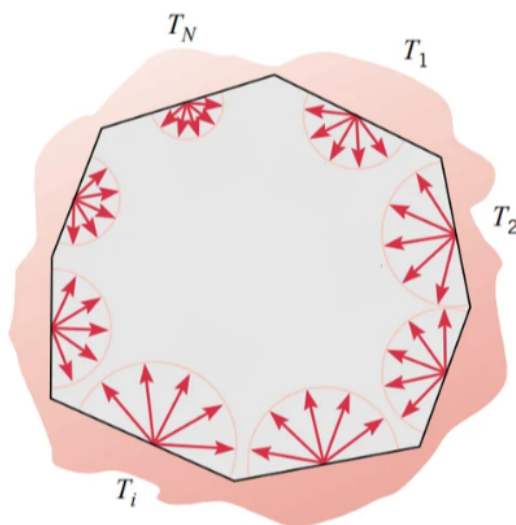
Geometrický faktor viditeľnosti (View Factor) F_{ij} vyjadruje podiel energie vyžiarenej z povrchu i , ktorá dopadá priamo na povrch j . Je daný výhradne geometriou a orientáciou povrchov a nadobúda hodnoty [2]:

$$0 \leq F_{ij} \leq 1. \quad (2.5.1.2)$$

Pre dva povrchy platí aj vzťah reciprocity:[18]

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji}. \quad (2.5.1.3)$$

V uzavretej geometrickej konfigurácii platí tzv. sumačné pravidlo, ktoré vyplýva zo zákona zachovania energie a vyjadruje skutočnosť, že všetko žiarenie vyžiarené z daného povrchu musí byť zachytené ostatnými povrchmi sústavy. Nižšie je uvedené znázornenie radiačnej výmeny medzi povrchmi v uzavretom priestore.



Obr. 8: Znázornenie radiačnej výmeny v uzavretom priestore s prvkami povrchu T_i [18]

Pre povrch i v systéme s N plochami platí [18]:

$$\sum_{j=1}^N F_{ij} = 1 \quad (2.5.1.4)$$

Člen F_{ii} vyjadruje podiel žiarenia vyžiareného z povrchu i , ktoré je priamo zachytené tým istým povrchom. V prípade konkávných plôch môže byť $F_{ii} \neq 0$, pretože povrch „vidí sám seba“. Naopak, pre rovinné alebo konvexné povrchy platí $F_{ii} = 0$.

Ako príklad možno uviesť dva OBC moduly umiestnené na jednej doske plošného spoja (ďalej len PCB, z angl. printed circuit board). Ak vezmem dve plochy, ktoré sú oproti sebe, tak faktor viditeľnosti je takmer 1, lebo všetky lúče, ktoré vychádzajú z jedného povrchu, pripadajú na druhý. A naopak, ak dva povrchy nevidia jeden druhého, tak ich faktor viditeľnosti bude 0. Avšak tento parameter je počítaný automaticky v softvéri, ak chceme pridať sálanie vnútri satelitu.

2.6 Absorptivita a emisivita

Absorptivita (α) a emisivita (ε) sú základné bezrozmerné veličiny používané pri analýze tepelnej výmeny žiarením. Tieto parametre nie sú nezávislé, keďže podľa Kirchhoffovho zákona termodynamiky platí, že pre dané vlnové dĺžkové pásmo je absorptivita povrchu rovná jeho emisivite ($\alpha = \varepsilon$) [2].

V praxi však tieto veličiny nie sú konštantné v celom spektre vlnových dĺžok, ale závisia od spektrálneho rozsahu žiarenia. V prostredí kozmických aplikácií je preto dôležité rozlišovať medzi slnečným žiarením a infračerveným žiarením planét.

Pre potreby tepelnej analýzy kozmických zariadení sa preto zavádzajú dve odlišné interpretácie:

- **Pohltivosť slnečného žiarenia alebo absorptivita slnečného žiarenia (α)** predstavuje schopnosť povrchu absorbovať dopadajúce slnečné žiarenie, ktorého maximum intenzity sa nachádza približne pri vlnovej dĺžke $0.45 \mu\text{m}$.
- **Emisivita v infračervenom spektre (ε)** – predstavuje schopnosť povrchu vyžarovať tepelné žiarenie v infračervenej oblasti spektra, pričom maximum intenzity sa nachádza približne pri $10 \mu\text{m}$.

Táto spektrálna odlišnosť umožňuje efektívne riadenie tepelnej rovnováhy kozmických zariadení, keďže povrchy môžu mať vysokú absorptivitu pre slnečné žiarenie a zároveň vysokú alebo nízku emisivitu pre infračervené žiarenie.

Z hľadiska tepelnej výmeny so Zemou platí, že absorptivita povrchu voči planetárnemu žiareniu je rovná jeho infračervenej emisivite (ε), v súlade s Kirchhoffovým zákonom [2].

V rámci vykonanej tepelnej analýzy v použitom softvéri nie je absorptivita zadávaná priamo ako vstupný parameter pre výpočet externých tepelných tokov. Z fyzikálneho hľadiska by však mala byť zahrnutá do výpočtu slnečného, albedo a zemského infračerveného žiarenia, keďže reálne množstvo absorbovaného tepla závisí od optických vlastností povrchu.

V ideálnom prípade by teda jednotlivé externé tepelné toky mali byť násobené príslušnou hodnotou absorptivity daného materiálu. Tento prístup bude ďalej uvažovaný pri výpočte tepelnej bilancie v nasledujúcich častiach práce.

Emisivita je v použitom softvéri zadávaná priamo pri definovaní okrajových podmienok žiarenia, a to tak pre model P2P (povrch–povrch), ako aj pre radiáciu do okolitého prostredia. Hodnoty emisivity jednotlivých materiálov sú priradené priamo jednotlivým povrchom modelu [20].

Prehľad použitých hodnôt emisivity a absorptivity je uvedený v tabuľke v časti venovanej termo-optickým vlastnostiam materiálov.

2.7 Tepelná bilancia

Tepelná bilancia satelitu vyjadruje rovnováhu medzi prijatým teplom z externých zdrojov, vnútorným tepelným výkonom a teplom vyžarovaným do okolia.

V ustálenom stave platí [2]:

$$Q_{\text{in}} + Q_{\text{int}} = Q_{\text{out}} \quad (2.8.1)$$

Pre jednoduchosť budeme uvažovať vnútorný prenos tepla $Q_{\text{int}} = 0$. Týmto spôsobom vypočítame priemernú teplotu na vonkajšom povrchu satelitu.

Vyžiarený tepelný tok je daný Stefan-Boltzmannovým zákonom [2]:

$$Q_{\text{out}} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4 \quad (2.8.2)$$

Výsledná teplota satelitu závisí najmä od pomeru absorptivity α a emisivity ε , ktorý predstavuje kľúčový parameter tepelnej regulácie.

Presné určenie tepelnej bilancie v prípade reálneho satelitu vyžaduje numerickú simuláciu. Podrobný výpočet použitý v tejto práci je uvedený v Dodatku A.

Tieto výpočty sú výrazne zjednodušené a slúžia iba na predbežný odhad. Poskytujú priemernú teplotu vonkajších povrchov CubeSatu. Z uvedených výpočtov je možné priamo určiť externý tepelný tok.

2.8 Metóda konečných prvkov (MKP)

Pre jasnejšie pochopenie je nemenej dôležité poznať pozadie toho, ako vlastne fungujú softvéry, ako napríklad ANSYS, keď hovoríme o samostatnom výpočte simulácií, či už mechanických (štruktúrálnych) alebo termálnych.

Softvér ANSYS využíva pri riešení fyzikálnych úloh metódu konečných prvkov (FEM, z angl. Finite Element Method). Táto metóda rozdeľuje modelovaný objekt na množstvo malých prvkov, pre ktoré sa riešia aproximované rovnice rovnováhy energie. Výsledky z jednotlivých prvkov sa potom spájajú do celkového riešenia. MKP umožňuje numericky analyzovať aj veľmi zložité geometrie a fyzikálne deje, kde by analytické riešenie nebolo možné.

Úlohou akejkolvek numerickej metódy je transformovať zložité parciálne diferenciálne rovnice opisujúce dané fyzikálne pole (napr. teplotné alebo deformačné) na systém bežných algebraických rovníc, ktoré dokáže vyriešiť počítač [21]. V podstate väčšina numerických metód riešenia diferenciálnych rovníc, ako napríklad MKP alebo metóda najmenších štvorcov, spočíva v zvolení náhradnej funkcie pre hľadanú funkciu poľa. Zároveň musí táto náhradná funkcia spĺňať zadané počiatočné a okrajové podmienky. Predstavovanie úlohy rozdeľujem podľa jej typu. Ak ju zapíšem v tvare diferenciálnej rovnice druhého radu, takáto úloha sa bude volať silná formulácia. A riešenie funkcie sa vola silne riešenie. Keď prevedieme do integrálneho tvaru, takáto úloha sa bude volať slabá formulácia a jej riešenie sa nazýva slabé riešenie [22]. Náhradné funkcie sa nevolia pre celé teleso naraz, ale pre malé podoblasti konečných rozmerov, tzv. konečné prvky (elementy), na ktoré je objekt rozdelený [21]. To umožňuje softvéru poskladať výpočtovú sieť pre akokoľvek zložitý tvar vrátane zakrivených plôch [22]. Voľné parametre týchto funkcií predstavujú priame fyzikálne veličiny (napríklad konkrétne

teploty alebo posunutia) v uzlových bodoch, ktorými sú jednotlivé prvky navzájom prepojené. MKP tak transformuje výpočet neznámej veličiny v teoreticky nekonečnom počte bodov telesa na výpočet v konečnom počte uzlov. MKP je približnou metódou, a preto jej presnosť závisí od jemnosti siete. Ale ak sme povedali v časti Sieť, vo väčšine prípadov aj hrubá sieť je postačujúca pre dosť presný výpočet [21].

Vo všeobecnosti môžeme zapísať algebraický systém rovníc MKP v tvare [22]:

$$KU = f$$

Kde K predstavuje maticu pola, pre našu prácu to je matica tepelnej vodivosti. Táto matica spája geometriu výpočtovej siete a materiálové vlastnosti. f je stĺpcový vektor pravých strán a popisuje akcie pôsobiace v uzloch. U je stĺpcový vektor uzlových neznámich, predstavuje reakcie vyvolané akciami f .

Postup riešenia inžinierskej úlohy v simulačných softvéroch Keď inžinier pracuje v moderných programoch, ako napríklad ANSYS, celý proces výpočtu simulácie (či už mechanickej alebo termálnej) prebieha v nasledujúcich nadväzujúcich krokoch [21]:

1. **Fyzikálny model:** Definujú sa zjednodušujúce predpoklady, idealizuje sa geometria telesa a špecifikujú sa materiálové vlastnosti a okrajové podmienky.
2. **Sieťovanie (Diskretizácia):** Objekt sa rozdelí na konečné prvky: čiarové (1D, napr. nosníky, prúty), plošné (2D) alebo objemové (3D, napr. tetraédre či hexaédre). Presnosť riešenia priamo závisí od jemnosti tejto siete.
3. **Voľba tvarových funkcií:** Identifikujú sa primárne neznáme (teploty alebo posunutia) a zvolia sa vhodné interpolačné polynómy na určenie vzťahu medzi hodnotami vo vnútri prvku a v jeho uzloch.
4. **Konštitutívne vzťahy:** Definujú sa fyzikálne závislosti medzi akciami a reakciami materiálu, ako je Fourierov zákon pre prenos tepla vedením.
5. **Zostavenie a riešenie rovníc:** Softvér automaticky odvodí prvkové rovnice a ich sumáciou (lokalizáciou) zostaví globálnu maticu pre celé teleso. Po zohľadnení okrajových podmienok počítač vyrieši systém rovníc a vypočíta primárne neznáme v uzloch. Následne z vypočítaných uzlových hodnôt program spätne dopočíta sekundárne neznáme.
6. **Vizualizácia výsledkov:** Výsledky sú následne interpretované vo vizuálnej forme, ako tabuľky, grafy alebo farebných trojrozmerných máp.

3 Modelovanie

Existuje niekoľko prístupov k vytváraniu modelov na vykonávanie tepelnej analýzy. Jednou z najbežnejších metód je použitie už existujúceho overeného 3D modelu konštrukcie s následným zjednodušením jej geometrie. Pri tom sa z modelu vylučujú rôzne malé prvky: otvory, skrutky a iné časti, ktoré nemajú podstatný vplyv na tepelné procesy. Význam týchto častí je možné určiť pomocou Biotovho čísla.

Biotovo číslo charakterizuje pomer medzi tepelnou vodivosťou telesa a intenzitou výmeny tepla s okolím a vypočítava sa podľa vzorca [23]:

$$B_i = \frac{H \cdot L_c}{k} \quad (3.1)$$

kde:

- H – súčiniteľ prestupu tepla medzi telesom a jeho okolím [$\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$]
- L_c – charakteristický rozmer telesa [m], definovaný ako podiel objemu a plochy prestupu tepla
- k – tepelná vodivosť materiálu [$\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$]

Ak je hodnota $B_i \ll 1$, môžeme predpokladať, že teplota vo vnútri prvku je prakticky rovnomerná a zhodná s teplotou jeho povrchu. V takom prípade je možné prvok z modelu vynechať bez straty presnosti výsledkov simulácie [23].

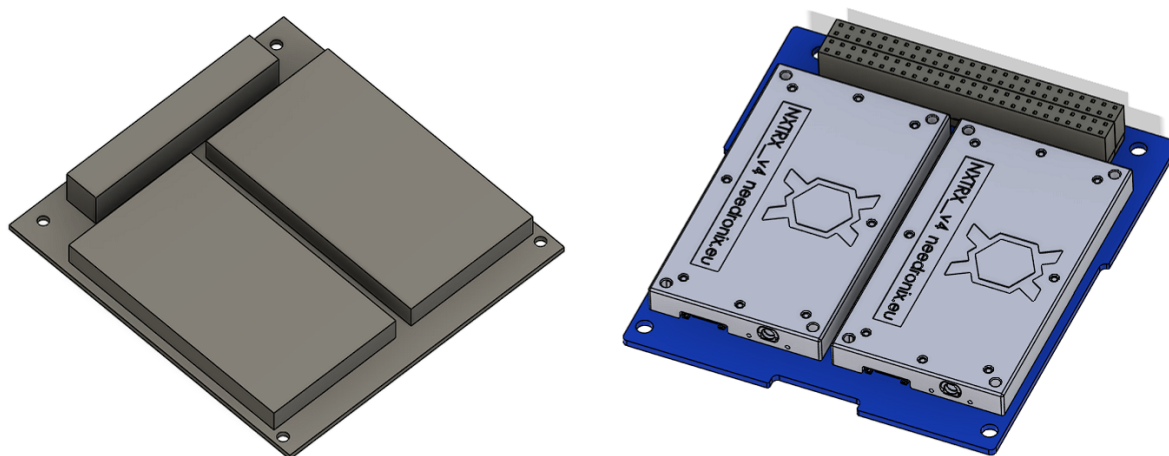
Ako príklad si vezmime nožičku spojenú s telom satelitu. Ktorá, rovnako ako celé telo, je vyrobená z hliníka 6061 T6. Tepelná vodivosť hliníka je $k = 167 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ [24]. Koeficient tepelnej výmeny v mieste kontaktu môžeme uvažovať ako $H = 3000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$, čo zodpovedá dobrému, ale nie ideálnemu kovovému kontaktu. Charakteristická veľkosť L_c je určená geometriou dielu. Na základe výpočtov možno ukázať, že Biotovo číslo pre podobné spojovacie prvky je výrazne menšie ako jedna, čo znamená, že ich vplyv na teplotné rozloženie v systéme je minimálny.

Analogický prístup sa používa aj na vnútorné komponenty satelitu. V skutočnej doske PCB sa nachádza množstvo rezistorov, kondenzátorov, diód a iných malých prvkov, ktoré vzhľadom na svoje rozmery prakticky neovplyvňujú tepelnú rovnováhu systému. Preto sa v modeli zachovávajú len základné čipy, ktoré majú relatívne veľké rozmery, ako aj užitočné zariadenia.

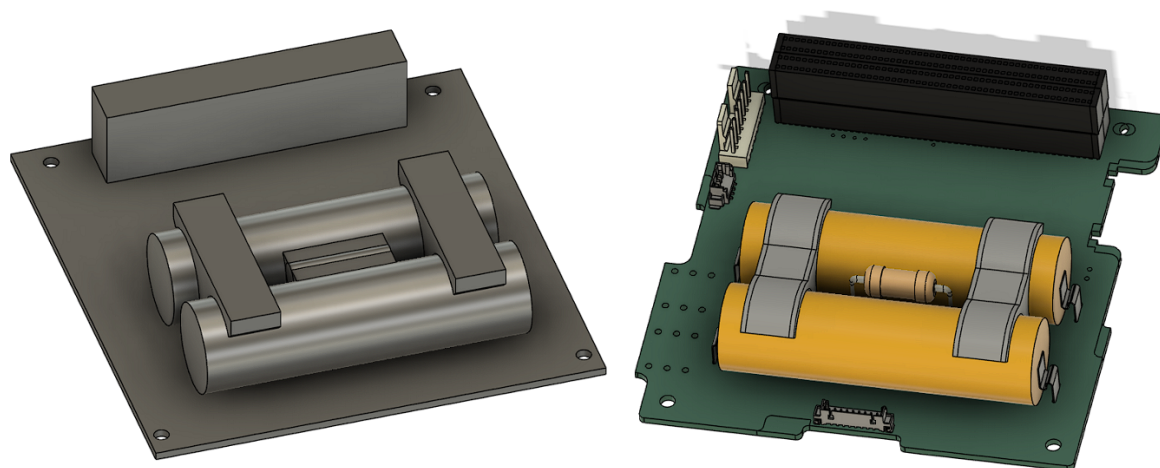
Takéto zjednodušenie geometrie umožňuje výrazne skrátiť čas výpočtu a výpočtovú náročnosť pri simulácii, čo je obzvlášť dôležité pri analyzovaní úloh, ktoré závisia od mnohých parametrov obežnej dráhy, scenárov letu, zmien slnečného žiarenia, albeda a vlastného tepelného žiarenia planéty. Kľúčovou úlohou tepelnej analýzy je určenie

teplotného stavu vnútorných komponentov zostáva správne riešiteľná aj pri použití zjednodušeného modelu.

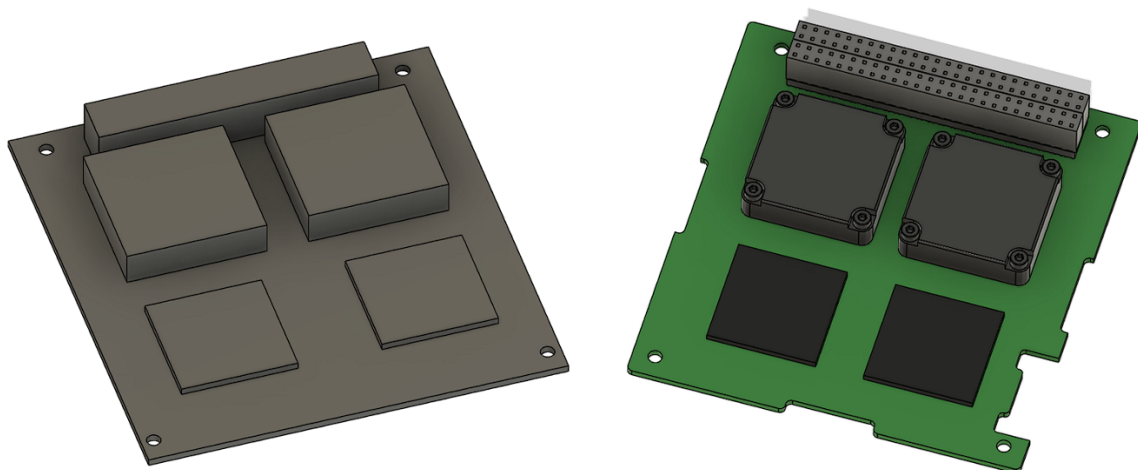
Nižšie uvedené obrázky predstavujú porovnanie: vpravo je zobrazený originálny model a vľavo zjednodušený model.



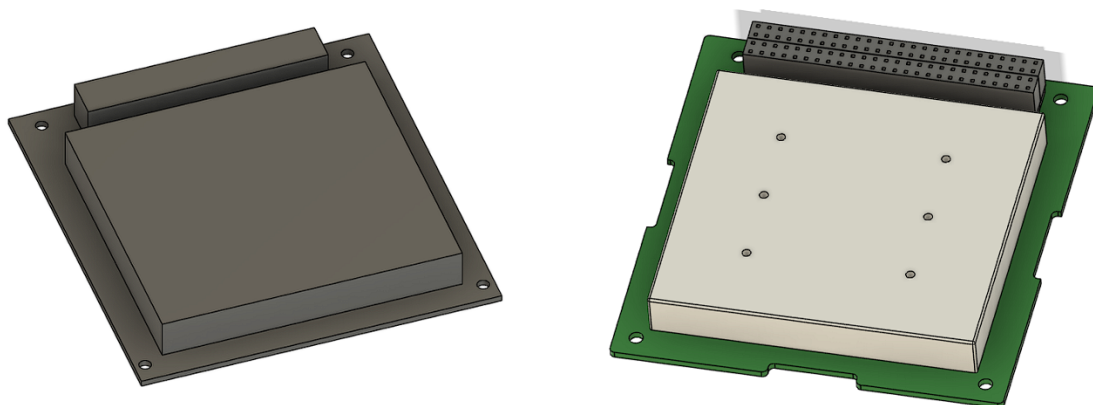
Obr. 9: Porovnanie COM: zjednodušený model vs. originálny model



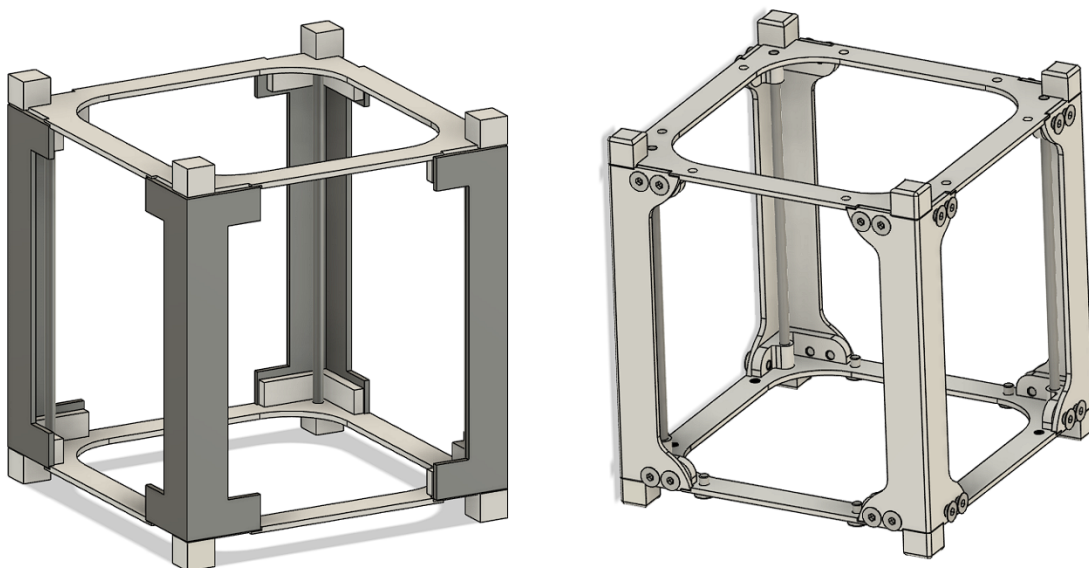
Obr. 10: Porovnanie dosky EPS: zjednodušený vs. originálny model



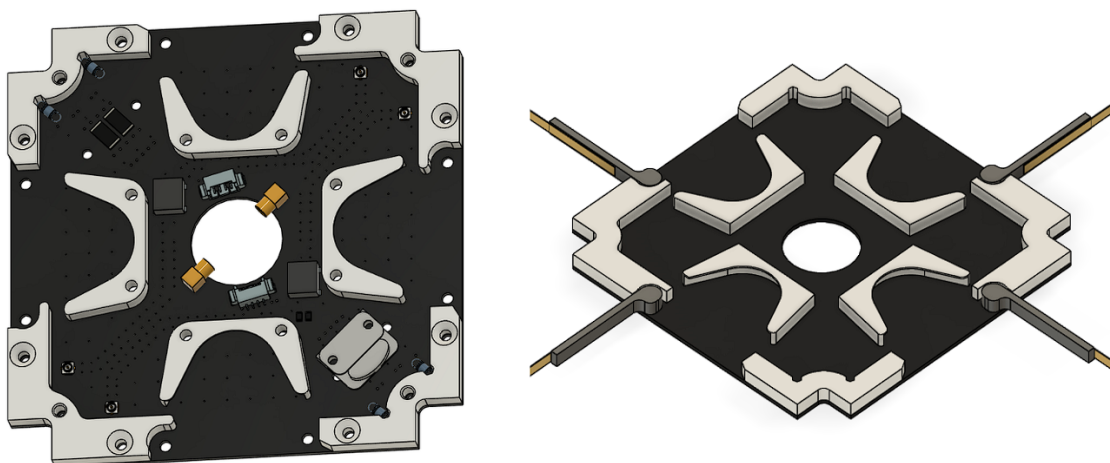
Obr. 11: Porovnanie dosky OBC a FPGA: zjednodušený vs. originálny model



Obr. 12: Porovnanie dosky μ Lab: zjednodušený vs. originálny model



Obr. 13: Porovnanie hliníkovej 1U štruktúry



Obr. 14: Porovnanie anténneho modulu

3.1 Tepelné modelové vstupy a materiálové vlastnosti

V termálnej analýze podľa štandardov ESA sa zvyčajne model rozdeľuje na dve časti: geometrický matematický model (GMM) a termálny matematický model (TMM). Toto rozdelenie slúži na zjednodušenie analýzy a lepšiu organizáciu modelovania. Najskôr sa vytvára GMM, ktorý predstavuje základný geometrický model družice. Tento model býva spravidla zjednodušený, pričom dokumentácia obsahuje aj popis spôsobu zjednodušenia a jeho validáciu. GMM sa následne používa na určenie radiačných väzieb medzi jednotlivými povrchmi, ktoré sa ďalej využívajú v TMM [25].

GMM predstavuje trojrozmerný model vytvorený pomocou počítačom podporovaného navrhovania alebo CAD (z angl. computer-aided design) a slúži ako základ pre určenie tepelných väzieb medzi jednotlivými časťami satelitu. Definuje polohu, rozmery a povrchové vlastnosti jednotlivých komponentov a zároveň opisuje geometriu CubeSatu. Dôležitou súčasťou modelovania je definícia vnútorných tepelných zdrojov v termálnom modeli, ktoré reprezentujú disipáciu výkonu elektronických komponentov. Tieto zdroje predstavujú významný príspevok k teplotnej bilancii družice, najmä počas fáz bez priameho slnečného žiarenia [25].

Model ďalej obsahuje termo-optické vlastnosti povrchov, ako sú absorptivita a emisivita, ktoré sú potrebné pre výpočet radiačnej výmeny tepla.

Takže dokumentácia GMM má obsahovať vstupné údaje a modelovacie predpoklady, napríklad: [26]

- Solárnu konštantu, albedo a infračervený tok planéty: Hodnoty boli odvodené v kapitole 2 a použité ako vstupné environmentálne parametre.
- Orientáciu družice pre jednotlivé prípady: Keďže použitý softvér neumožňuje plnú orbitálnu dynamiku, boli definované zjednodušené orientačné prípady reprezentujúce najkritickejšie tepelné konfigurácie. Detailný popis je uvedený v kapitole 5.
- Izolované a neizolované plochy: V aktuálnej fáze boli všetky vonkajšie povrchy CubeSatu považované za neizolované, bez použitia viacvrstvovej tepelnej izolácie.
- Faktor viditeľnosti medzi povrchmi: nie je potrebné počítať manuálne, keďže sú automaticky generované v použitom simulačnom softvéri.
- Pohyblivé časti, ako sú rozkladacie antény: Antény boli v simuláciách uvažované v statickej polohe po ich jednorazovom rozložení po štarte misie.

Termálny matematický model (TMM) nadväzuje na geometrický model a slúži na samotné termálne simulácie. Ide o zjednodušenú matematickú reprezentáciu kozmickej lode, ktorá umožňuje analyzovať jej teplotné správanie v čase a priestore. Keďže presný výpočet teplotných polí v komplexných štruktúrach je prakticky nemožný, TMM pristupuje k problému aproximáciou rozdelením systému na diskkrétne izotermické oblasti (tzv. nodes), v ktorých sa teplotné gradienty považujú za zanedbateľné [2].

Každý uzol (node) je charakterizovaný teplotou, tepelnou kapacitou, disipáciou tepla a tepelnými väzbami na okolité uzly. Uzly môžu byť navzájom prepojené kondukčnými väzbami alebo radiáciou, pričom uzly s priamou viditeľnosťou do vesmíru obsahujú aj radiatívne okrajové podmienky voči vonkajšiemu prostrediu.

TMM obsahuje kompletnú sadu vstupných údajov vrátane tepelných tokov, disipácií jednotlivých komponentov a definície prevádzkových režimov.

Súčasťou TMM je aj tabuľka prevádzkových režimov a tepelných disipácií jednotlivých komponentov, ako aj definícia orbitálnych parametrov a environmentálnych podmienok. Pri simuláciách sa uvažujú extrémne podmienky prostredia, teda najhorší horúci a najhorší studený prípad [2, 25].

3.1.1 Materiálové vlastnosti

Materiálové vlastnosti použité v termálnom modeli predstavujú najmä základné termálne parametre materiálov a komponentov, ktoré ovplyvňujú prenos a akumuláciu tepla v rámci družice. Medzi hlavné parametre patrí tepelná vodivosť (thermal conductivity), merná tepelná kapacita (specific heat capacity) a hustota materiálu.

Tepelná vodivosť určuje schopnosť materiálu viesť teplo a jej význam bol podrobnejšie opísaný v kapitole 2. Merná tepelná kapacita predstavuje množstvo tepla potrebné na zmenu teploty jednotkovej hmotnosti materiálu o jeden stupeň Kelvina, a teda určuje schopnosť materiálu akumulovať tepelnú energiu [27].

Okrem termálnych vlastností boli do modelu zahrnuté aj hodnoty hustoty jednotlivých materiálov a komponentov, ktoré sú potrebné na správny výpočet tepelnej kapacity a hmotnosti modelu. Časť údajov bola prevzatá z technickej dokumentácie výrobcov alebo z otvorených zdrojov iných tepelných simulácií, zatiaľ čo niektoré hodnoty boli odvodené alebo vypočítané na základe dostupných geometrických a materiálových údajov. μ Lab bol v súčasnej fáze projektu definovaný len ako PCB, keďže preň zatiaľ nie sú špecifikované materiály.

Tabuľka 1: Materiálové vlastnosti

Materiál / komponent	Tepelná vodivosť (W m ⁻¹ K ⁻¹)	Hustota (kg/m ³)	Merná tepelná kapacita (J kg ⁻¹ K ⁻¹)
Hliníková zliatina 6061-T6	Dodatok B	2713	Dodatok C
Li-ion batéria	30	2813	830
(FR4) COM	48	1208	770
(FR4) FPGA	48	1387	770
Nitinol (anténa)	18 [28]	6450 [28]	Dodatok D
(FR4) OBC	48	1332	770
(FR4) PCB	48	1900	850
Solárne panely AZUR	25	5730	873

Materiálové vlastnosti použité v tepelnej analýze boli prevzaté z publikácie [29]

3.1.2 Thermo-optické vlastnosti

Absorptivita a emisivita boli podrobne vysvetlené v časti 2 tejto práce, kde sú uvedené aj ich fyzikálne významy a vplyv na tepelnú bilanciu satelitných systémov.

V tabuľke 2 sa používajú hodnoty BOL (Beginning of Life) - začiatok životnosti a EOL (End of Life) - koniec životnosti [17]. BOL predstavuje počiatočný stav materiálu alebo povrchu na začiatku prevádzky satelitu, keď ešte nedošlo k degradácii materiálov vplyvom vesmírneho prostredia. EOL predstavuje stav na konci životnosti satelitu, kde sa zohľadňuje degradácia povrchových vlastností počas prevádzky na obežnej dráhe.

Na základe odporúčania mentora sa pre štruktúru 1U (hliník 6061-T6) predpokladá, že hodnoty BOL a EOL sú rovnaké, keďže misia je podľa štandardov ESA navrhnutá na maximálnu dobu prevádzky do 5 rokov, počas ktorej nedochádza k významnej degradácii optických a tepelných vlastností materiálu, a preto sa v tepelnom modeli tieto rozdiely zanedbávajú [17]. Z dôvodu nedostatku dostupných informácií z otvorených zdrojov o absorptivite NiTinolu bola predpokladaná hodnota 0,5 pre stavy BOL aj EOL. Nižšie uvedená tabuľka prezentuje tepelné vlastnosti komponentov vystavených priamemu kontaktu s vesmírnym prostredím.

Komponent	Materiál	IČ emisivita	Slnčná absorpti- vita BOL	Slnčná absorpti- vita EOL	Referencia
1U konštrukcia	Hliníková zliatina 6061-T6	0.77	0.24	0.24	[30]
Solárne panely	Triple Junction Solar Cell 3G30C	0.85	0.91	0.93	[6]
PCB	FR4	0.89	0.8	0.8	[31]
Anténa	Nitinol	0.17 - 0.31[32]	0.5	0.5	-

Tabuľka 2: Tepelné vlastnosti komponentov kozmickej lode

3.1.3 Model rozptylu výkonu

Pre každý aktívny komponent bol definovaný tepelný výkon podľa prevádzkového režimu satelitu (idle - Nečinný / Operation - Prevádzkový). Nečinný režim (Idle)

predstavuje stav, v ktorom je spotreba energie minimalizovaná a aktívne zostávajú iba tie UZ a subsystemy, ktoré sú nevyhnutné na udržiavanie komunikácie so satelitom[2]. Prevádzkový režim (Operational) predstavuje stav, v ktorom sú aktivované všetky komponenty potrebné na vykonávanie vedeckej misie, prenos dát a komunikáciu so Zemou.

Rôzne pracovné režimy a ich pracovný cyklus umožňujú zohľadniť premenlivé tepelné zaťaženie systému.

Dissipujúca jednotka	Pracovný cyklus v režime nečinnosti [%]	Dissipácia v režime nečinnosti [W]	Pracovný cyklus počas činnosti UZ [%]	Dissipácia počas činnosti UZ [W]
μ Lab	0	5	0 / 100	5
Palubný počítač (OBC)	100	0.00007	100	0.00007
Systém elektrického napájania (EPS)	100	0.12	100	0.12
Prijímač (Rx)	100	0.1	100	0.1
Vysielač (Tx)	5	3.3	15 / 50	3.3
FPGA	0	1.5	0 / 100	1.5
Senzor Slnka	0	0.1	0 / 100	0.1
Senzor Zeme	0	0.1	0 / 100	0.1

Tabuľka 3: Výkonová dissipácia a pracovné cykly subsystemov kozmickej lode

Tabuľka 4: Tepelné vlastnosti uzlov modelu CubeSatu

Komponent	Plocha (m ²)	Objem (m ³)	Disipácia (W)
OBC	0.0027	6.75e-06	0.00007
FPGA	0.0014	9.375e-07	1.5
MicroLab	0.0134	5.25e-05	5
Batéria	0.011898	7.245e-05	0.12
TX modul	0.00703	1.82e-05	3.3
RX modul	0.00703	1.82e-05	0.1
Solárny panel	0.0060579	3.0177e-07	0

3.1.4 Orbitálne a environmentálne podmienky

V tejto časti budú definované orbitálne parametre potrebné na vytvorenie modelu v simulačnom softvéri. Väčšina parametrov bola už vypočítaná a opísaná v kapitole 2.

Je potrebné uviesť, že parametre boli zvolené pre tri hlavné scenáre: Najhorší horúci scenár, najhorší chladný scenár a prípad prehriatia. Na aktuálnej úrovni modelu predstavujú tieto scenáre najdôležitejšie prípady pre termálnu analýzu.

Podrobnejšie vysvetlenie významu jednotlivých scenárov a ich využitia bude uvedené v časti simulácii.

Nižšie uvedená tabuľka zahŕňa hlavné orbitálne parametre. Pre prípad prehriatia boli zvolené parametre najhoršieho horúceho scenára, keďže sa z neho vychádza.

Parameter	Chladný scenár	Horúci scenár
Výška obežnej dráhy [km]	550	550
Uhol β [°]	54	54
Teplota planéty [K]	290	290
Albedo [-]	0.31	0.39
Slnčná konštanta [W/m ²]	1328	1420

Tabuľka 5: Základné orbitálne parametre pre analyzované tepelné prípady.

4 Nastavenia v softvéri ANSYS

Na vykonanie simulácie bol použitý softvér ANSYS. Ide o produkt spoločnosti ANSYS Inc. a CAE (Computer-Aided Engineering) balík, ktorý sa používa dizajnérmí a analytikmi na riešenie simulačných úloh v oblastiach ako sú štrukturálna analýza, tepelné procesy, elektromagnetické efekty a podobne. Tento softvér je široko používaný v kozmonautickom inžinierstve na analýzu tepelného riadenia a je pomerne intuitívny na používanie.

V tejto práci bol použitý ANSYS Workbench, konkrétne moduly pre ustálenú (steady-state) a prechodovú (transient) tepelnú simuláciu.

4.1 Príprava simulácie

V použitom softvéri sú k dispozícii dva typy termálnych simulácií: ustálená simulácia (steady-state) a prechodová simulácia. (transient). Rozdiel medzi nimi spočíva v tom, že steady-state simulácia nepočíta zmenu teploty v závislosti od času a predpokladá ustálený tepelný stav systému. Naopak, prechodová simulácia zohľadňuje časovo závislé rovnice a umožňuje analyzovať vývoj teploty v čase. Po zvolení typu simulácie je možné realizovať kompletnú termálnu analýzu satelitu.

4.2 Technické údaje

V tejto časti sa definujú materiály, z ktorých je satelit zložený, spolu s ich fyzikálnymi a tepelnými vlastnosťami. Materiál je možné zadať buď výberom z internej knižnice ANSYS, alebo ho definovať manuálne. Napríklad údaje pre hliník T6 6061 boli prevzaté priamo z knižnice, zatiaľ čo pre káble, PCB dosky, rezistory, lepidlá a ostatné komponenty boli parametre zadávané manuálne.

Pre potreby tepelnej analýzy je potrebné definovať minimálne tieto parametre:

- hustotu,
- mernú tepelnú kapacitu,
- tepelnú vodivosť.

Tieto údaje sú uvedené v tabuľke 2.

Nižšie je uvedený obrázok znázorňujúci, ako sa v softvéri nastavujú technické údaje.

Outline of Schematic E2, F2, Q2, R2, S2, T2, U2, V2, W2, X2: Engineering Data				
	A	B	C	D
1	Contents of Engineering Data		Source	Description
2	Material			
3	Aluminum alloy, wrought, 6061, T6		GRAN	Aluminum, 6061, T6, wrought Data compiled by Ansys Granta , incorporating various sources including JAHM and MagWeb. ANSYS, Inc. provides no warranty for this data.
4	Battery			
5	COM			
6	FPGA			
7	Glue			
8	NTi			
9	OBC			
10	PCB			
11	Plastic, Epoxy (glass filler)		GRAN	Epoxy (glass filler) Data compiled by Ansys Granta , incorporating various sources including JAHM and MagWeb. ANSYS, Inc. provides no warranty for this data.
12	Rezistor			
13	Solar pannel			
*	Click here to add a new material			

Properties of Outline Row 12: Rezistor				
	A	B	C	D
1	Property	Value	Unit	
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	3900	kg m ⁻³	
4	Isotropic Thermal Conductivity	25	W m ⁻¹ C ⁻¹	
5	Specific Heat Constant Pressure, C _p	880	J kg ⁻¹ C ⁻¹	

Obr. 15: Prostredie technických údajov v softvéri ANSYS na definovanie materiálových vlastností.

4.3 Geometrický model

V tejto časti je možné vytvoriť alebo importovať 3D model. V našom prípade bol importovaný zjednodušený model satelitu. Sekcia zároveň obsahuje tri modelovacie prostredia, ktoré umožňujú vykonávať menšie úpravy geometrie, napríklad odstránenie alebo opravu jednotlivých častí modelu.

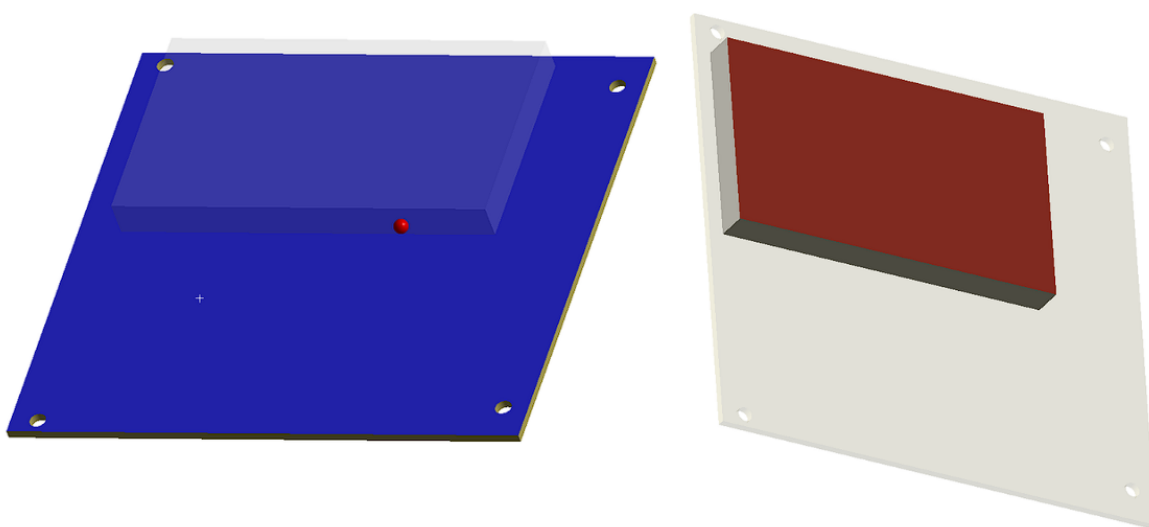
4.4 Model

Po otvorení tejto časti sa zobrazí prostredie, v ktorom prebieha väčšina nastavení simulácie. Na ľavej strane sa nachádza stromová štruktúra jednotlivých sekcií, pomocou ktorých sa postupne definuje celý model.

4.4.1 Spojenia (kontakty)

V tejto sekcii sa definujú väzby medzi jednotlivými časťami modelu. Táto časť je veľmi dôležitá, pretože nastavenie kontaktov priamo ovplyvňuje prenos tepla vedením (kondukciou). Ako bolo uvedené v teoretickej časti, rôzne typy kontaktov majú rozdielne hodnoty tepelnej vodivosti v závislosti od kvality kontaktu a použitých materiálov.

Preto bola pre každý kontakt manuálne zadaná hodnota tepelnej vodivosti (thermal conductance). Napríklad medzi COM modulom a PCB doskou bola zadaná hodnota $1000 \text{ (W/m}^2 \cdot \text{K)}$, keďže COM modul je upevnený k PCB pomocou skrutkových spojov[19].

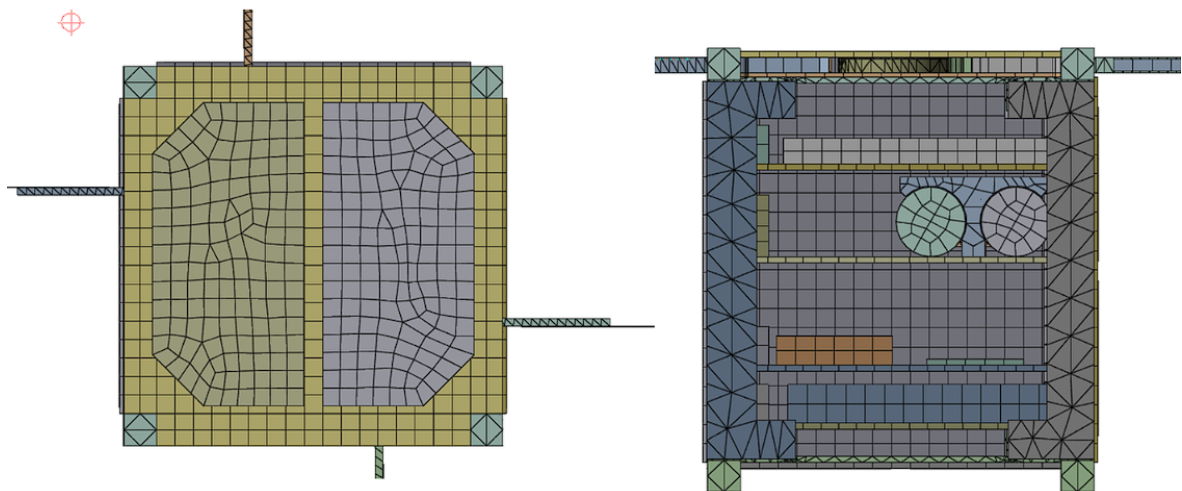


Obr. 16: Nastavenie tepelných kontaktov medzi komponentmi: modrá plocha reprezentuje povrch vybranej časti dosky a červená plocha predstavuje vybranú časť komponentu komunikačného modulu (COM), medzi ktorými je definovaný tepelný kontakt.

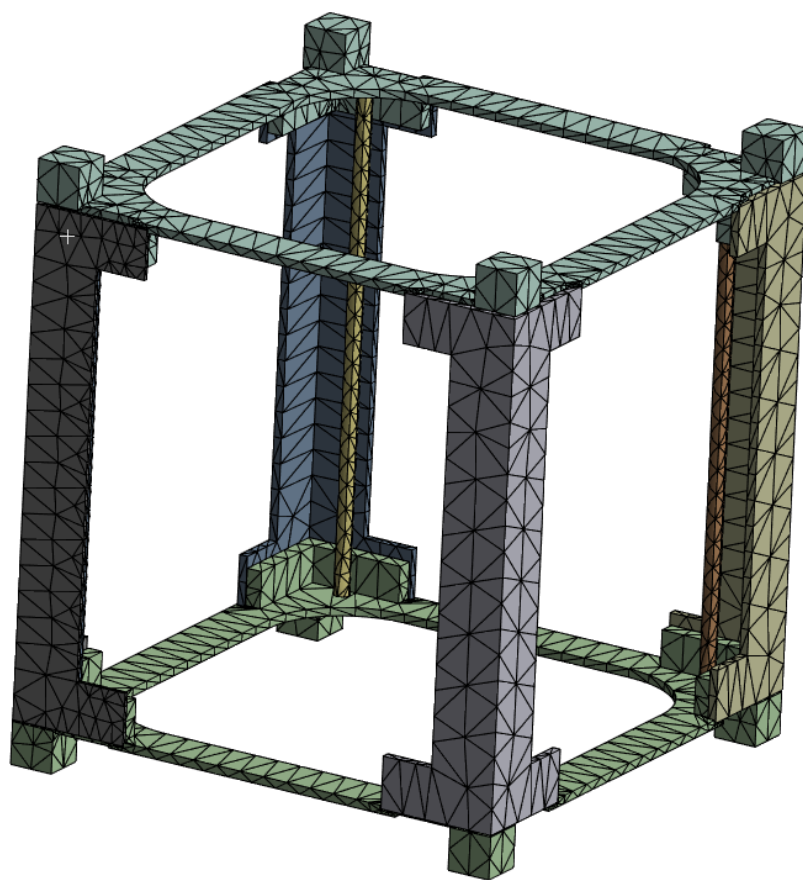
4.4.2 Sieť (Mesh)

V tejto sekcii sa generuje výpočtová sieť (mesh), ktorú program následne využíva pri riešení pomocou metódy konečných prvkov (MKP). Hustota siete, najmä veľkosť výpočtového elementu (Element Size), predstavuje jeden z najdôležitejších parametrov ovplyvňujúcich presnosť simulácie. Veľkosť elementu určuje maximálny rozmer jednotlivých prvkov siete v celom modeli, pričom sa aplikuje na hrany, plochy aj objemové časti. Menšia veľkosť elementu vedie k vytvoreniu jemnejšej siete, ktorá umožňuje presnejšie zachytenie geometrie a fyzikálnych javov, najmä teplotných gradientov. Na druhej strane však spôsobuje nárast počtu elementov, a tým aj vyššiu výpočtovú náročnosť. Naopak, väčšia veľkosť elementu vedie k hrubšej sieti, ktorá skracuje čas výpočtu, ale môže znížiť presnosť výsledkov [21].

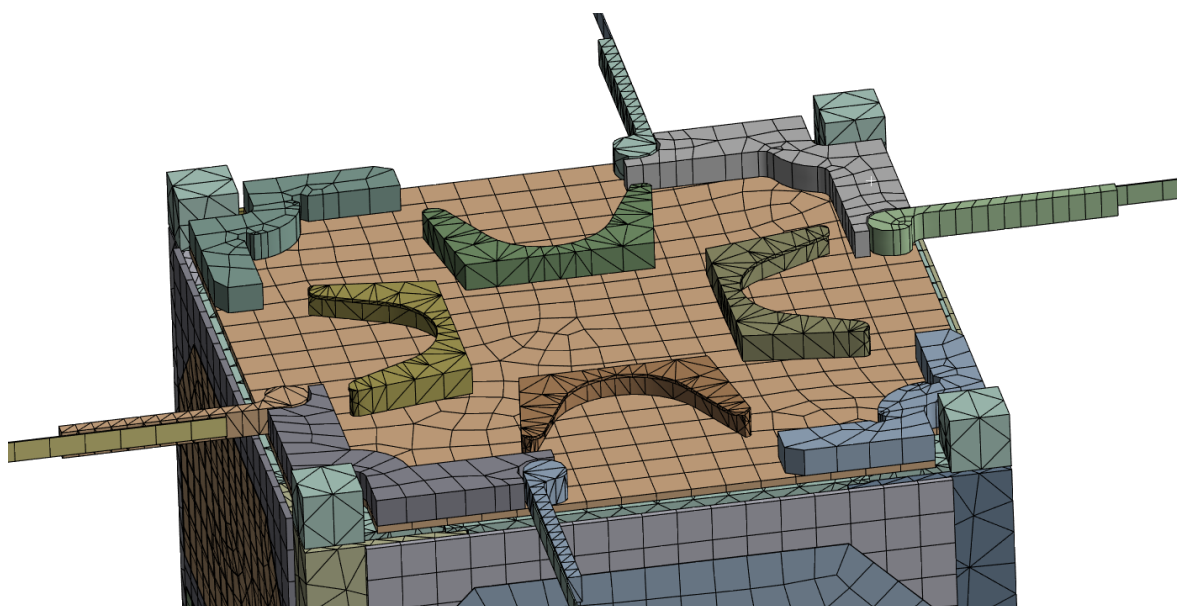
Hodnota veľkosti elementu je v softvéri určovaná automaticky na základe rozmerov modelu, pričom závisí aj od zvoleného fyzikálneho typu analýzy. Ďalším dôležitým parametrom siete je kvalita elementov (Element Quality), ktorá nadobúda hodnoty v intervale od 0 do 1 a vyjadruje geometrickú kvalitu prvkov. Hodnota 1 zodpovedá ideálnemu tvaru, zatiaľ čo nízke hodnoty indikujú deformované elementy. Vyššia kvalita elementov prispieva k presnosti a stabilite numerického riešenia. Pri tepelnej analýze však aj relatívne hrubšia sieť poskytuje dostatočne presné výsledky. Rozdiel v teplotách pri simuláciách so sieťou s veľkosťou elementu 0,05 m a 0,02 m sa pohybuje iba v desatinách stupňa Celzia. Väčšiu výpočtovú náročnosť spôsobujú najmä nastavenia prostredia, ako napríklad sálanie, externé žiarenie alebo vnútorná radiácia. Na základe uvedených poznatkov bola zvolená sieť s veľkosťou elementu 0,05 m, ktorá predstavuje vhodný kompromis medzi presnosťou výsledkov a výpočtovou náročnosťou. Kvalita elementov dosahovala približne 50% pre väčšinu elementov/uzlov, čo je pre daný typ simulácie postačujúce [33].



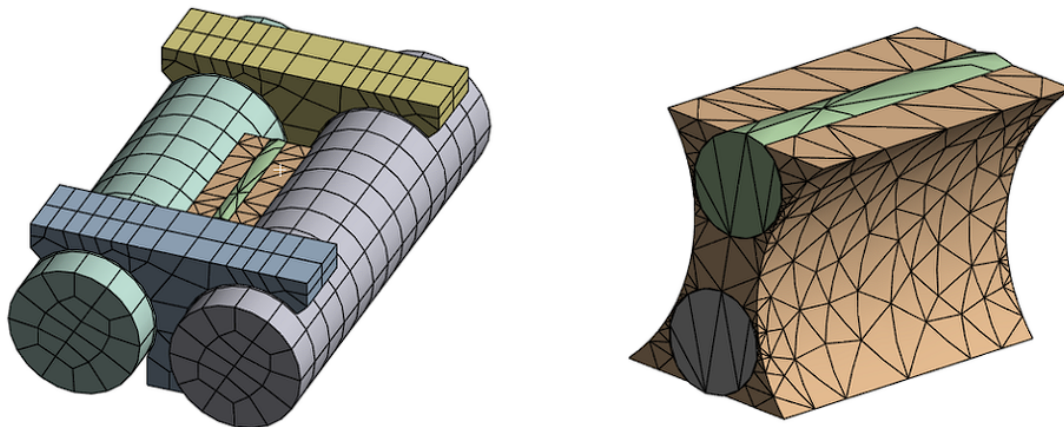
Obr. 17: Celková výpočtová sieť modelu



Obr. 18: Sieť hlavnej konštrukcie satelitu



Obr. 19: Sieť anténneho modulu



Obr. 20: Sieť batérií a rezistorov spojených pomocou lepidla

4.4.3 Nastavenie simulácie (Setup)

V tejto časti sa definujú okrajové podmienky, teda fyzikálne interakcie povrchov s okolím. K dispozícii sú nasledujúce typy podmienok:

Teplota (Temperature) – Nastavuje pevnú hodnotu teploty na zvolenom povrchu.

Konvekcia (Convection) – Definuje prenos tepla prúdením.

Tepelný tok (Heat Flow) – Určuje množstvo tepla prechádzajúceho cez danú plochu.

Tepelný tok na jednotku plochy (Heat Flux) – Špecifikuje intenzitu toku tepla v jednotkách W/m^2 . Dôležitou poznámkou pri použití *heat flux* je, že v tomto modeli ANSYS Workbench nie je možné priamo importovať údaje z orbitálnych simulácií. Preto bolo potrebné manuálne zadávať slnečné žiarenie, albedo aj zemské infračervené žiarenie.

Pre každú plochu satelitu boli definované samostatné podmienky podľa toho, akému tepelnému toku je vystavená. Zároveň bolo potrebné zohľadniť rozdielnú absorptivitu jednotlivých materiálov. Externý tepelný tok preto pôsobil na štyri typy povrchov:

- hliníkový rám,
- solárne panely,
- PCB dosky,
- nitinolové antény.

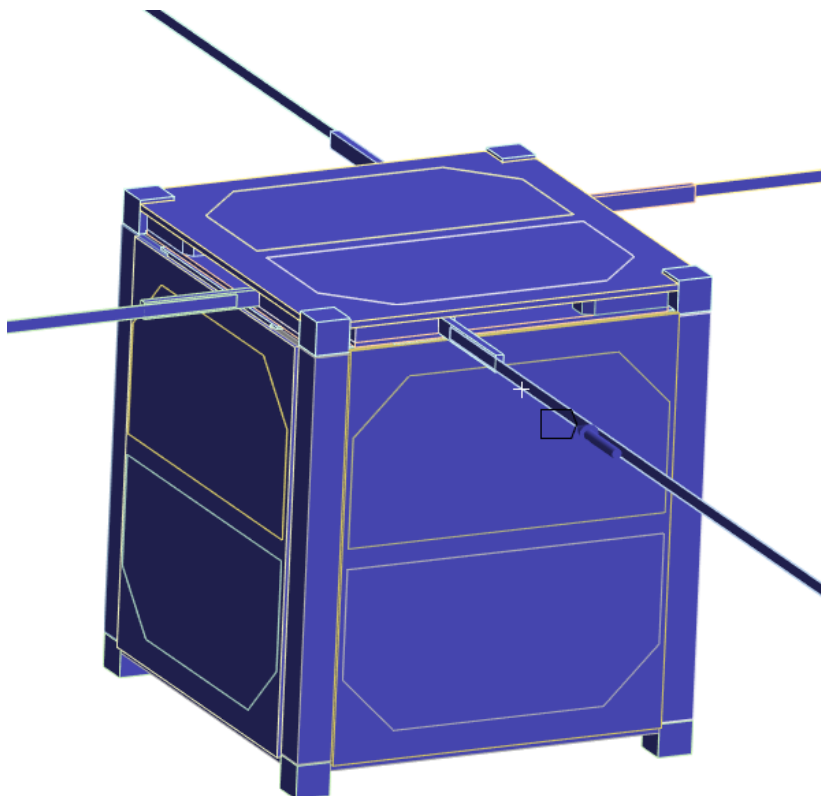
Každý z týchto materiálov má odlišnú hodnotu absorptivity podľa tabuľky 2

Pri solárnych paneloch bolo navyše potrebné zohľadniť, že časť dopadajúceho slnečného žiarenia sa premieňa na elektrickú energiu, a preto sa táto energia neprejaví ako tepelný tok. Podľa technického listu výrobcu, musím započítať 29,8% [6], takže po zaokrúhlení zoberiem 30%

Pre horúci aj studený scenár bol výkon rozdelený na šesť strán satelitu. Na jednu stranu pripadal v horúcom scenári:

- slnečný tok 237 W/m^2 ,
- albedo 20 W/m^2 ,
- zemský infračervený tok 33 W/m^2 .

V tomto prípade boli pre zjednodušenie zanedbané absorptivita aj straty energie na solárnych paneloch.



Obr. 21: Nastavenie externého tepelného toku: modrou farbou sú označené vybrané plochy, na ktoré dopadá tepelný tok.

Po výbere príslušných povrchov boli rovnakým spôsobom zadané všetky tri typy externých tokov, pričom sa menila iba ich intenzita. Pre ďalšie simulácie bolo následne potrebné upraviť len výber plôch a hodnoty tokov.

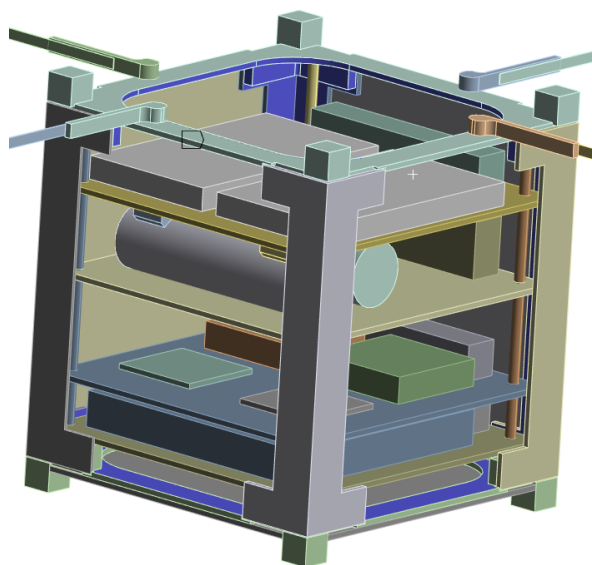
Žiarenie (Radiation) – Modeluje výmenu tepelnej energie žiarením medzi povrchmi. Pri tomto nastavení je potrebné definovať emisivitu a príslušné povrchy.

Keďže radiácia predstavuje prenos tepla vo vnútri aj mimo satelitu, bolo potrebné správne nastaviť jednotlivé typy žiarenia v prostredí ANSYS. K dispozícii sú dva typy:

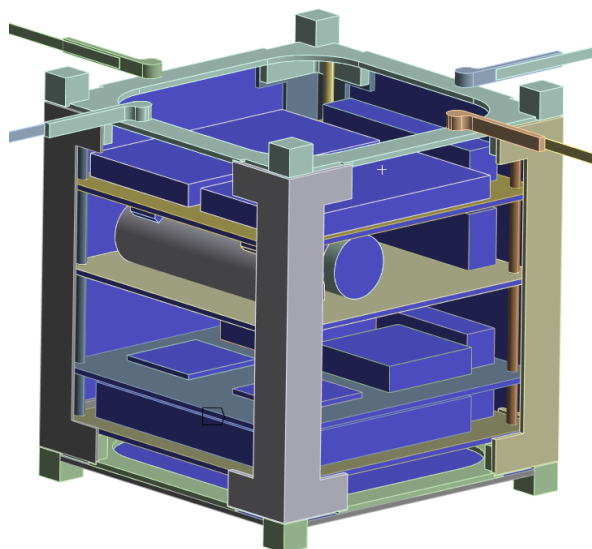
- P2P - povrch k povrchu (Surface-to-Surface),
- Radiácia do okolitého prostredia (Ambient).

P2P žiarenie umožňuje definovať sálanie medzi povrchmi a zároveň automaticky počíta faktor viditeľnosti. Pomocou tohto nastavenia bola vytvorená jedna skupina hliníkových komponentov s emisivitou 0.77 a druhá skupina obsahujúca UZ a PCB dosky s priemernou emisivitou 0.8. Táto hodnota bola zvolená preto, že väčšina súčiastok je pokrytá plastovým povrchom, ktorého emisivita je podobná emisivite PCB.

Vybrané boli najmä povrchy, ktoré nemajú priamy kontakt s inými časťami modelu. Za predpokladu, že $Q_{\text{kond}} \gg Q_{\text{rad}}$.



Obr. 22: P2P radiácia medzi vnútornými hliníkovými časťami: modrou farbou sú označené vybrané hliníkové povrchy.

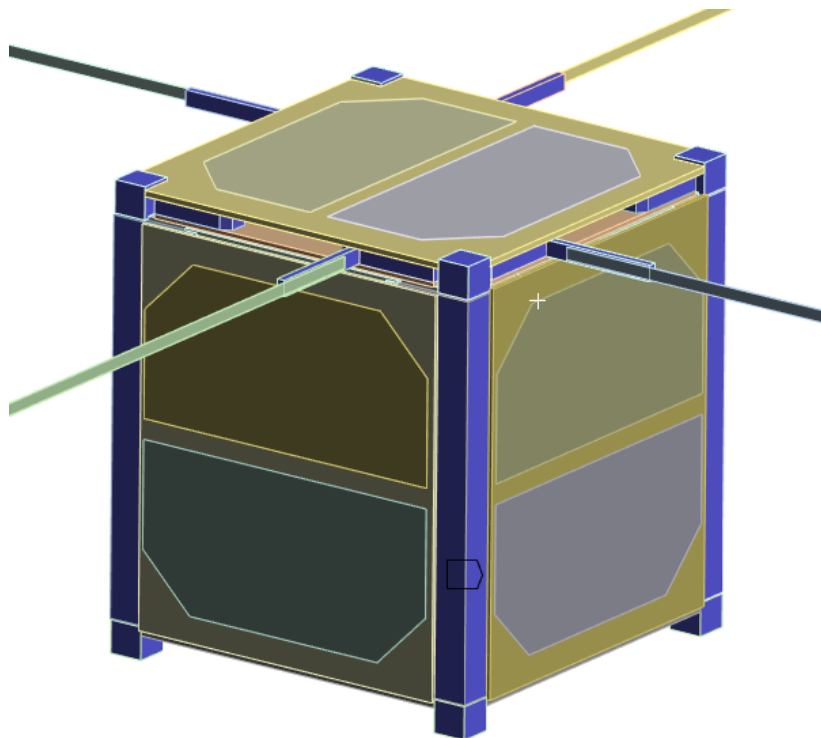


Obr. 23: P2P radiácia medzi UZ: modrou farbou sú označené vybrané plochy UZ a PCB.

Pre radiáciu do okolitého prostredia bolo nastavenie jednoduchšie. Povrchy, ktoré majú priamy kontakt s otvoreným vesmírom, boli rozdelené na:

- hliníkové časti,
- PCB dosky,
- solárne panely,
- antény (Nitinol).

Pre každú skupinu bola následne zadaná príslušná hodnota emisivity.



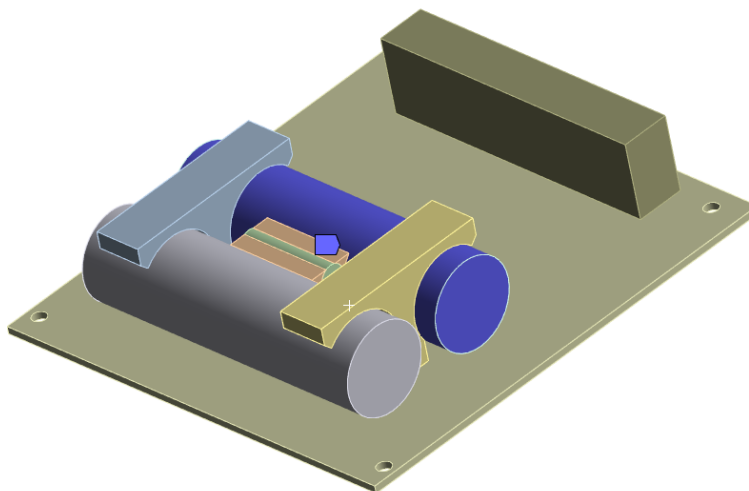
Obr. 24: Ambientná radiácia smerom do okolitého prostredia: modré plochy označujú vybrané hliníkové povrchy, ktoré interagujú s kozmickým prostredím.

Dodatočne bolo pre anténny modul pomocou P2P nastavenia definované aj sálanie medzi jednotlivými povrchmi.

Vnútoraná tvorba tepla (Internal Heat Generation) – Táto podmienka pridáva zdroj tepla priamo do objemu materiálu. Na rozdiel od ostatných podmienok sa nevyberá povrch, ale celý komponent (objem), pričom výkon sa zadáva v jednotkách W/m^3 .

Takýmto spôsobom bola definovaná vnútoraná tvorba tepla pre všetky UZ, pričom počas simulácie boli aktívne iba tie komponenty, ktoré zodpovedali konkrétnemu prevádzkovému módu. Tieto módy budú popísané v tabuľke 8 v nasledujúcej sekcii.

Na obrázku nižšie je zobrazený príklad zadania vnútornej tvorby tepla pre jednu z batérií, kde bola zadaná hodnota $11750 \text{ W}/\text{m}^3$. Táto hodnota bola vypočítaná z údajov v tabuľke 5 vydelením výkonu objemom komponentu.



Obr. 25: Príklad nastavenia vnútornej tvorby tepla: modrou farbou je označený celý objem batérie.

Dokonalé izolované (Perfectly Insulated) – Predstavuje povrch, cez ktorý neprechádza žiadne teplo.

Všeobecné nastavenia. V hlavnom nastavení sa nachádzajú dve dôležité položky:

- Initial Temperature – počiatočná teplota systému, obvykle 20–25 °C,
- Analysis Settings – nastavenie času simulácie, krokov a ďalších parametrov pre časovú analýzu.

Na simuláciu orbitálneho pohybu bol čas rozdelený na 3 až 5 orbitálnych periód. Pri každom prechode medzi osvetlenou časťou orbity a zatmením bol pridaný prechodový interval 60 sekúnd, ktorý reprezentuje približný čas prechodu medzi týmito stavmi. Aj keď simulácie kolegov z pracovnej skupiny zodpovednej za systém riadenia orientácie a obežnej dráhy (AOCS) ukázali, že prechod je v prípade satelitu takmer okamžitý, tento interval bol ponechaný na zabezpečenie plynulejšej zmeny okrajových podmienok. Teoreticky by bolo možné simuláciu vykonať aj bez tohto prechodového času.

Nižšie sú uvedené nastavenia časovej analýzy a príklad definície slnečného tepelného toku v závislosti od času.

	Steps	End Time [s]		Steps	Time [s]	☒ Heat Flux [W/m ²]
1	1	1.	1	1	0.	0.
2	2	60.	2	1	1.	3.683
3	3	3600.	3	2	60.	221.
4	4	3660.	4	3	3600.	221.
5	5	5700.	5	4	3660.	0.
6	6	5760.	6	5	5700.	0.
7	7	9300.	7	6	5760.	221.
8	8	9360.	8	7	9300.	221.
9	9	11400	9	8	9360.	0.
10	10	11460	10	9	11400	0.
11	11	15000	11	10	11460	221.
12	12	15060	12	11	15000	221.
13	13	17100	13	12	15060	0.
14	14	17101	14	13	17100	0.
15	15	17160	15	14	17101	3.683
16	16	20700	16	15	17160	221.
17	17	20760	17	16	20700	221.
18	18	22800	18	17	20760	0.
19	19	22801	19	18	22800	0.
20	20	22860	20	19	22801	= 3.6833
21	21	26400	21	20	22860	221.
22	22	26460	22	21	26400	221.
23	23	28500	23	22	26460	0.
24	24	28560	24	23	28500	0.
			25	24	28560	221.

Obr. 26: Vľavo tabuľka reprezentuje celkové nastavenie času simulácie, vpravo tabuľka znázorňuje závislosť intenzity tepelného toku od času.

5 Simulácia a výsledky

V predchádzajúcom texte bolo spomenuté, že hlavným cieľom termálnej analýzy je zabezpečiť optimálnu tepelnú rovnováhu satelitu pre jednotlivé UZ podľa ich hraničných podmienok. Analýza slúži na identifikáciu kritických miest, optimalizáciu viacvrstvovej tepelnej izolácie (MLI), návrh vhodných materiálov a dizajnu modelu, ako aj na nastavenie výkonov jednotlivých UZ v prípade potreby.

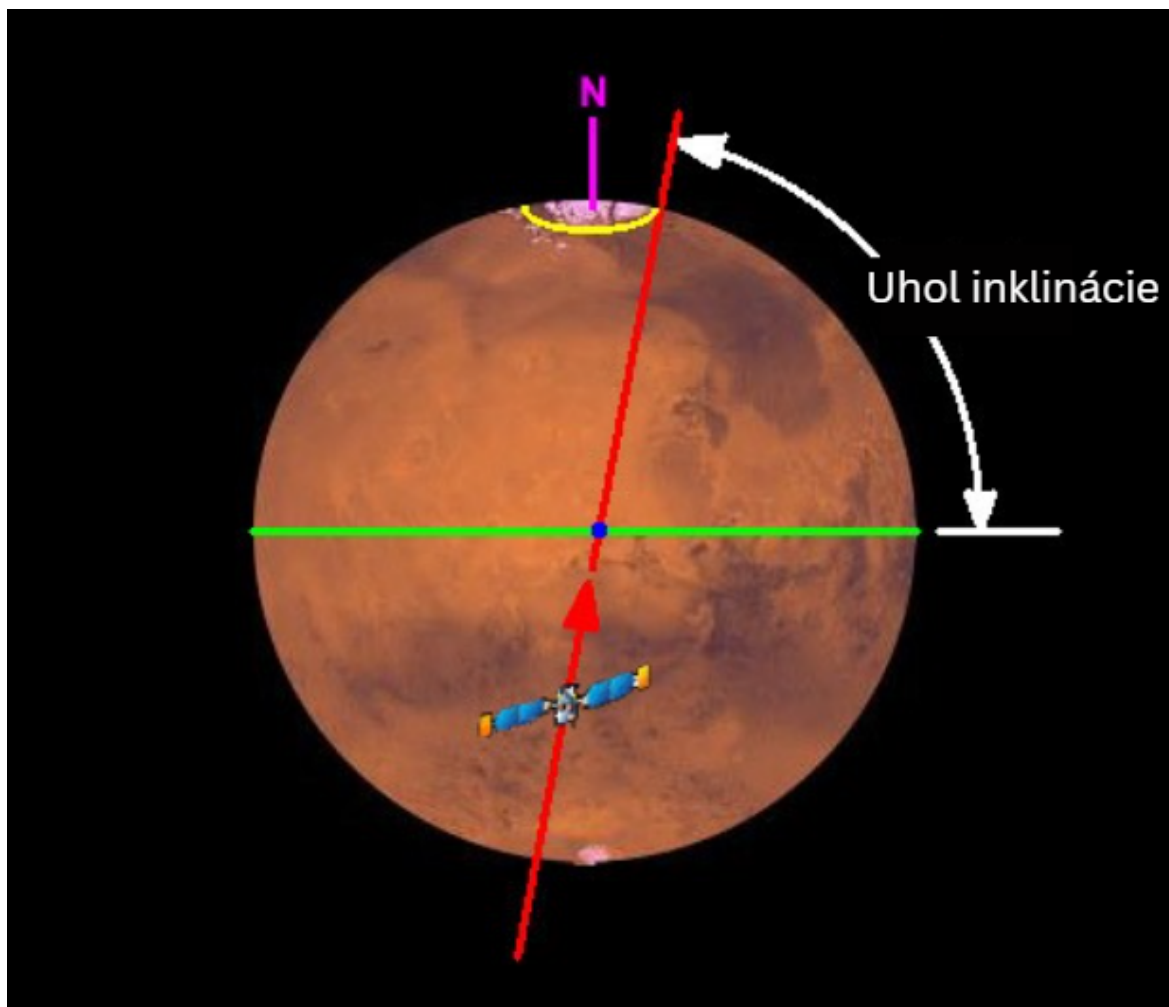
Pre túto prácu budú hlavné simulácie zamerané predovšetkým na najhoršie scenáre, konkrétne na najhorší chladný stav, najhorší horúci stav a prípad prehriatia.

Najhorší chladný scenár predstavuje situáciu, v ktorej majú všetky environmentálne a vnútorné podmienky satelitu najnepriaznivejšie nastavenia z hľadiska ochladzovania satelitu. Medzi tieto podmienky patrí minimálny operačný režim, tzv. Idle mode, pri ktorom je spotreba energie a vnútorná produkcia tepla minimálna. Z environmentálneho hľadiska sa uvažuje o čo najdlhšom čase zatmenia.

Na základe misijnej analýzy bola pre FEIsat zvolená orbita s inklináciou 97° . Zo simulácií vyplýva, že celková doba obehu je približne 94,7 minúty, teda približne 5700 sekúnd. Maximálna dĺžka zatmenia pri danej inklinácii a výške orbity 500 km je približne 36 minút, teda približne 2100 sekúnd.

Parameter	500 km	550 km (nominálna)	600 km
Veľká polos orbity [km]	6871	6921	6971
Inklinácia [°]	97.4	97.48	97.56
Obežná doba [min]	94.5	95.5	96.5

Tabuľka 6: Orbitálne parametre pre rôzne výšky obežnej dráhy



Obr. 27: Inklinácia predstavuje uhol medzi rovinou orbity satelitu a rovníkovou rovinou Zeme. Na obrázku je znázornený uhol inklinácie [34].

V chladnom scenári sa zároveň uvažuje minimálny solárny tok a minimálne albedo. Tepelný tok zo Zeme je uvažovaný v oboch scenároch, teda v chladnom aj horúcom stave.

Pre najhorší horúci scenár sa uvažujú opačné podmienky. Ide o situáciu s najvyšším solárnym tokom a najvyšším albedom. Satelit sa nachádza v operačnom režime, pri ktorom všetky UZ pracujú s maximálnym výkonom. Čas trvania zatmenia bol pre tento scenár zvolený na 700 s.

Nížšie je uvedená tabuľka, v ktorej sú popísané najhorší horúci a chladný scenár spolu s časom zatmenia, časom osvetlenia Slnkom a príslušným operačným režimom.

Parameter	Prípád 1: Najhorší horúci scenár	Prípád 2: Najhorší chladný scenár	Prípád 3: Prehriatie
Orbita / Prostredie	Viac osvetlená strana	Viac zatienená strana	Len osvetlená strana
Prevádzkový režim	Prevádzka	Nečinnosť	Prevádzka
Aktívne zdroje tepla	OBC, μ Lab, TX, RX, EPS, FPGA	Minimálna vnútorná disipácia výkonu	OBC, μ Lab, TX, RX, EPS, FPGA
Vonkajšie tepelné toky	Plný slnečný tok, albedo, planetárne IČ žiarenie	Bez slnečného toku a albeda, iba planetárne IČ žiarenie	Plný slnečný tok, albedo, planetárne IČ žiarenie
Trvanie fázy slnečnej strany	5000 s	3600 s	Cely čas (30000 s)
Trvanie fázy zatmenia strany	700 s	2100 s	Žiaden
Očakávané teplotné extrémny	Maximálna teplota	Minimálna teplota	Najväčšia ustálená teplota

Tabuľka 7: Definícia prípadov tepelnej analýzy

Je možné uvažovať aj scenár, pri ktorom sa satelit nachádza neustále na osvetlenej strane orbity bez prechodu cez zatmenie. Na odporúčanie pracovnej skupiny zodpovednej za AOCS bolo navrhnuté vykonať aj simuláciu prehriatia satelitu, ktorá predstavuje rovnako dôležitý scenár.

V tomto prípade sa satelit nachádza na orbite, pri ktorej je nepretržite osvetlený Slnkom, a teda nevzniká žiadne zatmenie. Z takéhoto scenára je možné zistiť, za aký čas sa jednotlivé UZ zahrejú na svoju maximálnu povolenú teplotu, prípadne či k prekročeniu limitov vôbec dôjde.

Na základe tejto simulácie je následne možné určiť vhodný výkonový rozpočet, teda nastaviť také výkony UZ, aby ani v tomto extrémnom prípade nedošlo k ich prehriatiu. Zároveň bude možné určiť maximálny prípustný čas nepretržitého osvetlenia Slnkom pri návrhu orbity.

Tento scenár taktiež poskytuje informáciu o tom, za aký čas a na akú teplotu sa satelit tepelne ustáli.

5.1 Najhorší chladný scenár

V tejto etape boli zanedbané tepelné toky vypočítané so zohľadnením absorptivity materiálov a uhla dopadu slnečného žiarenia. Tepelné toky zo všetkých troch externých zdrojov boli rovnomerne rozdelené medzi všetkých šesť strán satelitu. Takýto prístup reprezentoval prípad, pri ktorom sa satelit počas letu rotuje vo všetkých smeroch, a preto tepelné toky dopadajú na jednotlivé steny približne rovnomerne.

Pre tento scenár bola najprv vykonaná simulácia počas troch orbitálnych periód. Z výsledkov však nebolo možné jednoznačne určiť, či došlo k ustáleniu teplôt. Z tohto dôvodu bolo realizovaných minimálne päť orbitálnych periód.

Počas analýzy bol identifikovaný problém v nastavení kontaktov medzi jednotlivými komponentmi. Bolo upozornené, že kontakty nie je vhodné ponechať v predvolenom ideálnom stave, pretože takéto zjednodušenie môže významne ovplyvniť výsledky simulácie. Z uvedeného dôvodu boli jednotlivým kontaktom priradené zodpovedajúce typy a hodnoty podľa reálnych podmienok.

Po tejto úprave však neboli pozorované výraznejšie zmeny výsledkov. Predpokladanou príčinou bolo, že v tejto fáze modelu ešte nebolo definované vnútorné P2P sálanie medzi povrchmi. Po jeho aktivovaní sa už prejavili výrazné rozdiely medzi simuláciami s ideálnymi kontaktmi a simuláciami s realisticky definovanými kontaktmi.

Nižšie sú uvedené grafy minimálnej, maximálnej a priemernej teploty v závislosti od času pri použití realisticky definovaných kontaktov. Následne sú uvedené výsledky simulácie s ideálnymi kontaktmi. Súčasťou výsledkov sú aj tabuľky obsahujúce extrémne hodnoty teplôt. Sú taktiež uvedené odhady neistoty výsledkov simulácie, ktoré je v súlade so štandardmi ESA pre termálny report potrebné prezentovať ako ± 15 °C pre minimálne aj maximálne dosiahnuté teploty [26]. Pri chladnom scenári sú rozhodujúce najmä minimálne dosiahnuté teploty počas celej simulácie, teda počas piatich orbitálnych periód.

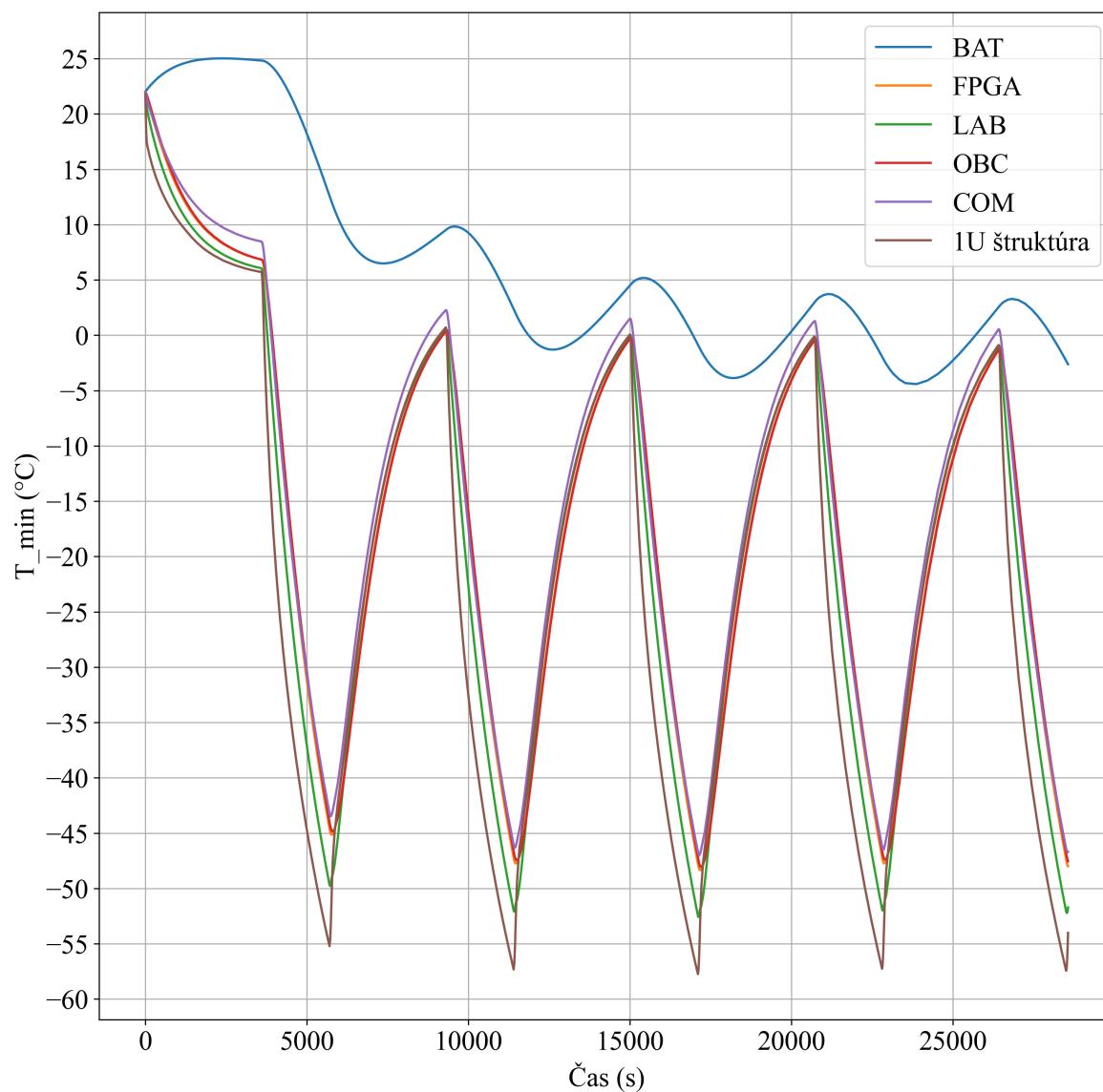
Pri prezentácii numerických výsledkov je potrebné zohľadniť aj vhodnú úroveň ich presnosti. Hoci numerický riešič poskytuje hodnoty s vysokým počtom desatinných miest, celková presnosť termálneho modelu je obmedzená neistotami ± 15 °C. Z tohto dôvodu nie je fyzikálne opodstatnené uvádzať výsledky s vysokou numerickou presnosťou, napríklad na úrovni dvoch alebo troch desatinných miest. Na druhej strane, zaokrúhľovanie na celé čísla by mohlo viesť k strate informácie pri porovnávaní jednotlivých simulovaných prípadov. Preto sú výsledky v tabuľkách uvádzané s presnosťou na jedno desatinné miesto, čo predstavuje kompromis medzi zachovaním dostatočného rozlíšenia pre analýzu. Toto stanovenie prezentovaných hodnôt platí pre všetky nižšie uvedené scenáre.

Simulácia 1 Najprv sú uvedené výsledky najhoršieho chladného scenára, pri ktorom boli kontakty nastavené ako ideálne. Tepelné toky z externých zdrojov Slnka, Zeme a albeda boli definované rovnomerne na všetkých šiestich stranách satelitu, pričom bola zanedbaná absorptivita materiálov a konverzia energie na solárnych paneloch. Hodnoty tepelných tokov pre chladný scenár boli rozdelené šiestimi, čím boli získané nasledujúce hodnoty:

- Pre Slnko: $Q_s = \frac{1328 \text{ W/m}^2}{6} = 221.3 \text{ W/m}^2$
- Pre albedo: $Q_a = \frac{61.75 \text{ W/m}^2}{6} = 10.3 \text{ W/m}^2$
- Pre Zem: $Q_e = \frac{201 \text{ W/m}^2}{6} = 33.5 \text{ W/m}^2$

Toto platí aj pre horúci scenár.

Vo vnútri satelitu bolo zároveň definované vnútorné sálanie medzi povrchmi. Nasledujúci graf zobrazuje závislosť minimálnej teploty od času. Simulovaných bolo päť orbitálnych periód okolo Zeme. Predpokladalo sa, že satelit sa počas letu neustále rotuje vo všetkých smeroch, a preto boli tepelné toky rozdelené rovnomerne medzi všetkých šiest strán satelitu.



Obr. 28: Graf závislosti minimálnej teploty od času pre prvú simuláciu

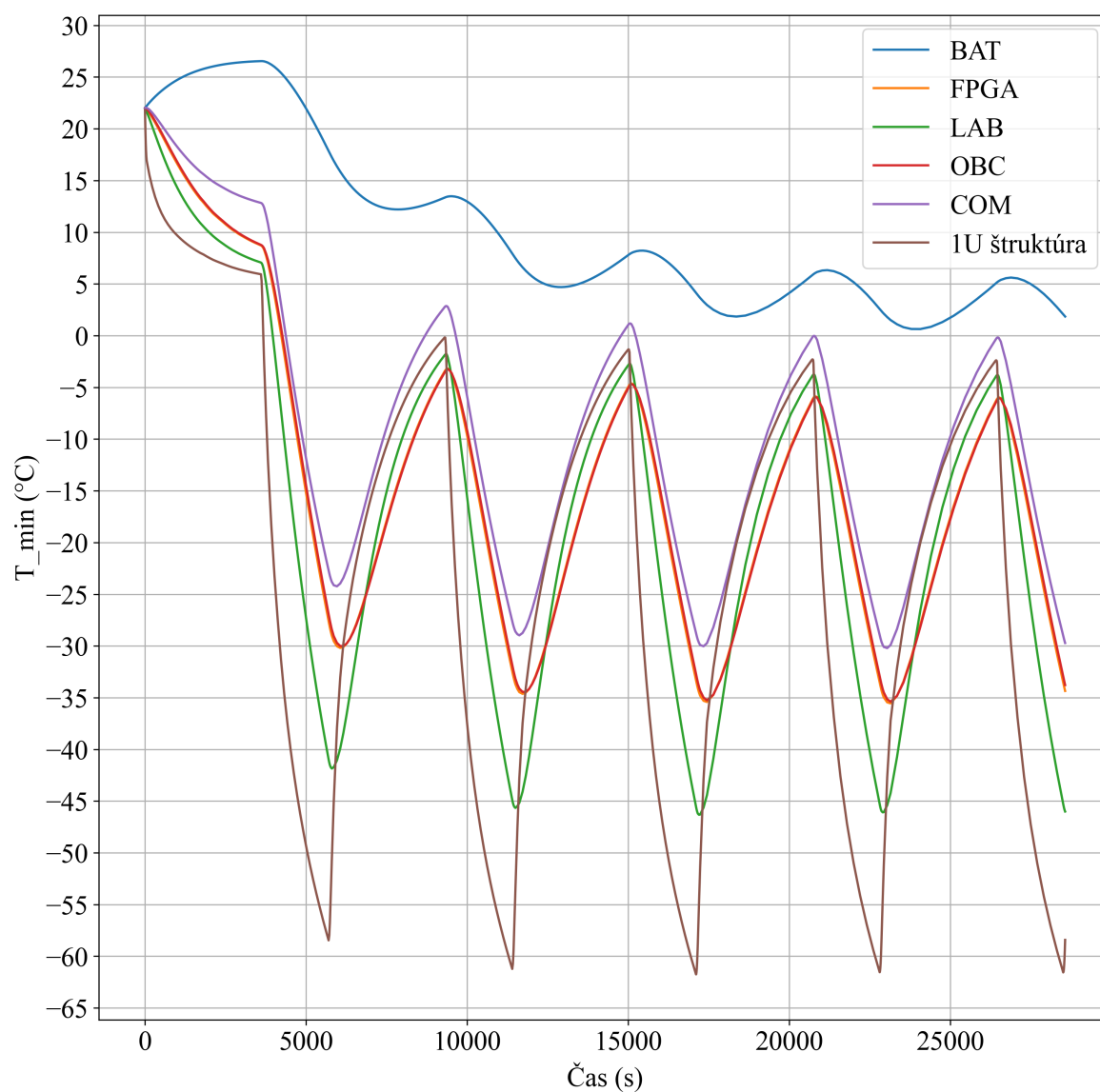
Tabuľka 8: Minimálne a maximálne teploty jednotlivých subsystémov

UZ	Min [°C]	Max [°C]	Teplotná neistota [°C]
BAT	-4,4	25,2	[-19,4 : 40,2]
FPGA	-48,4	22,0	[-63,4 : 37,0]
LAB	-52,6	22,0	[-67,6 : 37,0]
OBC	-48,1	22,0	[-63,1 : 37,0]
COM	-47,0	22,1	[-62,0 : 37,1]

Z výsledkov je vidieť, že najnižšie teploty sú kritické pre väčšinu subsystémov, a to aj bez započítania teplotnej neistoty ± 15 °C. Tento jav je spôsobený predovšetkým

zjednodušením modelu kontaktov, ktoré boli definované ako ideálne, čo vedie k zvýšenej tepelnej vodivosti medzi komponentmi.

Simulácia 2 Ďalšia simulácia mala rovnaké globálne nastavenia ako predchádzajúci prípad, s výnimkou definície kontaktov. Pre presnejšie modelovanie už kontakty neboli nastavené ako ideálne, ale boli definované pomocou hodnôt a typov. Tepelné toky zostali rovnomerne rozdelené na všetkých šiest strán satelitu. Rovnako bolo definované aj vnútorné sálanie medzi povrchmi.



Obr. 29: Graf závislosti minimálnej teploty od času pre druhu simuláciu

Tabuľka 9: Minimálne a maximálne teploty jednotlivých subsystémov

UZ	Min [°C]	Max [°C]	Teplotná neistota [°C]
BAT	0,6	26,7	[-14,4 : 41,7]
FPGA	-35,5	22,0	[-50,5 : 37,0]
LAB	-46,3	22,0	[-61,3 : 37,0]
OBC	-35,4	22,0	[-50,4 : 37,0]
COM	-30,2	22,1	[-45,2 : 37,1]

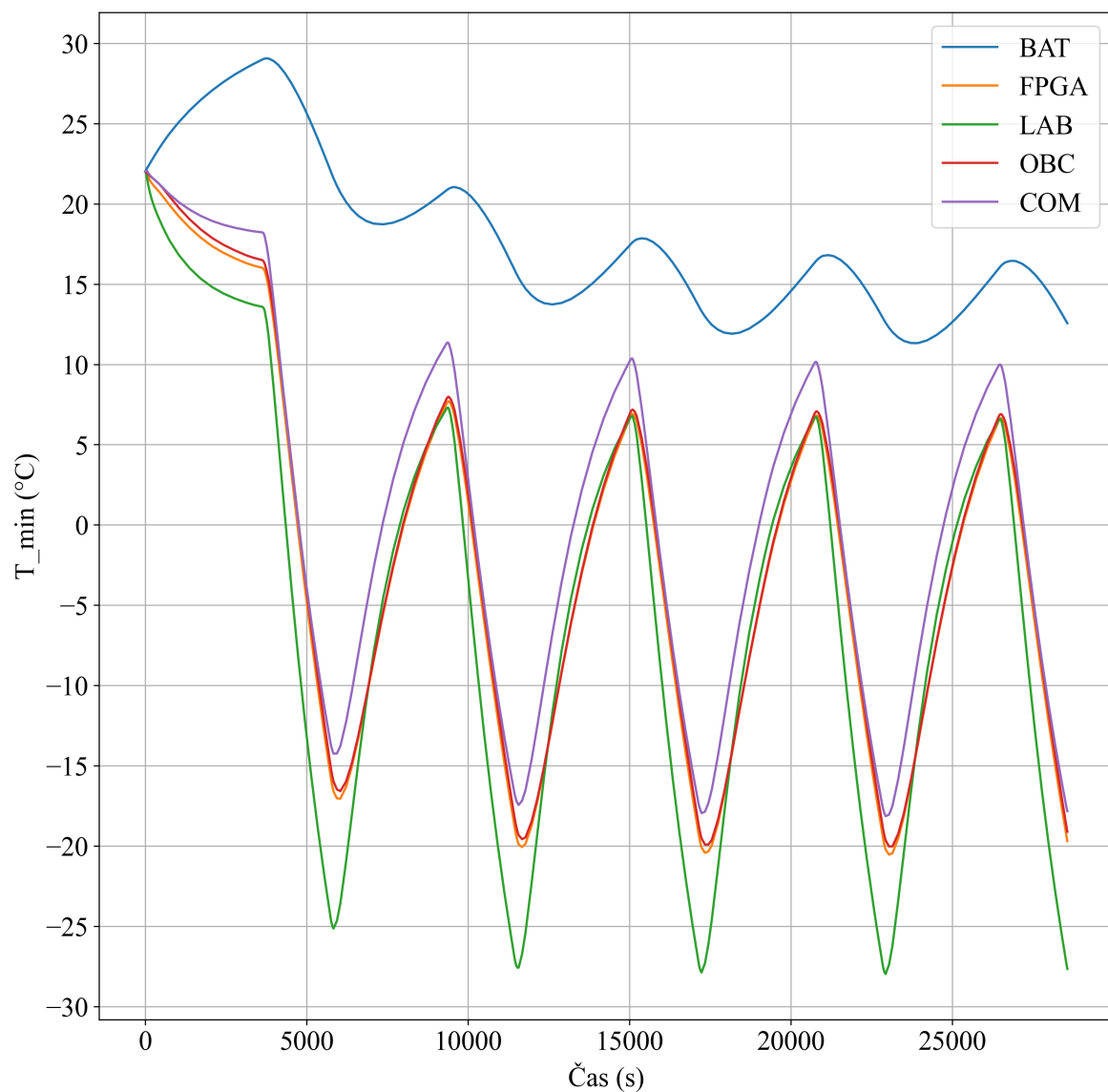
Z výsledkov tejto simulácie je viditeľný významný vplyv modelovania kontaktov medzi komponentmi na výsledné teploty. V porovnaní s predchádzajúcim prípadom sú minimálne teploty jednotlivých subsystémov približne o 10 °C vyššie, čo poukazuje na zvýšenú efektivitu tepelného prenosu v modeli s definovanými kontaktmi.

Z tabuľky je zároveň vidieť, že väčšina komponentov spĺňa požadované teplotné limity, avšak modul LAB prekračuje dolnú hranicu operačného rozsahu. Batériový systém sa pohybuje na hranici minimálnej povolenej teploty (0 °C), keďže dosiahnutá minimálna hodnota 0,6 °C predstavuje len malú tepelnú rezervu.

Simulácia 3 Posledná simulácia pre tento scenár predstavovala najrealistickejší prípad. Bolo definované vnútorné sálanie, kontakty boli nastavené podľa ich reálnych typov a tepelný tok bol aplikovaný iba na tri strany satelitu. Predpokladalo sa, že satelit je orientovaný tak, že tri jeho steny sú osvetlené Slnkom pri beta uhle 54°, zatiaľ čo opačné tri steny sú vystavené tepelnému žiareniu Zeme a albedu. Keďže jednotlivé povrchy pozostávali z rôznych materiálov, pre každý materiál bol samostatne vypočítaný tepelný tok. V simulácii boli následne použité hodnoty uvedené v nasledujúcej tabuľke.

Tabuľka 10: Pôsobenie tepelných tokov na jednotlivé materiály

Materiál	Solárny tok	Albedo	Zemský IČ tok
PCB doska	651,3	30,3	201,0
Hliník (Al 6061)	183,9	8,5	201,0
Solárne panely	488,1	32,4	201,0
Antény (Nitinol)	383,1	17,8	201,0



Obr. 30: Graf závislosti minimálnej teploty od času pre tretiu simuláciu

Tabuľka 11: Minimálne a maximálne teploty jednotlivých subsystémov

UZ	Min [$^{\circ}\text{C}$]	Max [$^{\circ}\text{C}$]	Teplotná neistota [$^{\circ}\text{C}$]
BAT	11,3	29,3	[-3,7 : 44,3]
FPGA	-20,5	22,0	[-35,5 : 37,0]
LAB	-27,9	22,0	[-42,9 : 37,0]
OBC	-20,0	22,0	[-35,0 : 37,0]
COM	-18,1	22,2	[-33,1 : 37,2]

Z výsledkov je zrejmé, že všetky subsystémy sa nachádzajú v rámci svojich operačných teplotných limitov pre studený scenár.

Z výsledkov vyplýva, že väčšina subsystémov zostáva aj pri zohľadnení neistoty v akceptovateľnom rozsahu. Výnimku predstavuje batériový subsystém, ktorého dolná hranica v rámci neistoty klesá až na približne $-3,7\text{ }^{\circ}\text{C}$, čo sa nachádza mimo odporúčaného operačného rozsahu batérie.

Diskusia výsledkov pre chladný scenár V prípade prvej simulácie, kde boli kontakty definované ako ideálne, dochádza k nadhodnoteniu efektivity tepelného prenosu medzi komponentmi. Tento predpoklad vedie k nerealisticky zvýšenej tepelnej väzbe v rámci konštrukcie, čo má za následok nižšie dosiahnuté minimálne teploty jednotlivých subsystémov.

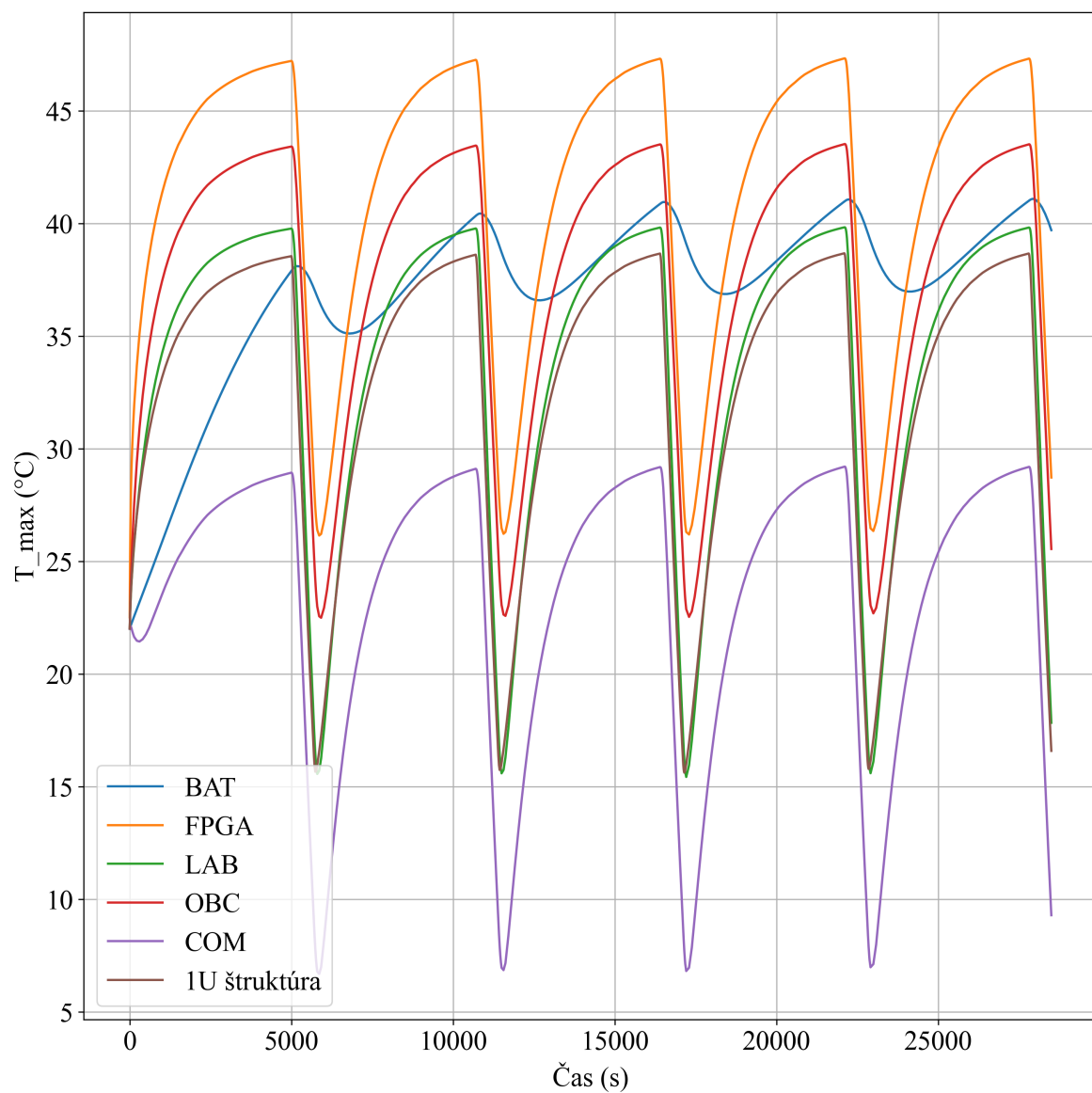
V druhej simulácii, kde boli kontakty definované realistickejším spôsobom, je pozorovaný nárast minimálnych teplôt približne o $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ v porovnaní s ideálnym modelom. Tento rozdiel potvrdzuje, že správna definícia kontaktov má významný vplyv na distribúciu tepla v systéme, najmä v podmienkach dlhodobého zatienenia.

V 3 simulácii sa ako najkritickejší subsystém javí batériový modul, ktorý sa v hraničnom prípade v rámci uvažovanej neistoty dostáva pod hranicu $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. Tento výsledok predstavuje návrhový varovný stav a je potrebné ho zohľadniť pri návrhu termálneho riadenia systému, najmä z hľadiska implementácie aktívneho ohrevu.

5.2 Najhorší horúci scenár

Simulácia 1 Pre tento scenár bol postup simulácií a ich nastavenie v podstate identické ako pri najhoršom chladnom scenári.

Najprv bola vykonaná simulácia s definovaným vnútorným sálaním, ideálnymi kontaktmi a rovnomerne rozdeleným tepelným tokom, pričom boli zanedbané absorptivita materiálov a konverzia energie na solárnych paneloch.



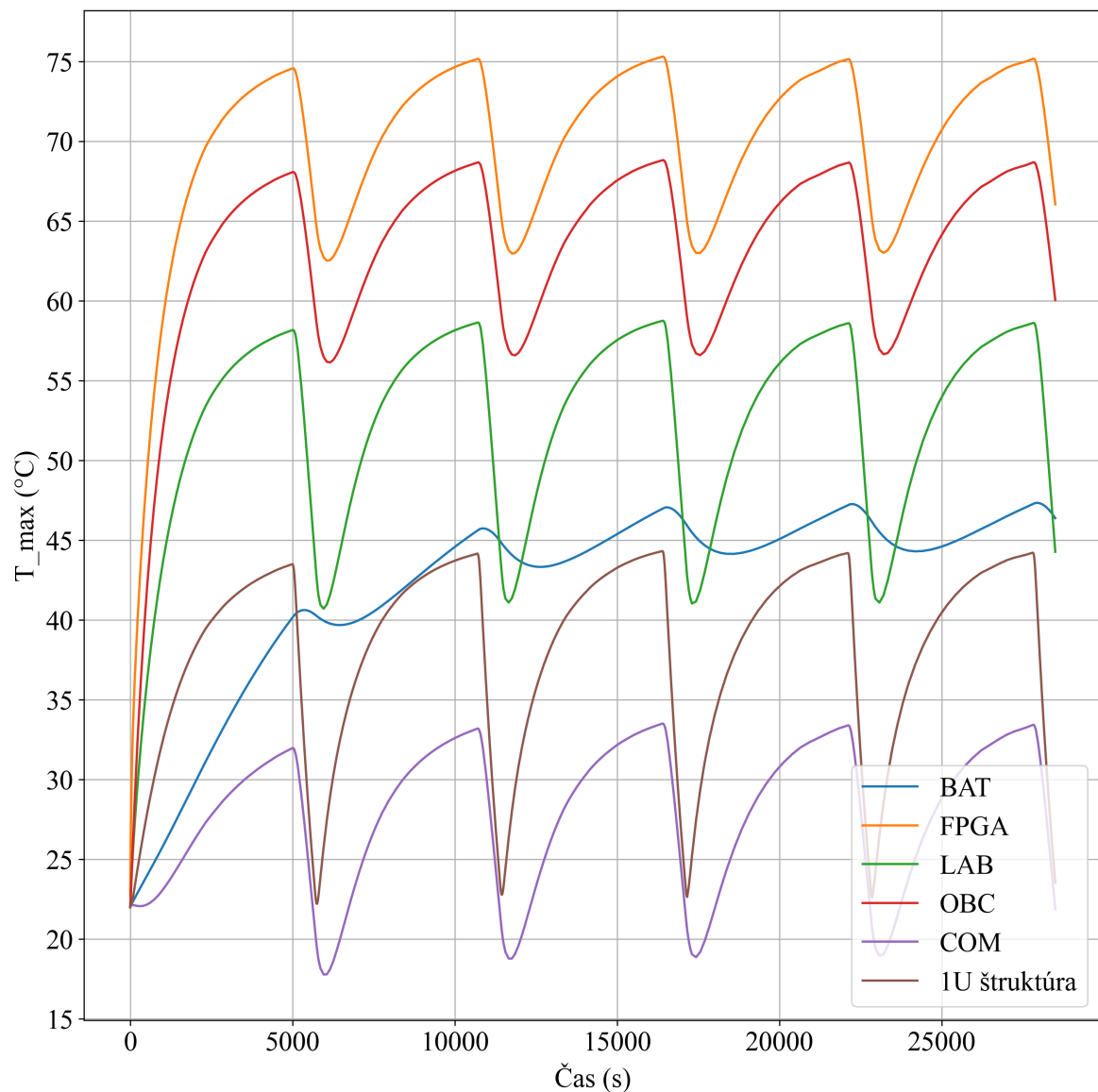
Obr. 31: Graf závislosti maximálnej teploty od času pre prvú simuláciu

Tabuľka 12: Minimálne a maximálne teploty jednotlivých subsystémov

UZ	Min [$^{\circ}\text{C}$]	Max [$^{\circ}\text{C}$]	Teplotná neistota [$^{\circ}\text{C}$]
BAT	22,0	41,1	[7,0 : 56,1]
FPGA	22,2	47,3	[7,2 : 62,3]
LAB	10,1	39,8	[-4,9 : 54,8]
OBC	20,2	43,5	[5,2 : 58,5]
COM	5,6	29,2	[-9,4 : 44,2]

Z pohľadu tepelnej analýzy tento prípad s ideálnymi tepelnými kontaktmi predstavuje “ideálne” podmienky pre vedenie tepla v štruktúre, keďže neexistujú žiadne kontaktné odpory medzi jednotlivými komponentmi. V dôsledku toho dochádza k efektívnejšiemu prenosu tepla v rámci konštrukcie, čo vedie k rýchlejšej distribúcii tepelnej energie.

Simulácia 2 V ďalšej simulácii boli zmenené iba parametre kontaktov, ktoré boli definované podľa príslušnej tabuľky. Tepelné toky aj vnútorné sálanie zostali rovnaké ako v predchádzajúcom prípade.



Obr. 32: Graf závislosti maximálnej teploty od času pre druhu simuláciu

Tabuľka 13: Minimálne a maximálne teploty jednotlivých subsystémov

UZ	Min [°C]	Max [°C]	Teplotná neistota [°C]
BAT	22,0	47,3	[7,0 : 62,3]
FPGA	22,7	75,3	[7,7 : 90,3]
LAB	22,0	58,7	[7,0 : 73,7]
OBC	22,0	68,8	[7,0 : 83,8]
COM	17,6	33,5	[2,6 : 48,5]

Z výsledkov vyplýva, že zmena definície tepelných kontaktov má výrazný vplyv na rozloženie teplotného poľa v systéme. V porovnaní s predchádzajúcim prípadom dochádza k zníženiu efektivity šírenia tepla medzi jednotlivými komponentmi, čo vedie k vyšším lokálnym teplotám v tepelne zaťažených subsystémoch.

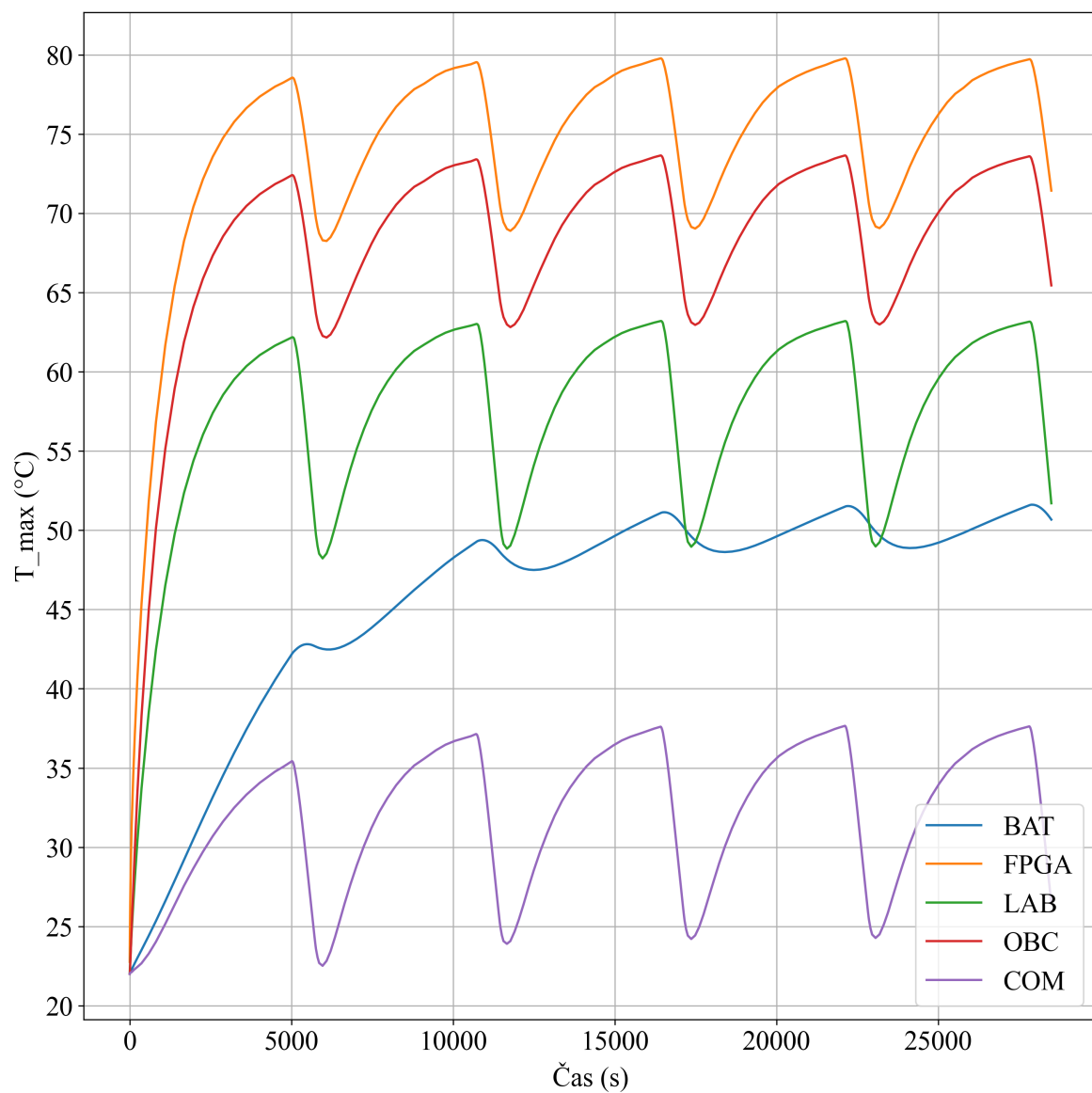
Najvýraznejší efekt je pozorovaný na FPGA, ktoré dosahuje teploty blízke hornej hranici svojho operačného rozsahu. Tento výsledok je spôsobený kombináciou vyššej disipácie výkonu v tomto subsystéme a obmedzeného tepelného odvodu cez kontaktné rozhrania.

Táto simulácia slúži predovšetkým na analýzu citlivosti tepelného modelu na parametre kontaktov a demonštruje ich kľúčový vplyv na výslednú tepelnú odozvu systému.

Simulácia 3 Nakoniec bol simulovaný najrealistickejší prípad. Rovnako ako pri chladnom scenári bolo definované vnútorné sálanie, realistické kontakty a tepelné toky pôsobiace na tri strany satelitu pri beta uhle 54° . Tepelné toky boli vypočítané samostatne pre jednotlivé materiály a následne zadané do simulácie podľa hodnôt uvedených v nasledujúcej tabuľke.

Tabuľka 14: Pôsobenie tepelných tokov na jednotlivé materiály

Materiál	Solárny tok	Albedo	Zemský IČ tok
PCB doska	696,4	38,0	201,0
Hliník (Al 6061)	196,6	10,7	201,0
Solárne panely	521,9	40,7	201,0
Antény (Nitinol)	409,7	22,4	201,0



Obr. 33: Graf závislosti maximálnej teploty od času pre tretiu simuláciu

Tabuľka 15: Minimálne a maximálne teploty jednotlivých subsystémov

UZ	Min [°C]	Max [°C]	Teplotná neistota [°C]
BAT	22,0	51,6	[7,0 : 66,6]
FPGA	22,7	79,8	[7,7 : 94,8]
LAB	22,0	63,2	[7,0 : 78,2]
OBC	22,0	73,6	[7,0 : 88,6]
COM	21,9	37,7	[6,9 : 52,7]

Z výsledkov vyplýva, že najvyššie teploty boli dosiahnuté v subsystémoch s vyššou tepelnou disipáciou, predovšetkým vo FPGA, ktoré dosahuje hodnoty blízke hornej hranici svojho operačného rozsahu. Zvýšené teploty sú pozorované aj v prípade OBC a LAB subsystému, avšak tieto zostávajú v širšom akceptovateľnom rozsahu.

Batériový subsystém sa nachádza v rámci definovaných operačných teplotných limitov a nevykazuje prekročenie povoleného rozsahu.

Z tabuľkových výsledkov je však zrejmé, že pri zohľadnení vypočítanej teplotnej neistoty dochádza u väčšiny subsystémov k prekročeniu horných hraníc ich operačných limitov.

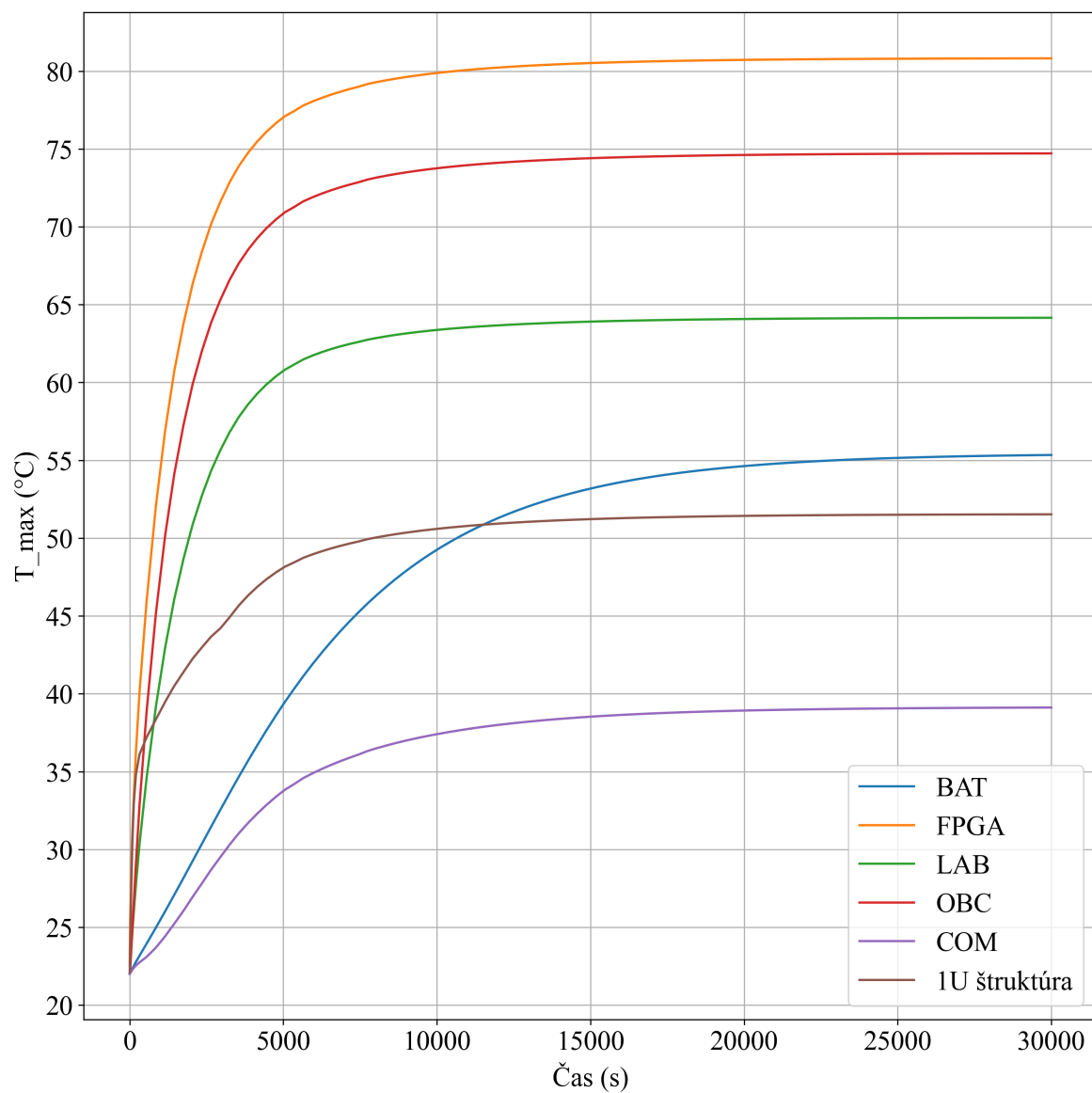
Diskusia výsledkov horúceho scenára Z výsledkov vyplýva, že zmena definície tepelných kontaktov má výrazný vplyv na rozloženie teplotného poľa v systéme. V porovnaní so simuláciou 1 dochádza pri realistickej definícii kontaktov k zníženiu efektivity šírenia tepla medzi jednotlivými komponentmi, čo vedie k vyšším lokálnym teplotám v tepelne zafazovaných subsystémoch.

Simulácie 1 a 2 slúžia predovšetkým na analýzu citlivosti tepelného modelu na parametre kontaktov a demonštrujú ich významný vplyv na výslednú tepelnú odozvu systému.

Výsledky simulácie 3 predstavujú najrealistickejší horúci scenár a indikujú potenciálne riziko prekročenia horných operačných teplotných limitov pri zohľadnení teplotnej neistoty. Tento výsledok by mal byť komunikovaný s EPS tímom ako návrhové upozornenie, keďže existuje pravdepodobnosť lokálneho prehriatia viacerých subsystémov v najhoršom prípade.

5.3 Prehriatie

Nastavenie okrajových podmienok vychádza z najhoršieho horúceho scenára (simulácia 3). Geometria kontaktov, tepelný tok a ostatné parametre boli ponechané nezmenené. V prípade scenára prehriatia bol však tepelný tok definovaný ako časovo konštantný. Predpokladá sa, že satelit je po dobu 30 000 sekúnd orientovaný tak, že je nepretržite vystavený slnečnému žiareniu.



Obr. 34: Graf maximálnych teploty pre scenár prehriatia

Tabuľka 16: Maximálne teploty jednotlivých subsystémov pre scenár prehriatia

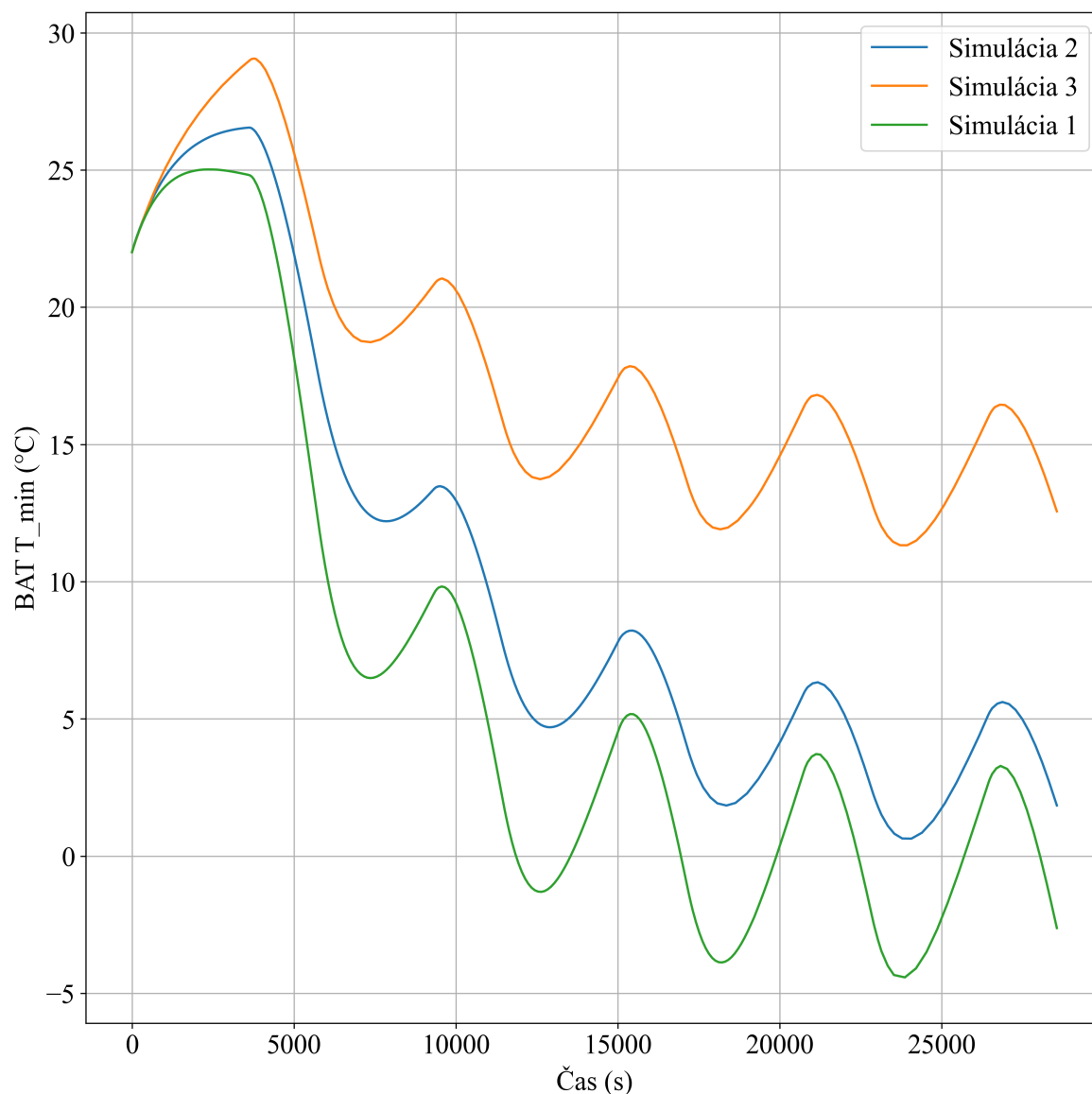
UZ	Max teplota [°C]
BAT	55,340
FPGA	80,821
LAB	64,156
OBC	74,714
COM	39,116

Výsledky predstavujú ustálené teploty jednotlivých subsystémov pri dlhodobej expozícii konštantnému tepelnému toku. Z výsledkov vyplýva, že kritickým subsystémom je FPGA, ktorého maximálna teplota sa približuje k hornej hranici povoleného operačného rozsahu. Ostatné subsystémy zostávajú v akceptovateľnom teplotnom intervale.

5.4 Diskusia scenárov

Výsledky tepelnej analýzy ukazujú citlivú závislosť teplotného správania satelitného systému od definície okrajových podmienok, najmä od modelovania tepelných kontaktov, vnútorného sálania a distribúcie externých tepelných tokov. Na základe simulácií pre chladný, horúci a prehriaty scenár je možné identifikovať hlavné faktory ovplyvňujúce teplotnú odozvu systému.

V prípade chladného scenára je dominantným faktorom dĺžka zatienenia, obmedzený prístup externého tepla a nízka vnútorná tepelná produkcia, keďže je aktívny iba malý počet subsystémov. Ukázalo sa, že predpoklad ideálnych tepelných kontaktov vedie k nadhodnoteniu tepelnej vodivosti medzi komponentmi, čo spôsobuje nižšie minimálne teploty. Zavedenie realistických kontaktov vedie k miernemu zvýšeniu teplotných hladín, pričom rozdiel v porovnaní s modelom s ideálnymi kontaktmi dosahuje približne 10 °C. Kritickým subsystémom v tomto scenári je batériový modul, ktorý sa v hraničných prípadoch dostáva na hranicu minimálnej prípustnej teploty, respektíve ju pri zohľadnení neistoty prekračuje. Nižšie je uvedený graf, ktorý porovnáva minimálne teploty batérií pre jednotlivé simulácie v chladnom scenári.

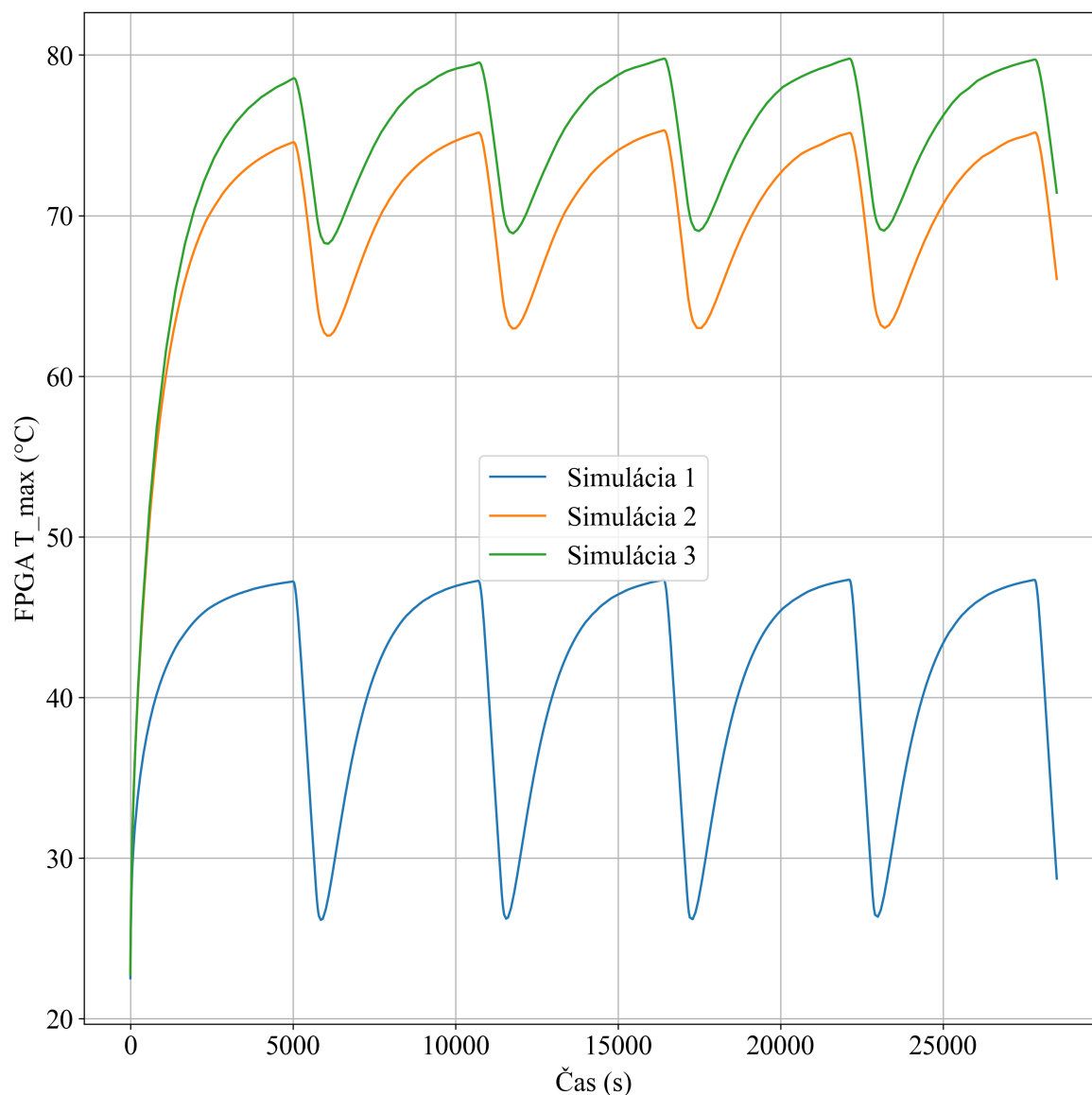


Obr. 35: Graf porovnania výsledných teplôt batérií v studenom scenári pre všetky tri simulácie.

Pre tento konkrétny chladný scenár boli v rámci návrhu EPS systému implementované dva rezistory umiestnené medzi batériovými článkami. Toto riešenie bolo zavedené špecificky s cieľom zabezpečiť udržanie teploty batérie nad minimálnou operačnou hranicou v prípadoch, keď dochádza k poklesu teploty pod 0 °C.

Horúci scenár predstavuje opačný prípad, kde je systém vystavený maximálnemu externému tepelnému zaťaženiu a súčasne sa predpokladá, že aktívna je väčšina subsystémov. Rovnako ako v chladnom prípade sa ukázalo, že modelovanie tepelných kontaktov má zásadný vplyv na výsledné teploty. Na rozdiel od chladného scenára však realistické kontakty vedú k vyšším teplotám v subsystémoch, keďže sa znižuje efektívnosť

odvodu tepla medzi komponentmi a teplo sa v systéme viac akumuluje. Najvýraznejšie sa tento efekt prejavuje vo FPGA, ktoré dosahuje hodnoty blízke hornej hranici svojho operačného rozsahu. Nižšie je uvedený graf, ktorý porovnáva maximálne teploty FPGA pre jednotlivé simulácie v horúcom scenári



Obr. 36: Graf porovnania výsledných teplôt FPGA v horúcom scenári pre všetky tri simulácie.

Scenár prehriatia predstavuje idealizovaný extrém, v ktorom je satelit dlhodobo vystavený konštantnému slnečnému toku bez časovej variability. Tento prípad slúži na určenie horného teplotného limitu systému pri dlhodobej expozícii maximálnemu tepelnému zaťaženiu, ako aj na odhad času potrebného na približnú tepelnú stabilizáciu jednotlivých UZ. Výsledky ukazujú, že väčšina subsystemov zostáva v akceptovateľnom

teplotnom rozsahu, avšak FPGA dosahuje kritické hodnoty blízke maximálnej prípustnej teplote, čím sa potvrdzuje jej dominantná úloha z hľadiska tepelného zaťaženia systému. Stredný čas tepelnej stabilizácie je približne 10 000 sekúnd, čo zodpovedá menej ako dvom orbitám. Tento údaj slúži ako vstup pre tím AOCS, ktorý na jeho základe môže optimalizovať stratégiu orientácie satelitu počas obdobia termálnej stabilizácie.

Záver

Cieľom tejto práce bolo oboznámiť sa so základmi termálnej analýzy v kozmickom prostredí a vytvoriť prvotný numerický model CubeSat satelitu, ktorý umožňuje analyzovať jeho teplotné správanie v kritických scenároch. Tento cieľ bol splnený prostredníctvom tvorby modelu v prostredí ANSYS Workbench a jeho simulácie pre najhoršie scenáre.

Výsledky simulácií ukázali, že tepelné správanie satelitu je výrazne ovplyvnené externými zdrojmi žiarenia, ako aj definíciou tepelných kontaktov a radiačných väzieb medzi jednotlivými komponentmi. Identifikované boli kritické komponenty, pri ktorých dochádza k dosahovaniu extrémnych teplôt a teda predstavujú potenciálne riziko z hľadiska prevádzky. Významným faktorom ovplyvňujúcim teplotné správanie satelitu je aj voľba obežnej dráhy. Parametre orbity, ako sú výška, sklon a podiel času stráveného v osvetlenej a tieňovej časti, majú priamy vplyv na množstvo prijatého slnečného žiarenia, albeda a infračerveného žiarenia Zeme. Dôležitým faktorom ovplyvňujúcim výsledky simulácií sú tiež termo-optické vlastnosti materiálov, najmä emisivita ε a absorptivita α . Tieto parametre tiež výrazne ovplyvňujú tepelnú bilanciu satelitu, pričom na rozdiel od niektorých iných veličín ich možno do určitej miery ovplyvniť návrhom povrchovej úpravy, napríklad zmenou farby alebo stavu povrchu. Ich správna voľba je preto kľúčová pre riadenie teplotného režimu satelitu.

Jedným z obmedzení tejto práce je samotný použitý simulačný nástroj. Prostredie ANSYS Workbench neumožňuje priamu integráciu dát z analýzy misie, čo znamená, že nie je možné priamo implementovať obežnú dráhu satelitu. V dôsledku toho je potrebné manuálne definovať jednotlivé externé tepelné toky, ako sú slnečné žiarenie, albedo a zemské žiarenie pre každú plochu modelu. Tento prístup zvyšuje mieru neistoty výsledkov a zároveň obmedzuje možnosť jednoducho analyzovať rôzne typy orbitálnych scenárov.

Na druhej strane, tento prístup umožnil hlbšie pochopiť fyzikálne princípy prenosu tepla medzi satelitom a jeho okolím. Manuálne definovanie jednotlivých tepelných tokov a väzieb poskytlo lepší pohľad na ich vzájomné interakcie a význam jednotlivých parametrov v rámci tepelnej bilancie.

V rámci budúceho vývoja práce sa plánuje realizovať termálne simulácie v špecializovanom softvéri ANSYS Thermal Desktop, ktorý je určený priamo pre kozmické aplikácie a umožňuje detailnejšie modelovanie orbitálnych podmienok. Zároveň sa plánuje postupne nahradiť všetky hodnoty parametrov získané z otvorených zdrojov konkrétnymi údajmi pre jednotlivé komponenty satelitu.

Ďalším krokom bude porovnanie výsledkov numerických simulácií s experimentálnymi dátami získanými z testov v termálnej vákuovej komore (TVAC). Týmto spôsobom bude možné validovať vytvorený model a zvýšiť jeho spoľahlivosť pre ďalšie použitie v rámci misie. V dlhodobejšom horizonte po vypustení satelitu sa plánuje využitie interných teplotných senzorov na zber reálnych údajov o teplotnom správaní jednotlivých komponentov počas letu. Tieto údaje budú následne porovnané s výsledkami numerických simulácií, čo umožní dodatočnú validáciu a spresnenie vytvoreného termálneho modelu.

Literatúra

1. BOUZOUKIS, K.-P.; MORAITIS, G.; KOSTOPOULOS, V.; LAPPAS, V. *An Overview of CubeSat Missions and Applications*. Zv. 12. 2025. Č. 6. ISSN 2226-4310. Dostupné z DOI: 10.3390/aerospace12060550.
2. FORTESCUE, P.; SWINERD, G.; STARK, J. *Spacecraft Systems Engineering*. John Wiley & Sons, 2011.
3. ESA. *The Design Booster 2 Programme Takes Off!* 2025. Dostupné tiež z: https://www.esa.int/Education/CubeSats_-_Fly_Your_Satellite/The_Design_Booster_2_programme_takes_off.
4. JOHNSTONE, A. *CubeSat Design Specification (1U – 12U), REV 14.1*. 2022.
5. ZHU, F. *A Guide to CubeSat Mission and Bus Design*. University of Hawai'i at Manoa, 2024. ISBN 978-1-948027-11-3. Dostupné tiež z: <https://pressbooks-dev.oer.hawaii.edu/epet302/>.
6. GMBH, A. S. S. P. *30% Triple-Junction (TJ) 3G30-Advanced (4x8) III-V Bare Solar Cells & Assemblies*. 2025. Dostupné tiež z: https://www.azurspace.com/media/uploads/file_links/file/bdb_00010891-01-00_tj3g30-advanced_4x8.pdf. cit. 28.05.2026.
7. NEEDRONIX. *Eagle Plus Sun Sensor*. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://needronix.eu/products/sun-sensors/eagle-plus-sun-sensor>. cit. 28.05.2026.
8. NEEDRONIX. *Osprey CubeSat Earth Sensor*. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://needronix.eu/products/osprey-cubesat-earth-sensor>. cit. 28.05.2026.
9. NEEDRONIX. *Cormorant VHF/UHF CubeSat Transceiver*. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://needronix.eu/products/cormorant-cubesat-transceiver>. cit. 28.05.2026.
10. NEEDRONIX. *Sparrow Open Programmable HW Platform*. [B.r.]. Dostupné tiež z: <https://needronix.eu/products/sparrow-open-programmable-hw-platform>. cit. 28.05.2026.
11. PANASONIC. *Panasonic NCR18650B 3400mAh (Green)*. n.d. Dostupné tiež z: <https://www.shoptronica.com/files/Panasonic-NCR18650.pdf>. cit. 28.05.2026.
12. 3M COMPANY. *Scotch-Weld Epoxy Adhesive 2216 B/A*. 2020. Technical Data Sheet.

13. AMD. *Artix 7 FPGAs Data Sheet: DC and AC Switching Characteristics*. 2024. Dostupné tiež z: https://docs.amd.com/v/u/en-US/ds181_Artix_7_Data_Sheet.
14. PERAZA-ACOSTA, B. et al. Design and manufacture of CubeSat-type nanosatellite thermal subsystem. *Scientific Reports*. 2025, **15**(1), 3695. ISSN 2045-2322. Dostupné z DOI: 10.1038/s41598-025-86688-3.
15. GILMORE, D. G. *Spacecraft Thermal Control Handbook*. The Aerospace Press, 2002.
16. TIME AND DATE AS. *Perihelion and Aphelion: Closest and Farthest Points from the Sun*. 2025. Dostupné tiež z: <https://www.timeanddate.com/astronomy/perihelion-aphelion-solstice.html>. cit. 28.05.2026.
17. MESEGUER, J.; PÉREZ-GRANDE, I.; SANZ-ANDRÉS, A. *Spacecraft Thermal Control*. Woodhead Publishing, 2012.
18. INCROPERA, F. P.; DEWITT, D. P.; BERGMAN, T. L.; LAVINE, A. S. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. John Wiley & Sons, 2007.
19. BASE, D. K. *Thermal Contact Conduction*. n.d. Dostupné tiež z: <https://www.dspe.nl/knowledge/thermomechanics/chapter-1-basics/1-2-heat-transfer/thermal-contact-conduction/>. cit. 28.05.2026.
20. SPACE, A. I. *Setting Emissivity and Absorptivity*. n.d. Dostupné tiež z: <https://innovationspace.ansys.com/courses/courses/topics-in-radiative-heat-transfer-simulations/lessons/setting-emissivity-absorptivity/>. cit. 28.05.2026.
21. MURÍN, J.; HRABOVSKÝ, J.; KUTIŠ, V. *Metóda konečných prvkov Vybrané kapitoly pre mechatronikov*. FEI STU, 2014.
22. BOKES, P. *TERMODYNAMIKA A PRESTUP TEPLA*. Creative Commons CC BY 4.0, 2024.
23. HOLMAN, J. P. *Heat Transfer Tenth Edition*. McGraw-Hill, 2010.
24. ASM INTERNATIONAL (ed.). *Metals Handbook, Volume 2: Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials*. 10th. Materials Park, OH: ASM International, 1990.
25. ANGLADA, E.; GARMENDIA, I. Correlation of thermal mathematical models for thermal control of space vehicles by means of genetic algorithms. *Acta Astronautica*. 2015, **108**, 1–17. Dostupné tiež z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576514004962>.

26. HAGER, P.; SOLYGA, M. *MEMO - Generic CubeSat Thermal Model Description and Thermal Analysis Report Guidelines*. ESA, 2019.
27. INC., A. *CFX Radiation Model Documentation (View Factors)*. 2024. Dostupné tiež z: https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v242/en/cfx_mod/i1299598.html. cit. 28.05.2026.
28. OTSUKA, K.; WAYMAN, C. M. (ed.). *Shape Memory Materials*. Cambridge University Press, 1998.
29. BLANCHETE, N.; BAH, A. Thermal design, analysis and test: Framework for CubeSat in low Earth orbit. *Results in Engineering*. 2024, **24**, 103401. Dostupné tiež z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2590123024016530>.
30. ESA. *Space engineering Thermal design handbook - Part 5: Structural Materials: Metallic and Composite*. ESA Requirements a Standards Division, 2011.
31. CARVALHAIS, D. C. *Thermal Modelling and Experiments for Small Satellites*. Covilhã, Portugal, 2019. M.Sc. Dissertation. University of Beira Interior. Mestrado em Engenharia Aeronáutica, Final version after defense, December 2019.
32. JAVED, M. A.; MAASS, B.; ZIPPLIES, D.; RICHTER, M. Black Body Cavity Apparatus for Measuring the Emissivity of Nickel-Titanium-Based Shape-Memory Alloys and Other Metals. *International Journal of Thermophysics*. 2024, **45**(11), 157. ISSN 1572-9567. Dostupné z DOI: 10.1007/s10765-024-03433-0.
33. ANSYS, INC. *ANSYS Meshing User's Guide*. Canonsburg, PA, USA: ANSYS, Inc., 2025. Release 2025 R2.
34. PLANET FACTS. *Inclination*. n.d. Dostupné tiež z: <https://planetfacts.org/inclination/>.
35. ANSYS, INC. *Materials Data and Materials Database*. 2026. Dostupné tiež z: <https://www.ansys.com/products/materials>. cit. 30.05.2026.
36. SCHUERCH, H. U. *Certain Physical Properties and Applications of Nitinol*. Santa Barbara, California, 1968. NASA Contractor Report, NASA CR-1232 / ARC-R-280. Astro Research Corporation.

Dodatok A: Výpočet tepelnej bilancie.

A.1 Výpočet rovnovážnej teploty CubeSatu pre horúci prípad

V ustálenom stave je tepelná bilancia definovaná ako:[2]

$$Q_{\text{in}} = Q_{\text{out}} \quad (\text{A.1.1})$$

Výpočet externého tepelného toku

Celkový absorbovaný výkon je:[2]

$$\begin{aligned} Q_{\text{in}} = & (A_{\text{s-pan}} \cdot Q_{\text{s}} + A_{\text{a-pan}} \cdot Q_{\text{a}}) \cdot \alpha_{\text{pan}} + A_{\text{p-pan}} \cdot Q_{\text{p}} \cdot \epsilon_{\text{pan}} + \\ & + (A_{\text{s-Al}} \cdot Q_{\text{s}} + A_{\text{a-Al}} \cdot Q_{\text{a}}) \cdot \alpha_{\text{Al}} + A_{\text{p-Al}} \cdot Q_{\text{p}} \cdot \epsilon_{\text{Al}} + \\ & + (A_{\text{s-PCB}} \cdot Q_{\text{s}} + A_{\text{a-PCB}} \cdot Q_{\text{a}}) \cdot \alpha_{\text{PCB}} + A_{\text{p-PCB}} \cdot Q_{\text{p}} \cdot \epsilon_{\text{PCB}} \end{aligned} \quad (\text{A.1.2})$$

kde jednotlivé plochy sú rozdelené podľa typu žiarenia:

- A_{s} – plocha vystavená priamemu slnečnému žiareniu,
- A_{a} – plocha vystavená albedu,
- A_{p} – plocha vystavená planetárnemu žiareniu.

Dané radiačné toky:

$$Q_{\text{s}} = 1420 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.1.3})$$

$$Q_{\text{a}} = 110.76 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.1.4})$$

$$Q_{\text{p}} = 201 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.1.5})$$

Keďže nie sú dostupné dáta z orbitálnych simulácií, boli použité odhadované faktory viditeľnosti.

Horúci prípad:

$$F = 0.2 \quad (\text{A.1.6})$$

$$Q_{\text{a}} = Q_{\text{s}} \cdot F \cdot a = 110.76 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.1.7})$$

Studený prípad:

$$F = 0.15 \quad (\text{A.1.8})$$

Plochy solárnych panelov

$$A_{\text{pan}} = 0.00301775 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.9})$$

$$A_{\text{p-pan}} = 2 \cdot 0.00301775 \text{ m}^2 = 0.0060355 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.10})$$

$$A_{\text{s-pan}} = 6 \cdot 0.00301775 \text{ m}^2 = 0.0181065 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.11})$$

$$A_{\text{a-pan}} = 2 \cdot 0.00301775 \text{ m}^2 = 0.0060355 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.12})$$

Plochy PCB

$$A_{\text{wall}} = 0.0083 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.13})$$

$$A_{\text{PCB}} = 0.0083 - 0.0060355 \text{ m}^2 = 0.0022645 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.14})$$

$$A_{\text{s-PCB}} = 3 \cdot 0.0022645 \text{ m}^2 = 0.0067935 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.15})$$

$$A_{\text{a-PCB}} = 1 \cdot 0.0022645 \text{ m}^2 = 0.0022645 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.16})$$

$$A_{\text{p-PCB}} = 0.0022645 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.17})$$

Plochy hliníkových nosníkov

$$A_{\text{Al}} = 2 \cdot 0.000931 \text{ m}^2 = 0.001862 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.18})$$

$$A_{\text{s-Al}} = 3 \cdot 0.001862 \text{ m}^2 = 0.005586 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.19})$$

$$A_{\text{a-Al}} = 1 \cdot 0.001862 \text{ m}^2 = 0.001862 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.20})$$

$$A_{\text{p-Al}} = 0.001862 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.21})$$

Príspevok solárnych panelov

$$Q_{\text{pan}} = (0.0181065 \text{ m}^2 \cdot 1420 \text{ W/m}^2 + 0.0060355 \text{ m}^2 \cdot 110.76 \text{ W/m}^2) \cdot 0.91 \\ + 0.0060355 \text{ m}^2 \cdot 201 \text{ W/m}^2 \cdot 0.85 \quad (\text{A.1.22})$$

$$Q_{\text{pan}} \approx 25.04 \text{ W} \quad (\text{A.1.23})$$

Príspevok štruktúry

$$Q_{\text{Al}} = (0.005586 \text{ m}^2 \cdot 1420 \text{ W/m}^2 + 0.001862 \text{ m}^2 \cdot 110.76 \text{ W/m}^2) \cdot 0.24 \\ + 0.001862 \text{ m}^2 \cdot 201 \text{ W/m}^2 \cdot 0.77 \quad (\text{A.1.24})$$

$$Q_{\text{Al}} \approx 2.24 \text{ W} \quad (\text{A.1.25})$$

Príspevok PCB

$$Q_{\text{PCB}} = (0.0067935 \text{ m}^2 \cdot 1420 \text{ W/m}^2 + 0.0022645 \text{ m}^2 \cdot 110.76 \text{ W/m}^2) \cdot 0.8 \\ + 0.0022645 \text{ m}^2 \cdot 201 \text{ W/m}^2 \cdot 0.89 \quad (\text{A.1.26})$$

$$Q_{\text{PCB}} \approx 8.32 \text{ W} \quad (\text{A.1.27})$$

$$Q_{\text{in}} = 25.04 + 8.32 + 2.24 = 35.6 \text{ W} \quad (\text{A.1.28})$$

Vyžarovanie tepla do vesmíru

$$Q_{\text{out}} = \sigma \cdot A_{\text{eff}} \cdot T^4 \quad (\text{A.1.29})$$

$$\sigma = 5.670 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4 \quad (\text{A.1.30})$$

Efektívna plocha A_{eff} predstavuje súčet všetkých povrchov, ktoré vyžarujú teplo do vesmíru, pričom každý povrch je vynásobený emisivitou daného materiálu.

V našom prípade uvažujeme tri rôzne materiály, preto sa A_{eff} určí ako súčet efektívnych plôch jednotlivých materiálov.

Napríklad pre solárne panely platí, že ich celkový počet na satelite je 12, takže ich celková efektívna plocha je:

$$12 \cdot 0.00301775 \text{ m}^2 = 0.036213 \text{ m}^2.$$

Rovnakým spôsobom sa určí efektívna plocha aj pre PCB a hliník (Al).

$$A_{\text{eff}} = 0.036213 \cdot 0.85 + 0.011172 \cdot 0.77 + 0.009058 \cdot 0.89 \quad (\text{A.1.31})$$

$$A_{\text{eff}} = 0.04745 \text{ m}^2 \quad (\text{A.1.32})$$

Rovnovážna teplota

$$35.6 = 5.670 \cdot 10^{-8} \cdot 0.04745 \cdot T^4 \quad (\text{A.1.33})$$

$$T \approx 339 \text{ K} \approx 66^\circ\text{C} \quad (\text{A.1.34})$$

A.2 Výpočet rovnovážnej teploty CubeSatu pre studený prípad

Dané radiačné toky:

$$Q_{\text{s}} = 1328 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.2.1})$$

$$Q_{\text{a}} = 61.75 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.2.2})$$

$$Q_{\text{p}} = 201 \text{ W/m}^2 \quad (\text{A.2.3})$$

Výsledky

$$Q_{\text{pan}} \approx 23.25 \text{ W} \quad (\text{A.2.4})$$

$$Q_{\text{Al}} \approx 2.10 \text{ W} \quad (\text{A.2.5})$$

$$Q_{\text{PCB}} \approx 7.73 \text{ W} \quad (\text{A.2.6})$$

$$Q_{\text{in}} = 33.08 \text{ W} \quad (\text{A.2.7})$$

$$T \approx 333 \text{ K} \approx 60^\circ\text{C} \quad (\text{A.2.8})$$

Dodatok B: Teplotná závislosť tepelnej vodivosti materiálu Aluminium T6 6061.

Teplota ($^{\circ}\text{C}$)	Tepelná vodivosť ($\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$)
-260,2	18,77
-172,4	98,14
-84,59	133,3
3,183	152,2
90,96	165,8
178,7	175,9
266,5	181,8
354,3	183,6
442,1	181,2
529,9	174,7

Tabuľka 17: Teplotná závislosť tepelnej vodivosti hliníka 6061 T6 [35].

Dodatok C: Teplotná závislosť mernej tepelnej kapacity zliatiny hliníka 6061 T6.

Teplota (°C)	Merná tepelná kapacita ($\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
-260,2	2,414
-203,7	264,0
-147,3	557,7
-90,86	724,2
-34,44	836,3
21,99	914,7
78,42	968,5
134,9	1006
191,3	1033
247,7	1055
304,1	1076
360,6	1098
417,0	1123
473,4	1151
529,9	1179

Tabuľka 18: Teplotná závislosť merného tepla hliníka 6061 T6 [35].

Dodatok D: Teplotná závislosť mernej tepelnej kapacity Nitinolu.

Teplota (°C)	Merná tepelná kapacita ($\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$)
-48	460,24
-23	456,06
77	456,06
97	464,42
437	472,79

Tabuľka 19: Teplotná závislosť merného tepla zliatiny NiTiInol [36].