



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

**Fakulta strojní
Ústav letadlové techniky**

Termální analýza malé družice moderní koncepce

Thermal Analysis of Small Satellite

Diplomová práce

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Studijní obor: Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Jaromír Kučera

Bc. Lukáš Forman

Vysoká škola: ČVUT v Praze

Fakulta: STROJNÍ

Ústav: ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY

Akademický rok: 2015/2016

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

pro: Bc. Lukáše FORMANA

obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

Název tématu: **Termální analýza malé družice moderní koncepce**

Zásady pro vypracování:

Pro vypracování projektu proveďte:

- rešerši řešení termální ochrany družic
- popis vlivů ovlivňujících teplotu družice moderní koncepce pro stratosférický a kosmický let
- návrh a realizaci termální ochrany družice pro stratosférický let
- termální analýzu modelu družice pro prostředí na oběžné dráze Země (slunečně synchronní dráha)
- návrh technického řešení termální ochrany malé družice moderní koncepce

Rozsah grafických prací: Dle doporučení vedoucího DP
Rozsah průvodní zprávy: cca 60 stran
Seznam odborné literatury: Dle doporučení vedoucího DP
Předměty SZZ: Aerodynamika a mechanika letu
Letadlová technika
Technologie a údržba letadlové techniky

Vedoucí diplomové práce: **Ing. Jaromír Kučera**
Datum zadání diplomové práce: 30. října 2015
Termín odevzdání diplomové práce: 15. ledna 2016

Neodevzdá-li student diplomovou práci včas, je povinen tuto skutečnost předem písemně zdůvodnit, pokud bude omluva (předaná prostřednictvím studijního oddělení děkanovi) děkanem uznána, určí děkan studentovi náhradní termín konání státní závěrečné zkoušky (zůstávají dva termíny SZZ). Pokud tuto skutečnost student řádně neomluví, nebo omluva nebude děkanem uznána, určí děkan studentovi termín pro opakování státní závěrečné zkoušky. SZZ je možné opakovat pouze jednou (SZŘ čl. 22, odst. 3, 4).

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

Zadání diplomové práce převzal dne: 30. 10. 2015

.....
Joumon
diplomant

.....
Ing. Robert Theiner, Ph.D.
vedoucí ústavu



.....
Prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
děkan Fakulty strojní

V Praze dne 13. října 2015

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne:.....

Podpis:.....

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat nejen za sebe, ale za celý tým CzechTechSat, za poskytnutí možnosti otestování družice na stratosférickém balonu. Tuto možnost poskytla Slovenská organizácia pre vesmírne aktivity ve spolupráci s Hvězdárnou ve Valašském Meziříčí a hvězdárnou v Partizánském v rámci projektu společně do stratosféry. Testovací let se díky jejich pomoci povedlo úspěšně realizovat o celých 5 měsíců dříve, než s původně plánovaným projektem REXUS-BEXUS evropské organizace ESA, ze kterého byl projekt CzechTechSat na poslední chvíli vyřazen.

Abstrakt

Předmětem práce je návrh termální ochrany malé družice formátu CubeSat pro testovací let na stratosférickém balonu a následně pro samotnou kosmickou misi s polární slunečně synchronní drahou o výšce 600 km. Teoretická část je zaměřena na vlivy prostředí pro oba lety a různé používané prvky termální ochrany družic. Část praktické části se zabývá návrhem, technickou realizací termální ochrany pro testovací let na stratosférickém balonu a samotnou spoluúčastní na testovacím letu. Následuje vyhodnocení výsledků celého testovacího letu. Další část se zabývá popisem a realizací termálního modelu a numerickou simulací termálního chování družice během kosmické mise pro navrženou termální ochranu. Následuje zhodnocení dosažených výsledků.

Abstract

The goal of this thesis is thermal analysis and design of small satellite in CubeSat specifications for test flight on stratospheric balloon and for space mission to polar sun synchronous orbit with attitude 600 km. In theoretical part of thesis, environmental influences for both flights and some nowadays used ways of thermal design of satellites, is discussed. The practical part of this thesis is focused on thermal analysis and technical realization of thermal design for test flight on stratospheric balloon. Then there is summary of results from test flight. The other part of thesis is focused on description and realization of thermal model and numerical simulation of thermal processes for satellite during space mission for designed thermal protection. In the end there is discussion of obtained results.

Obsah

Úvod	17
1 Základní mechanismy přenosu tepla	20
1.1 Přenos tepla prouděním	21
1.2 Přenos tepla vedením	23
1.3 Přenos tepla zářením	27
2 Prostředí	33
2.1 Prostředí a vlivy během stratosférického letu	35
2.2 Prostředí a vlivy během kosmického letu	40
3 Používané prvky termální ochrany.....	48
4 Termální analýza pro stratosférický let.....	53
5 Realizace termální ochrany pro stratosférický let.....	57
6 Výsledky letu stratosférickým balonem.....	64
7 Termální analýza pro kosmický let	68
7.1 Vstupní data pro termální analýzu	69
7.2 Výsledky termální analýzy a návrh technického řešení termální ochrany	79
Závěr	89
Příloha 1	90
Příloha 2.....	102
Seznam použité literatury	114

Seznam obrázků

Obr. 1 – Řešený CubeSat.....	18
Obr. 2 – Závislost vedení tepla na tlaku plynu různými MLI [2].....	24
Obr. 3 – Sdílení tepla mikrokontaktem [2].....	26
Obr. 4 – Závislost přestupu tepla pro hliník a různé styčné tlaky [2].....	26
Obr. 5 - Wienův zákon posuvu [4]	28
Obr. 6 – Sdílení energie mezi elementárními ploškami [3].....	30
Obr. 7 – Zářivý tok Slunce (solární konstanta) v závislosti na vzdálenosti v AU [2].....	32
Obr. 8 – Závislost orbitální periody na výšce dráhy [2].....	42
Obr. 9 – Orbitální elementy [2]	42
Obr. 10 - Znázornění úhlu beta [2].....	43
Obr. 11 – Závislost rektascenze a deklinace Slunce na roční době [2]	44
Obr. 12 – Různé hodnoty v závislosti na úhlu beta [2]	45
Obr. 13 – Závislost tepelných dávek od Země v závislosti na výšce dráhy [2]	46
Obr. 14 – Poloha zemského stínu vůči GEO podle ročních dob [2]	46
Obr. 15 – Dráha Molnyia [2].....	47
Obr. 16 – Termooptické vlastnosti některých povrchových úprav [2].....	49
Obr. 17 – Schéma vrstvení MLI [2]	50
Obr. 18 – Technologické provedení ventilačního otvoru v MLI [2].....	51
Obr. 19 – Startovní sestava bez sondy poskytovatele letu a CubeSatu (vlevo mimo snímek).57	
Obr. 20 – Termobox s lithiovými články a řídicí deskou vytápění	59
Obr. 21 – Elektronika termoboxu.....	59
Obr. 22 – Finální uspořádání lithiových článků a desky termostatu	60
Obr. 23 – Osazení termoboxu všemi systémy	61
Obr. 24 – Sestava CubeSatu, externí radiostanice, termoboxu a kamery.....	62
Obr. 25 – Finální integrace se sondou poskytovatele letu.....	63
Obr. 26 – Mapa místa startu (1) a přistání balonu (2) [9].....	64
Obr. 27 – Snímek z kamery poskytovatele letu mířící na obzor [10].....	65
Obr. 28 – Snímek z kamery umístěné na termoboxu	65
Obr. 29 – Vizualizace řešené oběžné dráhy včetně poloh družice	70
Obr. 30 – Řez v rovině oběžné dráhy	70
Obr. 31 – 3D model	72
Obr. 32 – Vnitřek 3D modelu.....	72
Obr. 33 – Vysířovaný model.....	73

Obr. 34 – Vnitřek vysíťovaného modelu	73
Obr. 35 – Vyznačení tepelných zdrojů na zdrojové desce	75
Obr. 36 – Vyznačení tepelných zdrojů na desce ADCS	75
Obr. 37 – Vyznačení tepelných zdrojů na palubní GPS (zprůhledněn hliníkový kryt)	75
Obr. 38 – Vyznačení tepelných zdrojů na desce palubního radiomodemu	76
Obr. 39 – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 0 min pro teplý případ	81
Obr. 40 – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 0 min pro teplý případ	82
Obr. 41 – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 0 min pro studený případ	82
Obr. 42 – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 0 min pro studený případ	83

Seznam tabulek

Tabulka 1 – Vlastnosti vzduchu	39
Tabulka 2 – Zadané parametry oběžné dráhy.....	69
Tabulka 3 – Dopočtené parametry oběžné dráhy	69
Tabulka 4 – Tepelné zdroje v CubeSatu.....	76
Tabulka 5 – Vlastnosti vyhřívače lithiových článků	77
Tabulka 6 – Tepelné toky od Slunce	77
Tabulka 7 – Emisivity a absorbtance některých materiálů.....	78

Seznam grafů

Graf 1 – Závislost teploty atmosféry na výšce nad povrchem Země	36
Graf 2 – Závislost hustoty atmosféry v závislosti na výšce nad povrchem Země.....	36
Graf 3 – Rychlost a směr větru v závislosti na výšce v okolí Prahy [5].....	38
Graf 4 – Výpočtový profil větru v závislosti na výšce nad povrchem Země	38
Graf 5 – Tepelný tok z CubeSatu unášený větrem v závislosti na výšce letu	55
Graf 6 – Průběh teploty během první části letu	66
Graf 7 – Průběh teploty během druhé části letu	66
Graf 8 – Průběhy teploty kostry družice v závislosti na čase	83
Graf 9 – Průběhy teploty lithiových článků (jejich středu i okrajů) v závislosti na čase	84
Graf 10 – Průběhy teploty čočky palubní kamery v závislosti na čase	85
Graf 11 – Průběhy teploty cívky ADCS v závislosti na čase	86
Graf 12 – Průběhy teplot čipu palubní GPS v závislosti na čase	86
Graf 13 – Průběhy teploty zesilovače palubního radiomodemu v závislosti na čase.....	87
Graf 14 – Průběhy teploty jedné z antén v závislosti na čase.....	88

Seznam rovnic

Rovnice (1) – Přestup tepla z obtékané stěny do tekutiny.....	21
Rovnice (2) – Nusseltovo číslo jako funkce Pr ; Re ; Gr ; Fo	22
Rovnice (3) – Fourierův zákon.....	23
Rovnice (4) – Celková hustota dopadajícího zářivého toku.....	27
Rovnice (5) – Součet poměrné odrazivosti, propustnosti a pohltivosti.....	27
Rovnice (6) – Součet poměrné odrazivosti a poměrné pohltivosti.....	27
Rovnice (7) – Stefan-Boltzmanův zákon.....	29
Rovnice (8) – Intenzita vyzařování černého tělesa.....	29
Rovnice (9) – Hustota efektivního zářivého toku (radiosita)	29
Rovnice (10) – Celkový energetický tok z jedné plochy na druhou	30
Rovnice (11) – Součinitel ozáření	30
Rovnice (12) – Vazba dvou součinitelů ozáření.....	30
Rovnice (13) – Obecná vazba součinitelů ozáření	31
Rovnice (14) – Součinitele ozáření pro uzavřené těleso v jiném tělese	31
Rovnice (15) – Součinitele ozáření pro těleso s konvexním povrchem	31
Rovnice (16) – Aproximace součinitele tepelné vodivosti vzduchu	39
Rovnice (17) – Aproximace prandlotva čísla	39
Rovnice (18) – Velikost hlavní poloosy oběžné dráhy.....	41
Rovnice (19) – Excentricita oběžné dráhy	41
Rovnice (20) – Perioda oběžné dráhy.....	41
Rovnice (21) – Úhel beta.....	43
Rovnice (22) – Whitakerova korelace nusseltova čísla.....	53
Rovnice (23) – Reynoldsovo číslo	54
Rovnice (24) – Součinitel přenosu tepla pro výpočtovou kouli	54
Rovnice (25) – Tepelný tok unášený větrem.....	54
Rovnice (26) – Součinitel sálání šedého tělesa	56
Rovnice (27) – Celková vyzářená energie.....	56
Rovnice (28) – Celková přijatá energie	56
Rovnice (29) – Výsledná tepelná bilance	56

Seznam použitého software

- Siemens NX 8.5
- Microsoft Word 2010
- Microsoft Excel 2010
- Microsoft Power Point 2010

Seznam použitých zkratk

ADCS	Attitude Determination and Control System
AU	Astronomická jednotka
GEO	Geostacionární dráha
GPS	Globální navigační systém
GSO	Geosynchronní dráha
HEO	Vysoká oběžná dráha
IR	Infračervené záření
LEO	Nízká oběžná dráha
MEO	Střední oběžná dráha
MLI	Vícevrstvé izolace
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
PCB	Deska plošných spojů
PEEK	Polyetheretherketon
RAAN	Rektascenze vzestupného úhlu
m n. m.	Metrů nad mořem

Seznam použitých symbolů

α_T	Součinitel přestupu tepla	$[W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}]$
T_W	Termodynamická teplota stěny	$[K]$
T_O	Termodynamická teplota prostředí	$[K]$
L_{char}	Charakteristický rozměr	$[m]$
ρ	Hustota	$[kg \cdot m^{-3}]$
v_{char}	Charakteristická rychlost	$[m \cdot s^{-1}]$
μ_v	Dynamická viskozita	$[Pa \cdot s]$
λ_{tek}	Tepelná vodivost tekutiny	$[W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}]$
a	Teplotní vodivost	$[m^2 \cdot s^{-1}]$
C_p	Měrná tepelná vodivost za stálého tlaku	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$
C_v	Měrná tepelná vodivost za stálého objemu	$[J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}]$
γ	Součinitel objemové teplotní roztažnosti	$[K^{-1}]$
K	Intenzita vnějšího silového pole	$[m \cdot s^{-2}]$
f	Frekvence	$[s^{-1}]$
θ	Střední nerovnost povrchu stěny	$[m]$
λ_w	Tepelná vodivost stěny	$[W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}]$
Nu	Nuseltovo číslo	$[-]$
Pr	Prandtlovo číslo	$[-]$
Re	Reynoldsovo číslo	$[-]$
Gr	Grashofovo číslo	$[-]$
Fo	Fourierovo číslo	$[-]$
E_I	Celková hustota zářivého toku	$[W]$
E_R	Odražená hustota zářivého toku	$[W]$
E_A	Pohlčená část zářivého toku	$[W]$
E_D	Propuštěná část zářivého toku	$[W]$
R	Poměrná odrazivost	$[-]$
A	Poměrná pohltivost	$[-]$
D	Poměrná propustnost	$[-]$
ε	Emisivita	$[-]$
α	Absorbance	$[-]$
E_E	Celková hustota zářivého toku obecného tělesa	$[W]$

E_{E0}	Celková hustota zářivého toku černého tělesa	[W]
M_0	Intenzita vyzařování černého tělesa	[W·m ⁻²]
δ	Stefan-Boltzmanova konstanta	[W·m ⁻² ·K ⁻⁴]
T	Termodynamická teplota	[K]
S	Plocha	[m ²]
λ	Tepelná vodivost vzduchu	[W·m ⁻² ·K ⁻¹]
t	Teplota vzduchu	[°C]
P	Perioda oběžné dráhy	[s]
l	Velká poloosa	[m]
μ	Gravitační parametr	[m ³ ·s ⁻²]
β	Úhel beta	[rad]
δ_s	Deklinace slunce	[rad]
RI	Inklinace oběžné dráhy	[rad]
Ω	Rektascenze vzestupného úhlu	[rad]
Ω_s	Rektascenze slunce	[rad]
T_∞	Teplota nerušeného proudu vzduchu	[K]
μ_∞	Dynamická viskozita nerušeného proudu	[Pa·s]
μ_s	Dynamická viskozita vzduchu při teplotě tělesa	[Pa·s]
D	Průměr výpočtové koule	[m]
ρ_∞	Hustota nerušeného proudu vzduchu	[kg·m ⁻³]
\dot{Q}_v	Tepelný tok odnášený větrem	[W]
T_s	Teplota povrchu CubeSatu	[K]
C_0	Součinitel sálání černého tělesa	[W·m ⁻² ·K ⁻¹]
α'	Průměrná absorbtance družice	[-]
ε'	Průměrná emisivita družice	[-]
S_0	Průměrný tepelný tok od slunce	[W·m ⁻²]
A_p	Povrch výpočtové koule	[m ²]
A_s	Průřez výpočtové koule	[m ²]
C_s	Součinitel sálání šedého tělesa	[W·m ⁻² ·K ⁻¹]
\dot{Q}_r	Energie vyzářená CubeSatem	[W]
\dot{Q}_s	Energie přijatá CubeSatem od Slunce	[W]
\dot{Q}_S	Celkový tepelný tok	[W]
τ	Čas od začátku jednoho oběhu Země	[min]

Úvod

Kosmonautiku lze považovat za jedno z nejmladších odvětví lidského úsilí. První družice, ruský Sputnik I, se dostala do kosmického prostoru teprve před 58 lety. I přes relativně nízké stáří tohoto oboru prodělala velmi rychlý vývoj a obrovským dílem ovlivnila většinu dalších průmyslových a vědních odvětví. V dnešních dobách se využívá výhod kosmického prostoru například k telekomunikaci, navigaci, sledování zemského počasí, výzkumu chování látek a živočichů v podmínkách mikrogravitace, jsou hledány stopy života v naší Sluneční soustavě i mimo ni, pomocí družic a sond se lidstvo snaží pochopit svůj vlastní původ a podobně by šlo pokračovat jistě na dalších několika stranách. Velmi rychlý vývoj kosmického průmyslu lze dobře demonstrovat příkladem cesty od první družice v kosmu k prvnímu člověku na Měsíci, která trvala zhruba jen 12 let. Například cesta od prvního parního stroje k první lokomotivě trvala 40 let. Takřka romantické představy tehdejších kosmických konstruktérů hovořily o smělých plánech v dobývání kosmu. Dle nich měly již v dnešních dnech být zbudovány stále obydlené základny nejen na povrchu našeho nejbližšího souputníka Měsíce, ale také na povrchu Marsu. Stanice na oběžné dráze a lety k nim měly být denní praxí a do kosmu měli létat vesmírní turisté stejně běžně, jako se létá na dovolenou k moři. Není divu, tehdejší konstruktéři předpokládali i nadále velmi rychlý vývoj kosmického odvětví a vycházeli přitom i z rychlosti vývoje nejbližšího průmyslového odvětví, kterým je letectví. Počáteční nadšení bylo však brzy vystřídáno omezováním rozpočtů kosmických agentur a na světlo světa pomalu začaly vyvstávat další a další technické překážky, které by vyžadovaly enormní finanční podporu, aby mohly být vyřešeny v krátkém čase, což bylo důsledkem postupného opouštění odvážných plánů na dobývání kosmu.

Ačkoli by se mohlo zdát, že se vývoj kosmického průmyslu dostal do úpadku, není tomu zcela tak. Například právě v oblasti malých družic zažívá kosmický průmysl rychlý růst. Za necelé desetiletí a půl vzniklo již přes 100 družic formátu CubeSat. Standard CubeSatů vznikl na přelomu tisíciletí na americké univerzitě California Polytechnic State University s myšlenkou co nejmenší družice, která by neměla přesáhnout objem 1 litr (doslova objem krabice od mléka). Vznikl tak standardizovaný tvar družice o maximálních vnějších rozměrech $100 \times 100 \times 113,5$ mm, jejíž základní konstrukce musí být vyrobena jen z materiálů, které určuje standard. Velká standardizace zaručuje snadné podmínky pro vypuštění družice do kosmu, neboť každému poskytovateli stačí znát parametry vypouštěcího zařízení, které je také standardizováno. Rozměry CubeSatů, umístění základních prvků a materiály o stejné teplotní roztažnosti zaručují, že kterékoli dva CubeSaty mohou spolu přijít do jednoho vypouštěcího zařízení, aniž by navzájem ohrozily své mise. Zároveň se lze setkat s násobky standardního rozměru $100 \times 100 \times 113,5$ mm, který se také nazývá jako 1 U (od slova unit). Dalšími v současnosti možnými násobky je 0,5 U; 1,5 U; 2 U a 3 U. Při jmenovaných násobcích se jedná o CubeSaty o stejné základně 100×100 mm a násobky je určena výška družice. V současnosti je také stále častějším formátem CubeSatu i tzv. 6 U. Zde se jedná o dvě 3 U družice vedle sebe, základna vzniklé družice má rozměr 100×200 mm a výška družice odpovídá standardní 3 U družici. Dále vznikají ve světě další formáty, jako například tzv. PocketCube, což je $1/8$ 1 U CubeSatu, taktéž ve tvaru krychle. V době psaní úvodu práce však žádná z takovýchto družic ještě neletěla do kosmu. Objevují se dokonce ještě odvážnější projekty jako KickSat tvořený jednou 2 U družicí, která je „domovem“ menších družic tvořených dokonce jen jednou jedinou prostorově nestabilizovanou deskou plošných spojů (PCB), osazenou vším potřebným pro autonomní funkci. Význam malých družic roste doslova každým dnem díky jejich nízké finanční náročnosti, jelikož si je mohou dovolit

daleko menší subjekty, jako jsou například univerzity, menší firmy a občas dokonce i různá sdružení (například radioamatérská). Dokonce i stále více větších subjektů včetně veřejných kosmických agentur, nebo armád si začíná všímat významu malých družic, díky jejich stále rostoucí spolehlivosti a využitelnosti, která se v některých oblastech začíná blížit klasickým velkým družicím při zachování jejich cenové nenáročnosti. Stále častěji se také hovoří o malých družicích pro tzv. hluboký vesmír, nejen tedy pro mise na nízké oběžné dráze Země. Význam právě družic pro hluboký vesmír bude narůstat tím více, čím omezenější budou možnosti oběžných drah okolo Země z důvodu regulace vypouštění družic za účelem omezení vesmírného odpadu. Vypouštění družic za hranice oběžných drah Země není, s výjimkou ochrany planet před mikrobiální kontaminací, nijak omezeno. Nadále budou, se zvyšující se dostupností malých družic, přibývat menší a menší subjekty ochotné a schopné si malou družici pořídit a to včetně samotných jednotlivců.



Obr. 1 – Řešený CubeSat

Důvody popsané v předchozím odstavci dávají tušit, že na poli malých družic ještě zdaleka není dobojováno, ba naopak, využívání malých družic ve světě neustále narůstá. I přes to a také právě proto malé družice skýtají mnohá úskalí a témata k vyřešení. Jedním

z oborů, které se týkají družic obecně, a pro správnou funkci i malých družic nevyjímaje, je termální ochrana. Každý materiál a součást družice má určité rozsahy teplot, kterým mohou být vystaveny. Kosmický prostor není zdaleka tak přívētivé prostředí, jaké panuje na povrchu Země. Rozsahy teplot se mohou velmi rychle měnit a teploty mohou dosáhnout velmi vysokých i naopak velmi nízkých hodnot. Teploty družice, a jejích jednotlivých částí, je potřeba vhodnými opatřeními udržet v přijatelných rozmezech. Termální ochranou družice formátu CubeSat se bude zabývat i tato práce. Řešena bude termální ochrana pro otestování družice na stratosférickém balonu a termální ochrana pro podmínky, jimž bude družice vystavena v kosmu. V první části práce budou probrány základní teoretické zákonitosti popisující sdílení tepla, převážně z hlediska družic, a to jak pro balonový let, tak pro kosmický let. Další část se bude věnovat popisu možností termálních ochranných opatření se zaměřením na termální ochrany, které jsou použitelné právě u malých družic. Nadále bude řešena termální ochrana a její fyzická realizace pro ve výsledku úspěšně realizovaný balonový let družice. V předposlední části budou řešeny některé simulace, jejichž smyslem je odhalit termální chování družice na oběžné dráze, pokud by nebyla nijak termálně chráněna. Na základě tohoto termálního chování (růst teplot/pokles teplot) bude navrženo technické řešení, které by družici mělo udržet v přijatelných teplotních mezích. Vzhledem k rozsahu výsledků všech provedených simulací budou v práci obsaženy pouze finální výsledky ověřující funkci navržené termální ochrany. Nakonec budou dosažené závěry a výsledky práce shrnuty v závěrečné kapitole.

1 Základní mechanismy přenosu tepla

Teplo je formou energie. Přesně se jedná o vnitřní energii tělesa, charakterizovanou pohybem jeho částic. Základním pojmem v termomechanice, se kterým se člověk setkává, je teplota. Teplota je skalární veličina daná pouze její velikostí a může nabývat pouze kladných hodnot. Záporná teplota, například na Celsiově stupnici, je dána pouze volbou stupnice. Teplota je projevem tepelné energie uskladněné v materiálu a závisí na materiálových vlastnostech a vnitřní energii daného tělesa. Teplotu jako takovou je člověk sám schopen velice dobře vnímat svými smysly. Nachází-li se ve své těsné blízkosti dvě tělesa s rozdílnými teplotami, jedná se o tzv. nerovnovážený stav a dochází k tepelnému toku, přenosu energie, mezi tělesy, dokud se jejich teploty nevyrovnejí. Vzhledem k dynamičnosti vesmíru se jedná v podstatě o nepřetržitý proces mezi všemi tělesy v kosmu.

Sdílení tepla má zásadní vliv u družic, neboť v kosmickém prostoru není teplo sdíleno stejně efektivně jako na povrchu Země. Jakýkoli prostředek vyvinutý člověkem je schopen pracovat pouze v určitém rozsahu teplot, družice nevyjímaje. U družic a většinou ještě jejich jednotlivých částí zvlášť se rozlišují dva základní rozsahy teplot, které mohou družici během jejího funkčního období potkat. Prvním rozsahem teplot je rozsah provozní, který udává rozsah teplot, při kterých je družice běžně schopna pracovat, a nenastávají žádné anomálie v jejím provozu. Druhý rozsah tzv. maximálních a minimálních přípustných teplot udává rozsah teplot, během kterých sice družice přežije, ale není již schopna vykonávat svou práci. Má-li se družice vyskytnout v tomto rozsahu, přechází zpravidla do režimu tzv. hibernace, během kterého je z provozu vyřazena většina jejích subsystémů, a v chodu jsou ponechány pouze ty nejnnutnější, které jsou potřeba pro správné oživení družice. Příkladem stavu, během kterého se může družice vyskytnout v takovémto režimu je například blízký průlet kolem Slunce, během něž je zbytečný chod některých subsystémů, který by zároveň kombinací zbytkového tepla a vysoké tepelné dávky od Slunce způsobil již nepřijatelný výkyv teplot.

Pro udržení družice v přípustných a provozních stavech teplot po celou dobu její životnosti je kritické správné porozumění základním mechanismům přenosu tepla. Teplo je přenášeno třemi základními typy přenosu: prouděním, vedením a zářením. V následujících podkapitolách budou základní druhy přenosu tepla podrobně probrány.

1.1 Přenos tepla prouděním

Prvním ze základních mechanismů sdílení tepla je přenos prouděním (konvekci). Aby mohl konvektivní přenos tepla nastat, je hlavním předpokladem výskyt tekutého prostředí, ať již v podobě kapaliny, nebo plynu. Ve své podstatě se jedná o proudění tekutiny. Teplo se nesdílí mezi jednotlivými elementy tekutiny vedením, jak by se mohlo zprvu zdát. Namísto toho tekutina proudí a tepelná energie je jí tak vlastně unášena z jednoho místa na druhé. Nejznámějším příkladem je vytápění rodinného domu, v němž zdrojem tepla ohříváme vzduch. Ohřátý vzduch se rozpíná a zmenšuje svou hustotu. Díky nižší hustotě proudí vzhůru a posléze dále do místnosti, kde předává tepelnou energii dalším objektům a tím postupně chladne, klesá níže a vrací se zpět ke zdroji tepla. Zde se jedná o takzvaný volný přenos prouděním. Druhým základním typem přenosu prouděním je nucený přenos prouděním.

Typickým příkladem přenosu tepla prouděním je přestup tepla ze stěny obtékané tekutinou. Z elementu stěny přestupuje do elementu tekutiny elementární tepelný tok daný vztahem (1). $\alpha_T [W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}]$ ve jmenovaném vztahu značí empirický součinitel přestupu tepla. Určit součinitel α_T je základem termální analýzy při řešení sdílení tepla konvekci. Závisí na mnoha faktorech, které ovlivňují proudění v blízkosti stěny. V následujícím výčtu budou jmenovány hlavní proměnné ovlivňující popisovaný děj. [1]

$$d\dot{Q} = \alpha_T(T_W - T_O)dA \quad (1)$$

Charakteristický rozměr	L_{char}	[m]
Hustota	ρ	[kg · m ⁻³]
Charakteristická rychlost	v_{char}	[m · s ⁻¹]
Dynamická viskozita	μ_v	[Pa · s]
Tepelná vodivost tekutiny	λ_{tek}	[W · m ⁻² · K ⁻¹]
Teplotní vodivost	a	[m ² · s ⁻¹]
Měrné tepelné kapacity	c_P a c_V	[J · kg ⁻¹ · K ⁻¹]
Součinitel teplotní objemové roztažnosti	γ	[K ⁻¹]
Intenzita vnějšího silového pole	K	[m · s ⁻²]
V nestacionaritě frekvence	f	[s ⁻¹]
Střední nerovnost povrchu stěny	θ	[m]
Tepelná vodivost stěny	λ_w	[W · m ⁻² · K ⁻¹]

Z výčtu je patrné, že součinitel přestupu tepla je závislý na spoustě proměnných, jejichž správné definování je klíčové pro vyřešení přestupu tepla a nejedná se zdaleka o zcela triviální úlohu. V běžném případě je pak $\alpha_T = \alpha_T(L_{char}; \rho; \nu; v_{char}; \lambda_{tek}; c_P; \gamma; T; \Delta T; \dots)$. Experimentální zvládnutí tohoto úkolu není prakticky možné a odhad α_T není jednoduchou záležitostí. Ze jmenovaných důvodů je k úloze přistupováno z hlediska fyzikální podobnosti. [1]

Pomocí teorie fyzikální podobnosti byly zavedeny podobnostní zákony, pomocí nichž jsou definovány bezrozměrné veličiny, které je z hlediska experimentu na modelu potřeba dodržet, tak aby výsledek byl přenosný na geometricky podobné dílo. Následuje výčet, a to nejpoužívanějších podobnostních čísel v nauce o tepelné konvekci. [1]

Nusseltovo číslo	$Nu = \frac{\alpha \cdot L_{char}}{\lambda_{tek}}$
Prandtlovo číslo	$Pr = \frac{\nu}{a} = \frac{\nu \cdot \rho \cdot c_p}{\lambda_{tek}}$
Reynoldsovo číslo	$Re = \frac{v_{char} \cdot L_{char}}{\nu}$
Grashofovo číslo	$Gr = \frac{\gamma \cdot g \cdot \Delta T \cdot L_{char}^3}{\nu^2}$
Fourierovo číslo	$FO = \frac{\tau_{char} \cdot a}{L_{char}^2} = \frac{\tau \cdot \lambda_{tek}}{c_p \cdot \rho \cdot L_{char}^2}$

Z teorie podobnosti a vypsání podobnostních čísel je zřejmé, že původně velmi složitou závislost $\alpha_T = \alpha_T(L_{char}; \rho; \nu; v_{char}; \lambda_{tek}; c_p; \gamma; T; \Delta T; \dots)$ je možno nahradit tzv. kritériální rovnicí založenou na podobnostních číslech, která je značně jednodušší. Tuto obecnou závislost, jak pro volnou, tak nucenou konvekci udává vztah (2). [1]

$$Nu = Nu(Pr; Re; Gr; Fo) \quad (2)$$

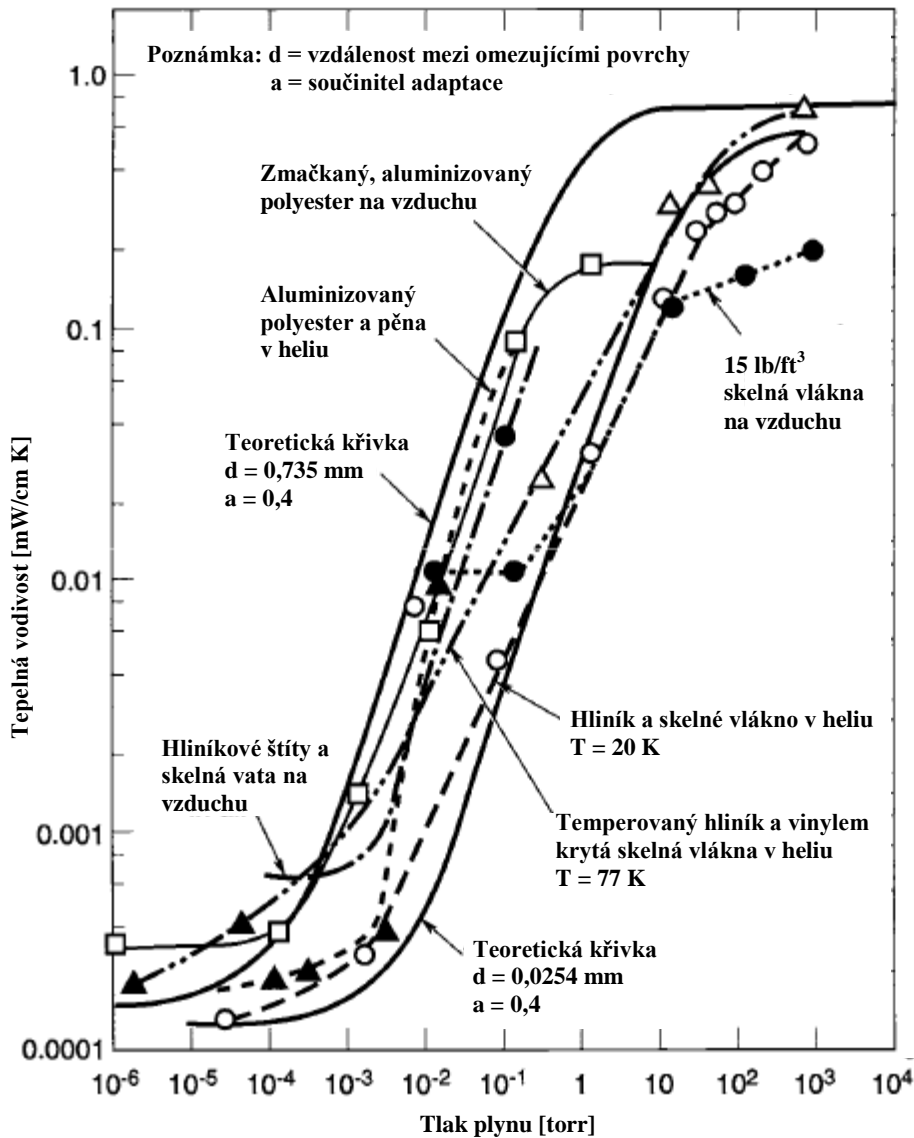
1.2 Přenos tepla vedením

Cizím názvem nazýváme sdílení tepla vedením také jako sdílení tepla kondukcí. Samou fyzikální podstatou je vedení tepla způsobeno předáváním mechanické energie na úrovni samotných částic hmoty. Vzhledem k zanedbatelné velikosti jednotlivých molekul hmoty je však možno nahradit toto prostředí spojitým modelem hmoty, tzv. kontinuem, ve kterém dojde k vytvoření skalárního teplotního pole, které lze mapovat izoplochami. Při neměnném teplotním poli v čase se hovoří o stacionárním poli, naopak při proměnném poli v čase se hovoří jako o poli nestacionárním. [1]

Základní rovnice (3) zvaná jako Fourierův zákon, popisuje závislost tepelného toku plošných hustot \vec{q} na teplotě T a součiniteli tepelné vodivosti λ .

$$\vec{q} = -\lambda \cdot \text{grad}T \quad (3)$$

Tepelná vodivost je základní charakteristikou materiálu, která popisuje vedení tepla látkou. Závisí především na teplotě. U plynů je tepelná vodivost závislá i na tlaku, ale pouze při velmi nízkých hodnotách tlaku. Do té doby je téměř konstantní. Na Obr. 2 jsou vyobrazeny tepelné vodivosti různých vícevrstevných izolací, dále již jen MLI, v závislosti na tlaku plynu. Do hodnot cca 1 torr je tepelná vodivost celé izolace prakticky konstantní. S dalším poklesem tlaku plynu dochází k rapidnímu poklesu celkové tepelné vodivosti až do tlaku mezi 10^{-4} a 10^{-5} torr a poté zůstává opět konstantní. Toto je dáno již jen sdílením tepla radiací a mikrokontakty mezi jednotlivými vrstvami MLI. Z tohoto poznatku o vedení tepla v plynech vyplývá velice důležitý poznatek o tom, že pro správnou funkčnost MLI je nejdůležitější absence plynného prostředí. MLI budou probrány ještě dále v této práci. [2]



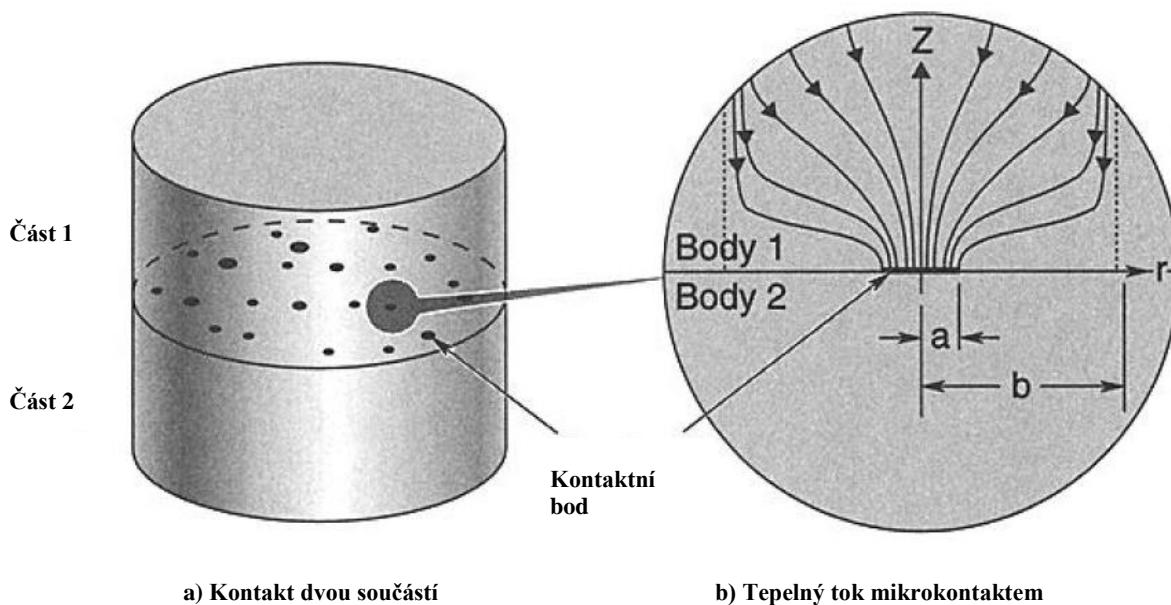
Obr. 2 – Závislost vedení tepla na tlaku plynu různými MLI [2]

Vedení obstarává základní přenos tepelné energie mezi jednotlivými částmi družice. Tento proces je ve vakuu poměrně dobře říditelný, dokonce může být i řízeně měněn v čase pomocí např. tepelných vypínačů a přepínačů (heat switchů). Velmi často se právě pomocí vedení odvádí tepelná energie z výkonných elektronických zařízení směrem ven například k radiátorům, které přebytek tepelné energie vyzáří do prostoru. Prakticky se jedná o jedinou možnost, jak tuto přebytečnou ztrátovou energii odvést. Naopak někdy je vedení tepla konstrukcí škodlivé. Například po zážehu vlastního pohonu družice by mohlo docházet k nepříznivému přenosu velkých dávek tepelné energie tam, kde je to nežádoucí. Důsledkem nepříznivého rozložení teplot v důsledku velkých tepelných toků by bylo enormní mechanické namáhání konstrukce družice.

Proto je potřeba znát termální charakteristiky materiálů a právě třeba pohonnou jednotku izolovat od dalších částí. Z těchto důvodů bývá družice zpravidla rozdělena na několik sekcí, které jsou od sebe navzájem tepelně izolovány, tak aby nedocházelo ke škodlivému přenosu tepla. Dělení družice může být provedeno například tak, že jednou sekcí

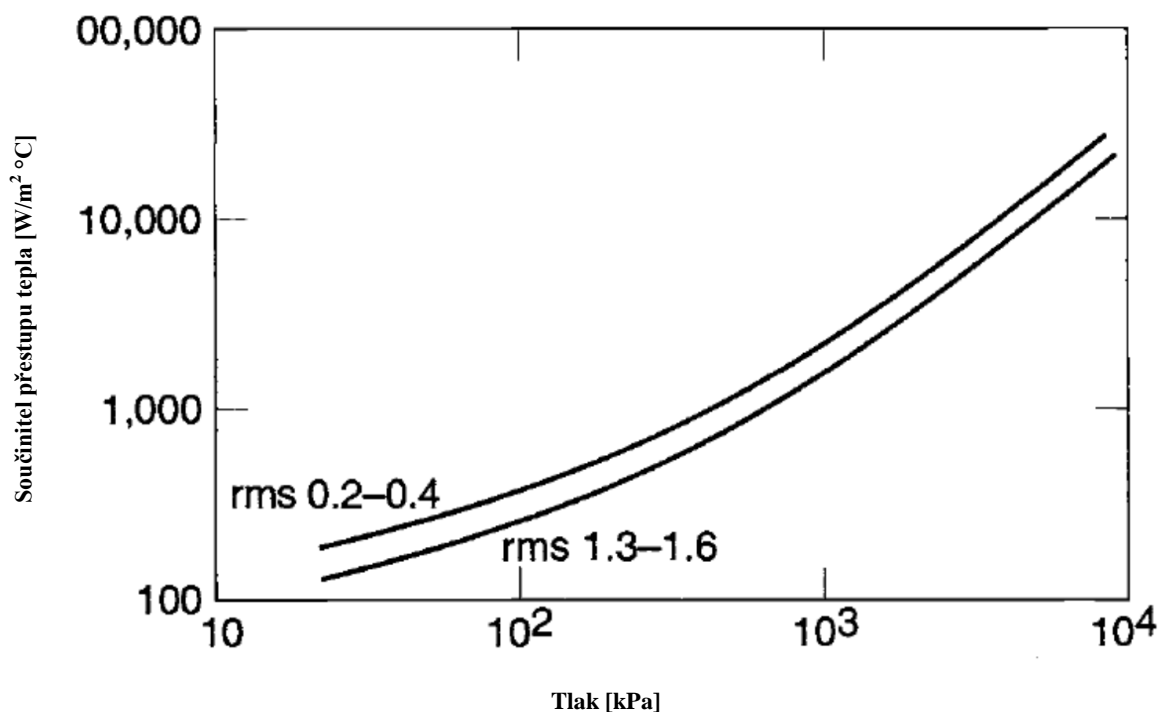
se stane pohonná jednotka. Ta může být částečně oddělena i radiačně například jakýmsi kuželovitým štítem s vhodnými povrchovými vlastnostmi, tak aby se vyzářené teplo odráželo zpět. Další samostatně oddělenou částí může být například elektronická sekce, jakýsi mozek družice. Ve výkonných družicích se nachází velmi mnoho elektronických prvků o výkonu v řádech kW. Tento zdroj tepla již rozhodně nejde zanedbat. Na rozdíl od pozemských podmínek, však teplo nelze odvést jednoduše ventilátorem, jak bývá zvykem. Elektronika z toho důvodu bývá chlazena buď pasivními odvody tepla, nebo aktivním chladícím okruhem (chladící okruh může být i samočinný, v takovém případě se jedná spíše o složitější pasivní ochranu), ve kterém je chladícím médiem většinou čpavek. Teplo se pomocí těchto systémů odvádí do radiátorů, kde je vyzářeno do volného prostoru. Je tedy potřeba velmi úzká součinnost systémů založených jak na vedení tepla, tak na sdílení tepla zářením, protože pro jejich správnou funkci se jeden neobejde bez druhého. Sdílení tepla zářením bude ještě probráno v dalších částech práce. Další sekcí a poslední v tomto příkladu může být tzv. payload (v češtině doslova platící zatížení, překládáno spíše jako užitečné zatížení), tedy náklad, kvůli kterému družice vznikla. Může jím být například vědecký experiment, nebo systém zajišťující pokrytí území na Zemi televizním signálem. Payload opět může mít naprosto odlišné požadavky, co se provozních a přípustných maximálních teplot týče. Pokud se bude například experimentovat s biologickým materiálem, či dokonce se bude jednat o pilotovaný let, leží rozsahy teplot ve velmi úzkém pásmu, které vyhovuje živým organismům. Jelikož elektronické systémy mají rozsahy teplot značně větší než např. živé organismy (ale i jakýkoli jiný payload může mít, byť velký rozsah, ale jinde umístěný, například velmi nízké teploty kryogenní techniky), není vhodné, ba ani hospodárné, ne-li nemožné udržovat na takovýchto rozsazích celou družici. Právě z tohoto důvodu je rozdělena na sekce, jejichž hlavní tepelné propojení je zajišťováno právě vedením tepla.

U sdílení tepla vedením je potřebné si uvědomit, že mezi jednotlivými, navzájem se dotýkajícími povrchy, se teplo nešíří tak účinně jako v atmosféře. To je dáno tím, že se povrchy dotýkají ve skutečnosti jen v mikrokontaktech, které vytváří nerovnosti povrchu, nikoli tedy celou jejich plochou. V atmosférických podmínkách jsou mezery mezi těmito mikrokontakty naplněny plynem, který zprostředkovává proudění a vedení tepla i mimo mikrokontakt. Ve vzduchoprázdnu však dojde k velmi rychlému vyprázdnění těchto plynových mezer. Teplo se tak v mezeře sdílí jen radiací, kterou je možno zanedbat. Jediný přenos tepla, v jakémkoli kontaktu dvou součástí, je s ohledem na výše popisované obstaráván jen pomocí mikrokontaktů. To je velmi důležitý závěr pro návrh termální ochrany jakékoli družice. Pro precizní návrh termální ochrany družice je potřeba znát součinitele přestupu tepla mezi jednotlivými materiály ve vakuu. Toto záleží i na tlaku jakým jsou k sobě tyto dvě součásti přitlačovány, protože při větším styčném tlaku dojde samozřejmě ke zploštění mikrokontaktů a tím ke zvětšení přenosové plochy a naopak. Na Obr. 3a jsou znázorněny mikrokontakty styku mezi součástmi a na Obr. 3b je zvětšený jeden mikrokontakt a znázorněny tepelné toky skrz tento kontakt. [2]



Obr. 3 – Sdílení tepla mikrokontaktem [2]

Pro řešení CubeSat je potřebná hlavně znalost přestupu tepla mezi hliníkovými částmi kostry, která zajišťuje hlavní přenos tepla vedením pro celou družici. Základní použitelný průběh přenosu tepla v závislosti na styčném tlaku, zobecněný pro jakýkoli hliník je zobrazen na Obr. 4.



Obr. 4 – Závislost přestupu tepla pro hliník a různé styčné tlaky [2]

1.3 Přenos tepla zářením

Tento mechanismus sdílení tepla je jediným mechanismem zajišťujícím v kosmu (vakuu) dálkový přenos tepelné energie. Jedná se dle jedné fyzikální teorie (není uvažováno sdílení tepla radiací jakožto formou fotonů) o elektromagnetické vlnění, které vydává jakákoli látka v závislosti na teplotě. Jelikož nelze dosáhnout teploty absolutní nuly, pak může být řečeno, že jakákoli částice sdílí tepelnou energii zářením.

V zemských podmínkách je velice často v praxi sdílení tepla zářením zanedbatelné, protože vlivem ostatních složek sdílení tepla ztrácí svou dominantní pozici. V kosmu však nabývá obzvláštní důležitosti, protože všechno teplo, které družice vyprodukuje, musí být do prostoru odvedeno pouze zářením. Z těchto důvodů jsou družice i vesmírné pilotované lodě vybaveny velkými plochami radiátorů, do kterých je vedením odváděna tepelná energie z útroby lodi a dále je jimi vyzařována pryč do volného prostoru. Radiátory zaujímají na každém kosmickém plavidle velkou povrchovou plochu, kterou je nutno řešit a získat. Například již vysloužilé raketoplány měly radiátory řešené jako dveře nákladového prostoru. Z tohoto příkladu je zřejmé jak velkou plochu vůči celkovému povrchu, ať už družice, či jiného kosmického plavidla, radiátory zaujímají.

Jelikož nejmarkantnější část družic, především blízkozemních (v blízkosti Země je velký výkon solární energie, netýká se to tedy sond, prozkoumávajících vnější části Sluneční soustavy), získává elektrickou energii ze solárních článků, může být pro první přiblížení při konstrukci jakékoli družice, uvažován velmi praktický a jednoduchý poměr, který říká, že pro každý 1 m^2 solárních článků je potřeba $0,5 \text{ m}^2$ radiátorů, které musí vyzářit výkon, který družice přijme a využije ve formě elektrické energie. Dále je potřeba počítat s tím, že družice neproměňuje záření na elektrickou energii celou svou plochou, tím pádem družice získává tepelnou energii i všemi ostatními částmi rovnou ve formě tepla.

Dopadá-li tepelné záření na povrch tělesa, může dojít ke třem různým jevům. Část záření je tělesem pohlcena, část záření je odražena a část záření může projít skrz těleso. Pokud je celková hustota dopadajícího zářivého toku označena E_I a její složky označeny v souladu s tímto značením, tedy odražená část E_R , pohlcená část E_A a část, která tělesem prošla E_D , pak platí rovnice (4). [1] [3]

$$E_I = E_R + E_A + E_D \quad (4)$$

Poměry jednotlivých složek celkové hustoty-ku celkové hustotě se nazývají poměrná odrazivost značena R , poměrná pohltivost značena A a poměrná propustnost značena D . Zavede-li se tento poměr v celé rovnici (4), vlastně je tedy celá podělena E_I , vyplyne rovnicí (5) důležitý závěr. [1] [3]

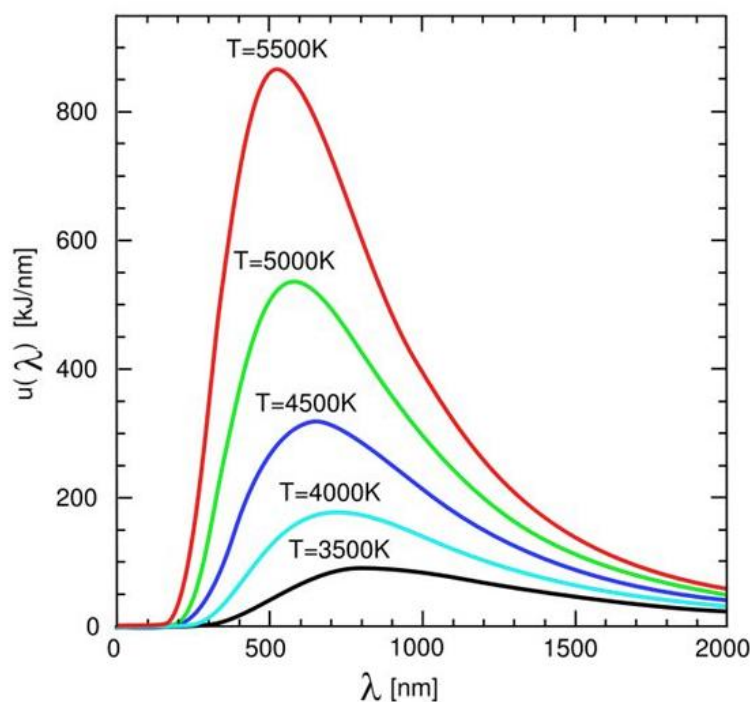
$$R + A + D = 1 \quad (5)$$

V běžné praxi se ale spíše objevují tělesa, která žádné tepelné záření nepropouští. V takovémto běžnějším případě degraduje rovnice (5) do jednodušší rovnice (6). [1] [3]

$$R + A = 1 \quad (6)$$

V praxi se však více vyskytují pojmy emisivita ε a absorbtance α . Pokud celková hustota zářivého toku tělesa je označena E_E a hustota zářivého toku černého tělesa, které vyzařuje maximální množství tepelné energie ze všech těles, je označena E_{E0} , pak jejich poměrem vznikne emisivita ε . Obdobný postup platí také pro absorbtanci α . Tyto dva pojmy jsou v praktické termální analýze a návrhu družice velmi důležité. Jsou udávány prakticky u všech materiálů, se kterými se konstruktér může při návrhu družice setkat, například i u solárních článků. K definování radiačních vlastností povrchu v termálních simulacích družic jsou používány právě jmenované dva parametry. Součet těchto parametrů již nemusí být 1. [1] [3] [2]

Jakékoli těleso nevyzařuje záření všech vlnových délek stejnou intenzitou. Každá látka vyzařuje různá spektra vlnových délek. Tato vlastnost látek dlouho unikala kvantitativnímu popisu. Matematický popis tohoto jevu přinesl až v roce 1900 Max Planck. Předpokládal vyzařování energie jen v určitých diskretních hodnotách tzv. kvantech. Tím položil základy kvantové fyziky. Podstatným závěrem toho, že těleso nevyzařuje všechny vlnové délky stejnou intenzitou, je to, že ani všechny vlnové délky stejnou intenzitou nepohlcuje. Platí, že vlnovou délku, kterou těleso samo nejvíce vyzařuje zároveň i nejvíce pohlcuje. Tyto vlastnosti se mění s teplotou tělesa. Tzn. těleso nevyzařuje a nepřijímá s největší intenzitou stále záření stejné vlnové délky. Tuto změnu vyjadřuje Wienův zákon posuvu. Tento zákon je vyobrazen na Obr. 5. [1] [3]



Obr. 5 - Wienův zákon posuvu [4]

Velmi důležitým vztahem pro vyzařování tělesa je zákon, který kvantifikuje intenzitu vyzařování černého tělesa. Tento zákon experimentálně objevil Stefan a teoretický vztah našel Boltzmann. Proto je tento vztah nazýván Stefan-Boltzmannův zákon. Dle tohoto zákona závisí intenzita vyzařování černého tělesa pouze na čtvrté mocnině jeho termodynamické teploty. Jeho matematické znění vyjadřuje rovnice (7). [1] [3]

$$M_0 = \sigma \cdot T^4 \quad (7)$$

Kde $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} [W \cdot m^{-2} \cdot K^{-4}]$ a M_0 je možno vyjádřit pomocí předchozích veličin pomocí rovnice (8) následovně.

$$M_0 = \frac{dE_{E0}}{dS} \quad (8)$$

Jedná se tedy o podíl zářivého toku a elementu plošky tělesa.

Je-li uvažován přenos tepla mezi dvěma tělesy, tento jev je důležitý pro pochopení vnitřních pochodů termálních simulací, může být podle zdroje [3] uvažováno nejdříve několik zjednodušujících předpokladů:

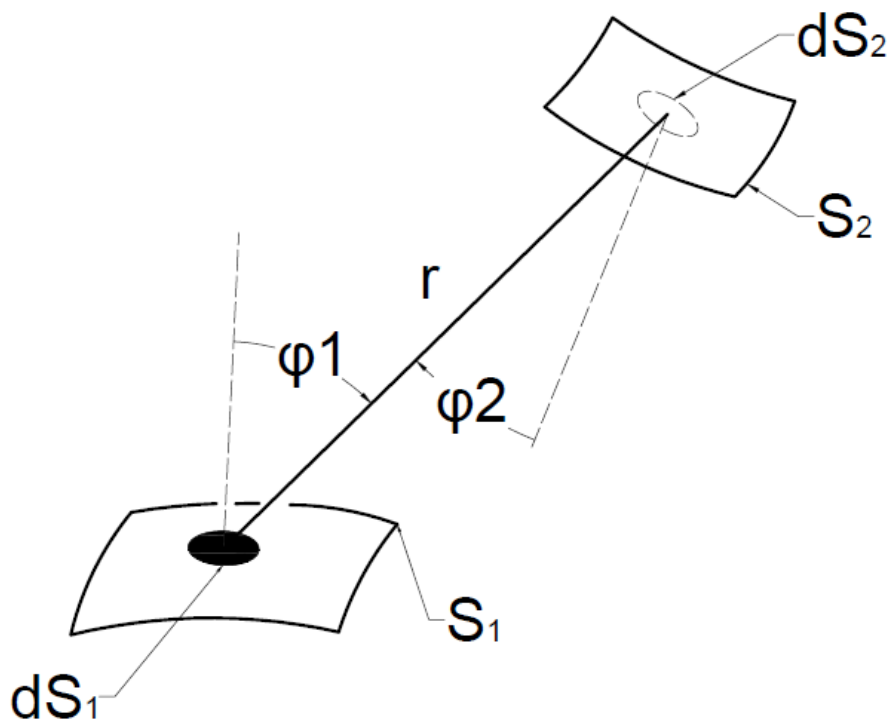
- Povrchy těles jsou dokonale černé, nebo šedé
- Pro odraz i záření platí Lambertův zákon (Intenzita záření je konstantní a ve všech směrech stejná)
- Vlastnosti povrchu obou těles jsou po celých jejich plochách stejné
- Pohltivost a zářivost nezávisí na teplotě tělesa
- Všechna tělesa jsou neprůteplivá
- Prostor mezi tělesy nemá na sdílení tepla žádný vliv, tzn. prostor je evakuován

Zde jsou uvedeny jen základní vztahy, celkové odvození krok po kroku se nachází ve zdroji [3] na stranách 229 – 231.

Jako první se zavede hustota efektivního zářivého toku (radiosita). Tato hustota je složena jak z energie tělesem vyzářené, tak z energie tělesem odražené. Matematické vyjádření udává rovnice (9). [3]

$$J = E_E + E_R \quad (9)$$

Dále lze podle Obr. 6 odvodit rovnici pro celkový tok energie vyslaný plochou S_1 na plochu S_2 (10). [3]



Obr. 6 – Sdílení energie mezi elementárními ploškami [3]

$$\frac{1}{\pi} \cdot \int_{S_1} \int_{S_2} \frac{J_1}{r^2} \cdot \cos\phi_1 \cdot \cos\phi_2 dS_1 dS_2 \quad (10)$$

V dalším kroku je vhodné zavést součinitel ozáření, který praví jaká část, kterou vyzáří povrch S_1 , dopadne na povrch S_2 . Lze-li předpokládat na celé ploše S_1 konstantní hustotu efektivního zářivého toku J_1 , je možné tento součinitel vyjádřit vztahem (11). [3]

$$F_{1-2} = \frac{1}{\pi \cdot S_1} \cdot \int_{S_1} \int_{S_2} \frac{1}{r^2} \cdot \cos\phi_1 \cdot \cos\phi_2 dS_1 dS_2 \quad (11)$$

Tento součinitel je závislý pouze na geometrii a vzájemné poloze obou povrchů. Obdobný vztah vztahu (11) platí i pro plochu S_2 . Jejich porovnáním je získána vzájemná vazba součinitelů ozáření (12). [3]

$$F_{1-2} \cdot S_1 = F_{2-1} \cdot S_2 \quad (12)$$

Obecnější vztahem platícím pro více těles najednou je vztah (13).

$$F_{i-j} \cdot S_i = F_{j-i} \cdot S_j \quad (13)$$

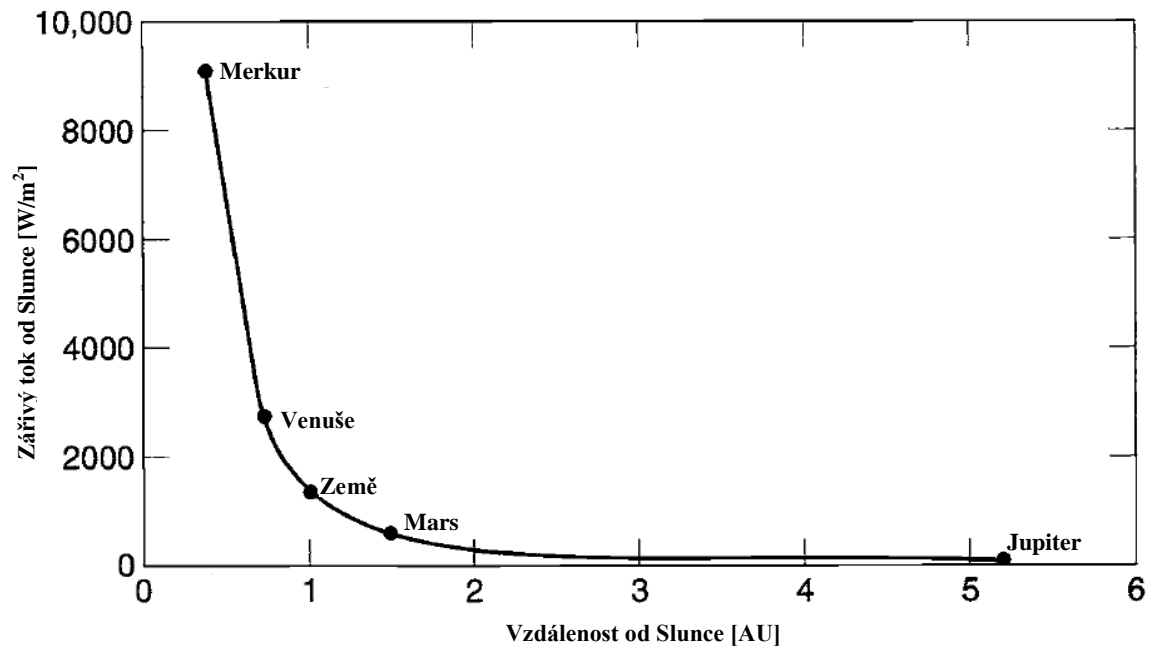
Poslední dva neméně důležité vztahy, jsou vztah (14), který určuje, že pokud je jedno těleso zcela uzavřeno zbývajícími tělesy, musí energie vyzářená tímto tělesem dopadnout na zbývající tělesa. To je velice důležité, neboť spousta součástí družice je uzavřena v jejím vnitřním objemu. Druhým vztahem je vztah (15), který se týká tělesa s konvexním povrchem po celé jeho ploše. V takovémto případě nemůže žádná energie tělesem vyzářená na toto těleso dopadnout zpět. [3]

$$\sum_{j=1}^n F_{i-j} = 1 \quad (14)$$

$$F_{i-i} = 0 \quad (15)$$

Těmto základním definovaným vztahům se říká v angličtině view factors a jedná se o velmi důležité pojmy, které jsou vypočítávány a používány při numerických simulacích majících za účel stanovit sdílení tepla mezi jednotlivými částmi družice. Samotný numerický výpočet probíhá automaticky, nicméně je možno volit výpočetní metodu, kterou se k těmto výsledkům dojde. Výpočet je velice náročný na výkon počítače, neboť součinitele ozáření se počítají mezi všemi páry elementů síťového modelu, respektive mezi páry elementů, u kterých je kladen požadavek na výpočet sdílení tepla zářením. Je totiž účelné neklást požadavek, sice přesnějšího, ale pomalejšího výpočtu mezi všemi elementy, ale pouze tam kde je markantní sdílení tepla zářením. Například vyzařování energie hranou desky PCB bude téměř zanedbatelné, stejně jako sdílení tepla zářením mezi dvěma doteky, kde se většina tepla přenesou vedením. Pokud se totiž model skládá z velkého počtu elementů a do výpočtu je vnesen požadavek na výpočet součinitelů ozáření pro všechny elementy, výpočet na běžném osobním počítači trvá velmi dlouho a to i v řádech týdnů.

Velmi podstatnou hodnotou při návrhu termální ochrany, ale také například zdroje elektrické energie (při rozvahách, zda použít jako zdroj solární články), představuje tzv. solární konstanta, která je závislá na vzdálenosti od Slunce. U Země je možné jako průměrnou hodnotu solární konstanty považovat $1367 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$. Průběh solární konstanty v závislosti na vzdálenosti od Slunce v tzv. astronomických jednotkách (AU) udává Obr. 7.



Obr. 7 – Zářivý tok Slunce (solární konstanta) v závislosti na vzdálenosti v AU [2]

2 Prostředí

Na všechna tělesa, která jsou vyslána do kosmu, působí celá řada vlivů a rozdílných prostředí. Vlivy kosmického prostředí na družice a pilotované lodě jsou naprosto rozdílné od vlivů, které na ně působí na Zemi. Vliv kosmického prostředí se liší dokonce tím, zda se jedná o oběžnou dráhu Země, nebo například Měsíce, Marsu, Slunce, nebo kteréhokoli jiného tělesa. Stejně tak se liší prostředí na površích různých těles. Například povrch a atmosférické podmínky na Marsu nejsou zdaleka stejné jako na Venuši, Zemi, nebo Měsíci. Každé kosmické těleso, dokonce rozdílná místa na něm, jsou specifická prostředím, kterým ovlivňují požadavky kladené na kosmické těleso. Zároveň je nutné brát na zřetel fakt, že každé kosmické těleso není uvrženo během nulového času přímo do daného prostředí, ale prochází během své dlouhé mise celou řadou různých prostředí.

Například v průběhu návrhu mise, jejímž cílem by bylo přistání pouze nepohyblivé sondy na Marsu, je prvním prostředím, se kterým se sonda setká, tzv. čistá místnost (clean room) v němž je sestavována. Ze všech prostředí je prostředí čisté místnosti pro družici nejpřívětivější, protože je samo o sobě řízeno dle potřeb. Nicméně i s takovýmto prostředím je při návrhu potřeba počítat, neboť například teplota okolí způsobuje určité teplotní roztažení materiálu. Družice je smontována za určité teploty a všechny spoje a části nosné kostry buď jsou, nebo nejsou vyhotoveny s určitým předpětím. I když není například šroubový spoj vyhotoven s předpětím za daných podmínek, neznamená to, že se v něm neobjeví v kosmu, protože během kosmické mise je družice vystavena jiným teplotám, než jaké panovaly během její montáže. Dalším prostředím, s nímž se družice setká, bývá převoz na kosmodrom. Ten může probíhat například letecky nebo lodí. Družice často překoná velké vzdálenosti, například z Evropy do Jižní Ameriky. Taková cesta samozřejmě znamená další rozličná prostředí, stále ještě na zemském povrchu. Následuje testování a integrace družice na nosič, což může být chápáno jako další prostředí, s nímž se družice setká. Ideální je, aby během předchozích tří fází byla družice v kontrolovaných podmínkách, tak aby nedocházelo k přílišným teplotním změnám a podobně. Dále je již družice před letem umístěna v aerodynamickém krytu nosiče. V průběhu startu je celý aerodynamický kryt velmi tepelně namáhán a teplota může stoupat i uvnitř něj například až na 80 °C, které musí družice snést. Zároveň je družice vystavena velmi rychlé dekompresi s tím, jak klesá venkovní tlak. Při dostatečném poklesu teploty je z důvodu ušetření tažené hmotnosti odhozen aerodynamický kryt a od tohoto bodu je družice již plně vystavena vlivům kosmického prostředí. Pokud jsou v chodu jakékoli chemické motory, tak je družice zároveň vystavena teplu sálajícímu od expandujících spalín. Před odletem na přechodovou dráhu je družice vystavena kosmickému prostředí s vlivem Země. Zde je například ještě částečně chráněna před škodlivými energetickými částicemi, které putují po magnetických siločárách Země. Zde také skončí řešená družice a dále již nepoletí. Pro úplný příklad toho, jakými všemi prostředími družice může projít je zde uvedena celá cesta z povrchu Země až na povrch Marsu. Na přechodové dráze vlivy Země rychle vymizí a družice je ponechána napospas pouze okolnímu prostředí a slunečnímu záření. Pokud dosáhne oběžné dráhy Marsu, je potřeba počítat i s vlivy, které působí na jeho oběžné dráze, které jsou opět trochu rozdílné od těch, které působí na zemské oběžné dráze. Následuje přistání, během něhož dochází k extrémnímu tepelnému namáhání, před nímž musí družici uchránit tepelný štít. Fáze přistání je však velmi krátká, stejně tak jako start. Posledním prostředím, se kterým se družice setká, je prostředí na povrchu Marsu, jehož specifikem je velmi řídká atmosféra jiného složení, než pozemská a výrazné působení prachových částic, které se usazují na všech površích a ovlivňují tak například vyzařování tepla.

Stejně tak je rozdílné prostředí ve vysokých výškách, nikoli však přímo v kosmu, během letu stratosférickým balonem, během něhož má družice překonat místa s rozdílnými rychlostmi větru, teplotami a tlaky. Na rozdíl od startu družice na raketovém nosiči dochází ke změnám tlaku postupněji. Družice není chráněna v aerodynamickém krytu nosiče, ale je vystavena vlivům okolí přímo. Namísto extrémního tepelného namáhání zde působí vítr a velmi nízké teploty, které mohou klesnout až k cca $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Z výše uvedeného je patrné, že při návrhu kosmické mise je potřeba vždy brát v úvahu přesné dráhy a místa, na kterých se bude kosmické těleso pohybovat během celé mise.

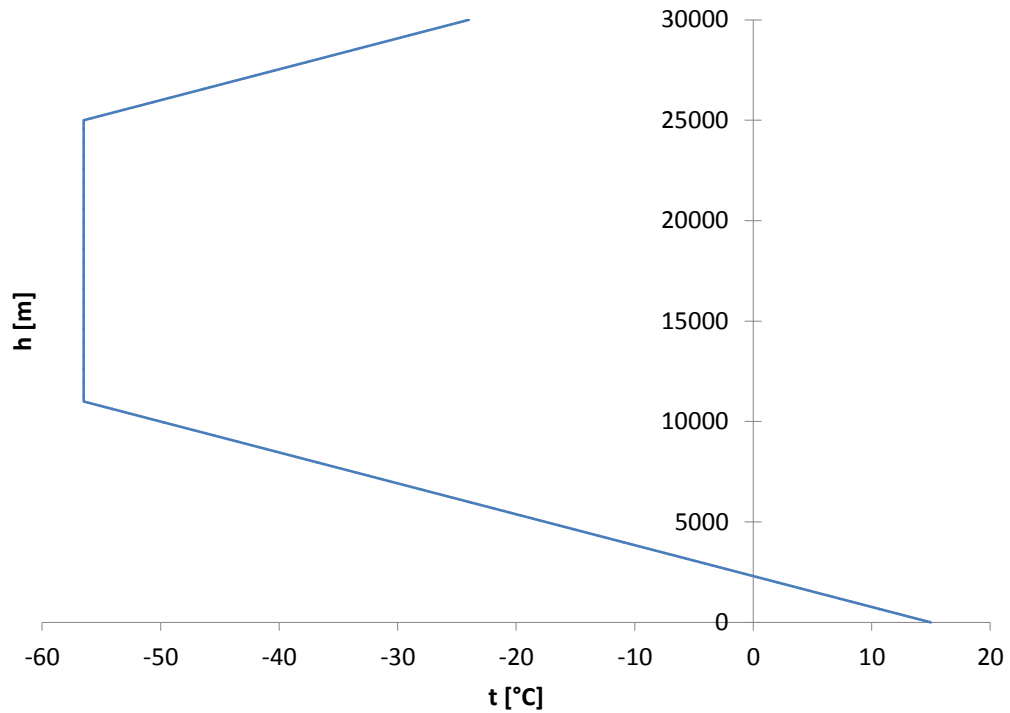
2.1 Prostředí a vlivy během stratosférického letu

Prostředí ve výškách okolo 30 000 metrů nad mořem (stratosféra) je specifické především velmi nízkými teplotami a hustotou vzduchu. Na rozdíl od kosmického prostoru však ještě nelze zanedbat vliv konvektivního přenosu tepla. Tento fakt s sebou přináší výhody i nevýhody pro řešení termální ochrany. Hlavní výhodou je přítomnost plynného prostředí uvnitř družice, které napomáhá distribuci tepelné energie mezi jednotlivými součástmi družice. V kosmickém prostředí tato výhoda odpadá a teplo se šíří pouze zářením, což přináší jisté záludnosti při řešení termální ochrany. S přítomností plynného prostředí však přichází i nevýhoda a tou je tepelná energie odnášená z družice větrem. Sdílení tepla pomocí záření probíhá samozřejmě i na zemském povrchu stejně tak jako v kosmu. Na povrchu Země toto záření lze ve spoustě případů zcela zanedbat, protože jeho vliv na tepelné bilance je minoritní. Dá se však předpokládat, že ve vyšších výškách nad zemským povrchem, například právě při letu stratosférickým balonem, jeho vliv nebude již přímo zanedbatelný.

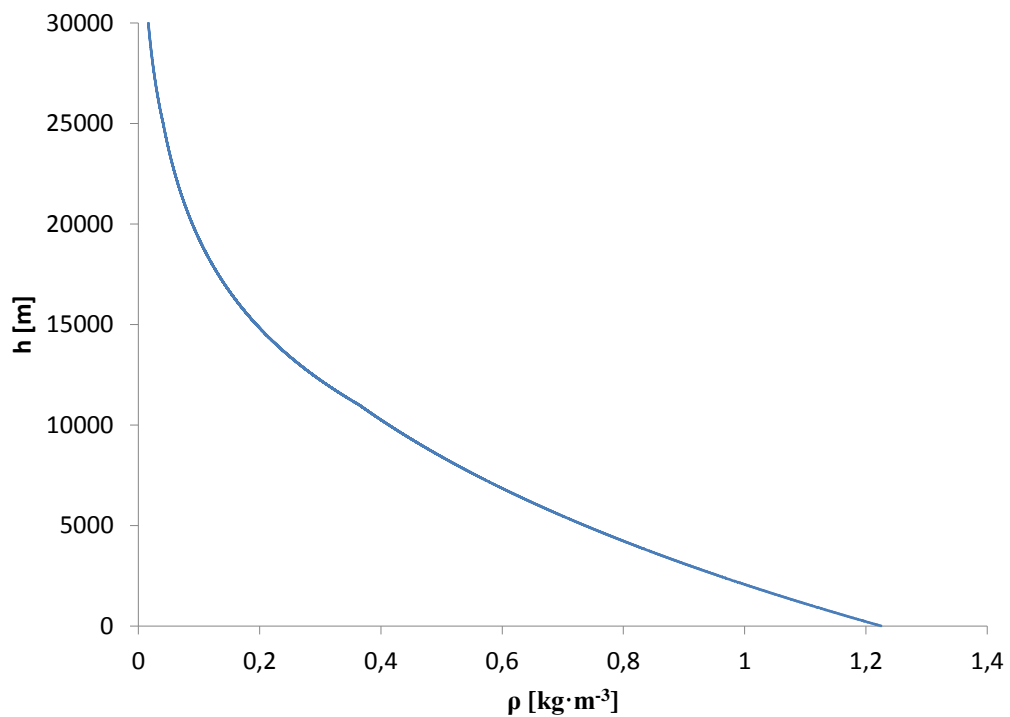
Z předchozího popisu je zřejmé, že pro bilancování tepelné energie CubeSatu bude potřeba uvažovat jak vliv tepelného záření, tak konvektivní přenos tepla větrem.

Hlavním podkladem použitým pro bilancování tepelné energie družice během testovacího letu je model Mezinárodní standardní atmosféry (MSA), který udává vzájemné vztahy mezi stavovými veličinami vzduchu. Z tohoto modelu je důležitý především teplotní profil v závislosti na výšce a průběh hustoty vzduchu také v závislosti na výšce.

Přestože předpokládaný termín letu byl někdy okolo června, tím pádem bylo možno předpokládat vyšší teploty vzduchu, než jaké udává MSA, tedy počáteční teplotu 15 °C ve výšce 0 m.n.m. z důvodu nemožné předpovědi teploty na tak dlouhou dobu dopředu byla zvolena možnost počítat přímo s touto teplotou, která také není ani v danou roční dobu vyloučena. Dále je předpokládáno zjednodušení, které vede k výpočtu s letem balonu právě od 0 m.n.m. Z hlediska tepelné ochrany nemá skutečnost, že balon ve skutečnosti poletí z vyšší výšky vliv, protože teplota vzduchu v nižších výškách v danou roční dobu zcela určitě neklesne pod mez, kdy by bylo nutné družici tepelně chránit. Následující dva grafy, Graf 1 a Graf 2, ukazují průběh teploty a hustoty uvažované v tepelné bilanci pro stratosférický let.



Graf 1 – Závislost teploty atmosféry na výšce nad povrchem Země



Graf 2 – Závislost hustoty atmosféry v závislosti na výšce nad povrchem Země

Dalším podkladem pro tepelnou bilanci je průběh rychlostí větru po celé výšce letu. Vzhledem k faktu, že vítr je parametr nestálý a velmi těžko předvídatelný, je potřeba při stanovování výškového profilu větru vycházet z naměřených dat, která byla získána během

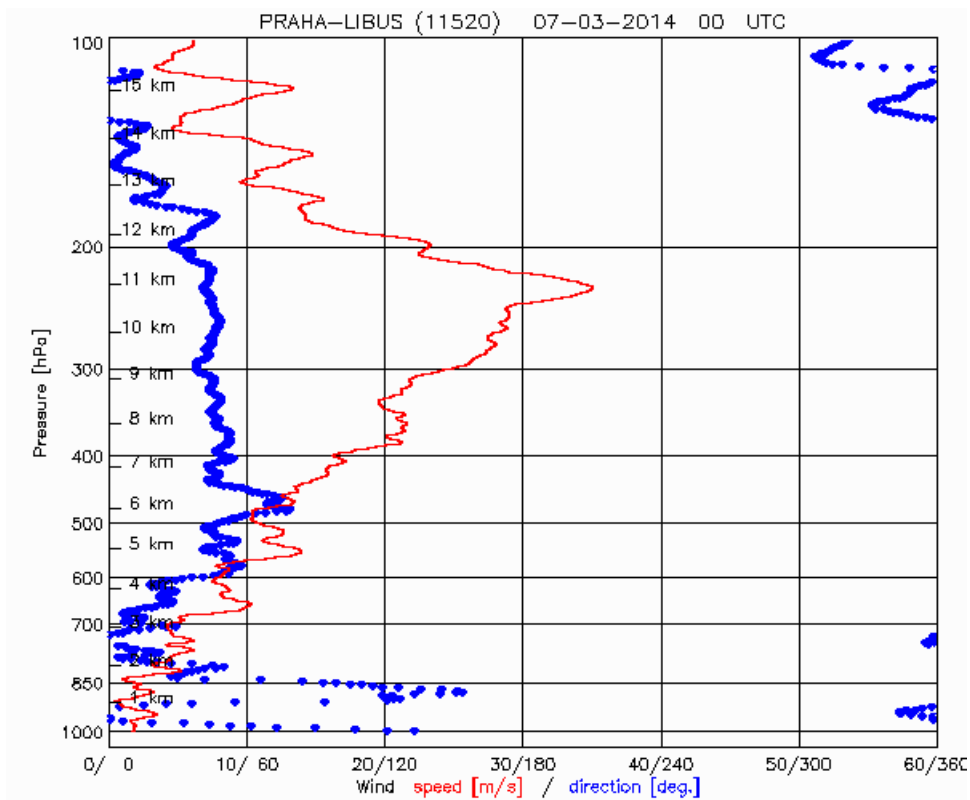
letů jiných meteorologických balonů. Z uvedených faktů je patrné, že stanovení výpočtového profilu větru je věc obtížná a setkává se s velkou nejistotou. Výraznou pomocí může být, namísto stanovení průměrného rychlostního profilu větru, stanovení pokud možno nejhoršího možného průběhu. To znamená takového, při kterém vítr dosahuje ve všech výškách nejvyšších rychlostí. Meze dimenzování termální ochrany družic jsou totiž dány vždy dvěma případy. Prvním je případ, během něhož je družice vystavena největším uvažovaným příjmům tepelné energie (tzv. hot case). Druhým, a pro případ řešeného balonového letu stěžejním (nepředpokládá se, že by byla družice během tohoto letu vystavena příjmu tepelné energie), je tzv. cold case, tedy případ, kdy je z družice naopak odváděno největší množství tepelné energie.

Stanovení umělého výškového profilu větru bylo provedeno několikadenním sběrem dat ze zdroje [5]. Výhodnější by samozřejmě bylo mít k dispozici data ještě dlouhodobějšího charakteru, například rok a více. Nicméně vlastní sběr dat nebylo možno provést z důvodu krátkého časového intervalu na realizaci řešení a archivní data se nepodařilo dohledat. Grafy výškového větru jsou uschovávány na uvedeném zdroji pouze několik dní.

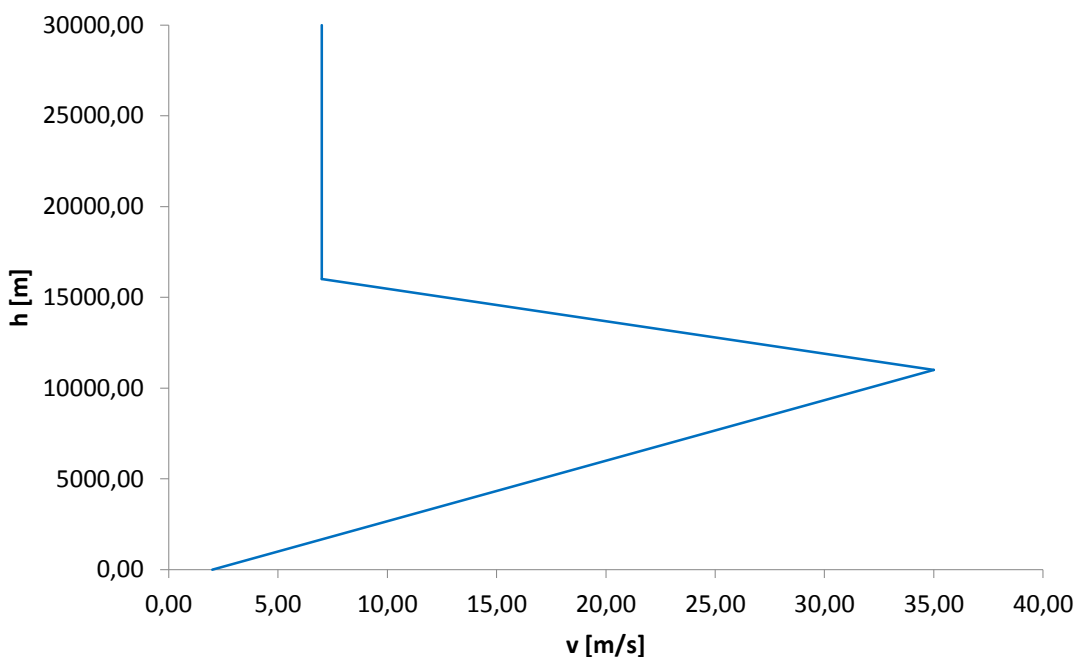
Další potíží při sestavování výpočtového modelu větru je to, že běžné naměřené rychlosti větru z meteorologických balonů pokrývají výšku 0 – cca 16 000 m n.m. Nad tuto mez není rychlost větru buďto vůbec měřena, nebo data nejsou volně k dispozici. Avšak data z těchto výšek ukazují, že rychlost větru stoupá do výšky okolo 11 000 m n.m. a pak opět začíná klesat, přičemž právě ve výšce okolo 16 000 m n.m. kde naměřená data končí, se vítr ustaluje téměř opět na 0 m/s. Dá se tedy alespoň přibližně předpokládat, že se rychlost větru ustálí a nad tuto výšku je již prakticky konstantní a velmi malá. Navíc nad tuto výšku hustota vzduchu velmi rychle klesá a přestává být tedy význačná pro ochlazování družice větrem.

Dalším faktorem ovlivňujícím přesnost určeného výpočtového profilu větru může být to, že data, ze kterých byl získáván, jsou data naměřená na meteorologických balonech vypouštěných z Prahy a Prostějova. Přičemž místo startu balonu nebylo dopředu známo (konečný start letiště v Malé Bělci - Slovensko), avšak místo letu může mít podstatný význam pro chování větru a z konečného místa startu je vidět velký rozdíl oproti místům, kde byla měřena data, ze kterých byl určen výpočtový profil větru.

Graf 3 je pro představu jeden z grafů, ze kterých byl právě volen výpočtový profil větru. Graf 4 pak zobrazuje již finální výpočtový profil větru, který má následující parametry. Ve výšce 0 m n.m. je rychlost větru 2 m/s, s rostoucí výškou až do 11 000 m n.m. stoupá až na rychlost 35 m/s, poté začne do 16 000 m n.m. klesat na rychlost 7 m/s a od této výšky až do konečné výšky 30 000 m n.m. je již profil větru konstantní právě na 7 m/s.



Graf 3 – Rychlost a směr větru v závislosti na výšce v okolí Prahy [5]



Graf 4 – Výpočtový profil větru v závislosti na výšce nad povrchem Země

Posledním důležitým podkladem pro stanovení tepelné bilance jsou vlastnosti vzduchu při různých teplotách. Zejména důležitá je hodnota Prandtlova čísla a tepelná vodivost vzduchu. Tato data byla získána ze zdroje [6]. Jelikož se však jedná o nespojitou tabulku dat

s vlastnostmi vzduchu od -150 do 400 °C, bylo nutno potřebné hodnoty aproximovat polynomičnou funkcí pro potřeby výpočtu. Vlastnosti vzduchu obsahuje Tabulka 1. Tučně je vyznačen rozsah teplot, využitelný pro tepelnou bilanci.

Teplota	Hustota	Specifická tepelná kapacita	Tepelná vodivost	Kinematická viskozita	Součinitel tepelné roztažnosti	Prandtlovo číslo
- t -	- ρ -	- c _p -	- k -	- ν -	- b -	- Pr -
[°C]	[kg/m ³]	[kJ/kg.K]	[W/m.K]	× 10 ⁻⁶ [m ² /s]	× 10 ⁻³ [1/K]	[-]
-150	2,793	1,026	0,0116	3,08	8,21	0,760
-100	1,980	1,009	0,0160	5,95	5,82	0,740
-50	1,534	1,005	0,0204	9,55	4,51	0,725
0	1,293	1,005	0,0243	13,30	3,67	0,715
20	1,205	1,005	0,0257	15,11	3,43	0,713
40	1,127	1,005	0,0271	16,97	3,20	0,711
60	1,067	1,009	0,0285	18,90	3,00	0,709
80	1,000	1,009	0,0299	20,94	2,83	0,708
100	0,946	1,009	0,0314	23,06	2,68	0,703
120	0,898	1,013	0,0328	25,23	2,55	0,700
140	0,854	1,013	0,0343	27,55	2,43	0,695
160	0,815	1,017	0,0358	29,85	2,32	0,690
180	0,779	1,022	0,0372	32,29	2,21	0,690
200	0,746	1,026	0,0386	34,63	2,11	0,685
250	0,675	1,034	0,0421	41,17	1,91	0,680
300	0,616	1,047	0,0454	47,85	1,75	0,680
350	0,566	1,055	0,0485	55,05	1,61	0,680
400	0,524	1,068	0,0515	62,53	1,49	0,680

Tabulka 1 – Vlastnosti vzduchu

Z předešlé tabulky byla aproximací získána rovnice (16) pro součinitel tepelné vodivosti vzduchu a rovnice (17) pro Prandtlovo číslo. Tyto dvě rovnice nejlépe aproximovaly dané hodnoty v daném rozsahu teplot -100 až 20 °C z několika zkoušených možností.

$$\lambda = 7 \cdot 10^{-5} \cdot t + 0,0217 \quad (16)$$

$$\text{Pr} = 10^{-6} \cdot t^2 - 0,0001 \cdot t + 715 \quad (17)$$

2.2 Prostředí a vlivy během kosmického letu

Již bylo popsáno, že termální prostředí v kosmu jsou o mnoho různorodější než termální prostředí na Zemi. Nyní bude věnována pozornost hlavně termálnímu prostředí na oběžné dráze Země, neboť řešený CubeSat bude vyslán právě pouze na zemskou oběžnou dráhu. Je nutno ještě zmínit, že samozřejmě existují i oběžné dráhy okolo Země, či jakýchkoli jiných těles, na kterých sice družice obíhá ono kosmické těleso, ale není jím prakticky tepelně ovlivňována. Vliv obíhaného tělesa, na družici, v porovnání s průměrem tělesa, na velmi vysoké oběžné dráze, která splní ještě další podmínky, bude prakticky minimální z důvodu velmi malé dávky albeda¹ a infračerveného záření dopadajícího na povrch družice a velmi krátké doby zastínění. V takovém případě, pokud není potřeba velmi vysoká přesnost výsledků, je možné řešit termální chování družice se zanedbáním obíhaného tělesa.

Pro pochopení termální analýzy družic je potřeba zavést a vysvětlit některé základní parametry tzv. elementy oběžných drah a popsat základní používané druhy oběžných drah. Parametry oběžné dráhy jsou totiž naprosto klíčové pro termální ochranu družice. Závisí na nich totiž doba osvitů družice a doba strávená naopak ve stínu. Tento poměr se v závislosti na oběžné dráze může velmi lišit.

Následující výčet dle zdroje [2] udává a popisuje základní elementy oběžných drah, pomocí kterých je oběžná dráha okolo tělesa zcela určena. Je nutno dodat, že udávané elementy oběžné dráhy jsou v podstatě jen průměrné hodnoty, protože každá oběžná dráha se mění dynamicky s časem kvůli nejrůznějším vnějším vlivům a neřídí se striktně zákony keplerovské mechaniky.

- **Rovina rovníku** – Rovina procházející rovníkem Země, která je kolmá na osu rotace Země.
- **Rovina ekliptiky** – Rovina, ve které leží oběžná dráha Země okolo Slunce. Je zřejmé, že Slunce vůči Zemi vždy leží v rovině ekliptiky. Tato rovina kvůli sklonu zemské osy svírá s rovinou rovníku 23,4°.
- **Inklinace** – Úhel, který svírá rovina oběžné dráhy s rovinou rovníku obíhaného tělesa. S inklinací souvisí i směr, po kterém družice obíhá vůči Zemi. Pro inklinaci od 0 do 90° družice obíhá po směru rotace Země a jedná se tedy o prográdní dráhu. Pro inklinaci vyšší než 90° již družice obíhá proti směru rotace Země a jedná se tedy o retrográdní dráhu. Řešený CubeSat bude obíhat na dráze s inklinací cca 98°, to znamená, že bude již na retrográdní dráze.
- **Apocentrum** – Je to nejvyšší bod oběžné dráhy vůči obíhanému tělesu. Název apocentrum je obecný pro všechna obíhaná tělesa a může se lišit ještě podle něj. Například pro Zemi se apocentrum nazývá také apogeum.
- **Pericentrum** – Je to nejnižší bod oběžné dráhy vůči obíhanému tělesu. Název pericentra je obdobně univerzální jako u apocentra. Pro Zemi nese název perigeum.
- **Vzestupný uzel** – Bod, ve kterém obíhající družice křížuje rovník při pohybu z jihu na sever.

¹ Albedo – bude v této práci používáno jako ustálený pojem pro dávku záření, kterou družice obdrží od odrazu záření od Země.

- **Sestupný uzel** – Bod, ve kterém obíhající družice křížuje rovník při pohybu od severu na jih.
- **Rektascenze** – Úhel mezi jarním bodem a oběžnou drahou v rovině rovníku obvykle měřený v hodinách, minutách a vteřinách.
- **Deklinace** – Úhel mezi družicí a rovinou rovníku (nad a pod) spolu s rektascenzí udává polohu družice vůči obíhanému tělesu.
- **Rektascenze vzestupného uzlu (RAAN)** – Úhel mezi vzestupným bodem a jarním bodem.
- **Argument šířky pericentra** – Úhel mezi pericentrem a vzestupným uzlem udávaný ve stupních, nebo radiánech.
- **Hlavní poloosa** – Velikost hlavní poloosy je rovna aritmetickému průměru vzdálenosti apocentra a pericentra od těžiště soustavy. Pro poloosu platí vztah (18).

$$a = \frac{r_p + r_a}{2} \quad (18)$$

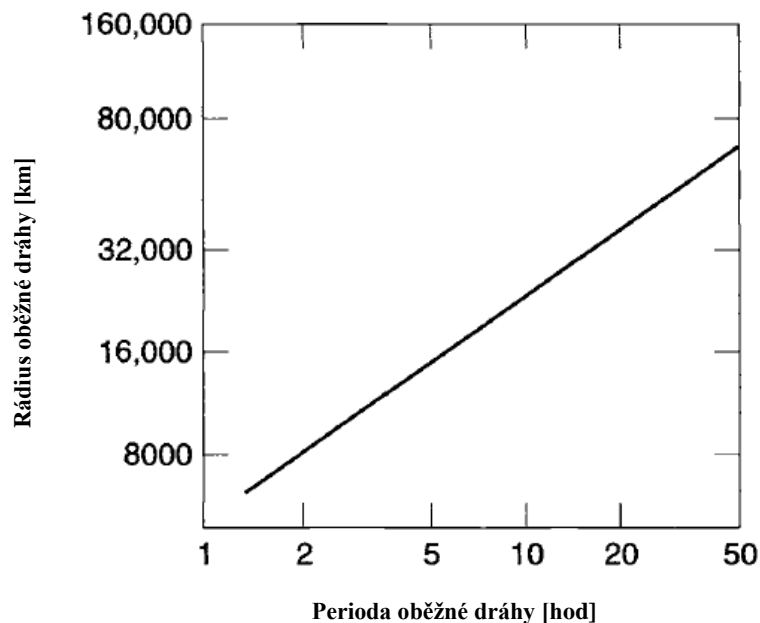
- **Excentricita** – vyjadřuje relativní odchylku dráhy tělesa od dokonale kruhové dráhy, pro kruhovou dráhu $e = 0$, pro eliptickou dráhu leží v intervalu od 0 do 1, parabolická dráha má $e = 1$ a konečně hyperbolická dráha má $e > 1$. Pro excentricitu platí vztah (19).

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} = \frac{r_a - r_p}{2 \cdot a} \quad (19)$$

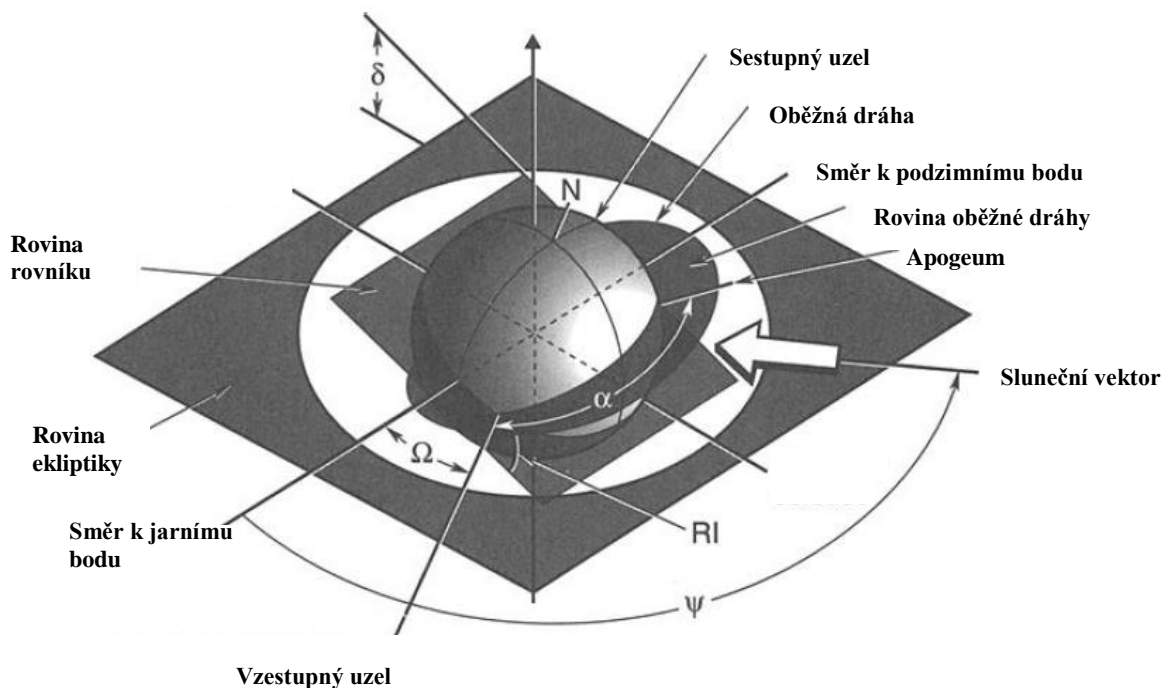
- **Směr k jarnímu bodu** – jedná se o průsečík roviny ekliptiky a roviny rovníku, na této přímce se Slunce nachází v den jarní rovnodennosti.
- **Perioda** – neboli doba oběhu udává, jak již název napovídá, za jak dlouho družice nebo jiné kosmické těleso vykoná jeden oběh. Ve skutečnosti je perioda daleko složitější obtížně definovatelný pojem, protože se orbita mění s časem. Družice je brzděna zbytky atmosféry, zároveň je vystavena v každém okamžiku jinému gravitačnímu zrychlení apod. Z těchto důvodů se v praxi setkáváme s definicí několika různých period oběhu, které se navzájem liší. Teoretický vztah, který se zanedbáním jmenovaných vlivů, můžeme považovat za platný, udává rovnice (20).

$$P = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{l^3}{\mu}} \quad (20)$$

μ v tomto vztahu značí gravitační parametr, který se používá v astrodynamice. Závislost periody na vzdálenosti od středu Země udává Obr. 8. Názorné vyobrazení některých orbitálních elementů zřetelně ukazuje Obr. 9.



Obr. 8 – Závislost orbitální periody na výšce dráhy [2]



Obr. 9 – Orbitální elementy [2]

Velmi důležitým parametrem, který přímo nespadá mezi elementy dráhy používané obecně v astrodynamice, ale je využíváný v termální analýze je tzv. úhel β . Tento úhel představuje daleko názornější představu o termálním prostředí, kterému je družice vystavena. Jedná se o nejmenší úhel mezi rovinou dráhy a solárním vektorem. Může ležet v intervalu od -90° do $+90^\circ$. Tento úhel určuje dávky albeda a čas strávený v zákrytu za Zemí.

Obr. 10 ukazuje, že pro úhel $\beta = 0^\circ$ leží solární vektor v rovině oběžné dráhy. Dávky albeda odraženého od Země jsou maximální, neboť kolmo se odrážející záření dopadá přímo na družici. Zároveň s tím je ale maximální čas strávený v zákrytu Země. S rostoucím úhlem β se zkracuje čas strávený v zákrytu, ale dávky albeda nad osvětlenou částí Země klesají. Pokud dosáhne úhel $\beta 90^\circ$ čas v zákrytu Země je nulový, družice tedy obíhá stále osvětlena Sluncem, ale dávky albeda jsou téměř nulové. Matematický vztah pro vyjádření úhlu β představuje vztah (21). [2]

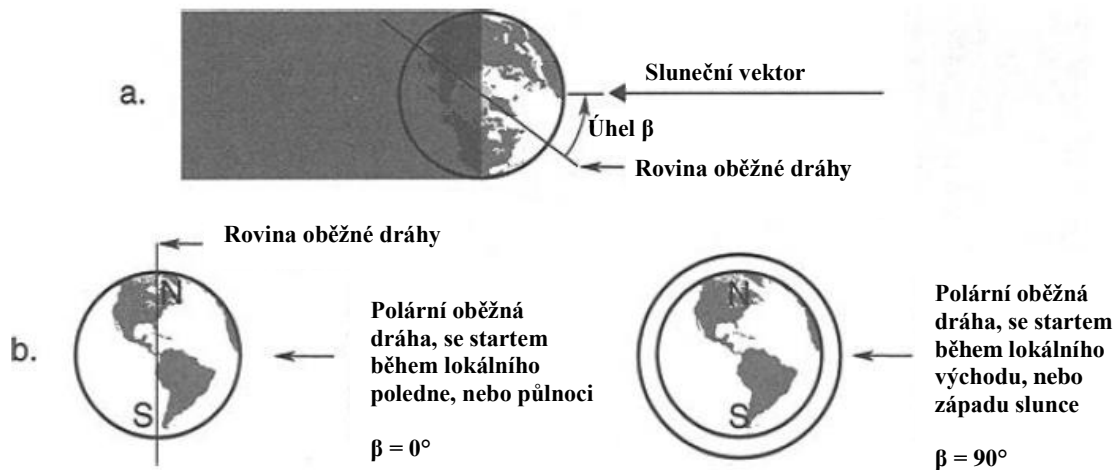
$$\beta = \sin^{-1}(\cos(\delta_S) \sin(RI) \sin(\Omega - \Omega_S) + \sin(\delta_S) \cos(RI)) \quad (21)$$

δ_S – deklinace Slunce

RI – inklinace oběžné dráhy

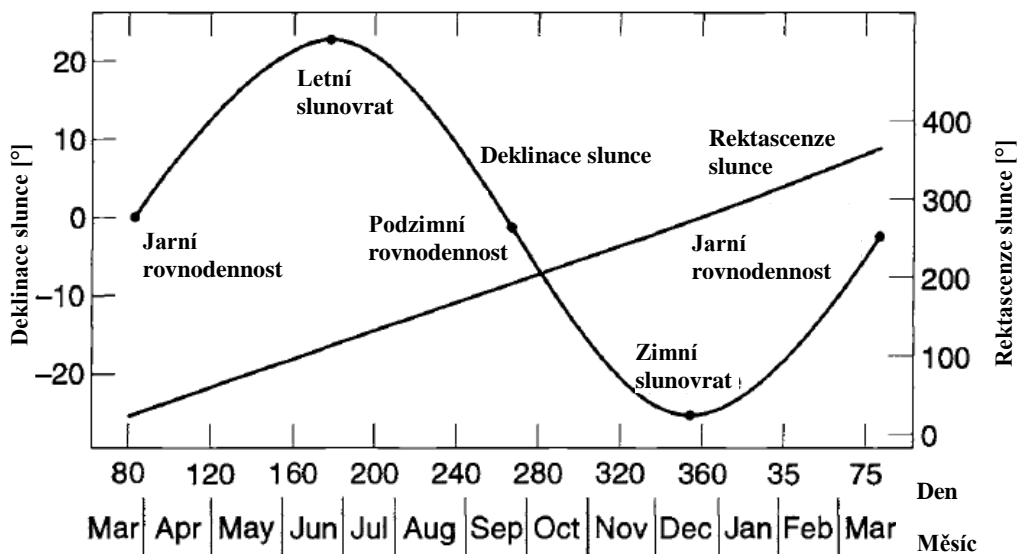
Ω – rektascenze vzestupného úhlu

Ω_S – rektascenze Slunce



Obr. 10 - Znázornění úhlu beta [2]

Závislost rektascenze a deklinace Slunce pro různé roční doby důležité pro výpočet úhlu β zobrazuje Obr. 11.



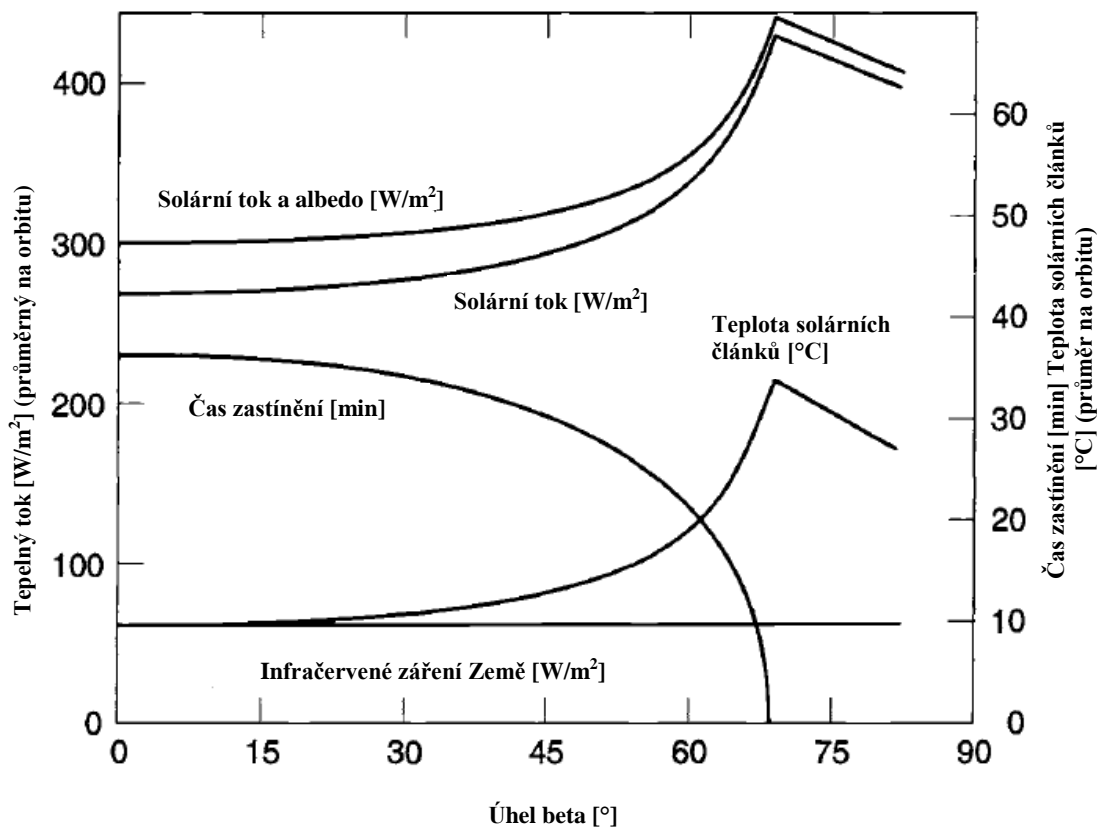
Obr. 11 – Závislost rektascenze a deklinace Slunce na roční době [2]

V následující části budou popsány jednotlivé druhy oběžných drah, jejich obecná specifika a zároveň specifika týkající se termální analýzy družice.

Nízká oběžná dráha (LEO) je taková dráha, která leží mezi cca 100 až 2000 km nad povrchem Země. Na této dráze se nachází velká spousta družic sledující jak Zemi, například počasí na Zemi, tak kosmický prostor, například Hubbleův teleskop. Zároveň se zde nachází v současné době kosmická stanice ISS a v minulosti ostatní kosmické stanice.

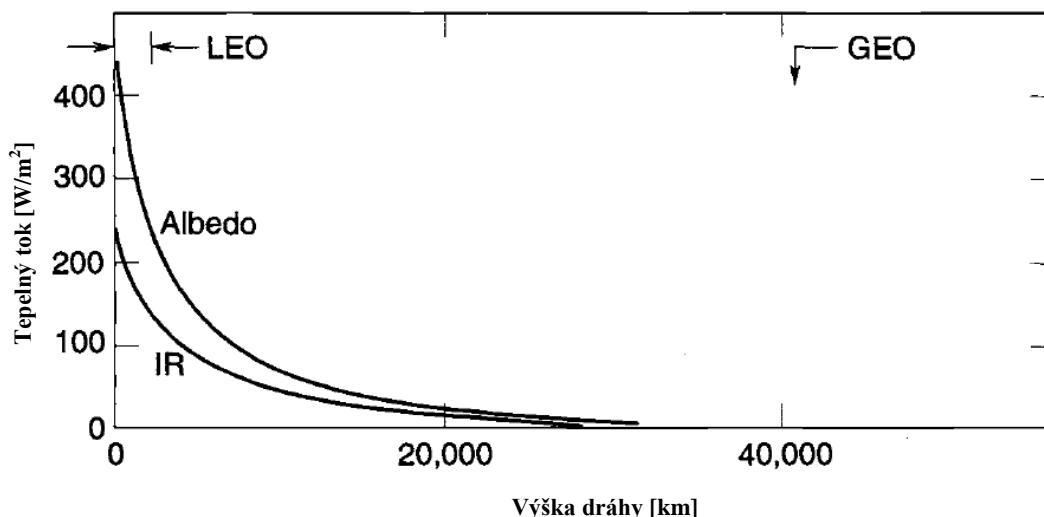
Na těchto drahách, zvláště na nižších orbitách pod 600 km nad povrchem Země, je ještě výrazný vliv atmosféry, tedy spíše izolovaných částic uniklých plynů, v těchto výškách převážně vodíku a helia. Vliv těchto částic způsobuje zpomalování družice a její následný zánik v atmosféře. Proto, je-li vyžadováno, aby družice vydržela na nízké oběžné dráze déle, musí mít vlastní pohon, který jí postupně dodává energii. U CubeSatů vypouštěných například z ISS dochází k zániku v atmosféře v řádech měsíců. Odporová síla velice rychle klesá s rostoucí výškou a tak se i rapidně prodlužuje životnost družice. Ve výšce okolo 600 km (případ řešeného CubeSatu) se doba do zániku družice v atmosféře pohybuje již okolo 25 let, což je zároveň doba, po kterou může družice setrvávat na oběžné dráze po skončení její životnosti, než zanikne, aby se regulovalo množství vesmírného odpadu. Pokud by družice měla na oběžné dráze, po skončení její životnosti, setrvávat samovolně déle, musí být vybavena systémem pro urychlení zániku v atmosféře, nebo opuštění dráhy (v případě GEO) na vyšší nevyužívanou oběžnou dráhu. Toto je obecný problém právě CubeSatů, pro které je vývoj a používání takového systému velice komplikovaný. Proto jsou v jejich případě nejpoužívanější oběžné dráhy právě ty pod 600 km výšky.

Z hlediska termální ochrany je LEO význačná právě velmi velkým vlivem úhlu β , což se projevuje velkými dávkami albeda a také dávkami vyzářené energie Zemí. Zatímco dávka energie vyzářená Zemí je přibližně konstantní, albedo silně závisí právě na úhlu β . Zároveň je na těchto oběžných drahách velmi vyrovnaný poměr mezi časem stráveným na Slunci a časem stráveným ve stínu, ale opět v závislosti na úhlu β . Nezanedbatelným vlivem z hlediska termální analýzy se může na nižších orbitách stát i ohřev vlivem tření o zbytky atmosféry. Dávky různých druhů záření, dobu strávenou ve stínu a dokonce orientační teplotu solárních článků v závislosti na úhlu β znázorňuje Obr. 12.



Obr. 12 – Různé hodnoty v závislosti na úhlu beta [2]

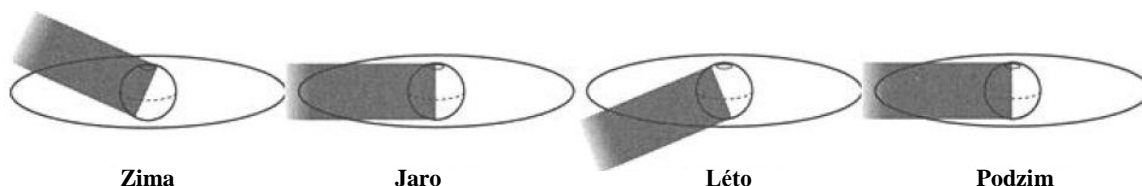
Vyšší oběžné dráhy – Medium Earth Orbit (MEO), Geostationary Earth Orbit (GEO), High Earth Orbit (HEO), Geosynchronous Earth Orbit (GSO), všechny tyto oběžné dráhy nabývají z hlediska termální ochrany podobného významu. Čím větší je výška oběžné dráhy nad povrchem Země, tím menší jsou dávky infračerveného záření a albeda od Země, jak ukazuje Obr. 13.



Obr. 13 – Závislost tepelných dávek od Země v závislosti na výšce dráhy [2]

Obzvláštního významu mezi oběžnými drahami dosahuje geostacionární oběžná dráha, proto jí bude v této části věnována větší pozornost než ostatním vyšším oběžným drahám. Geostacionární dráha je důležitá proto, že oběžná doba družice je vázána s rotací Země. Družice na této dráze oběhne Zemi jednou za 24 hodin a rovina oběžné dráhy leží v rovníkové rovině. Z toho je zřejmé, že se družice nachází stále nad jedním místem na Zemi, což je velice důležité pro komunikaci, nebo pro neustálé pozorování konkrétního místa. Podobná geostacionární dráze je dráha geosynchronní, na které se družice nedrží nad jedním místem, ale její oběžná doba je rovněž 24 hodin, nicméně obíhá s určitou inklinací, to ve výsledku znamená, že družice na zemském povrchu vykresluje pomyslné přímky, rovnoběžné se zemskými poledníky. Geostacionární dráha je v podstatě jen speciální případ geosynchronní dráhy.

Výška GEO nad zemským povrchem je přesně 35 786 km. Na takovéto oběžné dráze již lze zanedbat vlivy zemského infračerveného záření a albedo pro většinu družic. Výjimku tvoří kryogenní technika, u níž pro udržení velmi nízkých teplot, znamenají ohrožení i takto malé tepelné dávky. Tepelná dávka působící na družici je pak jen ta od Slunce. Zároveň s výškou se sice prodlužuje doba strávená ve stínu, ale celkový poměr doby strávené ve stínu a doby oběhu se zkracuje. Na GEO je doba strávená ve stínu již jen 72 minut, ale oběžná doba činí rovných 24 hodin. Určitý čas ve stínu na své oběžné dráze, ale družice netráví na GEO po celý rok. Do stínu se dostává jen kolem jarní a podzimní rovnodennosti. V létě a v zimě míří zemský stín mimo tuto oběžnou dráhu viz Obr. 14.

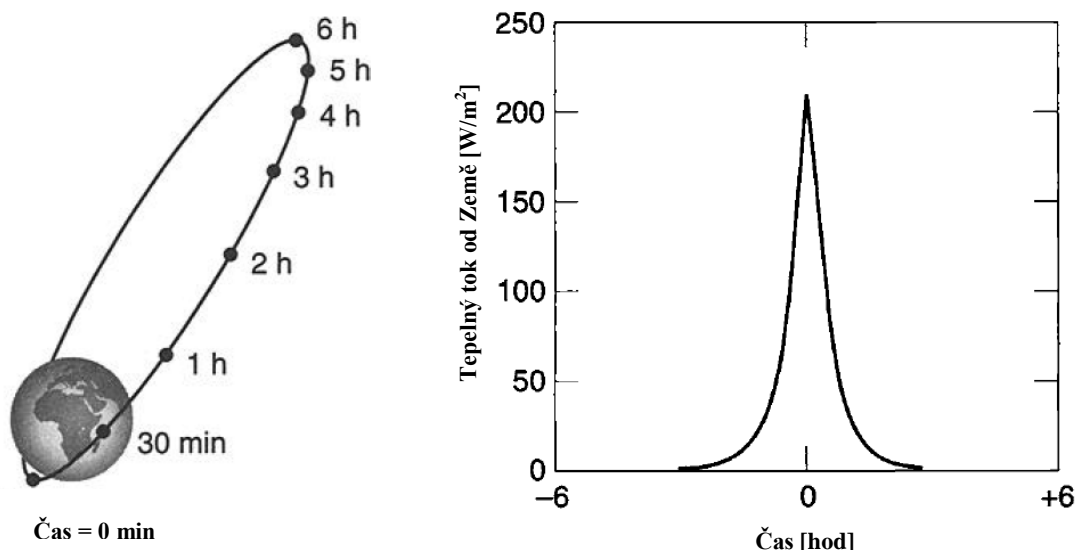


Obr. 14 – Poloha zemského stínu vůči GEO podle ročních dob [2]

I Měsíc může způsobovat zastínění družice, není to však tak častý jev, jako zastínění od Země, a proto je možno jej zanedbat při návrhu družice. Velká část družic na GEO, již z jejich vlastní podstaty, je stabilizována stále jednou stranou k Zemi, například kvůli anténním systémům. Stabilizace ve třech osách způsobuje, že horní a dolní (severní a jižní) plochy družice jsou vystavovány velmi malým dávkám sluneční energie. Protože je Slunce může osvětlovat maximálně pod úhlem $23,4^\circ$, což tvoří velký závěr pro termální návrh družice na takovéto dráze.

Dvanácti hodinové dráhy, na termální návrh družice mají prakticky stejný vliv jako GEO. Dávky albeda a IR jsou pro návrh téměř zanedbatelné. Tyto dráhy jsou podstatné pro navigační systémy, jako jsou GPS, GLONAS a Galileo. Družice těchto systémů obíhají ve velkých počtech, okolo 30 družic na každý systém, a s různými inklinacemi. S různými inklinacemi se mění i doba strávená ve stínu. Avšak maximální doba strávená ve stínu v této výšce je 56 minut z dvanácti hodinového oběhu.

Molniya, je dráha s velmi velkou excentricitou a inklinací. Perigeum leží obvykle ve výšce okolo 500 – 600 km a apogeum leží ve výškách okolo 40 000 km. Vysoká excentricita způsobuje nerovnoměrné doby setrvávání nad určitými částmi Země. Tohoto jevu se využívá například pro sledování polárních oblastí. Zatímco v perigeu se družice pohybuje velmi rychle a setrvává zde v řádech minut (cca 30 min). V apogeum setrvává v řádu hodin, což je z hlediska sledování těchto oblastí velmi výhodné. Jiná možnost k výhodnému sledování, či například komunikačnímu spojení s těmito místy neexistuje, protože geostacionární dráha je naprosto nevhodná z tohoto hlediska a ostatní dráhy se nevyznačují dlouhodobějším setrváním nad konkrétním místem. Z hlediska termálního zatížení družice se jedná o specifické, v čase velmi proměnné prostředí. Zatímco u Země velmi naroste dávka albeda a IR, se vzdalováním se družice od Země tato dávka klesá, až je naprosto zanedbatelná. Na druhou stranu u Země družice nezůstává moc dlouho, neboť právě v těchto místech, jak již bylo psáno, má družice nejvyšší rychlost. Doba strávená ve stínu se mění od 0 do 72 minut. Vyobrazení bodů, do kterých družice dospěje za určitý čas, a zároveň závislost tepelné dávky obdržené od Země znázorňuje Obr. 15.



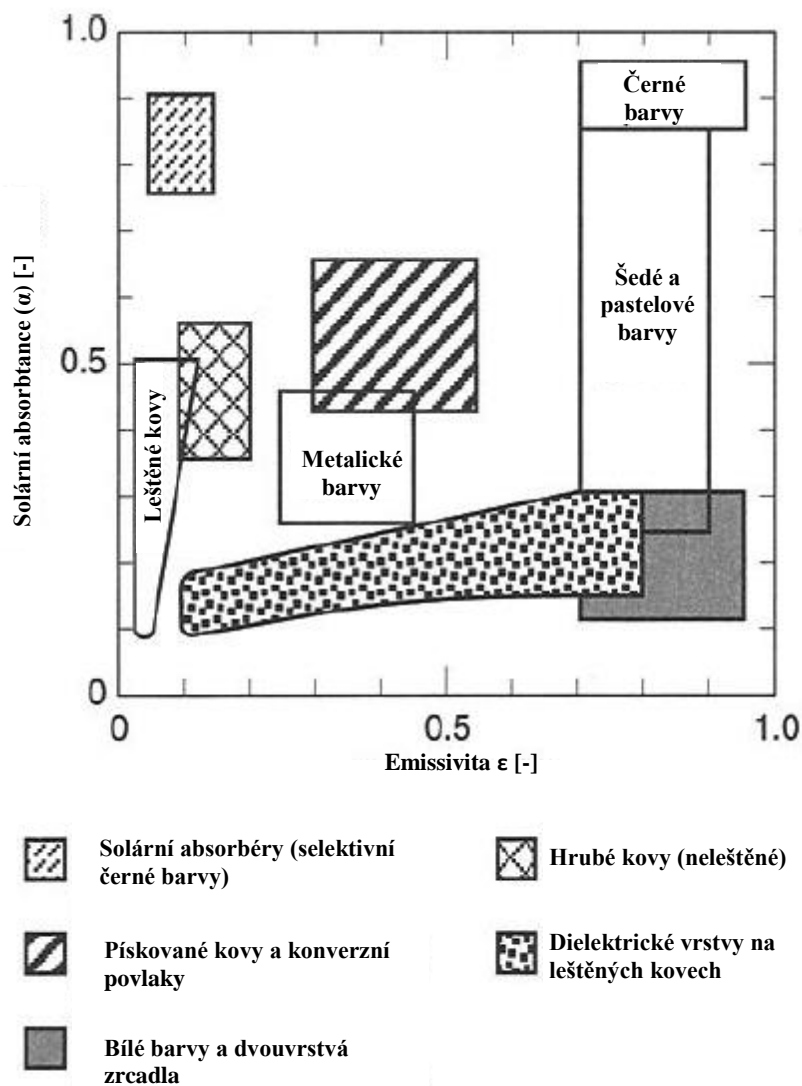
Obr. 15 – Dráha Molniya [2]

3 Používané prvky termální ochrany

Aby byla družice schopna setrvat funkční po racionální dobu v kosmickém prostředí, je potřeba její součásti udržet ve stanovených rozsazích teplot. K tomuto účelu slouží celá řada způsobů a zařízení jak toho docílit. Všechna tato zařízení vychází z již popisovaného faktu, že teplo není sdíleno konvekcí. Tato kapitola se bude zabývat stručným popisem některých těchto možností, jak dosáhnout správné funkce družice po termální stránce.

Za hlavní rozdělení způsobů termální ochrany je považováno dělení těchto systémů na pasivní a aktivní. Správně navržený termální subsystém, respektive ideální termální subsystém družice si vystačí pouze s pasivními metodami. Aktivní metody by měly vždy sloužit jako doplněk k pasivním a to proto, jak již název napovídá, jsou složitější a z toho důvodu méně spolehlivé. Mají však také svou nezastupitelnou roli, neboť pomáhají zvládnout méně časté termální stavy, na které by nebylo možno dimenzovat pasivní ochranu. Bude-li například družice vystavena zároveň stínu Země a posléze se dostane i do zástínu Měsíce, což je velmi málo častý stav, avšak nastává, může dojít k nepřijatelnému poklesu teploty baterií a k ohrožení celé mise. V takovou chvíli by mělo dojít k aktivaci vytápění, které zvýší teplotu baterií. Primárně však vytápění zůstává v nečinnosti a družice spoléhá pouze na pasivní termální ochranu. Pasivní systémy jsou velice spolehlivé, pokud jsou správně vyhotoveny. Neexistuje na nich totiž žádná možnost poruchy v pravém slova smyslu. Podléhají sice degradaci s časem, nicméně tato degradace je odhadnutelná. Z hlediska CubeSatů je využíváno většinou pouze pasivních systémů z hlediska jednoduchosti samotných CubeSatů, malého výkonu elektrických subsystémů a malého vnitřního objemu. Jediný aktivní systém, se kterým se lze setkat, jsou vyhřívače. Z těchto důvodů bude uveden spíše jen jmenovitý seznam aktivních systémů, zatímco pasivní budou probrány o něco podrobněji.

Povrchové úpravy jsou založeny na vhodné kombinaci emisivity a absorptance povrchu. Principem použití povrchových úprav je vhodnou volbou povrchové úpravy docílit hledané rovnováhy mezi vyzářenou a přijímanou energií. Používají se různé barvy, jak bílé, tak černé. Černý povrch bývá většinou na vnitřních stěnách družice, tak aby pohltil co největší množství energie vyzařované elektronikou družice. Bílý povrch bývá naopak většinou na vnějších stěnách družice, tak aby co největší množství přicházejícího záření odrazil zpět do prostoru. Dále se používají rozličné kovové vrstvy o rozdílných vlastnostech nanášené různými způsoby. Z polymerů, se používá teflon, nebo kapton s nanášenou tenkou vrstvičkou hliníku, fungující jako zrcadlo. Obr. 16 udává rozsahy v absorptanci a emisivitě některých používaných typů materiálů. [2]



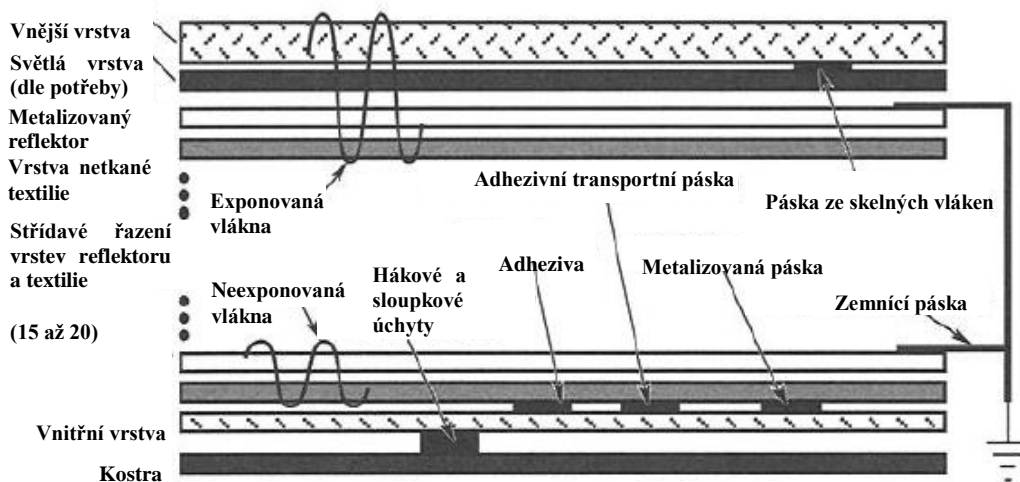
Obr. 16 – Termooptické vlastnosti některých povrchových úprav [2]

Velkou nevýhodou povrchových úprav v termální ochraně družic je degradace materiálů a s ní spojená změna absorptance a emisivity v čase, se kterou musí být při návrhu družice počítáno. Tato změna je způsobena škodlivým UV zářením, mikrometeority a troskami, pro některé materiály atomárním kyslíkem vyskytujícím se ve vysokých výškách atmosféry, kontaminací prachovými částicemi (i proto je důležité sestavování družice v čistém prostředí cleanroomu) a konečně vysokoenergetickými částicemi, což jsou protony, neutrony a elektrony. Vysokoenergetické částice působí hlavně v tzv. Van Allanových radiačních pásech, ve kterých je koncentrace těchto částic velmi vysoká. Družice vydávající se dále do Sluneční soustavy se snaží v těchto škodlivých pásech zdržovat co nejkratší dobu, ale družice umístěné na GEO jsou tomuto vlivu vystaveny plnou měrou, protože vnější Van Allanův pás končí právě ve výškách okolo GEO. Proto je potřeba s vlivem vysokoenergetických částic počítat hlavně u družic na GEO. Termální ochranou řešící nevýhodu degradace v čase, velmi spolehlivou, může být i prostý otvor, přesně definovaných rozměrů, v plášti družice. Tímto otvorem je vyzářována ven energie generovaná uvnitř družice. Otvor září v podstatě jako černé těleso. Zůstává stále stejný s časem, a tudíž nedochází ke změnám jeho termálních vlastností. [2]

Důležité je správné uzemnění povrchových vrstev, stejně jako ostatních částí družice. Vrstvy z dobře vodivého materiálu propojené s kostrou družice jsou uzemněny samy o sobě dobře. Vrstvy tvořené špatně vodivým materiálem musí být uzemněny dodatečně například přidáním vrstvy dalšího dobrého vodiče mezi samotnou povrchovou vrstvou a kostru družice. [2]

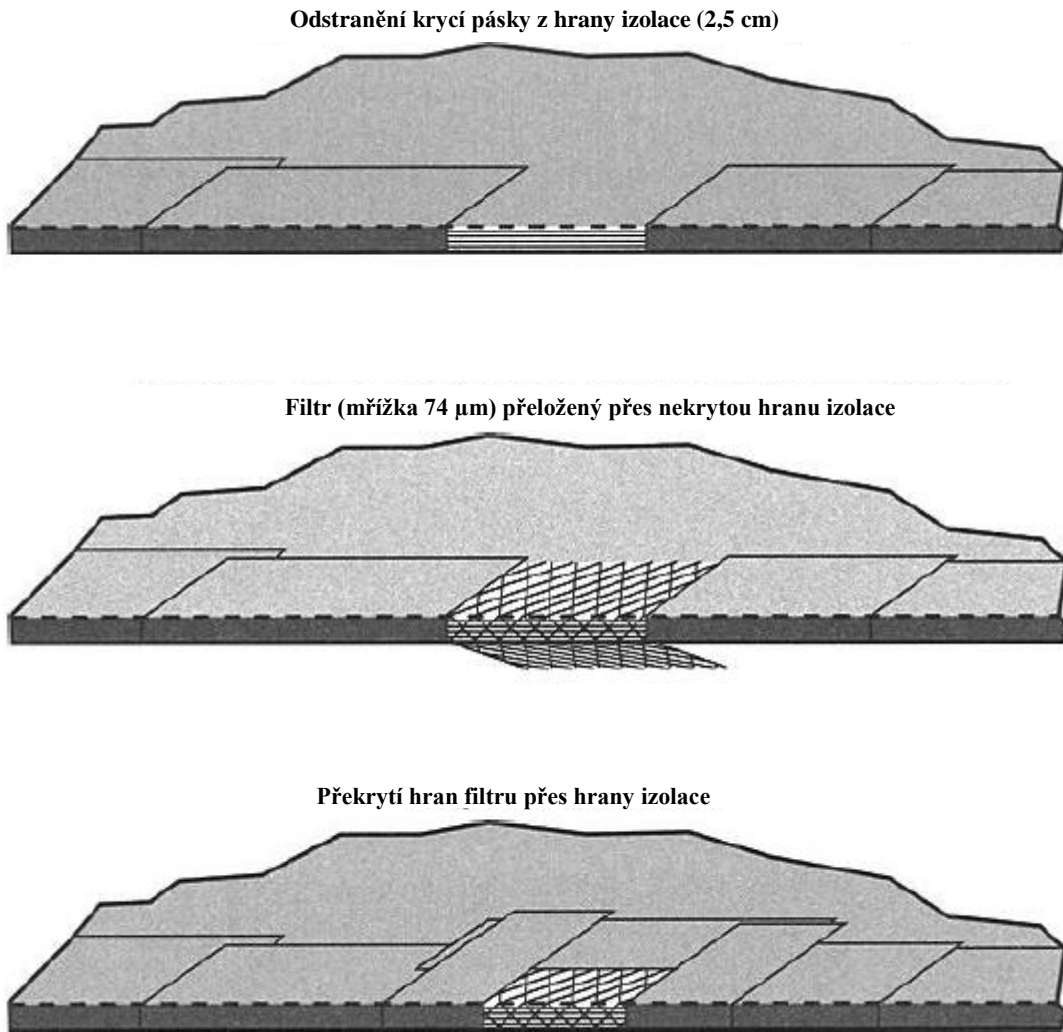
Vícevrstvé izolace (MLI), jsou složeny z několika vrstev materiálu, ve kterých se střídá odrazivá vrstva s oddělovací vrstvou, která se s odrazivými vrstvami dotýká jen v minimu mikrokontaktů. Používá se dnes na většině kosmických plavidel a to jak na izolaci samotného plavidla zvenčí, tak na izolaci palivových nádrží, palivových vedení apod.

Základní a méně výkonný typ, vícevrstvé izolace je typ tvořený vrstvami Mylaru, na které je z jedné strany ve vakuu napařena vrstva hliníku, jako odrazivá vrstva. Jednotlivé vrstvy se skládají na sebe tak, aby se dotýkaly v minimu kontaktů. Přenos tepla vedením je tak ve vakuu minimalizován. Účinnější formou vícevrstvé izolace je izolace tvořená Mylarem pokoveným hliníkem z obou stran, přičemž tyto vrstvy jsou prokládány vrstvami Dakronu ve formě netkané textilie. Vrstvy jsou sešity dohromady a z jednotlivých přístřihů se na kopytu skládá finální obal pro kosmické plavidlo. Každá kovová vrstva musí být uzemněna. Vrstvení, včetně sešití a uzemnění vykresluje Obr. 17. Důležité technologické opatření, které vykresluje Obr. 18, je vytvoření ventilačních otvorů, kterými v průběhu startu a prudké dekomprese může unikat vzduch uvězněný mezi jednotlivými vrstvami izolace. Bez ventilačních otvorů by došlo k protržení izolace a tím k jejímu znehodnocení. Důležitým faktem při rozvaze, zda použít vícevrstvou izolaci je to, že izolace je schopna správně fungovat pouze ve vakuu. Plyn mezi jednotlivými vrstvami izolace totiž vede teplo i za nízkých tlaků, jak již ukázal Obr. 2. Vedením tepla plynem mezi vrstvami, by byla účinnost izolace značně omezena. V prostředích vyplněných plynem, byť o nízkém tlaku, je potřeba použít spíše pěnové izolace, nebo moderní materiály, které vedou teplo jen velmi omezeně, například aerogel. [2]



Pozn. Uvedený obrázek je pouze ilustrační, pro účely nastínění konstrukce vícevrstvé izolace, ve skutečnosti se všechny případy technologie skladby a výroby MLI od sebe navzájem liší

Obr. 17 – Schéma vrstvení MLI [2]



Obr. 18 – Technologické provedení ventilačního otvoru v MLI [2]

Velká technologická náročnost výroby a přípravy vícevrstvé izolace, která je individuální pro každou kosmickou loď, z ní činí velmi obtížně použitelnou termální ochranu družice, obzvláště CubeSatu. Již jen příprava kopyta pro sešití jednotlivých přístřihů není snadná a jak sám autor zdroje [2] píše, že ačkoli každý u kopyta pro MLI přísahá, že je letuschopné, tak se většinou ukáže, že je vším ostatním, krom toho čím má být. Z výše popsaných důvodů nelze MLI pro pozdější řešení termální ochrany CubeSatu doporučit.

Pro části družice, které není potřeba izolovat tak účinně, tedy je potřeba vyšší prostup tepla skrz izolaci, se používají i jednovrstvé fólie z různých materiálů, stejných, nebo obdobných jako MLI, opatřených povrchovými vrstvami. Například kaptonové fólie. [2]

Izolace pro atmosférické podmínky: Jak již bylo uvedeno, izolace MLI neposkytují uspokojující výsledky v atmosférických prostředích. Sondy přistávající na površích planet s vlastní atmosférou musí být izolovány jinými způsoby. K těmto účelům se používají:

- textilie
- pěny
- aerogely
- vytvoření plynné mezery mezi vrstvami jiné izolace

Vedení tepla kostrou družice: Distribuce tepla mezi jednotlivými částmi družice je obvykle obstarávána vlastní konstrukcí družice. Proces přenosu tepla je vedení tepla, které již bylo popisováno v jedné z předchozích kapitol. Pro správnou distribuci tepla uvnitř družice je důležité správné navržení její konstrukce. Často je potřeba zajistit vedení mezi jednotlivými funkčními celky. Již bylo psáno, že přestup tepla mezi povrchy neprobíhá v kosmu stejně jako na Zemi. Pro správný přenos tepla mezi celky je potřeba správné navržení spojení jednotlivých částí. U šroubových spojení se jedná například o jejich správné rozmístění i utahovací momenty šroubů. Správné rozmístění zajistí tepelné toky, tam kde je jich třeba, správné utahovací momenty zase zajistí požadovaný kontaktní tlak a tím přestup tepla o potřebné intenzitě. Rozsah celé oblasti vlivu spojování částí družice na tepelný přenos je značný, a proto nebude v této práci dále rozvíjen.

Aktivní termální ochrana, využívá především těchto prvků:

- radiátory
- vyhřívače
- žaluzie
- teplotní vypínače (Heat Switches)
- materiály měnící fázi
- kapalinové oběhy s nuceným prouděním
- termoelektrické chlazení

4 Termální analýza pro stratosférický let

V samotné termální bilanci je použito několik předpokladů a zjednodušení. Prvním a již zmiňovaným je předpoklad platnosti MSA, přičemž ve skutečnosti mohou být vlastnosti vzduchu odlišné. Dalším poměrně velkým zjednodušením výpočtů je nahrazení krychlového tvaru CubeSatu koulí se stejnou velikostí povrchu. Výpočet, který by uvažoval krychlový tvar, by byl komplikovaný z několika důvodů. Prvním je špatné obtékání krychlového tvaru vzduchem, které také závisí na natočení CubeSatu vůči větru. Stabilizace CubeSatu během letu balonem nebude možná, tj. jeho natočení bude vůči větru neustále proměnné. Z těchto důvodů bude výhodnější tvar CubeSatu ve výpočtech nahradit kulovým tvarem. Ten samý problém přináší i řešení příjmu tepelného záření od Slunce, které také závisí na natočení CubeSatu vůči Slunci. Dalším velkým zjednodušením tepelné bilance je zanedbání ochranných plexiskel, která budou namontována na všech 6 stěn, tak aby chránila solární články pro účely manipulace s CubeSatem a také pro ochranu během přistání. Vliv plexiskel je ve výpočtu zanedbán ve dvou ohledech. Jedním z nich je zjednodušení takové, které nebere v úvahu to, že jsou větrem ofukována plexiskla, ale uvažuje přímé ofukování stěn CubeSatu. Plexiskla, mezi nimiž a stěnami CubeSatu je mezera ve skutečnosti sníží tepelný tok z CubeSatu. Druhým zanedbáním vlivu plexiskel je jejich snížení intenzity vyzařování tepelného záření směrem ven, avšak příjem tepelného záření od Slunce je ve výpočtu snížen na 85 % podle zdroje [7]. Posledním velkým zjednodušením je uvažování nehybného balonu pouze zcela obtékaného větrem. Balon bude ve skutečnosti z části unášen a zčásti obtékán a na tepelný tok z CubeSatu bude mít vliv jen relativní složka větru. Díky této skutečnosti však může být zanedbáno obtékání balonu vlivem stoupání a klesání, které by správně mělo být vektorově přičteno k relativní rychlosti obtékání.

Uvedené předpoklady vedou sice ke značnému zjednodušení a tím větší nepřesnosti výpočtu, nicméně vzhledem ke krátkému časovému úseku pro řešení problému bylo nutno výpočet takto zjednodušit. Navíc všechna uvedená zjednodušení leží na straně bezpečnosti.

K samotnému výpočtu je potřeba Nusseltovo číslo, nebo také jinak součinitel přenosu tepla při obtékání koule. Podle zdroje [3] navrhl Whitaker (1972) jednoduchou korelaci Nusseltova čísla (22), která platí pro rozsah Reynoldsových čísel $3,5 < Re < 7,6 \cdot 10^4$. Všechny parametry v této korelaci jsou brány při T_∞ , tedy teplotě nerušeného proudu vzduchu, vyjma μ_s , což je dynamická viskozita vzduchu při teplotě povrchu obtékaného tělesa.

$$\overline{Nu} = 2 + 0,4 \cdot \left(Re^{\frac{1}{2}} + 0,06 \cdot Re^{\frac{2}{3}} \right) \cdot Pr^{0,4} \cdot \left(\frac{\mu_\infty}{\mu_s} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (22)$$

Teplota celého CubeSatu, opět pro zjednodušení i jeho povrchu, by měla být dle předběžného návrhu držena okolo $-5 \text{ }^\circ\text{C}$. Teplota nad bodem mrazu není žádoucí, aby nedocházelo ke kondenzaci vzdušné vlhkosti. Naopak teplota nižší než $-30 \text{ }^\circ\text{C}$ je také nežádoucí, neboť pod touto teplotou bude docházet k selhávání některých částí CubeSatu, především zdroje elektrické energie. Z důvodu vypsání požadavků bude hodnota μ_s dosazována pro teplotu $-5 \text{ }^\circ\text{C}$.

Dále bude ve výpočtu potřeba Reynoldsovo číslo, pro dosazení do korelace Nusseltova čísla, které lze získat podle vztahu (23) opět z parametrů nerušeného proudu vzduchu a průměru uvažované koule D .

$$Re = \frac{\mu_{\infty} \cdot D \cdot \rho_{\infty}}{\mu_{\infty}} \quad (23)$$

Z Nusseltova čísla, součinitele teplotní vodivosti vzduchu při dané teplotě a průměru výpočtové koule již lze snadno získat součinitel přenosu tepla podle vztahu (24).

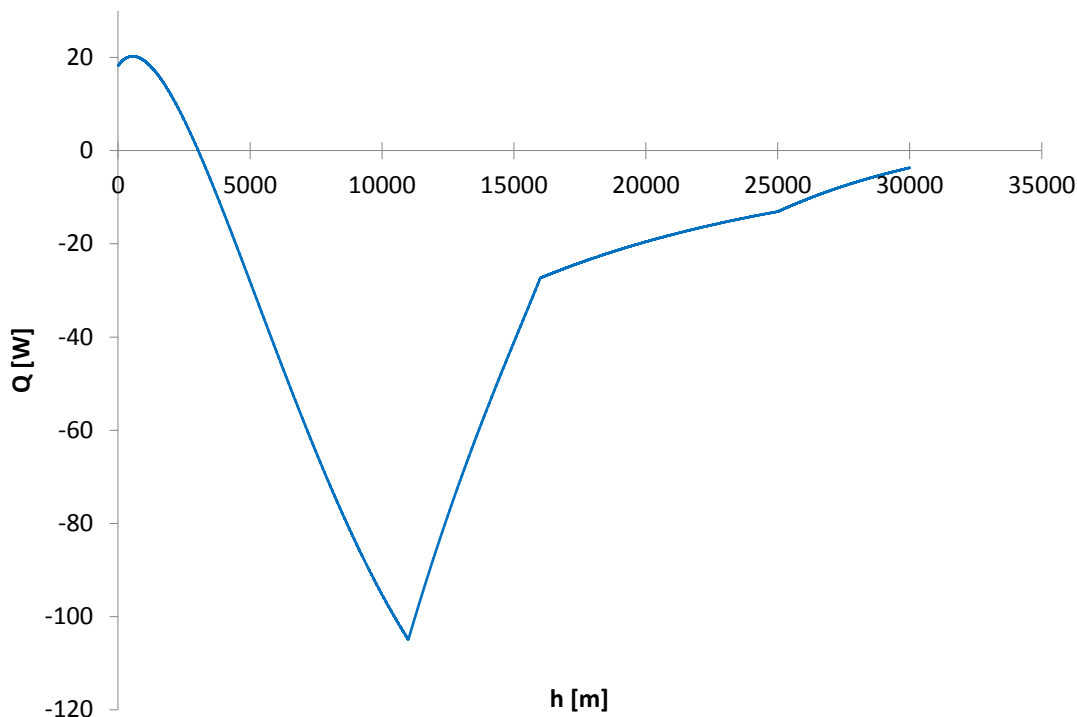
$$\bar{\alpha}_T = \frac{\lambda_{\infty}}{D} \cdot \overline{Nu} \quad (24)$$

Výsledný tepelný tok odnášený větrem popisuje rovnice (25), kde T_S vyjadřuje teplotu povrchu CubeSatu, ve výpočtu tedy koule.

$$\dot{Q}_v = \bar{\alpha}_T \cdot \pi \cdot D^2 (T_{\infty} - T_S) \quad (25)$$

Celá teplotní bilance byla provedena rozdělením stoupání a klesání na úseky po jednom metru, což by mělo zajistit více než dostatečnou přesnost výsledku. Na tomto jednom metru jsou uvažovány všechny parametry vždy za konstantní. Průměrná rychlost stoupání byla podle informací provozovatele balonu uvažována 5 m/s a rychlost klesání 8 m/s. Rychlost stoupání poměrně dobře souhlasí se skutečností, avšak rychlost klesání byla ve výsledku spíše rychlostí dopadu, protože padák osazený na balonu měl cca 1 m v průměru, tím pádem nebyl příliš účinný. Účinnost padáku byla navíc ještě velice snížena finální dosaženou výškou cca 33 000 m, kde padák s danými parametry, při hustotě vzduchu v této výšce, nefunguje prakticky vůbec. Výsledná rychlost pádu tak byla mnohem vyšší než rychlost předpokládaná ve výpočtech, následkem čehož došlo i ke krátkodobému zamrznutí CubeSatu, což bude ještě probráno dále.

Výsledkem tohoto výpočtu je okamžitá tepelná energie odnášená větrem v závislosti na výšce, ve které se balon nachází. Grafické znázornění výsledků analýzy představuje následující Graf 5.



Graf 5 – Tepelný tok z CubeSatu unášený větrem v závislosti na výšce letu

Z grafu je patrné, že tepelný tok unášený větrem velice rychle stoupá. Okolo výšky cca 11 000 metrů nastává špičková hodnota -104,41 W. S přibývajícím výškou již tepelný tok opět prudce klesá, což je způsobeno nejdříve narůstající rychlostí větru a pak opět klesající rychlostí větru. Ve výšce kolem 16 000 m se křivka láme a nastává pozvolnější pokles tepelného toku, což je dáno ustálením rychlosti větru, přičemž dále klesá již jen hustota vzduchu. V maximální uvažované výšce se unášený tepelný tok téměř blíží opět 0 W, ve výškách nad 30 000 m se teplota již může pohybovat výše, než je uvažovaná teplota CubeSatu -5 °C, tím pádem nad tuto výšku již není nutno družici chránit. Dalším zajímavým jevem pozorovaným na grafu je oblast od 0 metrů do cca 3000 metrů. Tam má tepelný tok kladnou hodnotu, což by ve skutečnosti znamenalo, že vítr tepelnou energii naopak přináší. To je způsobeno tím, že výpočet počítá po celou dobu stoupaní s povrchovou teplotou družice -5 °C, ačkoli v nižších výškách je teplota CubeSatu prokazatelně vyšší. Oproti grafu bude CubeSat ochlazován již od začátku letu. Což však není potřeba řešit, protože toto ochlazování není škodlivé z důvodu rozsahu provozních teplot a během něj ještě není CubeSat potřeba vytápět či jinak termálně chránit. Jedinou nepřesností, kterou tato část do výpočtu vnáší je přičtení části zásoby energie ve wattodinách potřebné k vytápění. Avšak tento úsek je tak krátký, že toto drobné přičtení energie je možné zanedbat.

Další částí pro správné stanovení tepelné bilance je uvažování vlivu sdílení tepla radiací. A to jak vyzařování CubeSatu tak i příjem energie od Slunce. Zjednodušující předpoklady pro tuto část výpočtu byly jmenovány již na začátku kapitoly. Dále je pro výpočet potřeba tzv. součinitel sálání černého tělesa $C_0 = 5,67$ podle Stefan-Boltzmannovy konstanty a emisivity družice ϵ' a absorbtanci družice α' . Jelikož je družice složená z několika povrchů jsou tyto parametry výsledkem emisivit a absorbtancí jednotlivých povrchů družice. Tímto stanovením by se tato práce mohla také zabývat, ale budou použity výsledky stanovené

ve zdroji [8], které se vzhledem ke stejným materiálům nebudou příliš lišit od řešeného případu. Poté se $\epsilon' = 0,5312$ a $\alpha' = 0,5088$. Posledním nezmiňným parametrem je průměrný tepelný tok přicházející od Slunce. Ten jest v průměru cca $S_0 = 1367 \text{ W/m}^2$. Propustnost tepelného záření plexisklem již byla zmíněna a činí 85%. Povrch výpočtové koule, v případě povrchu i povrch družice $A_p = 0,0654 \text{ m}^2$. Spočtený povrch výpočtové koule bude využit při výpočtu vyzařování družice. Průřez výpočtové koule $A_s = 0,01635 \text{ m}^2$. Průřez bude naopak využit při výpočtu pohlceného tepelného záření od Slunce. Vzhledem k nezávislosti záření na výšce může být celý problém radiace řešen jen pro jeden stav a následně použit pro tepelnou bilanci na celý let.

Pro získání hodnoty vyzařování tepelné energie je potřeba nejdříve určit součinitel sálání šedého tělesa podle (26).

$$C_S = C_0 \cdot \epsilon' = 5,67 \cdot 0,5312 = \underline{\underline{3,012 [W \cdot m^2 \cdot K^{-4}]}} \quad (26)$$

Celková vyzářená energie se pak vypočte podle (27).

$$\dot{Q}_r = -C_S \cdot \left(\frac{T_S}{100}\right)^4 \cdot A_p = -3,012 \cdot \left(\frac{-5 + 273,15}{100}\right)^4 \cdot 0,0654 = \underline{\underline{-10,1843 [W]}} \quad (27)$$

Celkovou přijatá energie od Slunce se určí podle (28).

$$\dot{Q}_s = 0,85 \cdot S_0 \cdot \alpha' \cdot A_s = 0,85 \cdot 1367 \cdot 0,5088 \cdot 0,01635 = \underline{\underline{9,666 [W]}} \quad (28)$$

Jak je vidět z výsledků (27) a (28), je energie CubeSatem vyzářená téměř totožná s energií CubeSatem přijatou od Slunce. Hlavní podíl na ochlazování CubeSatu bude mít především energie odnášená větrem. Celková teplotní bilance je již jen pouhým součtem vztahů (26), (27) a (25). Z předchozího vyplyne vztah (29).

$$\dot{Q} = \dot{Q}_v + \dot{Q}_r + \dot{Q}_s \quad (29)$$

Výsledkem je špičková hodnota tepelného toku okolo zmiňované výšky 11 000 metrů, která činí -104,93 W a průměrná hodnota, která činí -31,15 W. Použije-li se předpokládaná doba letu 2,71 hodiny, která vychází z předpokládané dosažené výšky 30 000 metrů a provozovatelem balonu udaných rychlostí stoupání a klesání, a vynásobí-li se s průměrnou hodnotou tepelného toku, vyjde potřebná zásoba energie, kterou s sebou musí družice během letu nést, pro úspěšné odolání nízkým teplotám. **Výsledná kapacita baterií musí tedy být 84,66 Wh.**

Vzhledem k datům, která díky výpočtu jsou k dispozici, bylo ještě možno určit předpokládaný maximální dolet balonu. U výpočtu byl zaveden další zjednodušující předpoklad, který počítá s tím, že je balon tentokrát zcela unášen proudem větru o neměnném směru. **Maximální předpokládaný dolet balonu pak je 132,1 km.**

5 Realizace termální ochrany pro stratosférický let

Celková hmotnost pro experimenty zavěšené pod balonem byla provozovatelem balonu stanovena na 3 kg. Na CubeSat připadla hmotnost 1,5 kg, která musela být rozdělena tak, že by CubeSat měl zabrat cca 1 kg a 0,5 kg případně na termální ochranu. Co se týče provedení systémů, tak jako první byl 15 metrů pod balonem zavěšen padák o průměru zhruba 1 metr, dalších 15 metrů pod padákem byla zavěšena sonda poskytovatele letu, ke které bylo potřeba zaintegrovat CubeSat i s termální ochranou. Relativně velmi velké vzdálenosti mezi jednotlivými částmi jsou výsledkem zkušeností z předchozích letů balonů, kdy při kratších vzdálenostech lan docházelo k zamotávání padáku. Celková délka startovní sestavy byla tak velká, že se jí nepovedlo zachytit jedinou fotografií. Téměř celou startovní sestavu, včetně balonu a padáku zachycuje Obr. 19, na kterém vlevo chybí ještě o pár metrů dále zavěšená samotná sonda s řešeným CubeSatem.



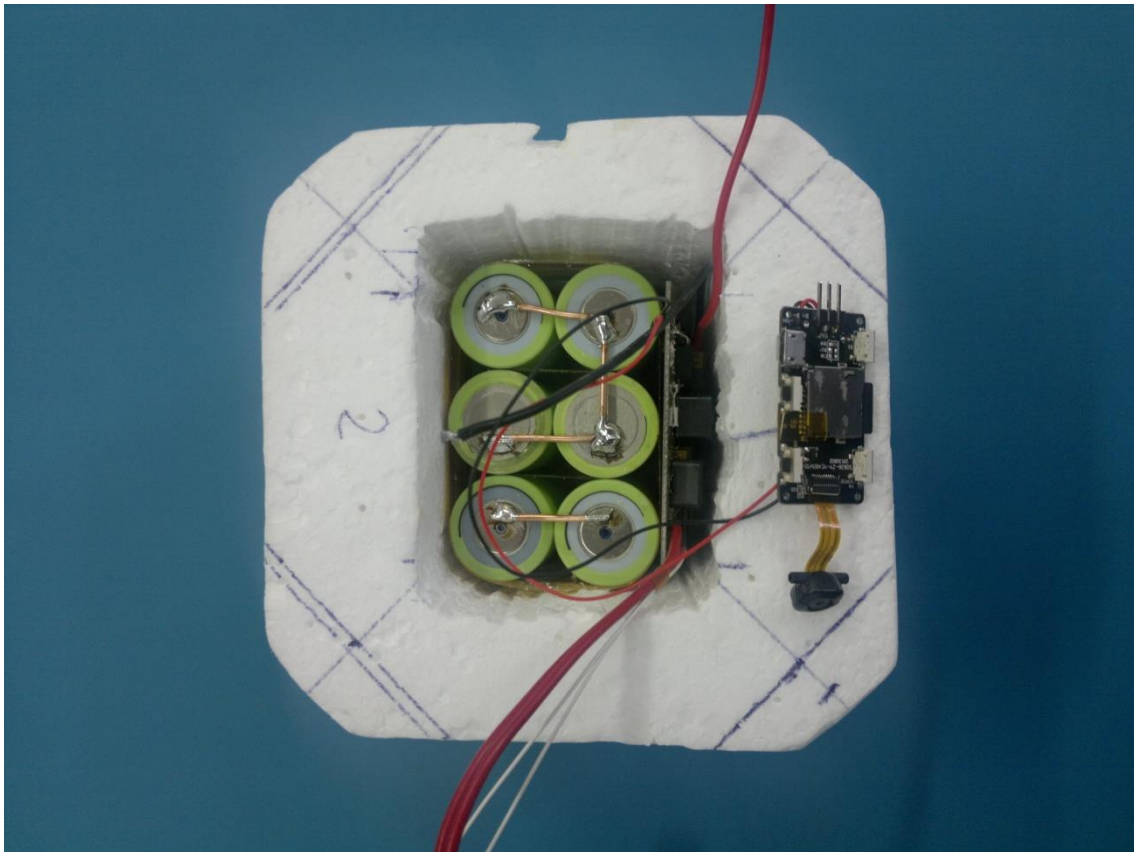
Obr. 19 – Startovní sestava bez sondy poskytovatele letu a CubeSatu (vlevo mimo snímek)

Pro samotné řešení termální ochrany bylo diskutováno několik možných způsobů jejího řešení:

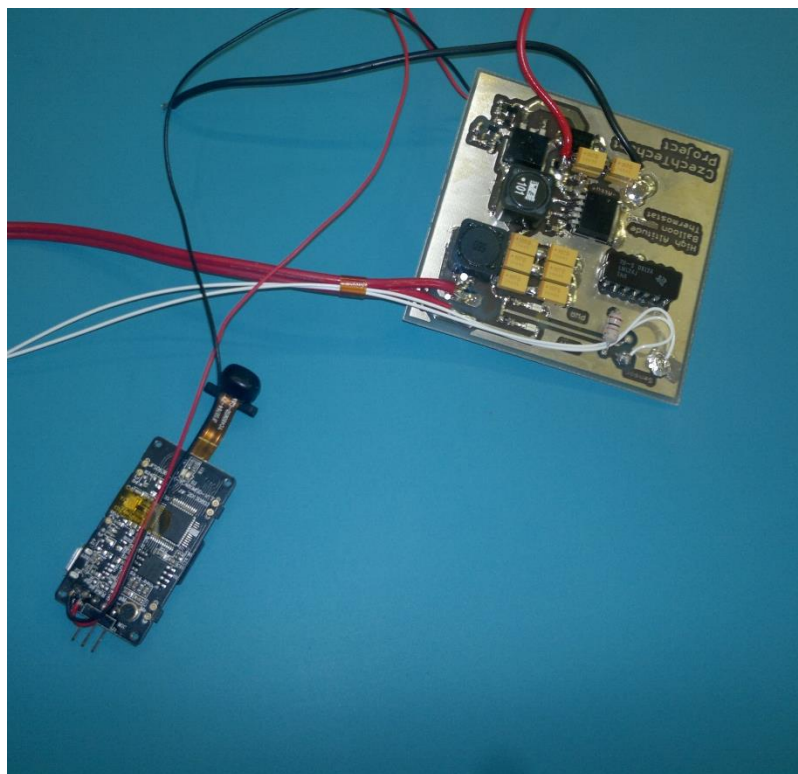
- 1) Na realizaci nejjednodušším řešením by byla dostatečná izolace stěn samotného CubeSatu, bez dalších přídavných systémů pro vytápění. Z hlediska tepelného výkonu samotných systémů CubeSatu, který je zhruba 1 W, a nemožnosti na stěny umístit dostatečně silnou vrstvu izolačních materiálů (v některých místech méně než 1 mm), byla tato možnost zamítnuta. I přes zamítnutí této možnosti, funguje jako jakási izolační vrstva plexisklo, které bylo primárně instalováno pro ochranu solárních článků.
- 2) Dalším uvažovaným řešením bylo umístění vytápění z odporového drátu na všech 6 stěn družice, případně v kombinaci se slabou vrstvou izolace, čímž by byl vytápěn CubeSat jako celek. Výhodou by byla rovnoměrná distribuce tepelné energie v celém objemu družice. Avšak toto řešení, právě tím, že by vytápělo celý CubeSat, by bylo velmi energeticky náročné. Zároveň by takové řešení bylo poměrně složité na výrobu. Odporový drát by musel být dostatečně tenký a vzhledem k ploše stěny 100×100 mm dostatečně hustě vinutý, aby dokázal dodávat potřebný tepelný výkon. Navíc některým součástem nevádí vystavení ani extrémnímu mrazu. Z těchto důvodů bylo rozhodnuto ani toto řešení nerealizovat.

- 3) Dále byla diskutována možnost vytápění chemickou cestou, například pomocí gelů. Tato možnost je však náročná na prostor a navíc není možno regulovat topný výkon. Nejvíce tepla je vyzařováno bezprostředně po startu, či dokonce ještě před ním, kdy to není vůbec potřeba. Z těchto důvodů bylo toto řešení také zamítnuto.
- 4) Čtvrtou možností termální ochrany družice, uvažovanou během řešení, bylo vytvořit kryt z izolační hmoty, například polystyrenu, do kterého by se uzavřela celá družice, a který by bylo možno odhodit podle potřeby ve vyšší výšce, až by družice překonala pásmo s nejhorsím tepelným odběrem. Toto řešení by bylo opět možno kombinovat s vytápěním. Krytem by se ušetřila hmotnost potřebná pro umístění většího množství lithiových článků. Bylo by tedy potřeba výpočtem zjistit poměr hmotnosti a elektrické energie ve wattodinách ušetřené krytem a uskladněné v lithiových člancích, které by byly potřeba navíc bez krytu, aby se zjistilo, které řešení vychází výhodněji z hlediska hmotnosti. Během celého letu však bylo potřeba sbírat kontinuálně data. Tento sběr dat by byl s podobným krytem znemožněn. Navíc realizace na dálku ovládaného mechanismu odhozu, je velice zdlouhavý proces, tak aby dané řešení fungovalo 100% i za nízkých teplot. Příkladem toho může být realizace rozvinutí antén, která zabrala další diplomovou práci. Díky těmto nevýhodám nebylo ani toto řešení nakonec realizováno.
- 5) Poslední a nakonec realizovanou možností bylo vytvoření externího termoboxu s lithiovými články, deskou napájení s termostatem a externí kamerou na snímání CubeSatu. Z něhož byla kabelem vedena elektrická energie k topným rezistorům. Ty byly umístěny k jednotlivým subsystémům CubeSatu, vyžadujícím vyšší teploty. Zejména tedy zdroj elektrické energie, lithiové články, palubní kamera a GPS přijímač. Toto řešení bude dále probráno podrobněji.

Pro ochranu lithiových článků a desky plošných spojů, sloužících k samotnému vytápění, byl navržen termobox z bloku pěnového polystyrenu EPS 150S o teplotní vodivosti $0,035 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$, běžně sloužícímu k zateplení fasád domů. Tloušťka stěn se pohybuje od 30 do 40 mm. Rohy termoboxu jsou seříznuty z důvodu ušetření hmotnosti, protože tloušťka stěny v rohu není potřebná. Samotný termobox, včetně původního návrhu systémů v něm umístěných, je vyobrazen na Obr. 20. Vlastní elektronika termoboxu je vyfocena na Obr. 21.

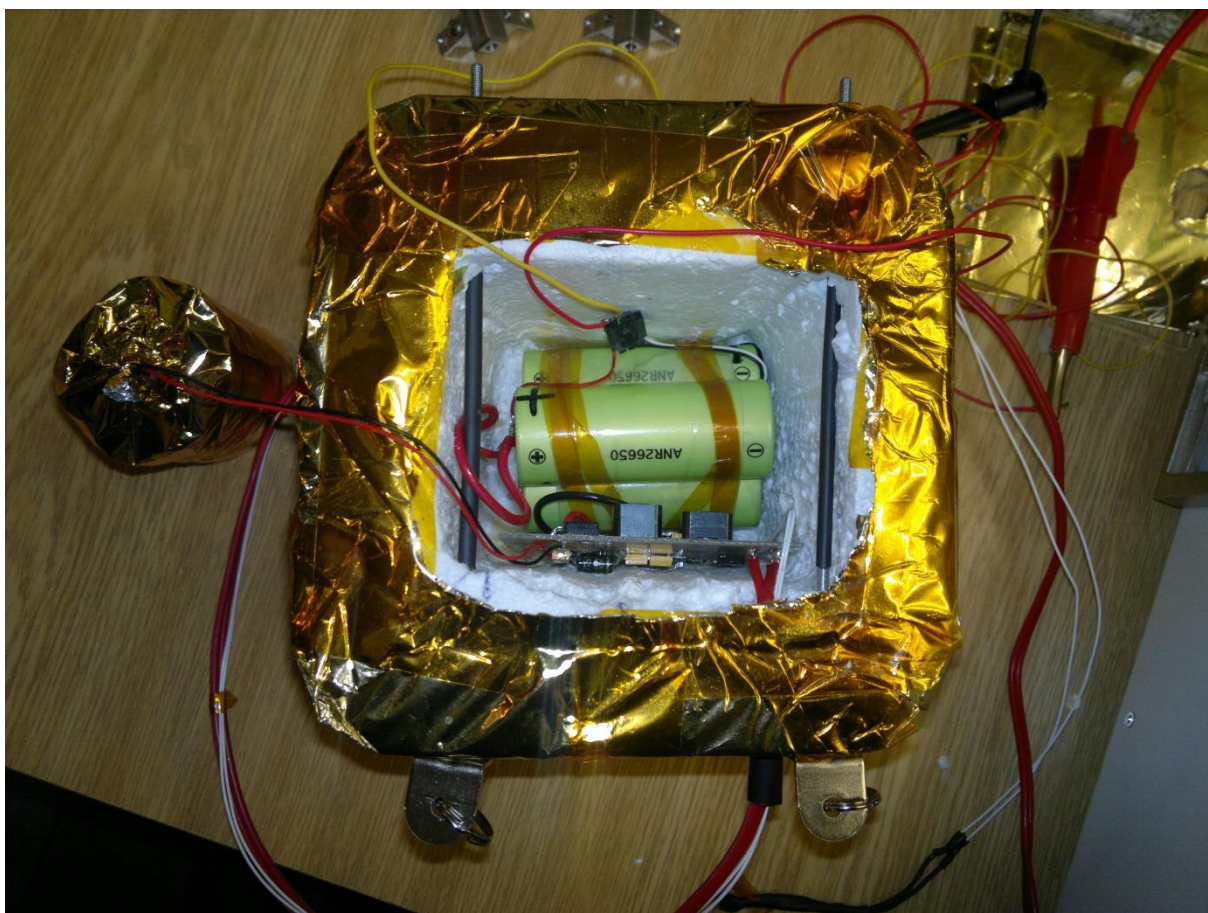


Obr. 20 – Termobox s lithiovými články a řídicí deskou vytápění



Obr. 21 – Elektronika termoboxu

Na stěnu termoboxu byl vyveden vypínač, aby bylo možno celou termální ochranu vypnout a zapnout podle potřeby. Původní počet uvažovaných lithiových článků byl 6 o celkové kapacitě 50 Wh. Kapacita je již tak menší než jaká vyšla z tepelné bilance, avšak hmotnostní limit neumožnil umístit lithiových článků více. Nakonec bylo ještě nutno snížit celkový počet lithiových článků na 3 o výsledné kapacitě zhruba 30 Wh, právě z důvodu hmotnostního limitu, který byl i tak pro celou sestavu přesažen cca o 100 g. Konečné umístění lithiových článků zachycuje Obr. 22. Hmotnostní přesah byl vyřešen na místě startu, odebráním jedné ze dvou kamer, umístěných na gondole provozovatele balonu. Termobox byl osazen také jednou kamerou mířící kolmo dolů a snímající samotnou družici. Z kamery byl odstraněn původní energetický článek nevhodný do nízkých tlaků a kamera byla napájena ze stejného zdroje jako vytápění družice. Kamera byla, z důvodu umístění vně termoboxu, chráněna proti nízkým teplotám zabalením do pruhu ze spací podložky s uzavřenými bublinami (karimatka). Celý termobox i kamera byly nakonec ještě zabaleny do termofolie, které jsou běžně součástí autolékárniček, z důvodu minimalizace úniku tepla zářením.

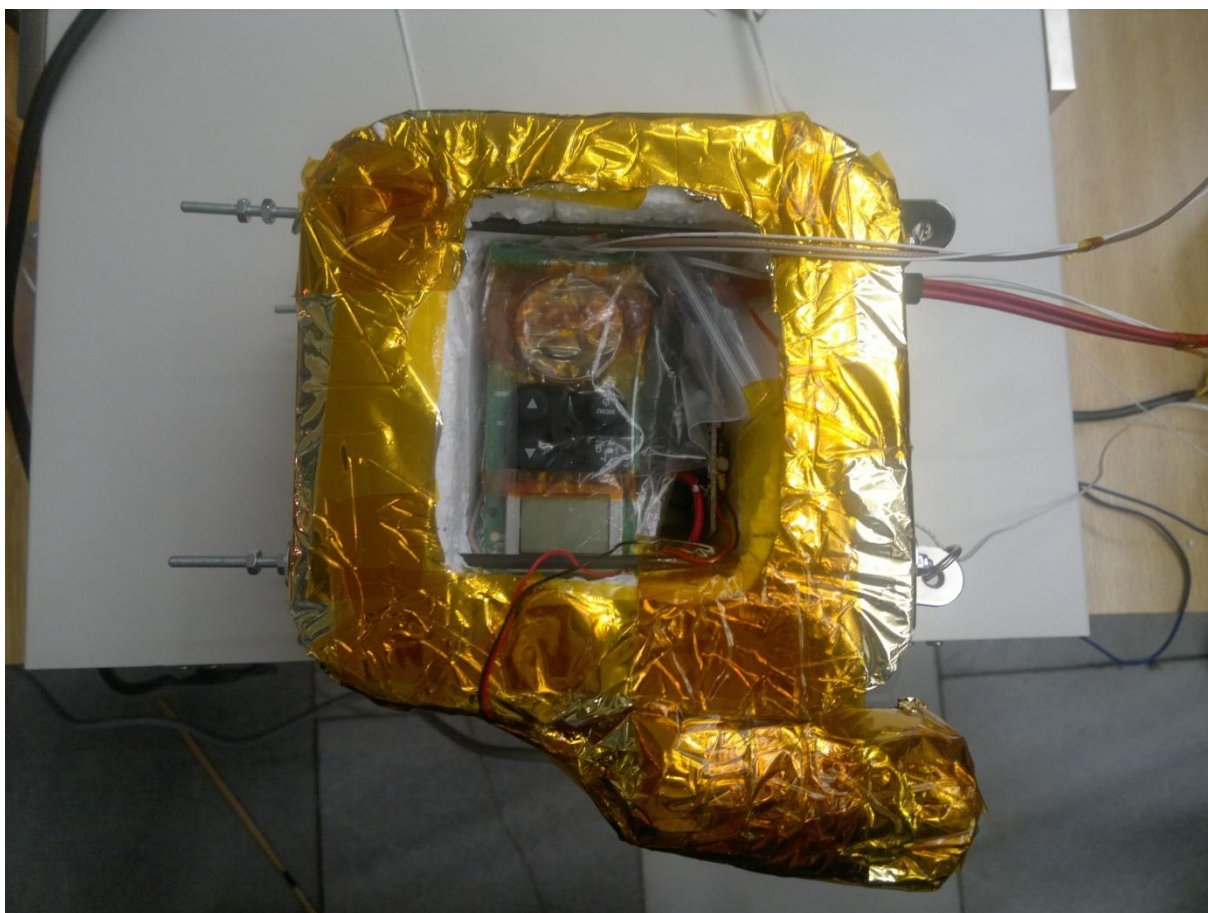


Obr. 22 – Finální uspořádání lithiových článků a desky termostatu

Z termoboxu byl vyveden kabel sloužící k napájení topných rezistorů a dva dráty zajišťující spojení termočlánku s deskou na které je umístěn termostat. Termostat byl nakonec nastaven na začátek vytápění okolo $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ a konec vytápění pokud stoupne teplota na více než $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$. K samotnému vytápění bylo použito několika malých rezistorů, spojených vždy do série po pěti, k vytápění jednotlivých systémů družice. Jedna série byla umístěna k GPS přijímači, druhá ke zdroji elektrické energie, třetí k palubní kameře a čtvrtá k lithiovým článkům. Výkon vzniklé série rezistorů byl vždy cca 2 W. Dále byly použity dva větší

rezistory, o topném výkonu také cca 2 W, pro vytápění lithiových palubních článků. A nakonec 3 velké rezistory v keramickém pouzdře každý s výkonem 5 W, které byly volně umístěny mezi jednotlivé desky družice. Tyto rezistory vytápěly družici jako celek. Teplotní čidlo bylo umístěno do bezprostřední blízkosti zdroje elektrické energie a zároveň k palubním lithiovým článkům, protože tento subsystém byl vyhodnocen jako kritický pro funkci celku. Toto teplotní čidlo však nebylo schopno zaznamenávat aktuální teplotu pro další použití. K tomuto účelu bylo na jedné z desek poblíž procesorů palubního počítače umístěno další teplotní čidlo, které tuto možnost mělo.

Součástí termoboxu byla ještě externí radiostanice, jejíž chod nebyl závislý na systémech sondy poskytovatele letu ani CubeSatu a jejíž vysílání bylo možno zachytit na zemi zvlášť. Finální osazení termoboxu všemi systémy včetně separátní radiostanice je uvedeno na Obr. 23.



Obr. 23 – Osazení termoboxu všemi systémy

Integrace s ostatními systémy balonu byla provedena na místě startu pomocí čtyř závitových tyčí M3 umístěných v rozích termoboxu, které byly poté pomocí spojek napevno spojeny se sondou poskytovatele letu, pod níž (cca 0,5 metru) byl pomocí provázků za distanční sloupky, sloužící k uchycení plexiskel, uvázán samotný CubeSat. Finální podobu termoboxu, osazeného závitovými tyčemi, včetně integrace s družicí a kamerou, vyobrazuje Obr. 24 a Obr. 25 ukazuje finální integraci systémů do systému balonu těsně před startem.



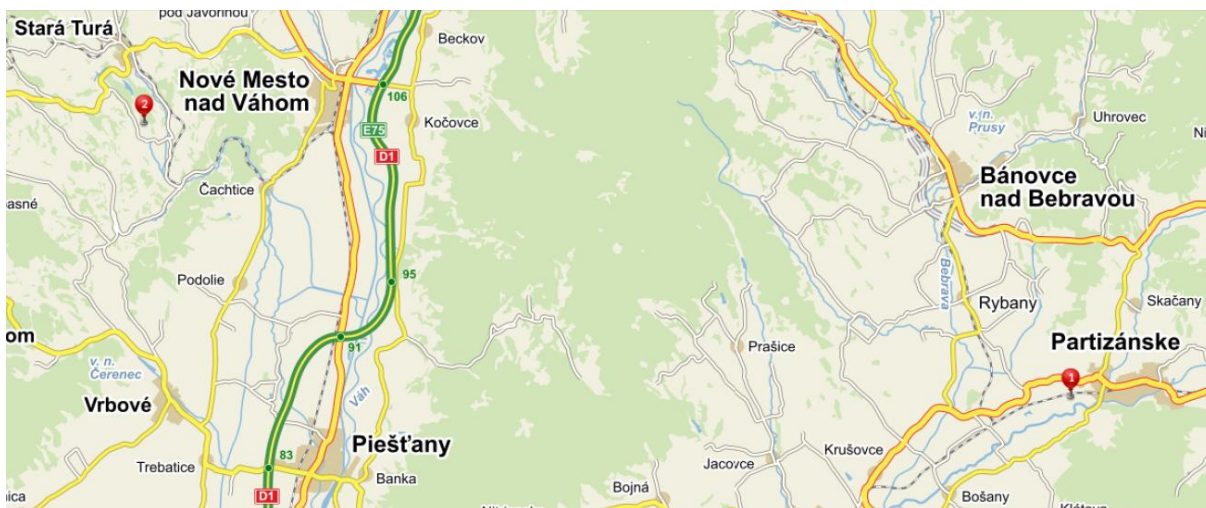
Obr. 24 – Sestava CubeSatu, externí radiostanice, termoboxu a kamery



Obr. 25 – Finální integrace se sondou poskytovatele letu

6 Výsledky letu stratosférickým balonem

Celý let nakonec trval zhruba 2,5 hodiny. Vypuštění balonu bylo provedeno z letiště v Malé Bielici na Slovensku. Čas startu byl určen slovenským řízením letového provozu na 7:00 hodin ráno, tak aby nebyl ohrožen letecký provoz. Jiná varianta času startu nebyla možná, kvůli velmi hustému prázdninovému leteckému provozu nad Evropou. Čas startu byl přesně dodržen. Balon v průběhu letu dosáhl dostupu okolo 33 000 metrů. K rozvinutí antény, což je jeden z klíčových testů, které byly během letu plánovány, došlo ve výšce 28 200 metrů. Průběh venkovní teploty celkem dobře odpovídal předpokladu MSA a teplota klesla až na minimální hodnotu $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$. Místo přistání celé sestavy bylo nalezeno ještě před samotným přistáním díky výborné predikci letu, kterou před startem provedl poskytovatel letu na základě meteorologických dat a díky postupného sledování balonu jak pomocí odesílaných GPS telemetrických souřadnic a také pomocí vizuálního sledování, jelikož díky výtečné viditelnosti bylo balon vidět i v maximální dosažené výšce. K přistání celé sondy na padáku došlo mezi 9 a 10 hodinou dopoledne v katastru obce Kostolné taktéž na Slovensku cca 9 km od českých hranic. Vzdálenost místa vypuštění a místa startu nakonec byla cca 48 km. Tato hodnota se velmi odchyluje od maximální předpokládané vzdálenosti. Ta však předpokládala ustálený let rychlostí shodnou s rychlostí větru po přímkové dráze. Ve skutečnosti však vítr měnil směr a balon tak neletěl po přímkové trajektorii. Rychlost stoupání poměrně dobře korespondovala s předpokládanou rychlostí stoupání 5 m/s. Stoupání se pouze zpomaluje v poslední fázi letu od 25 000 metrů do 33 000 metrů. Rychlost pádu se však velice odchýlila od předpokladu. Po prasknutí balonu je padák neúčinný a celá sestava nabere značnou rychlost, což vedlo k problémům s vytápěním. Testovaný zdroj elektrické energie, konstruovaný pro provoz do teplot až $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ po překročení této teploty dokonce dočasně přerušil dodávky elektrické energie na jedné z napájecích větví (5 Volt).



Obr. 26 – Mapa místa startu (1) a přistání balonu (2) [9]

Celá sestava byla osazena původně třemi kamerami. Další čtvrtou kamerou byla vlastní palubní kamera CubeSatu. Vlastní palubní kamera však nakonec neposkytla žádné snímky, protože došlo k potížím s napájením, které nebylo schopno naběhnout za potřebný čas, kamera se tak vůbec nespustila. Jak již bylo psáno, jedna kamera poskytovatele letu mířící na obzor musela být odebrána z důvodu dodržení hmotnostního limitu. Druhá kamera, patřící poskytovateli letu, zůstala součástí sestavy, ale funkční vydržela cca pouze do výšky

17 km. Snímek z kamery mířící na obzor představuje Obr. 27. Kamera, jež byla součástí termoboxu a mířila kolmo k Zemi a snímala samotný CubeSat vydržela v chodu po celou dobu letu. Snímek z kamery termoboxu zachycující pohled z téměř maximální dosažené výšky je na Obr. 28.



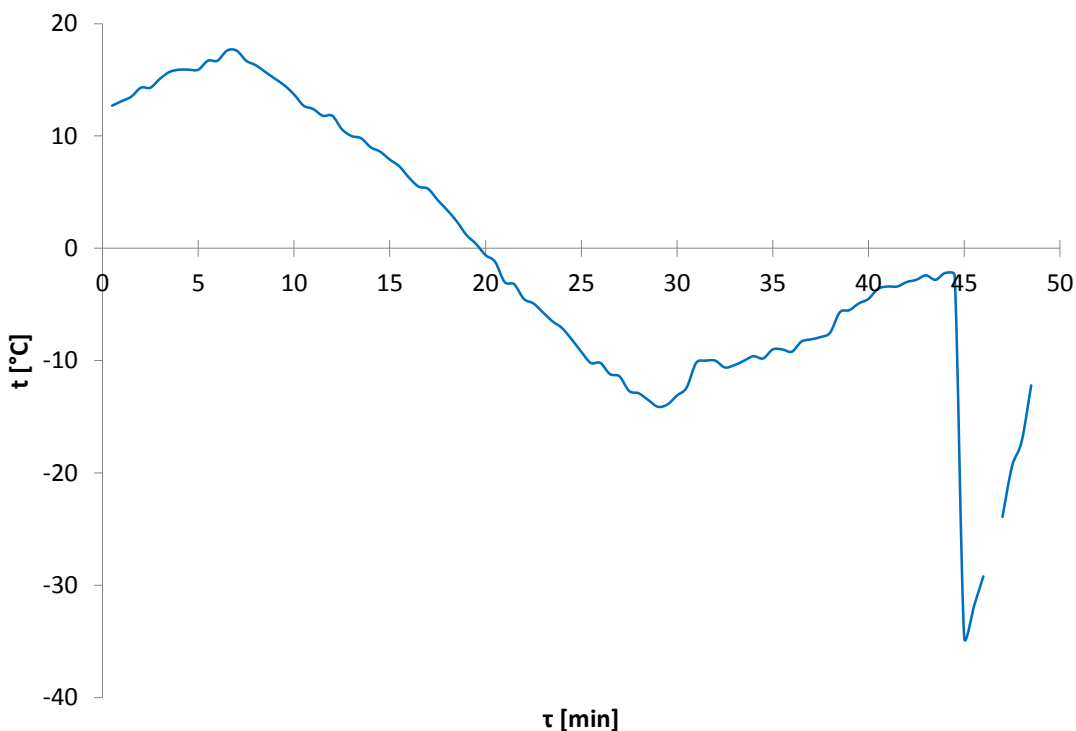
Obr. 27 – Snímek z kamery poskytovatele letu mířící na obzor [10]



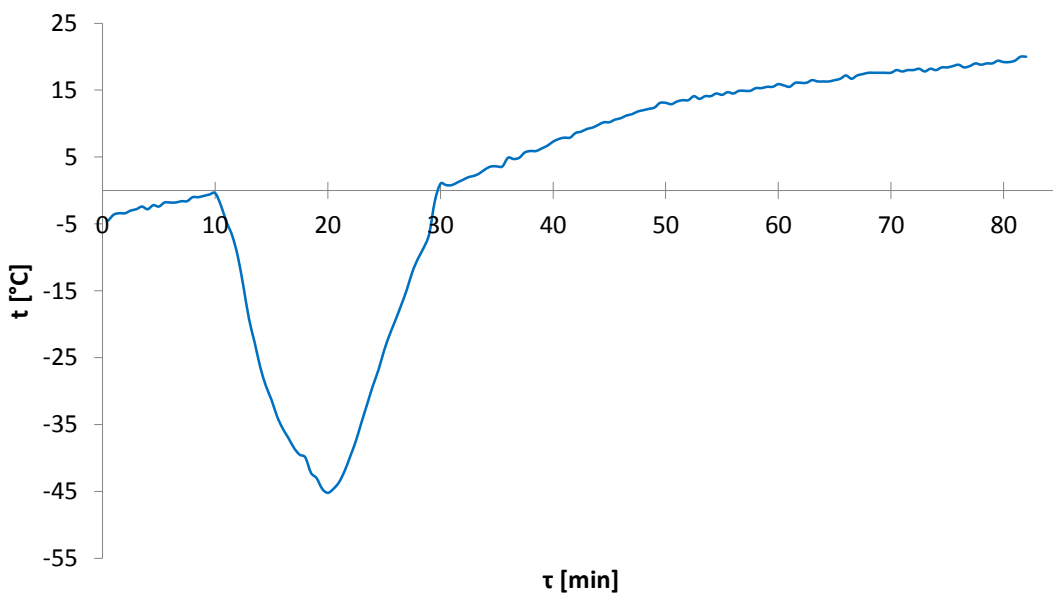
Obr. 28 – Snímek z kamery umístěné na termoboxu

Na následujících dvou grafech 6 a 7 je znázorněn průběh vnitřní teploty ve °C v závislosti na čase v minutách. Rozdělení do dvou grafů bylo nutné jednak z důvodu

nespojivosti měřených dat a jednak z důvodu přehlednosti grafu. Data v grafech jsou tak rozdělena na dvě význačná pole. Graf 6 znázorňuje průběh od startu (včetně pár minut před startem, kdy byl CubeSat již plně v chodu) do rozvinutí antén. Graf 7 pak znázorňuje průběh od rozvinutí antén do přistání.



Graf 6 – Průběh teploty během první části letu



Graf 7 – Průběh teploty během druhé části letu

První význačnou oblastí na grafu 6 je časový interval mezi 0 a 7 minutami. V tomto časovém intervalu teplota CubeSatu proti všem předpokladům pozvolna stoupá až do teploty cca 20 °C. To proto, že se jedná o časový interval před startem, kdy byla družice již plně v provozu, nebyla však ještě vypuštěna a po celou dobu byla držena v ruce. Nárůst teploty bude zřejmě způsoben především ohříváním od držení družice v ruce a pravděpodobně i růstem teploty vzduchu, neboť start balonu byl proveden dle plánu v 7:00 hodin a teplota tak s východem Slunce stoupala. V 7 minutě od začátku zápisu dat nastává start balonu a teplota, tak jak balon stoupal, již rovnoměrně klesá. Okolo 20 minuty teplota klesne pod 0 °C a dále rovnoměrně klesá. Špičková hodnota nastává ve 29 minutě na hodnotě -15 °C, na kterou byl nastaven termostat. Opět vystoupá k -10 °C, na které se v podstatě drží 2 – 3 minuty a poté již začne opět stoupat a okolo 44 minuty dosáhne cca -2 °C. V tomto bodě dochází také k nespojitosti dat. Jedná se o stejný čas, kdy došlo k rozvinutí antén. Špičková hodnota na grafu 6 bude způsobena spíše právě nespojitostí a chybným zápisem dat, než prudkým poklesem teploty, protože v tomto čase balon stále stoupal. Je také potřeba zmínit, že data v prvním grafu byla sbírána v terénu během sledování balonu osobním automobilem z externí antény a i tak mohlo dojít k nespojitosti dat, protože nebyla zrovna měřena. Data na druhém grafu popsaném níže v odstavci pak byla zachycována z již rozvinuté antény samotného CubeSatu. Naměřená data pokračují na grafu 7. Čas 0 min může být považován za čas rozvinutí antén. Teplota stále plynule stoupá, což je způsobeno především již stoupající teplotou atmosféry. V čase cca 10 min po rozvinutí antén dojde k prasknutí balonu. Bezprostředně po prasknutí se CubeSat nacházel necelé 3 sekundy ve stavu mikrogravitace. Z hlediska teploty je pád následován velice prudkým poklesem teploty během 10 minut pádu dosáhne teplota špičkové hodnoty -45 °C. V průběhu této fáze letu taky došlo ke chvilkovému výpadku zdroje elektrické energie. Po dosažení popisované špičky teplota začne opět prudce stoupat, jak se družice dostávala do teplejších vrstev atmosféry. Tyto prudké změny jsou způsobeny velmi rychlým pádem, který kvůli velikosti padáku není možno ve vyšších výškách příliš ovlivnit. Velká rychlost ofukování družice pak vede k velmi nízkým teplotám uvnitř. Okolo 30 minuty po rozvinutí antén, se teplota družice dostane nad 0 °C, a dále roste pozvolněji až na teplotu okolí. Tento pozvolný růst je dán tím, že družice již přistála. Jakési rozvlnění křivky v celém průběhu může být způsobeno například poryvy větru.

7 Termální analýza pro kosmický let

Dosud se práce zabývala teorií a testovacím letem na stratosférickém balonu. Obsahem následujících částí bude termální analýza CubeSatu pro podmínky kosmického letu pro zadanou oběžnou dráhu. Termální analýza bude řešena v několika postupných krocích od nechráněné družice. Na základě prvních kroků bude navržena termální ochrana družice, která bude ověřena finální simulací. V této práci budou uvedeny pouze finální analýzy, které ověřují funkci navržené ochrany.

Termální simulace bude prováděna v softwaru Siemens NX Space Systems Thermal. Software je určen k řešení termálních simulací v podmínkách vakua se specializací přímo na řešení kosmické techniky. Umožňuje řešit jak stacionární, tak nestacionární tepelné pochody. Zajímavá je především možnost řešit nestacionární podmínky na orbitě. Výpočet probíhá pro celé orbity, podle nastavení. Automaticky se vyřeší v zadaných bodech orbity tepelné dávky od Země a od Slunce, pobyt ve stínu a na slunci. K mání jsou široké možnosti řešení vedení tepla a záření. Nastavit se dá například i rotace družice okolo určité osy. Samozřejmostí je předefinování vlastností jako je přestup tepla mezi dotýkajícími se plochami, nebo předefinování termo-optických vlastností jako emisivita a absorbtance. Dále program umožňuje řešit ohřivače s definováním kontrolované teploty objektu. Je zde možnost řešit například i přistávací moduly, protože program umí simulovat i termální podmínky na cizích kosmických tělesech, jako je například Mars. Možností je dokonce řešení různých manévrů pomocí definování několika úseků různých oběžných drah. Jmenované možnosti softwaru Siemens NX Space Thermal vedly k rozhodnutí, že bude použit k řešení termální analýzy CubeSatu.

7.1 Vstupní data pro termální analýzu

Základním vstupem pro termální analýzu družice jsou orbitální elementy zadané dráhy. V řešeném případě se bude jednat o dráhu slunečně-synchronní, polární a retrográdní. Drah tohoto typu se používá především pro družice sloužící ke sledování Země, například špionážních, nebo meteorologických. Na takové dráze totiž družice pokryje celý zemský povrch a má stále konstantní podmínky pro sledování.

Element	Hodnota	Jednotky
Výška dráhy (kruhová dráha)	600	[km]
Inklinace	≈ 98	[°]
RAAN	10:30:00	[hod]

Tabulka 2 – Zadané parametry oběžné dráhy

Pomocí vstupních dat lze vypočítat další parametry důležité k termálnímu návrhu družice, především časy zástínění a osvit, nebo přesnou inklinaci, tak aby byla splněna podmínka slunečně-synchronní dráhy. Data obsahuje následující Tabulka 3 a byla získána pomocí softwaru Siemens NX Space Systems Thermal.

Perioda	5792,41	[s]	96,54	[min]
Začátek zástínu	1417,93	[s]	23,63	[min]
Konec zástínu	3505,61	[s]	58,43	[min]
Doba zástínu	2087,68	[s]	34,79	[min]
Úhel začátku zástínu od pericentra	88,13	[°]	-	-
Úhel konce zástínu od pericentra	217,88	[°]	-	-
Inklinace	97.7597	[°]	-	-

Tabulka 3 – Dopočtené parametry oběžné dráhy

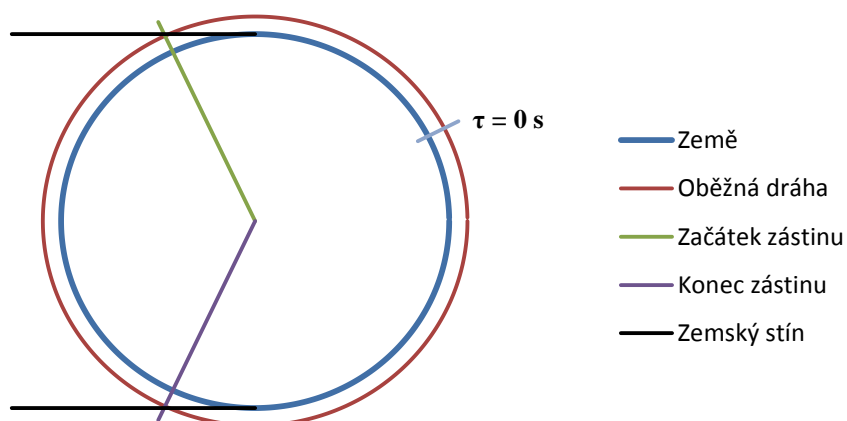
Dalším důležitým parametrem, který byl v modelu, během finálních fází návrhu uvažován, byla rotace družice, která byla odhadnuta na 10 otáček na oblet, tj. 3600° na oblet.

Z vyobrazené tabulky je zřejmé, že zástín družice nastává zhruba pro třetinu oběžné doby. V modelu bylo ještě pro oběžnou dráhu potřeba definovat stabilizaci družice, která byla zvolena tak, že v počátečním stavu družice míří jednou stěnou k Zemi a jednou stěnou ve směru rychlosti. Vizualizace dráhy včetně samotné družice a její rotace, zemského stínu, roviny rovníku a slunečního vektoru je provedena na Obr. 29. Zmíněný obrázek dává dobrou představu o poloze slunečního vektoru vůči rovině dráhy a také polohu roviny dráhy vůči

rovině rovníku, ale nedává názornou představu o výšce a zastínění oběžné dráhy. Tu dává Obr. 30.

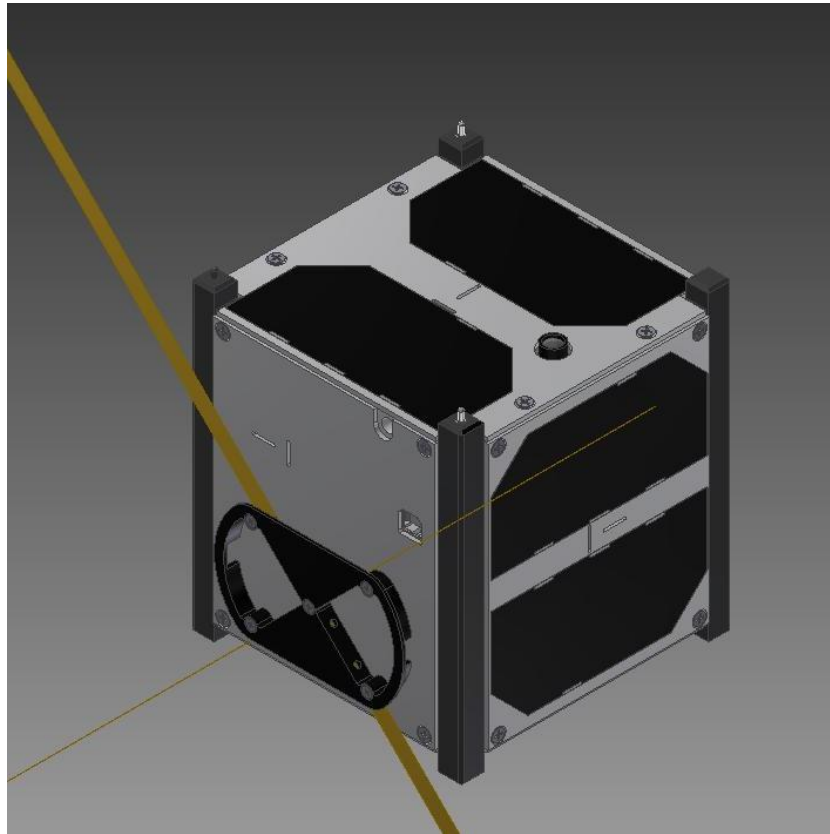


Obr. 29 – Vizualizace řešené oběžné dráhy včetně poloh družice

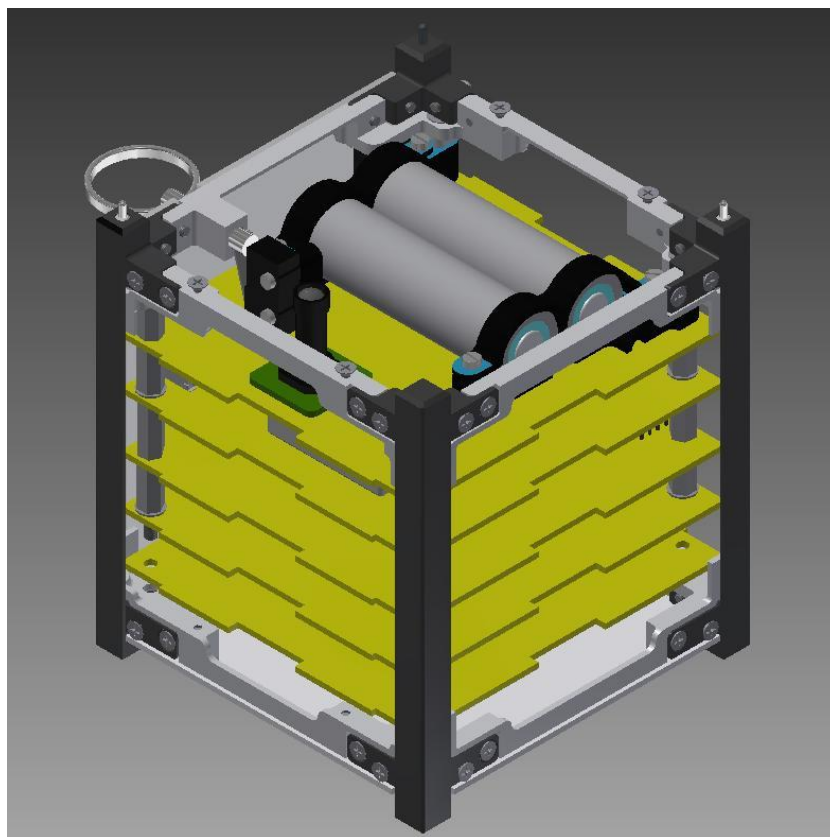


Obr. 30 – Řez v rovině oběžné dráhy

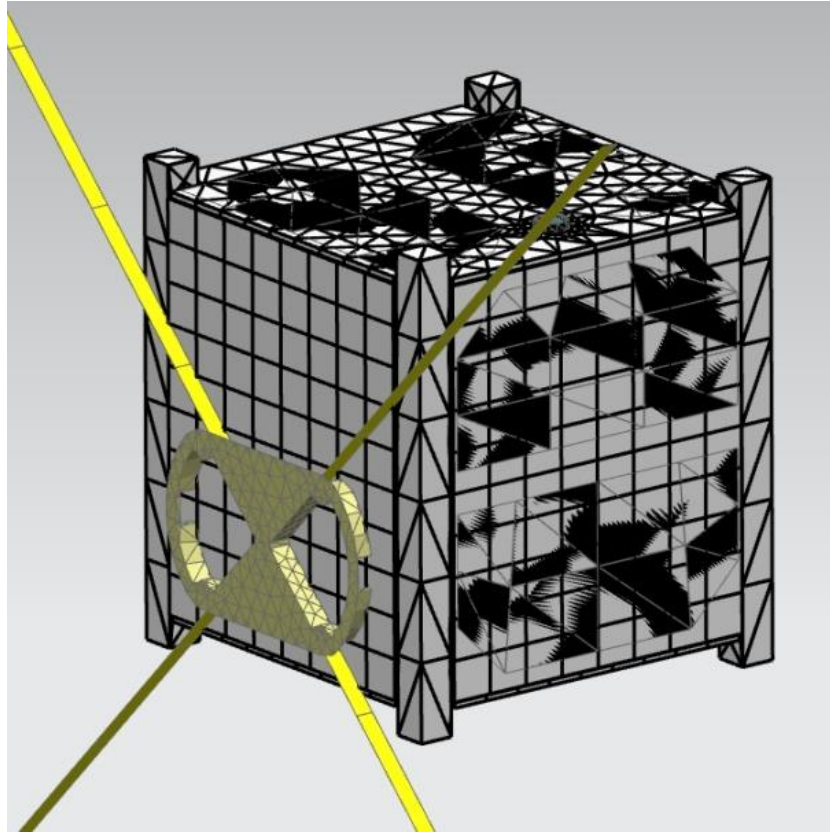
Součástí přípravy termálního modelu bylo i vytvoření samotného 3D modelu, který v době začátku tvorby této práce nebyl k dispozici. Navržený model obsahuje spoustu detailů, které nejsou v termální analýze potřeba. Jedná se o některé malé díry a otvory, dále o celou řadu šroubů a malých rádiusů. Šrouby budou v termální analýze zanedbány, ačkoli představují jistou část přenosu tepla konstrukcí. Z důvodu nemagnetičnosti konstrukce se používají šrouby z nerezové oceli, která je špatným vodičem tepla. Pro precizní termální analýzu by bylo vhodné šrouby ve zjednodušené formě ponechat, například ve formě jednoduché 1D sítě, stejně tak jako nějakým způsobem aproximovat vliv závitových vložek z bronzu. V řešeném případě však budou šrouby vymazány z modelu spolu s dírami pro šrouby. Výjimkou zůstanou šrouby M3 připojující desky PCB ke kostře a sloupky spojující jednotlivé desky PCB, dále šrouby spojující obě části hliníkového krytu GPS a šrouby spojující držák lithiových článků. Sloupky propojující jednotlivé desky PCB totiž představují jedinou možnost teplotního propojení desek mezi sebou a zároveň s kostrou, šrouby hliníkového krytu GPS zase převádí tepelnou energii z jedné strany desky GPS na druhou, přičemž deska samotná působí jako izolant a v poslední řadě šrouby spojující poloviny držáku lithiových článků převádí tepelnou energii mezi těmito polovinami, neboť samotné poloviny držáku jsou v kontaktu pouze s lithiovými články, nikoli však mezi sebou. Co se týče rádiusů, mazány budou rádiusy R1, protože jich celá konstrukce CubeSatu obsahuje obrovské množství a pro vlastní termální analýzu nepředstavují důležitý prvek. Stejně opatření platí pro zkosení $1 \times 45^\circ$. Takové malé plochy způsobují značné zkomplikování výsledné výpočtové sítě. Je zřejmé, že při výpočtu dochází k výpočtu sdílení tepla zářeními mezi všemi páry elementů sítě celého modelu. Zachování obdobných ploch navyšuje neúměrně počet elementů v modelu, přičemž výsledný efekt je téměř nulový a doba výpočtu stoupá k prakticky nepoužitelným časům. Dále byly z modelu odstraněny součásti jako separační pružinky, separační kolík hlavního vypínače apod. Vůbec modelována nebyla spousta součástí, jako jsou dráty a drobné elektronické součástky, nebo například propojení jednotlivých hlavních konektorů desek PCB. Dráty jsou zmíněny speciálně, protože ačkoli se může jejich odstranění, respektive nemodelování, zdát naprosto standardní, jelikož v zemských podmínkách je vliv vedení tepla samotným drátem zcela zanedbatelný, ve vakuu tomu tak zdaleka nemusí být a dráty se mohou stát velmi významným tepelným vodičem mezi jednotlivými částmi družice.



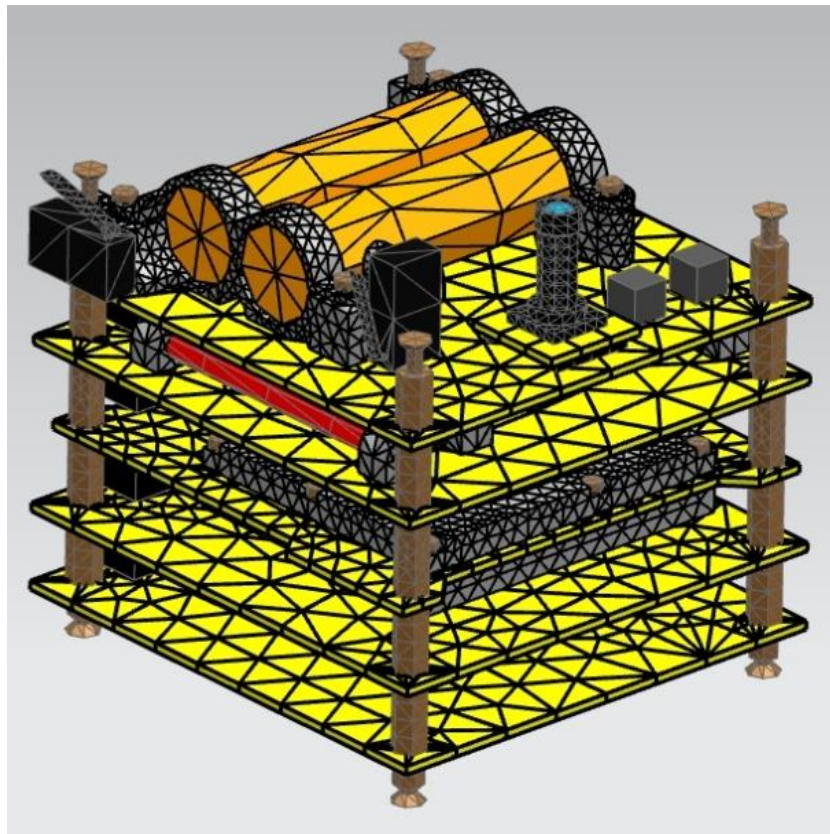
Obr. 31 – 3D model



Obr. 32 – Vnitřek 3D modelu



Obr. 33 – Vysíťovaný model



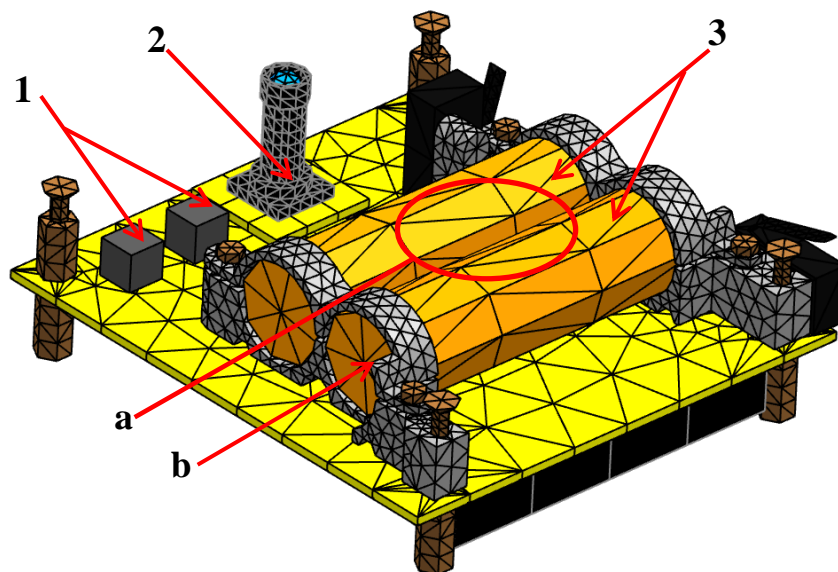
Obr. 34 – Vnitřek vysíťovaného modelu

Předchozí obrázky znázorňují stavy přípravy modelu pro vlastní simulaci. Obr. 31 ukazuje vnější podobu nezjednodušeného 3D modelu CubeSatu včetně všech šroubů apod. Jeho protějškem je Obr. 33, který představuje již vysíťovaný model. Důležitým zjednodušením, které nebylo ještě popsáno a z obrázků není patrné, byla náhrada objemového modelu antén a solárních článků pouze 2D sítí s definovanou virtuální tloušťkou. Pásky antén totiž mají tloušťku jen cca 0,15 mm a solární články ještě méně, v termálním modelu je tedy možné ji zanedbat. V ideálním případě by zřejmě bylo lepší nahradit i 3D sítě hliníkových panelů na stěnách družice a desek PCB 2D sítí. Avšak 2D síť neumožňuje simulaci teplotního vedení skrz plochu, právě proto že je reprezentována i po tloušťce vždy jen jedním uzlovým bodem a spojnice vedou jen v ploše, nikoli skrz ni. V případě zrovna jmenovaných desek PCB by se jednalo o velmi vážné zjednodušení, neboť desky PCB jsou vyhotoveny z materiálu FR4, což je kompozitní materiál, a jedná se o izolant, navíc s různou teplotní vodivostí v různých směrech. Použitý software sice umí vytvořit dvojistou 2D síť právě pro simulaci vedení tepla skrz plochu, ale použitá 3D síť byla nakonec stejně vytvořena tak, že se všechny uzlové body nachází jen na povrchu a skrz plochu jsou spojeny vždy přímo proti sobě jednou spojnici. Dalším ideálním zjednodušením by bylo nahrazení sloupků spojujících desky PCB a ponechaných nevyřazených šroubů přímkovými 1D sítěmi.

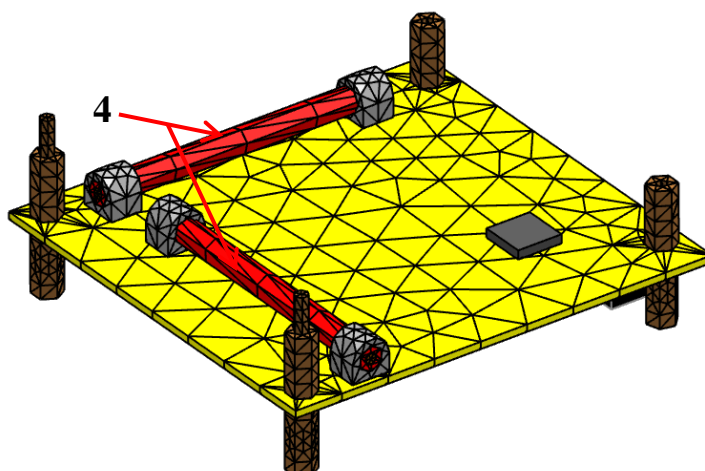
Souhrn všech zjednodušení použitých při návrhu termálního modelu:

- Odstranění většiny šroubů
- Odstranění většiny děr, rádiusů a zkosení
- Použití 2D sítě na antény a solární články
- Dokonalý přestup tepla mezi navzájem se dotýkajícími součástmi
- Sdílení tepla zářením pouze mezi nezanedbatelnými plochami – vynechány např. boční plochy desek PCB, boční plochy krycích hliníkových panelů apod.
- Odstranění drátů a propojení mezi hlavními konektory desek PCB
- Tepelné zdroje zavedeny na desky PCB značně zjednodušeně – ve skutečnosti se rozloží na větší plochu mezi větší počet součástek
- Tepelné zdroje pro horký i studený případ konstantní s časem – ve skutečnosti budou jednotlivé části vypínány a zapínány dle potřeby, hlavním příkladem je palubní radiomodem, který nebude vysílat v žádném případě po celou dobu obletu. V řešeném případě však vysílá po několik obletů Země a ohřívá se na značné teploty.

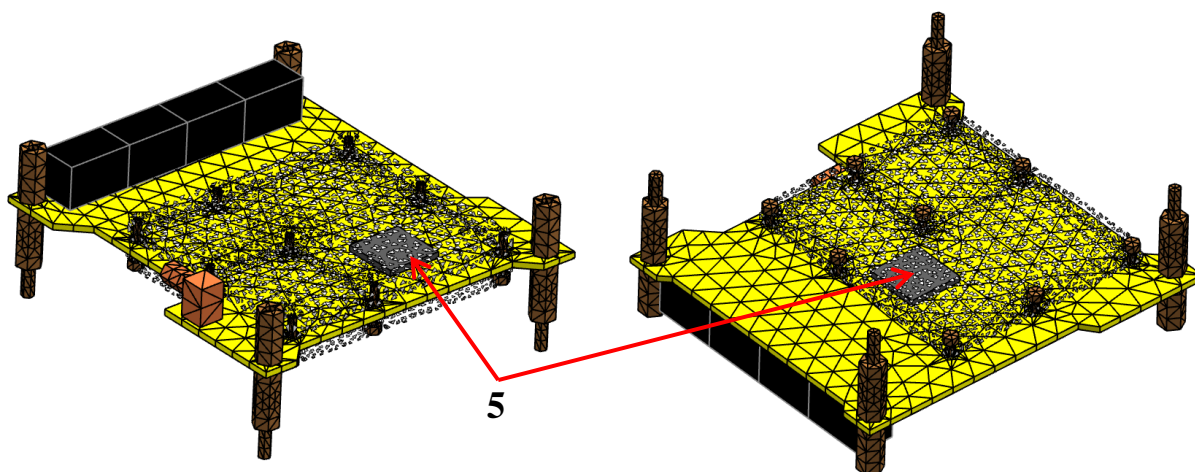
Dále bylo v modelu třeba zavést tepelné zdroje. Volbu rozložení tepelných zdrojů v modelu lze nejlépe ukázat několika obrázky (Obr. 35 - Obr. 38) s vyznačením dílů generujících teplo a následnou tabulkou se souhrnem ztrátových výkonů. Ve jmenovaných obrázcích je vynechána poslední pátá deska PCB, jelikož se jedná o volné místo v CubeSatu (v modelu na ní nejsou promodelovány žádné součásti, obrázek tedy pozbývá smyslu), které ještě není obsazeno, je však potřeba dopředu počítat s možností generování tepla na této hypotetické desce. Do výpočtů byla zanesena tak, že v horkém případě se na ní nějaké teplo generuje a ve studeném žádné, tím je postižen jak případ obsazení tohoto místa další deskou, tak jeho neobsazení.



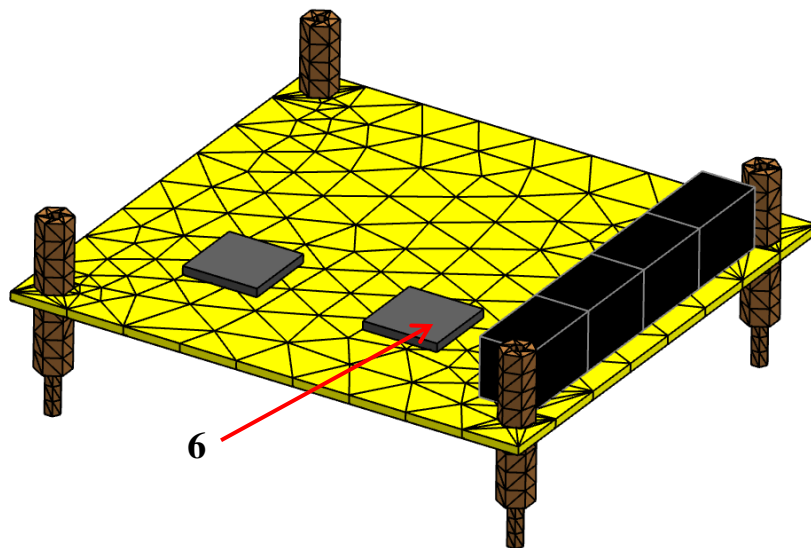
Obr. 35 – Vyznačení tepelných zdrojů na zdrojové desce



Obr. 36 – Vyznačení tepelných zdrojů na desce ADCS



Obr. 37 – Vyznačení tepelných zdrojů na palubní GPS (zprůhledněn hliníkový kryt)



Obr. 38 – Vyznačení tepelných zdrojů na desce palubního radiomodemu

Součást	Horký případ	Studený případ
1	0,05 W	0,05 W
2	0,02 W	0 W
3	0,1 W	0,1 W
4	0,2 W	0,1 W
5	0,14 W	0,14 W
6	1 W	0,05 W
Volná deska	0,3 W	0 W
Součet všech součástí	2,3 W	0,83 W

Tabulka 4 – Tepelné zdroje v CubeSatu

Předchozí tabulka obsahuje tepelné zdroje vyznačené na předcházejících obrázcích číslicemi 1 až 6 a tepelný výkon volné desky. Na Obr. 35 jsou ještě vyznačena písmena a a b, která představují vyhřívač umístěný na lithiových článkách CubeSatu. Vyznačená oblast a představuje oblast, do které je zaveden topný výkon vyhřívače, není tedy zaveden do celého objemu. Oblast b představuje teplotní čidlo snímající teplotu lithiových článků, které nemůže být umístěno přímo u vyhřívače, kvůli správné funkci systému. Tento vyhřívač je však nastavený tak, aby pokryl chvilkové mezní stavy, kdy by mohlo dojít k jejich zamrznutí. Nemělo by však docházet k tomu, aby takovéto stavy nastávaly během každého obletu Země

v rámci periodicity celého děje. Vyhřívač by především měl být nouzovou zálohou pro nepředvídatelné provozní stavy. Parametry vyhřívače shrnuje Tabulka 5.

Topný výkon	Teplota spuštění	Teplota vypnutí
1 W	-15 °C	-10 °C

Tabulka 5 – Vlastnosti vyhřívače lithiových článků

Posledním v rámci simulace nastavovaným tepelným zdrojem, a také hlavním tepelným zdrojem celé družice je samotný tepelný tok od Slunce. Ten je závislý na poloze Země na její oběžné dráze a závisí tak na roční době. Pro horký případ byl volen maximální možný tepelný tok a pro studený případ byl volen minimální možný tepelný tok. Maximální tepelný tok nastává okolo prosince a minimální okolo června. Tepelné toky od Slunce obsahuje Tabulka 6.

Maximální tepelný tok Slunce	Minimální tepelný tok Slunce
1413 [W/m ²]	1322 [W/m ²]

Tabulka 6 – Tepelné toky od Slunce

Dalším, velmi důležitým bodem termálního modelu je správné stanovení absorbtancí a emisivit jednotlivých materiálů. Jedná se o jednu z nejsložitějších částí, právě proto, že emisivita a absorbtance materiálu závisí jak na materiálu, tak na stavu jeho povrchu. Bohužel stav povrchu hraje mnohem větší roli. Během vyhledávání daných parametrů je možno narazit na rozličné hodnoty v různých zdrojích.

Není jen obtíží emisivity a absorbtance správně zvolit do termálního modelu, ale zároveň jejich dodržení při pozdější výrobě letového kusu družice. Stanovit přesnou emisivitu například hliníku je do diplomové práce a termálního modelu snadné. Ovšem velkou potíží poté je, například stanovit-li se nějaká plocha hliníkového panelu jako leštěná, určit technologický postup leštění, který zaručí právě zvolené parametry emisivity a absorbtance. A i pokud se povede technologický postup výroby bezchybně dodržet a dosáhnout požadovaných vlastností, není zaručeno, že takové zůstanou v době startu, který může být i měsíce vzdálen od doby montáže družice.

Nejllepší možností jak ověřit správnou funkci termální ochrany družice a tím vykompenzovat značnou míru nejistoty, je závěrečné otestování družice v tzv. termal-vakuové komoře, která velmi dobře simuluje podmínky kosmu jak co do teplot, tak co do tlaků. Každá větší a dražší družice a často i CubeSaty prochází před letem spoustou testů, jejichž součástí je právě i jmenovaný postup.

Následující Tabulka 7 obsahuje výčet emisivit a absorbtancí některých důležitých materiálů použitých v termálním modelu CubeSatu. Největší obtíží během stanovování těchto hodnot je minimální výskyt tabulek, kde by byly uvedeny i absorbtance. Většina tabulek ve většině zdrojů obsahuje pouze emisivity.

Materiál (součást)	ϵ	α
Neupravený hrubě opracovaný hliník	0.0346 [8]	0.379 [8]
PEEK (držák antény)	0.885 [11]	0.64 [11]
Keramika (čipy)	0.9 [12]	0.9 [13]
FR4 (PCB)	0.89 [14]	0.9 [14]
Lithiové články	0.87 [15]	0.95 [15]
Měď (cívky ADCS)	0.07 [2]	0.3 [2]
Polykarbonát/sklo (čočka kamery)	0.93 [13]	0.05 [13]
Ocel	0.14 [2]	0.47 [2]
Polypropylen	0.92 [16]	0.93 [16]
Bílá epoxidová barva (vnitřní stěny)	0.924 [8]	0.248 [8]
Čirý elox (vnitřní hliník)	0.8 [2]	0.3 [2]
Tvrký elox (černý)	0.87 [2]	0.8 [2]
Solární články	0,83 [8]	0,91 [17]

Tabulka 7 – Emisivity a absorbtance některých materiálů

7.2 Výsledky termální analýzy a návrh technického řešení termální ochrany

V průběhu řešení termální ochrany pro CubeSat CzechTechSat bylo provedeno několik různých po sobě jdoucích simulací termálního chování družice na zadané dráze. Tyto simulace byly řešeny pouze pro teplý případ, neboť ten byl řešen jako první a během jeho řešení bylo zjištěno, že i přes fakt, že se jedná o extrém z hlediska maximálních možných tepelných dávek, je CubeSat, který by byl ponechán bez termální ochrany, vystavován nepřijatelně nízkým teplotám, které v některých částech dosahovaly téměř až k $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ s průměrnými teplotami okolo $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Z předešlého odstavce je zřejmé, že teploty pro nechráněný CubeSat sahají hluboko pod přípustné meze všech palubních systémů. Z tohoto důvodu byla termální analýza řešena po celou dobu pouze pro teplý případ, aby se alespoň pro něj dosáhlo přípustných hodnot a teprve po návrhu technického řešení byl ověřen i studený případ, zda také splňuje teplotní rozmezí.

Požadavkem technického provedení termální ochrany byla zároveň i technická proveditelnost v českých poměrech. V dostupné literatuře a na internetu totiž lze sice dohledat spoustu materiálů, nebo povrchových úprav (barev, metalických povlaků a nástřiků, izolací apod.), avšak ne všechny jsou vždy v České Republice dostupné, nebo vyrobitelné. Řada takovýchto materiálů je totiž většinou vyráběna přímo pro kosmické, či vojenské účely a svou podstatou podléhají různým přísným vývozním kritériím, případně je nelze mimo stát původu vyvážet vůbec. Dalším omezujícím faktorem z hlediska technické realizace termální ochrany byly finanční možnosti projektu CzechTechSat, jelikož řada materiálů a úprav, které je sice možné v ČR pořídit, či vyrobit, zcela překračuje únosnou finanční mez.

Na základě předchozích odstavců a řady simulací bylo navrženo několik základních bodů termální ochrany, které pomohou teploty CubeSatu udržet v přípustných mezích. Základním principem termální ochrany je v tomto případě přivedení většího množství tepelné energie dovnitř CubeSatu a zde jeho akumulace. Těmito úpravami jsou:

- **Vnější plochy hliníkových panelů CubeSatu ponechat bez úpravy**, hrubý hliník má velkou absorbtanci, ale zároveň stále nízkou emisivitu
- **Vnitřní plochy hliníkových panelů CubeSatu opatřit nátěrem/nástřikem z bílé epoxidové barvy**, která má naopak velmi velkou emisivitu, ale nízkou absorbtanci – vyzáří tepelnou energii dovnitř na elektroniku, ale nebude jí mnoho přijímat
- **Tepelně vodivé spojení kostry CubeSatu s anténami a samotné antény ponechat bez povrchové úpravy**, původním záměrem bylo antény z výpočtů zcela zanedbat, ale bylo zjištěno, že jejich plocha v kombinaci s termálními vlastnostmi (ocel) nejsou pro tepelnou bilanci družice zdaleka zanedbatelné. Ačkoli se samotná družice během prvotních pokusů ocitla zcela pod přípustnými teplotami, samotné antény se naopak ohřívaly až na $180\text{ }^{\circ}\text{C}$. Provedení tepelně vodivého spojení bylo v simulaci provedeno velmi zjednodušeně, přenastavením tepelné vodivosti původního materiálu držáku antény (PEEK) na tepelnou vodivost hliníku, při zachování ostatních materiálových vlastností. Tento krok ovšem vyžaduje další budoucí diskusi, jelikož antény samotné nemohou být umístěny v kovovém, elektricky vodivém, držáku z důvodu jejich správné funkce. Na druhou stranu je nutno připomenout zanedbání veškeré kabeláže družice, která bude připojena také k samotným anténám a ve skutečnosti dojde

k zavedení tepelného toku a to nikoli jen do kostry družice, ale přímo do jejího nitra pomocí připojovacích drátů.

- **Zavedení rotace družice do výpočtů**, rotace družice už byla popsána v předchozí kapitole a byla odhadnuta na 10 otáček na jeden oblet Země. Pomocí rotace družice se zvýší efektivní plocha příjmu tepelné energie od slunce. Bez rotace se může stát, že slunce osvětluje stále jen jednu stranu o ploše 100 cm², avšak dojde-li k natočení družice vůči Slunci tak, že na Slunce míří roh družice, nikoli kolmo jedna stěna, tak osvětlená plocha razantně stoupne. Tento krok na první pohled nevypadá jako technické řešení termální ochrany, ale spíše jako součást metodiky výpočtu, avšak na základě tohoto kroku lze vyvodit doporučení pro stabilizaci družice. Závěrem tedy je, že by družice na oběžné dráze neměla být zbytečně stabilizována ve všech třech osách po delší intervaly, než bude nezbytně nutné.

Jako další diskutované opatření termální ochrany řešené družice bylo kompletní tepelné odizolování vnitřních desek plošných spojů od kostry a ještě možné odizolování samotných lithiových článků od zbytku družice. A dále také opatření lithiových článků absorberem s vysokou absorbtancí a malou emisivitou. Jmenované kroky by velmi pomohly ke snížení teplotních rozdílů mezi dobou, kdy je družice vystavena slunečnímu světlu a naopak dobou kdy se nachází v zástínu. Například u nejkritičtější části družice, na kterou je zaměřena velká část pozornosti, lithiových článků, se jmenovanými kroky podaří pro teplý případ dosáhnout téměř konstantní teploty okolo 15 °C. Teplota se okolo této hodnoty mění zhruba jen o 1 °C. Je nesporné, že konstantní teplota by lithiovým článkům (ale i jiným částem družice) velmi prospěla, avšak technická proveditelnost by byla značně náročnější jak z hlediska času, tak z hlediska zdrojů. Navíc v termálním modelu byla izolace vnitřních částí družice provedena jako dokonalá (přenastavení tepelné vodivosti krajních sloupků spojujících desky PCB s kostrou na nulovou hodnotu). Z toho je zřejmé, že úspěch praktického řešení by se velmi odvíjel na kvalitě izolačních vlastností použité izolace. Závěrem lze konstatovat, že opatření popisovaná v tomto odstavci jsou pro termální ochranu řešené družice zbytečným a složitým luxusem. Z vyjmenovaných důvodů nejsou tato řešení ani promítnuta do finálních výsledků uvedených v této práci.

Výsledkem termální analýzy je série obrázků a několik grafů. Vzorkování výsledků bylo voleno na 8 výsledků na jeden oblet družice. Obrázky s rozložením teplot družice jsou tedy vždy po 8 pro studený případ a po 8 pro teplý případ a to jak vnější pohled na družici tak pohled do útrob družice. Dohromady tedy výsledky tvoří 32 obrázků s rozložením teplot a 7 grafů průběhů teplot pro různé části družice, přičemž každý graf obsahuje dvě křivky. Jednu křivku pro teplý případ a jednu křivku pro studený.

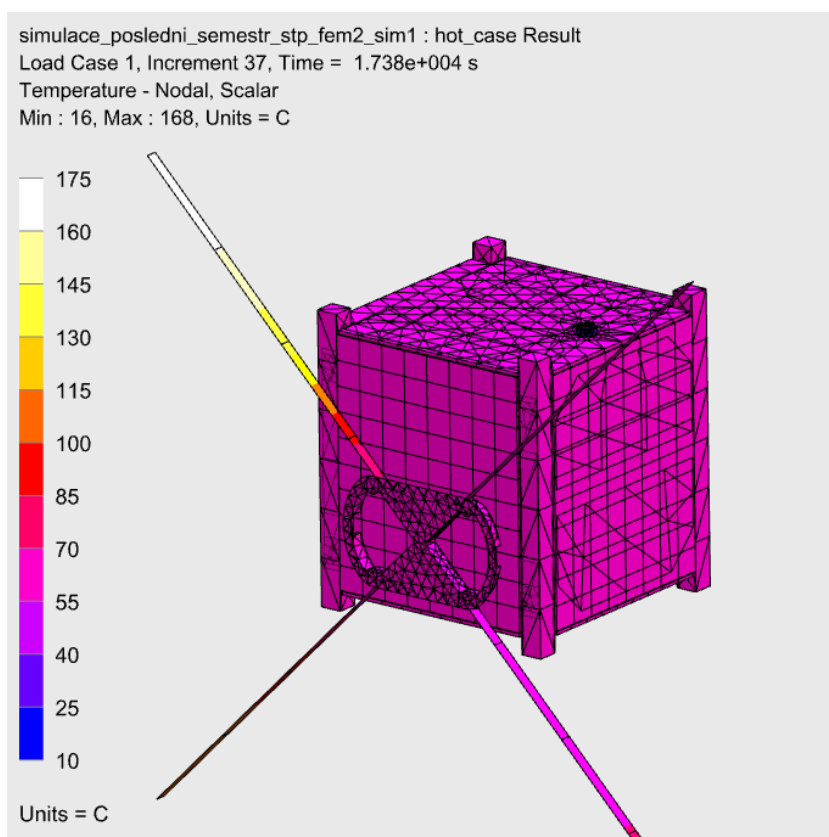
Následující stránky obsahují pouze 4 obrázky s rozložením teplot. Jedná se o Obr. 39; Obr. 40; Obr. 41 a Obr. 42. První dva jmenované obrázky jsou začátkem již teplotně ustáleného oběhu Země a jedná se o teplý případ. Další dva obrázky jsou začátkem také teplotně ustáleného oběhu pro studený případ, který začíná ve stejném čase jako teplý případ. Čas na počátečních obrázcích oběhu 1738 sekund, je čas od začátku simulace. Je v něm zahrnuta i teplotně neustálená, aperiodická fáze letu, kdy se mění teplota CubeSatu od počátečních 20 °C až dosáhne ustáleného periodického stavu. Z hlediska výsledků, které budou v práci diskutovány, čas 1738 s odpovídá času 0 min jednoho obletu.

Zbytek obrázků s rozložením teplot na družici je obsažen ve dvou přílohách. Příloha 1 obsahuje výsledky teplého případu a Příloha 2 obsahuje výsledky studeného případu. Přičemž Příloha 1 - I je shodná s Obr. 39, Příloha 1 - IX je shodná s Obr. 40, Příloha 2 - I je shodná s Obr. 41 a konečně Příloha 2 - IX je shodná s Obr. 42. Tyto 4 obrázky jsou uvedeny dvakrát

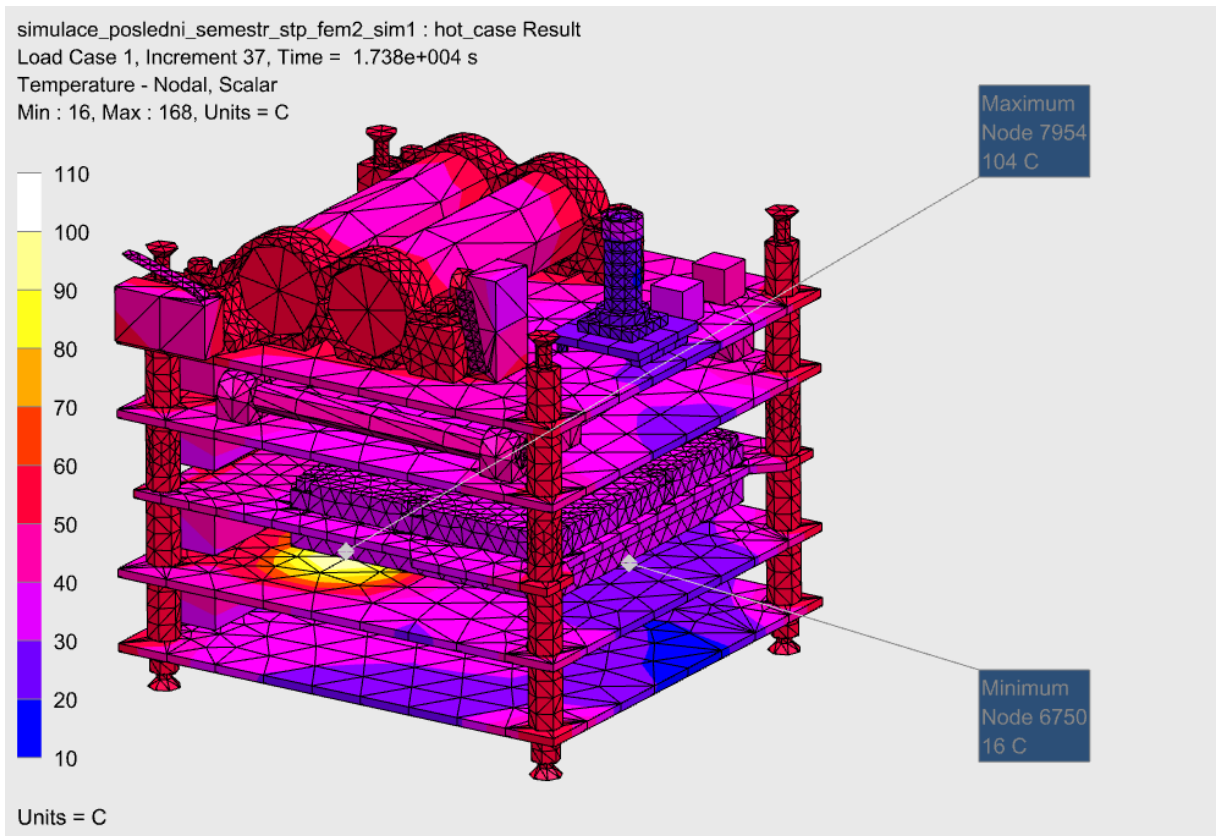
proto, aby byl vždy první obrázek ze série všech 8 obrázků uveden v samotném textu práce a zároveň aby nechyběl v uceleném souboru všech 8 stavů CubeSatu během jedno obletu.

Výsledky uvedené v přílohách jsou uvedeny pouze do 84 minut, ačkoli 1 oblet Země trvá při zadané dráze 96 minut. Vzhledem k periodicitě celého děje ale čas 96 minut odpovídá času 0 minut.

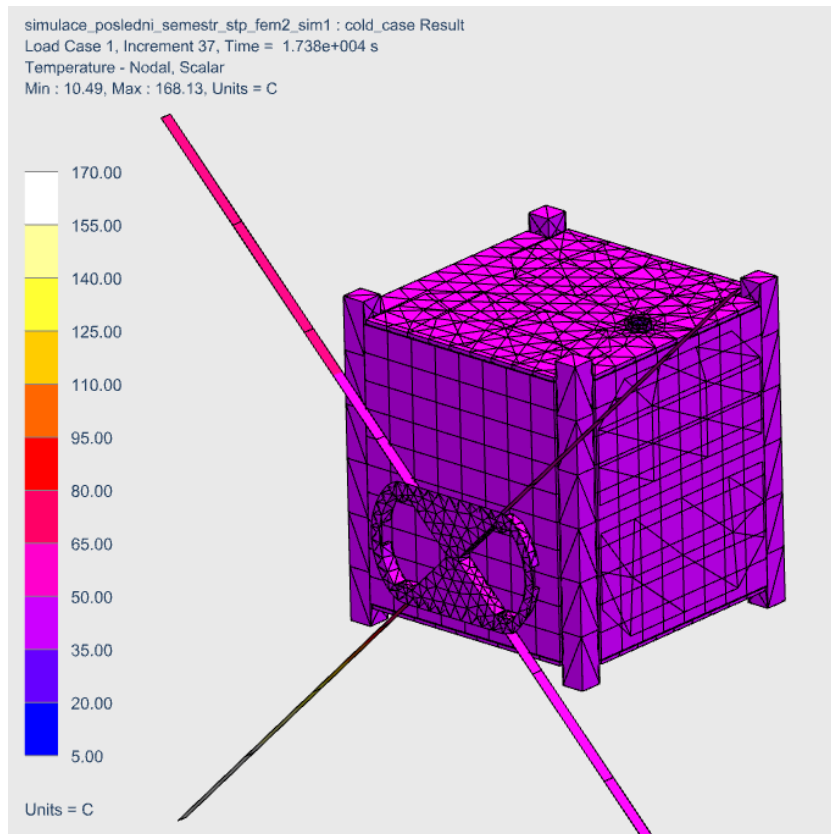
Grafy průběhů teplot začínají v čase 0 min z hlediska simulace a obsahují tak i aperiodickou fázi, ve které teprve dochází k ustalování teplot. Ze všech grafů je patrné, že fáze, během které se teploty ustálí, trvá v průměru okolo 1 hodiny. Dále je v nich obsaženo cca 2,5 obletu při ustálené periodické fázi. Celá simulace byla řešena pro 6 obletů okolo Země, pro případ, že by aperiodická fáze trvala mnohem delší dobu.



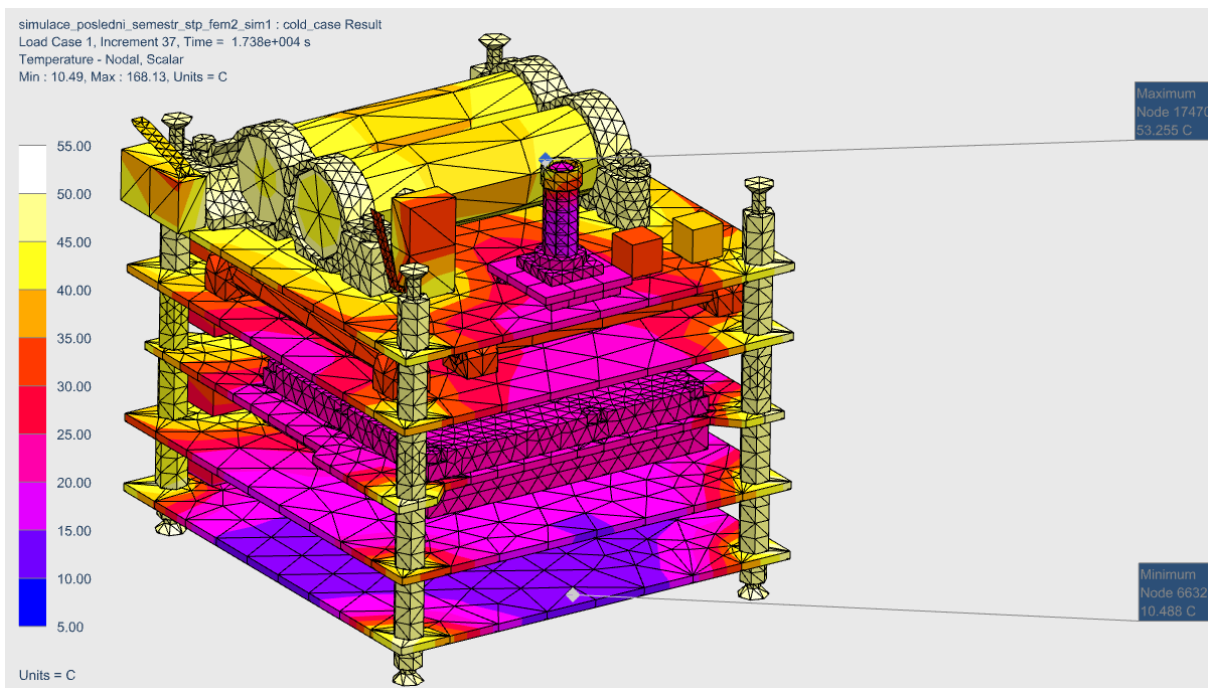
Obr. 39 – Rozložení teplot na vnějšíku družice v čase 0 min pro teplý případ



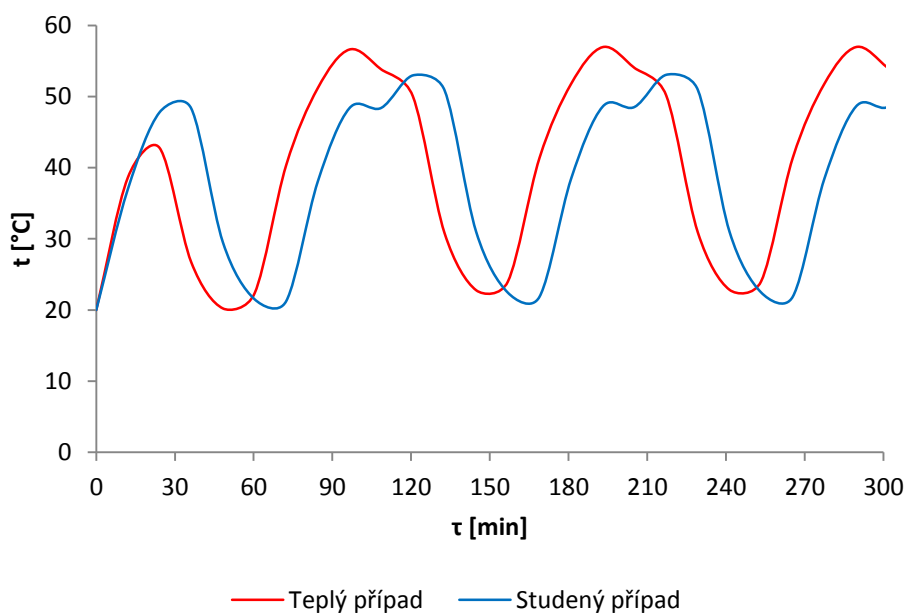
Obr. 40 – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 0 min pro teplý případ



Obr. 41 – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 0 min pro studený případ



Obr. 42 – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 0 min pro studený případ

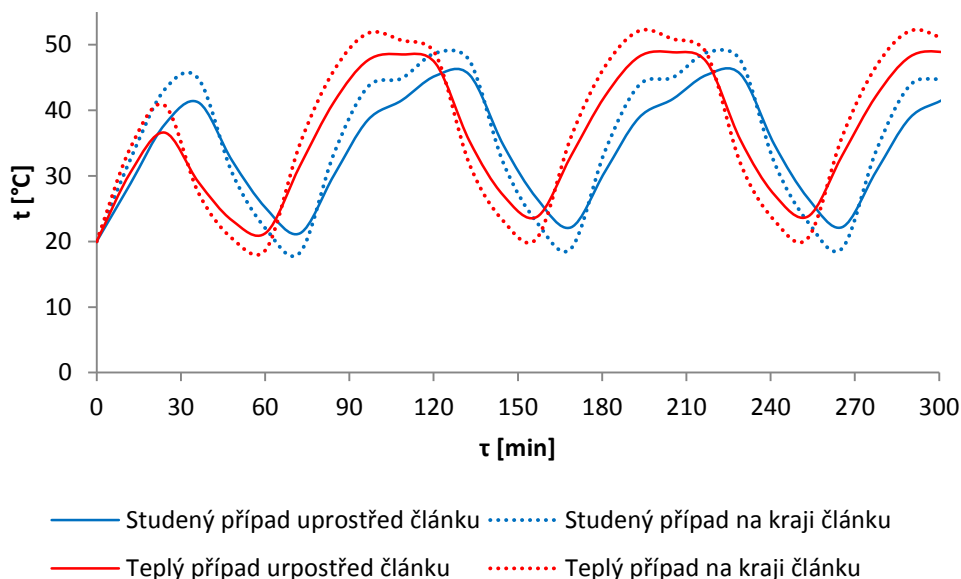


Graf 8 – Průběhy teploty kostry družice v závislosti na čase

Teplota kostry, viz Graf 8, se drží v pro kostru zcela přípustných mezích. V teplém případě dosahuje maximálních teplot téměř 60 °C a ve studeném případě maximální teploty dosahují mírně nad 50 °C. Minimální teploty jsou v obou případech stejné a pohybují se okolo 20 °C. Rozdíl teplot v maximum a jejich prakticky stejná hodnota v minimum odpovídá vyzařovacímu zákonu, podle kterého je vyzařovaná energie rovna čtvrté mocnině termodynamické teploty. Zajímavý je časový posuv obou křivek, jehož hodnota činí zhruba 20 min. Pravděpodobná příčina časového posuvu mezi křivkami je s největší pravděpodobností způsobena jinou roční dobou, ve které k teplému případu může dojít. Jak

bylo ukázáno na Obr. 14, je poloha zemského stínu vůči oběžné dráze družice proměnlivá spolu s roční dobou, neboť je zemská osa vychýlena vůči rovině ekliptiky, a s ní je vychýlena i rovina rovníku, vůči které je měřen sklon oběžné dráhy. Popisovaný časový posuv je záležitostí i všech dalších grafů a nebude již dále rozebírán. Zajímavostí je i krátkodobý propad teplot během studeného případu, když se teploty blíží k jejich maximu. Propad může být nejpravděpodobněji zapříčiněn nepříznivým natočením družice (osvětlení jen jedné stěny). Neprojevení se tohoto propadu v teplém případě pak bude způsobeno již diskutovanou jinou polohou zemského stínu vůči oběžné dráze družice. Další možností, méně pravděpodobnou je malá frekvence vzorkování výsledků, při níž dochází k chybě mezi výslednými daty a propad by tak byl pouze zdánlivý.

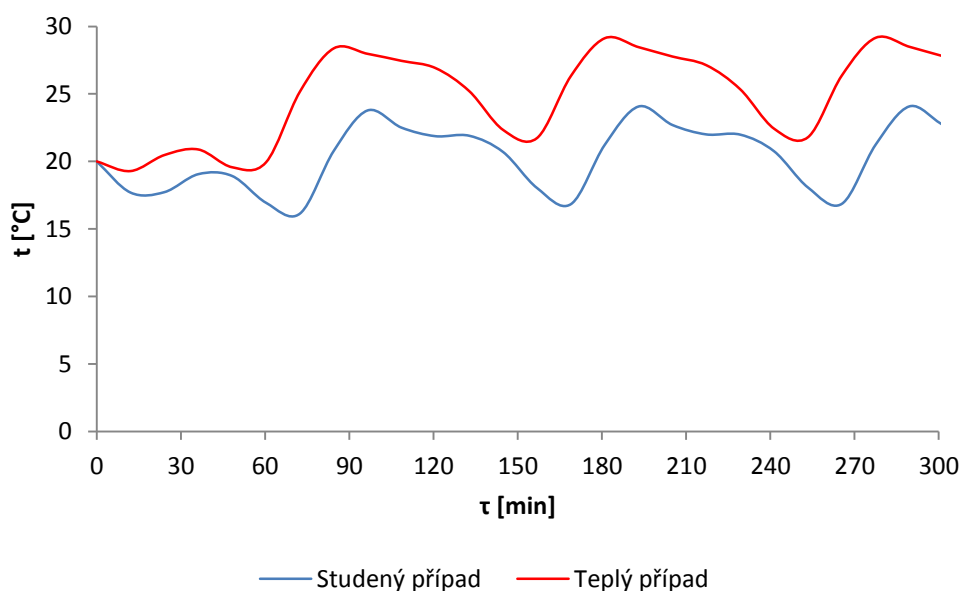
Ke grafu teplot kostry je potřeba také dodat, že se prakticky jedná o teploty solárních článků, neboť jsou velice tenké a není důvod předpokládat, že při pevném spojení celou plochou, vůči níž je tloušťka zanedbatelná, s hliníkovými panely kostry mají jinou teplotu. Teplota je příznivá i pro solární články, ale ideální by bylo teplotu samotných solárních článků naopak udržet pokud možno co nejnižší v rámci teplot, které jsou schopny snést, jelikož u solárních článků dochází k poklesu dodávaného napětí s rostoucí teplotou. Ale vzhledem právě ke spojení solárních článků s kastrou a jejich velké absorbtanci není tento ideál prakticky dosažitelný. Mírnou pomocí by mohlo být osazení družice výklopnými solárními panely, které se na CubeSatech běžně používají a vytvoření tepelného gradientu z panelů do družice. Tím by se solární články ochlazovaly a zároveň by se vyhřívala samotná družice. To však není za současného stavu realizovatelné a ani to není za daných teplot nezbytně nutné.



Graf 9 – Průběhy teplot lithiových článků (jejich středu i okrajů) v závislosti na čase

Lithiové články jsou v řešeném termálním modelu tepelně vodivě spojeny se samotnou kastrou družice přes jejich držák. Tomu nasvědčuje i průběh teplot viz Graf 9, který je průběhu teplot kostry velmi podobný. Jedná se o jediný graf, pro který byly voleny ne dvě, ale čtyři křivky a to z důvodu velmi rozdílných teplot (cca 10 °C) mezi okrajem a středem lithiových článků. Plné čáry v grafu odpovídají středu lithiových článků a tečkované jeho okraji. Pro graf byl volen pouze jeden ze dvou lithiových článků a to z toho důvodu, že teploty obou dvou lithiových článků jsou prakticky stejné a dva grafy nemají smysl.

U některých jiných družic by se ale mohlo stát, že by došlo k zamrznutí jen části umístěných článků, zatímco jiné by zůstaly v provozuschopném stavu. Některé větší družice obsahují velmi objemná pole energetických článků. Jedním z nejdůležitějších faktů, které je potřeba v souvislosti s teplotou lithiových článků zmínit je, že nedochází v žádném z případů k aktivaci umístěného záložního ohřívače, nastaveného na spuštění při $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$. Právě to bylo jedním z cílů návrhu termální ochrany. Spouštění vyhřívače totiž zbytečně spotřebovává energii, kterou je možno smysluplně využít jinde. Jak již bylo jednou psáno, vyhřívač má být jen záložním systémem pro nepředvídatelné stavy. Mezi spuštěním vyhřívače a teplotami, které jsou výsledkem simulace, je velmi dostatečná rezerva cca $35\text{ }^{\circ}\text{C}$. Je nanejvýš patrné, že při navrhované termální ochraně by nemuselo docházet ke spuštění vyhřívače ani během neobvyklých nebezpečných stavů, během nichž by nastalo například velmi dlouhé zastínění družice. Problém by však mohly představovat velmi výrazné rozdíly teplot mezi jednotlivými částmi lithiových článků. Toto zjištění by mělo být předmětem dalších diskusí během následujících příprav CubeSatu na samotnou kosmickou misi. Řešením, které by pomohlo zjištěné rozdíly teplot zahladit, je již popisované tepelné izolování lithiových článků od zbytku družice.

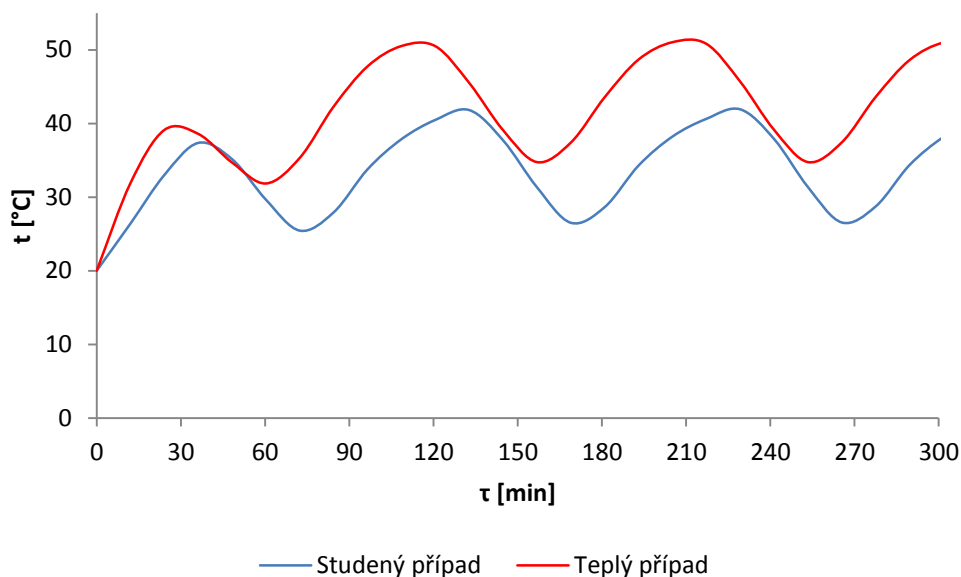


Graf 10 – Průběhy teploty čočky palubní kamery v závislosti na čase

Čočka palubní kamery (Graf 10) je na řešeném CubeSatu výjimečná hned ze dvou důvodů. Prvním důvodem je, že se jedná o jediný materiál, který je pro sluneční záření z velké části propustný. V modelu byla i tato skutečnost zahrnuta. Druhým důvodem je, že se jedná prakticky o jedinou část CubeSatu, která je umístěna vně, avšak není žádným způsobem přímo pevně spojena s kostrou CubeSatu. Namísto toho je tepelně vodivě spojena s vnitřními částmi. Spolu s anténou se také jedná o jedinou součást družice, uvedených na grafech, která nemá svůj vnitřní zdroj tepelné energie.

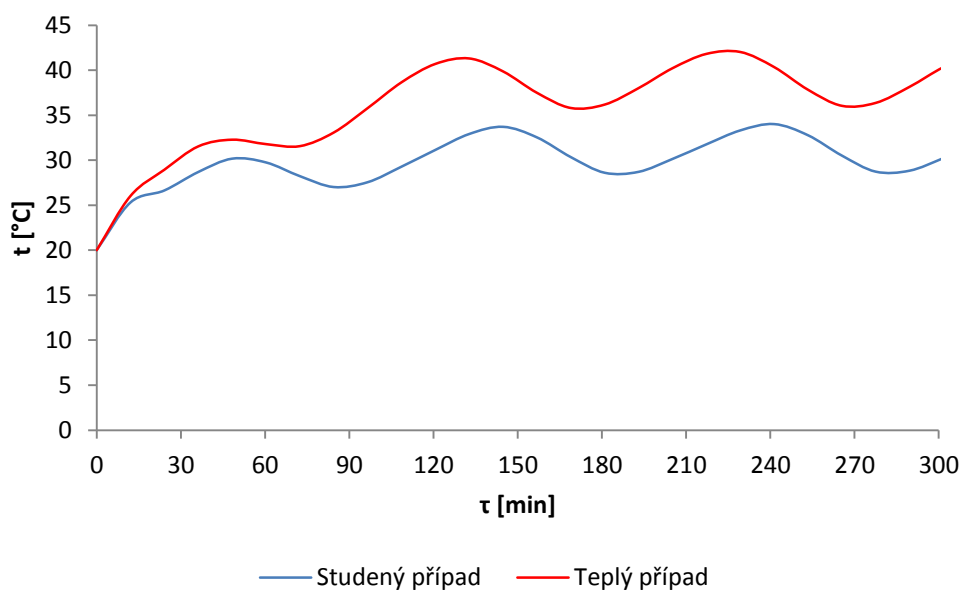
Prvotní neustálená fáze se na rozdíl od ostatních částí družice vyznačuje téměř konstantními teplotami, jejichž rozkmit je pouze minimální. Nedosahuje ani $5\text{ }^{\circ}\text{C}$. I ustálená část se vyznačuje oproti ostatním součástem velmi malým rozsahem teplot. Celý graf je velmi zploštělý s velmi význačnou téměř plochou částí v oblasti maximálních teplot a naopak minimální teploty trvají jen velmi krátkou dobu v porovnání s dobou oběhu. Obecně lze o teplotách čočky palubní kamery prohlásit, že ze všech součástí CubeSatu je vystavována

těm nejpříznivějším teplotám. Dokonce téměř příznivějším než na Zemi, neboť kamery často pracují za teplot vyšších než 30 °C, nebo naopak nižších než 15 °C.



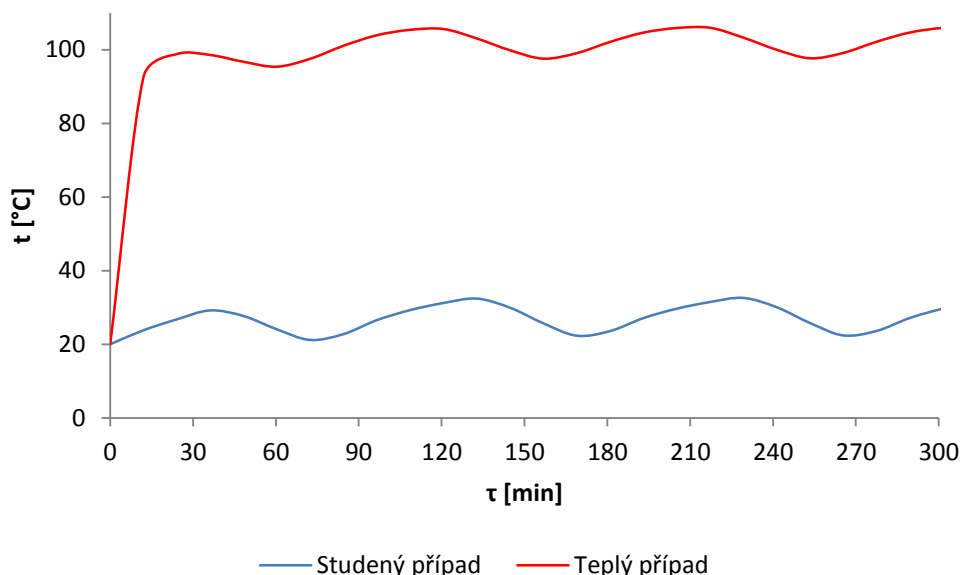
Graf 11 – Průběhy teploty cívky ADCS v závislosti na čase

Teplota cívky ADCS (Graf 11) je zde uvedena spíše orientačně, protože co se samotné cívky týče, nejsou teploty nijak zvlášť kritické z hlediska jejího fungování. Je však nutno poznamenat, že cívce by spíše svědčily nižší teploty, neboť rostoucí teplota je jasným znakem klesající účinnosti. Teploty však nejsou v žádném případě nijak kritické z hlediska fungování stabilizace družice. Spíše zajímavostí je, že se také jedná o jedinou část CubeSatu, u které je posun teplot takový, že pro oba případy v určitých časech dochází téměř k úplnému překrytu teplot.



Graf 12 – Průběhy teplot čipu palubní GPS v závislosti na čase

Nepřetržitá funkce palubní GPS (Graf 12) není zcela nezbytná. Pokud by došlo ke krátkodobému výpadku navigace, tak se nebude jednat o ohrožení celé mise. Navíc je nanejvýš pravděpodobné, že palubní GPS ani v chodu po celou dobu mise nebude, ačkoli by toho vzhledem k malému příkonu byla schopna. Zjištěné teploty jsou ale v rozmezích, která nepřetržitý chod GPS umožňují. Zajímavostí GPS je, že všechny elektronické součásti jsou ukryty ještě v hliníkovém krytu. Kryt tvoří samostatný uzavřený prostor z hlediska sdílení tepla zářením. Zjištěné teploty však dokazují naprosto převládající vliv sdílení tepla vedením, neboť se prakticky neliší od teplot, které byly zjištěny na jiných součástech družice.

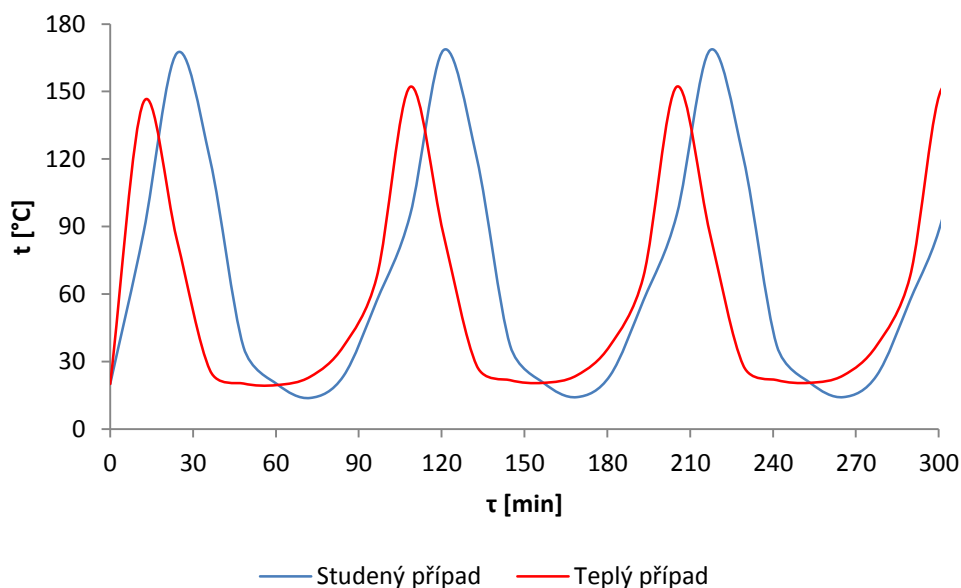


Graf 13 – Průběhy teploty zesilovače palubního radiomodemu v závislosti na čase

Palubní radiomodem je z hlediska funkce spolu s lithiovými články nejkritičtější částí družice a to nejen řešené, ale všech družic. Pokud dojde k výpadku dodávek elektrické energie, je mise buď chvilkově, nebo hůře navždy ztracena. Záložní možností je napájení družice přímo ze solárních článků, toto řešení je však funkční pouze na osvětlené části oběžné dráhy a neumožňuje pokrýt nenadálé špičkové spotřeby elektrické energie. Z popsaného je ale patrné, že ani ztráta energetických článků nemusí nutně znamenat definitivní konec celé mise. Na rozdíl od toho ztráta funkce radiomodemu a tím ztráta signálu s družicí znamená úplný konec mise, byť všechny ostatní části družice budou pracovat naprosto bezchybně. Je zřejmé, že radiomodem vyžaduje zvláštní pozornost.

Výsledný Graf 13 obsahuje ze všech grafů nejvíce patrný rozdíl v teplotách mezi teplým a studeným případem. To je dáno tím, že u radiomodemu je velký rozdíl mezi generovaným tepelným výkonem za klidu a za operačního stavu viz Tabulka 4 položka 6. Překvapivé mohou být velmi vysoké teploty během teplého případu. Je však nutno dodat, že pro studený případ je uvažován neoperativní stav radiomodemu (0,05W) a pro teplý případ je naopak uvažován operativní stav (1W), který se však sečte s ostatními tepelnými zdroji rovněž o maximálním výkonu. Takový stav však bude velice vzácný a teploty tak málokdy vystoupají na zjištěnou hranici 100 °C. Z náběhové fáze je také zřejmé, že teplota od 20 °C do jmenovaných 100 °C roste cca 15 – 20 minut. Pakliže by teplota 100 °C představovala již výraznější riziko, je možné doporučit zkrátit vysílací doby například na 10 minut a poté nechat radiomodem vždy znova vychladit. Další ještě přesnější možností je, kritickou část radiomodemu osadit teplotním čidlem a během komunikace s CubeSatem teplotu sledovat

a ve chvíli kdy se bude teplota blížit kritické hranici, komunikaci přerušit, nebo snížit vysílací výkon, bude-li to možné.



Graf 14 – Průběhy teploty jedné z antén v závislosti na čase

Posledním grafem (Graf 14) je graf teploty jedné vybrané antény. Teplota antény, která se skládá pouze z kaleného ocelového pásku, není z hlediska ohrožení mise vůbec významná. Avšak jelikož se jedná o díl, který je také velmi odlišný od zbytku součástí CubeSatu, je zajímavé jej zde uvést. Navíc je odlišný i co se týká typu sítě v termálním modelu, protože antény jsou stejně jako solární články v modelu reprezentovány 2D sítí a nikoli 3D sítí. Antény byly zároveň v návrhu termální ochrany doporučeny k vyhřívání zbytku družice, z důvodu jejich vysokých teplot, což bylo také zapracováno do termálního modelu.

Průběh teplot vybrané antény má několik zajímavostí. První zajímavostí je absence neustálené fáze. Důvodem k této absenci je právě zanedbatelná tloušťka antény a tak i celková tepelná kapacita a zároveň to, že počáteční teplota 20 °C se nachází v rozmezí teplot, kterým je anténa vystavována i později. Pokud by v tomto rozmezí počáteční teplota neležela, pak by se neustálená fáze vyskytla i u antén. Zanedbatelná tepelná kapacita se projevuje také na celém průběhu grafu, kde jsou patrné velmi ostré špičky a rychlé změny teplot s časem. Největší zajímavostí je naprosto neintuitivní rozdíl mezi studeným a teplým případem, protože během studeného případu mají antény oproti teplému případu sice nižší teplotu v minimu, ale v maximu je teplota během studeného případu vyšší, než během teplého. Vysvětlení tohoto jevu pramení pravděpodobně z již výše popisované jiné polohy zemského stínu vůči oběžné dráze v kombinaci právě s 2D sítí. I ve skutečnosti bude tloušťka antény zanedbatelná s jejími ostatními rozměry. Anténa je pravděpodobně osvětlována v takových úhlech, že během studeného případu, ačkoli je tepelný tok na 1 m² nižší, než během teplého, je pohlcený tepelný tok anténou naopak vyšší (kolmější nastavení antény vůči slunečnímu vektoru).

Závěr

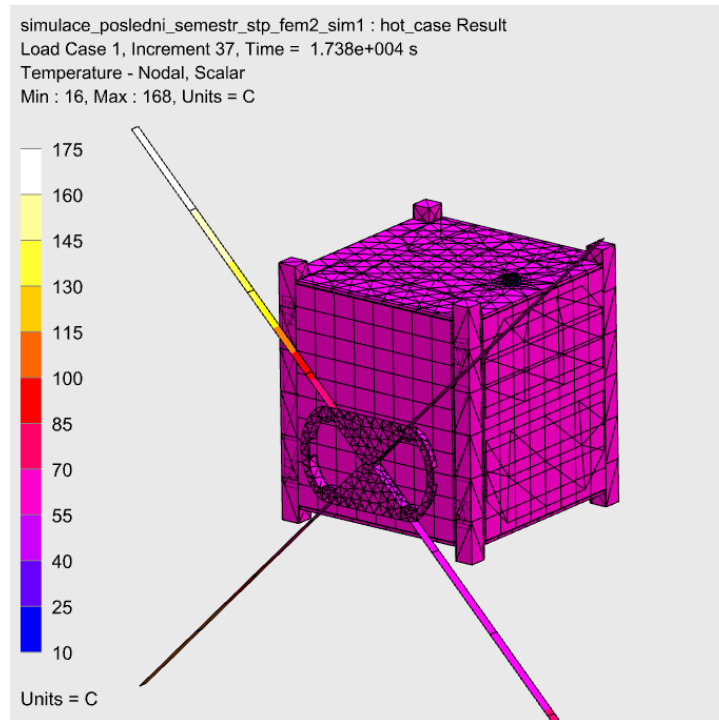
V teoretických kapitolách této práce byly nejdříve popsány vlivy prostředí na družici pro stratosférický let i kosmickou misi. Dále byly popisovány možnosti termální ochrany se zaměřením především na pasivní možnosti, neboť aktivní termální ochrana není na CubeSatech prakticky řešitelná.

Na základě popsaných vlivů prostředí byla vyřešena a realizována termální ochrana pro testovací let družice na stratosférickém balonu. Součástí byla také vlastní účast na testovacím letu. Samotný testovací let proběhl úspěšně na území Slovenska a poskytl cenná data pro další vývoj projektu CzechTechSat. Teploty CubeSatu se téměř po celou dobu letu podařilo udržet v rozmezí teplot dle zadání. Teploty neklesly pod -15 °C . Výjimkou bylo chvilkové klesnutí teplot na -40 °C během pádu celé sestavy.

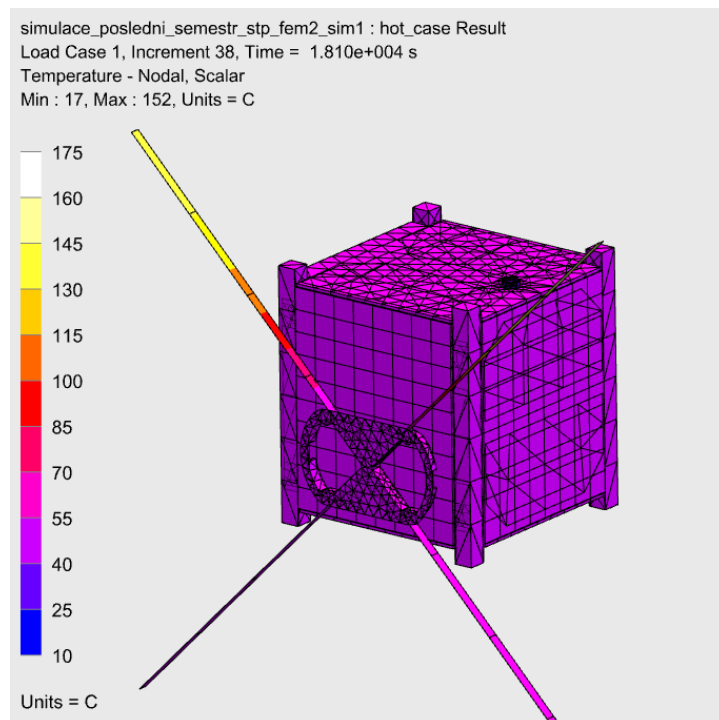
V poslední části práce byla řešena termální analýza pro samotnou kosmickou misi s polární slunečně-synchronní drahou o výšce 600 km a inklinaci zhruba 98° . Pro vyřešení termální ochrany bylo řešeno několik po sobě jdoucích analýz s různými výsledky. V práci je uvedena pouze finální termální analýza, která již ověřuje správnou funkci navržené termální ochrany řešené družice. Vlastní termální analýza se dělí na dvě části, na analýzu tzv. teplého případu a analýzu studeného případu. Obecně pro oba případy jde konstatovat, že maximální teploty, s výjimkou externích antén, nepřekračují 55 °C a minimální teploty nikdy neklesají pod 10 °C . V průběhu křivek teplot v závislosti na čase je vidět časový posun cca 20 min mezi studeným a teplým případem a rozdíl teplot mezi studeným a teplým případem činí zhruba 10 °C . Teplota lithiových článků, které jsou pro funkci CubeSatu kritickým systémem, se pohybuje od 20 do 50 °C . Podstatné je, že nedochází ke spouštění vyhřívače článků, který je použit pouze jako záložní systém. Jistou komplikací by mohl znamenat velký teplotní gradient (10 °C) mezi okraji a středy lithiových článků, což bude předmětem další diskuze. Teplota zesilovače palubního radiomodemu se v nečinnosti (studený případ) pohybuje okolo 20 °C , avšak během vysílání dosáhne během 20 minut teplot okolo 100 °C . Jedná se však o teplý případ, což je ze své podstaty extrémní stav. Ve skutečnosti nebude k takto vysokým teplotám docházet tak často. I pro případ vysokých teplot bylo navrženo osazení palubního radiomodemu teplotním čidlem, tak aby během vysílání bylo možno teplotu sledovat a při jejím nebezpečném nárůstu bylo možno buď přestat vysílat úplně, či snížit vysílaný výkon. V práci je obsažen nejen návrh fyzické termální ochrany, ale i některá doporučení, která se týkají například vysílacích časů palubního radiomodemu, či omezení stabilizace družice.

Do budoucna je na tuto práci možno navázat převážně technickou realizací zde navržené termální ochrany CubeSatu a její případná další optimalizace spočívající především v určení vlivu jednotlivých složek navržené termální ochrany. Během přípravy finální termální ochrany bude nejdůležitější částí návrh technologického postupu výroby termální ochrany (z důvodu co nejpřesnějšího dodržení emisivit a absorbtancí jednotlivých povrchů) a jejich kontrola. Zároveň pokud to bude možné, bude vhodné navrženou termální ochranu ověřit ještě před samotným letem v termal-vakuové komoře. Posledním bodem bude ověření funkce termální ochrany během samotné kosmické mise spolu s ostatními systémy CubeSatu.

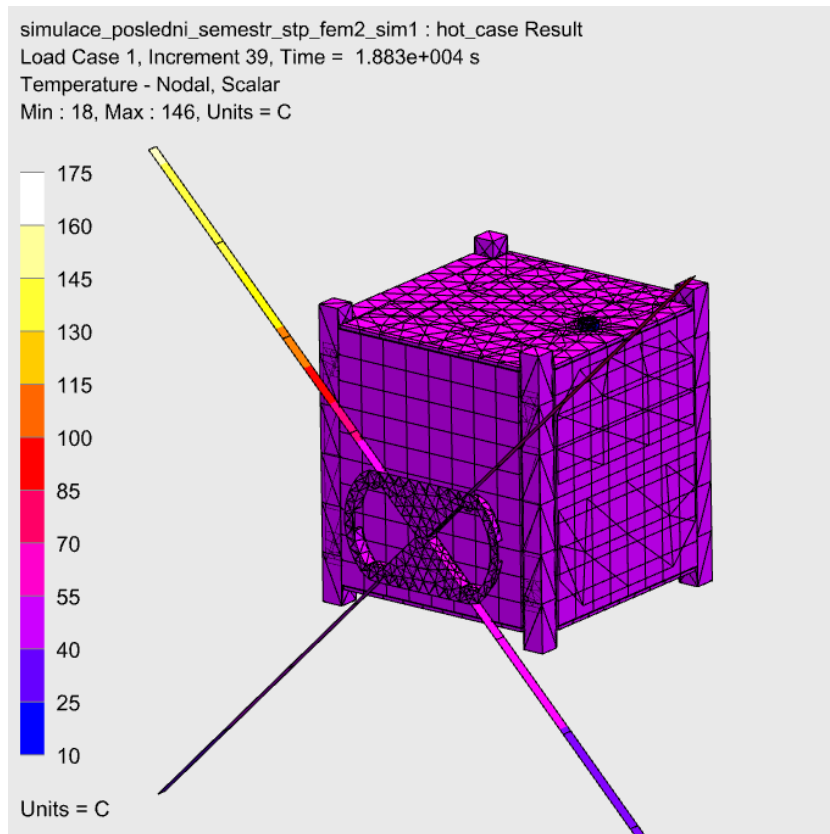
Příloha 1



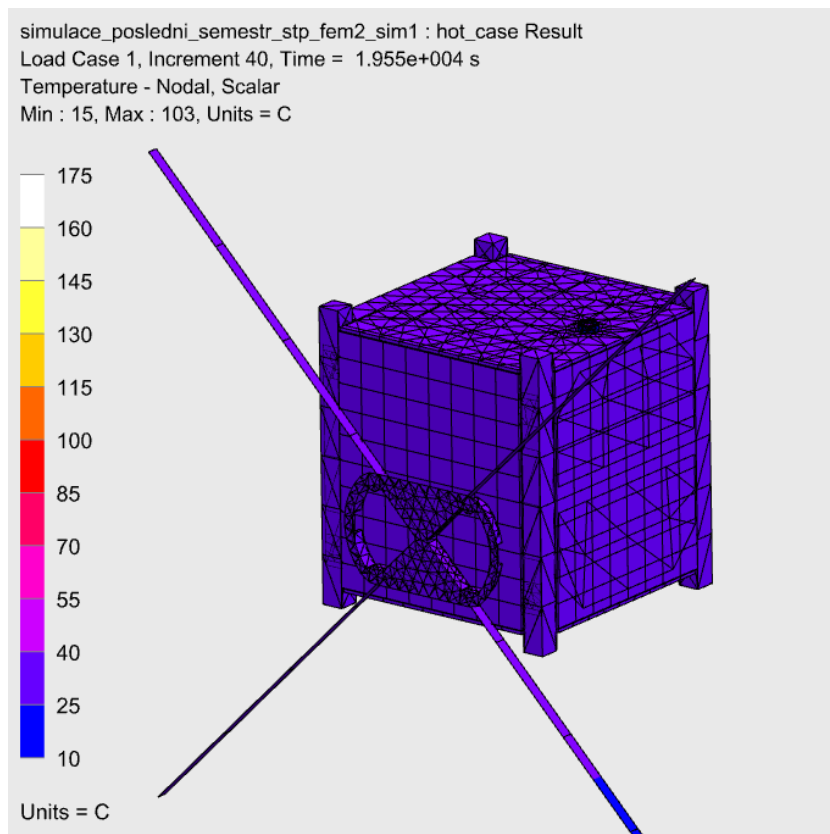
Příloha 1 - I Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 0 min pro teplý případ



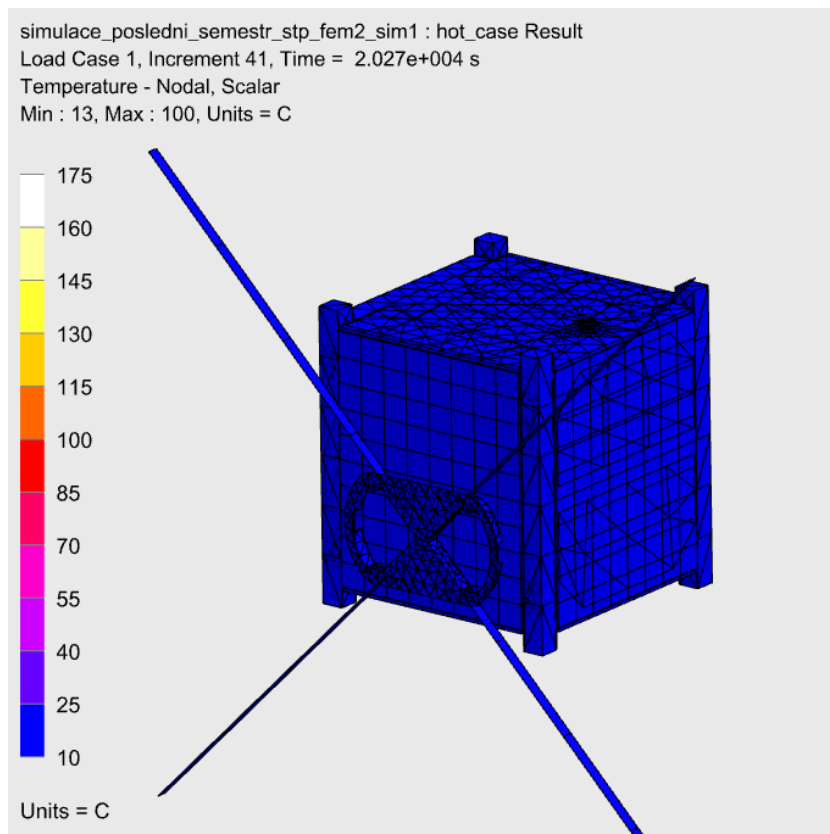
Příloha 1 - II – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 12 min pro teplý případ



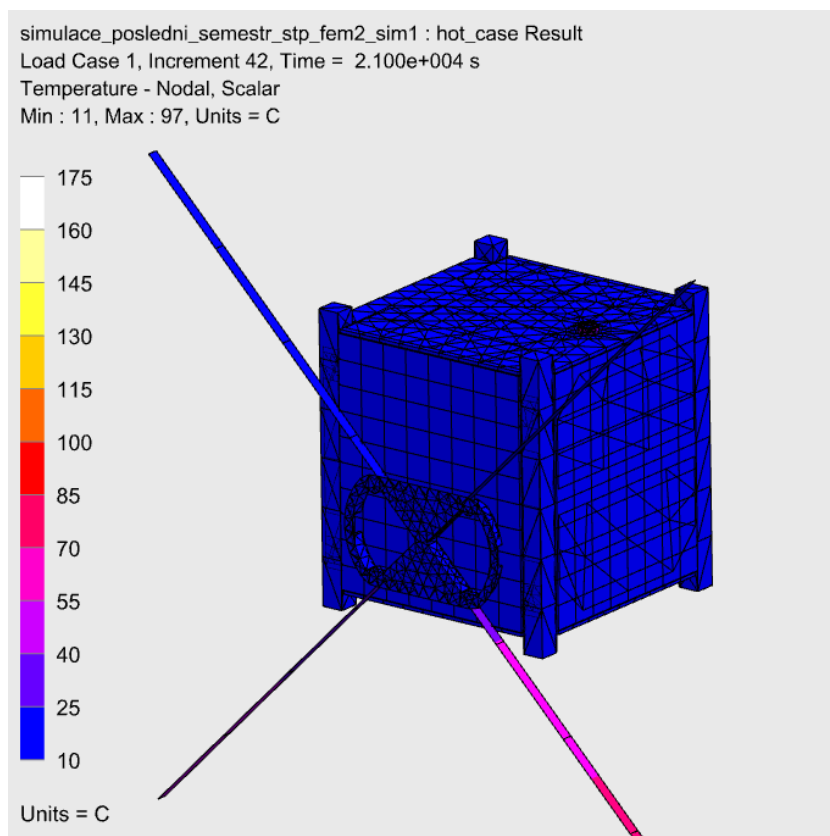
Příloha 1 - III – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 24 min pro teplý případ



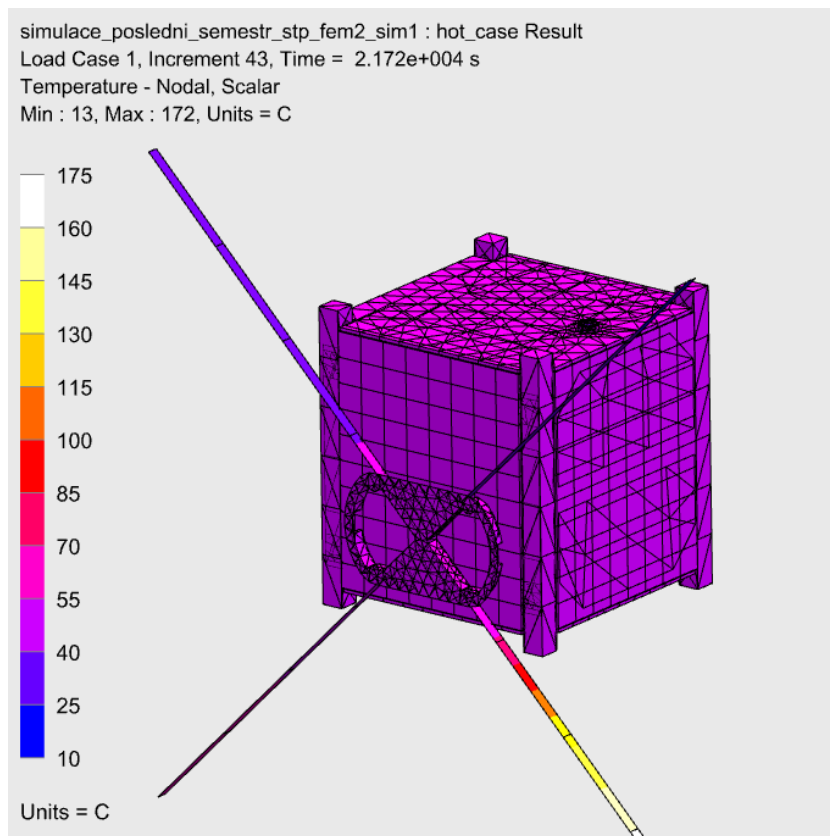
Příloha 1 - IV – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 36 min pro teplý případ



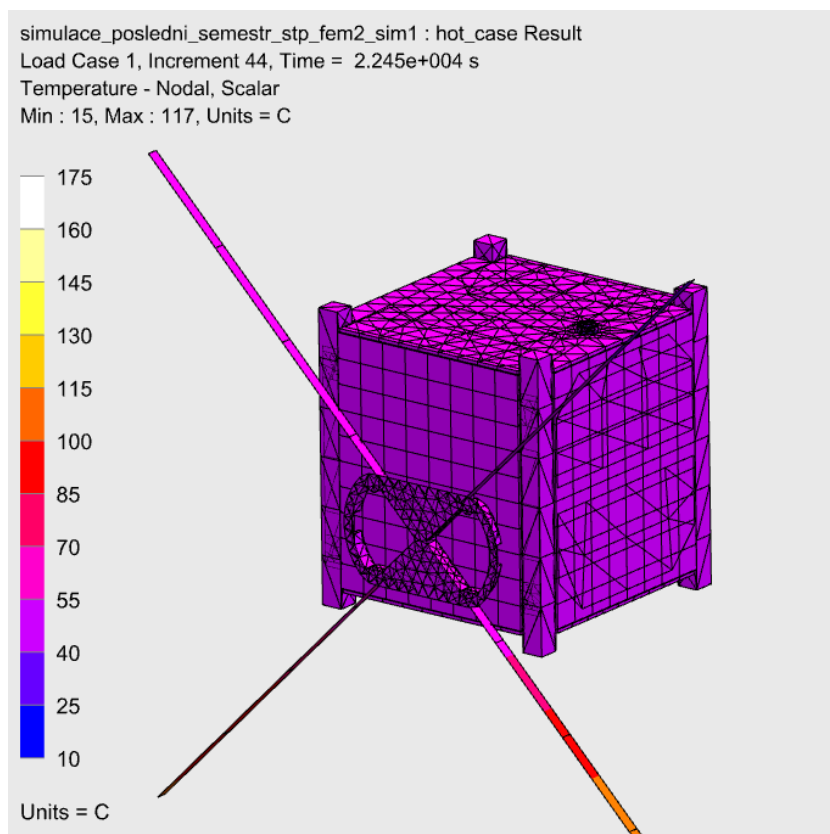
Příloha 1 - V – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 48 min pro teplý případ



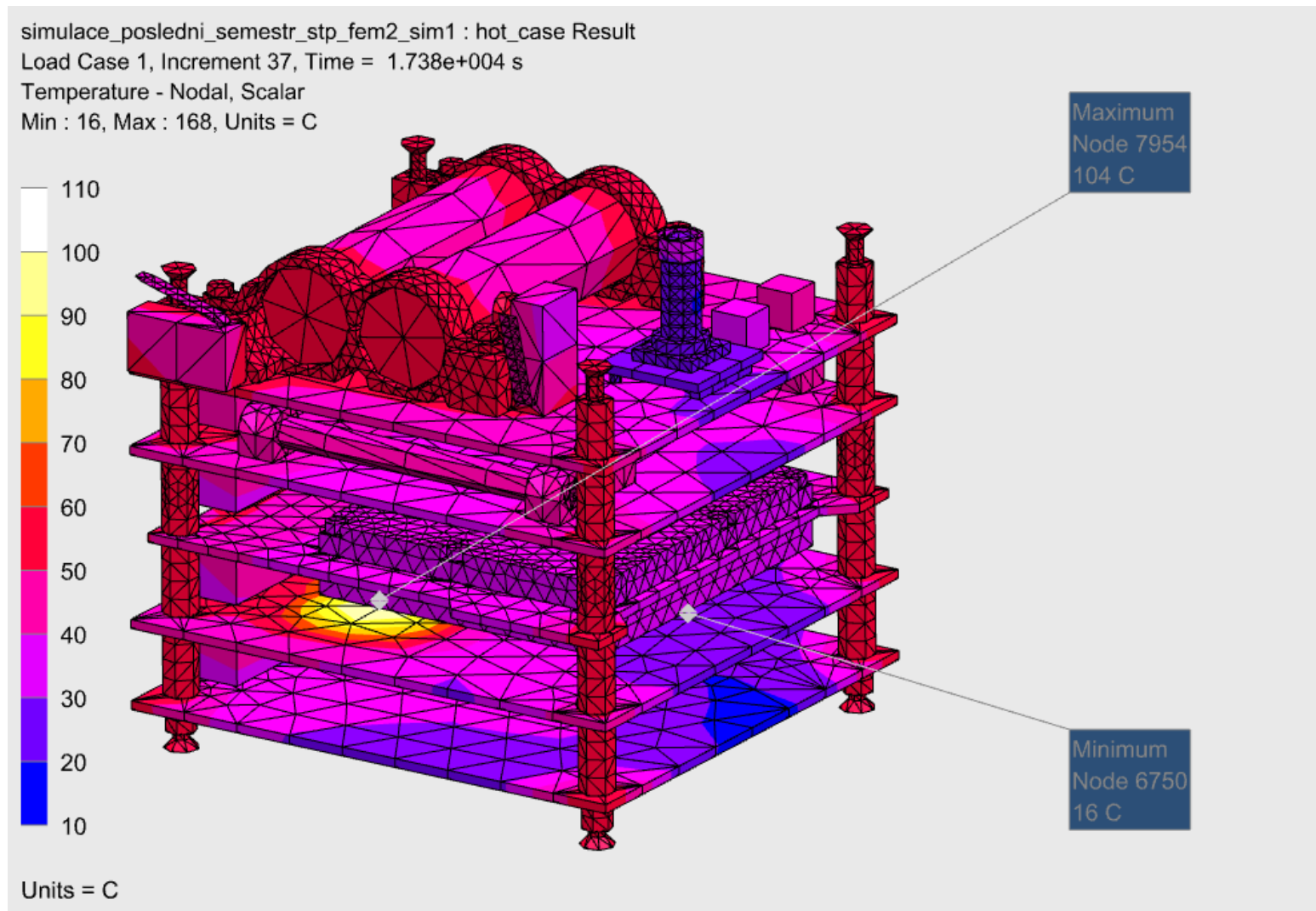
Příloha 1 - VI – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 60 min pro teplý případ



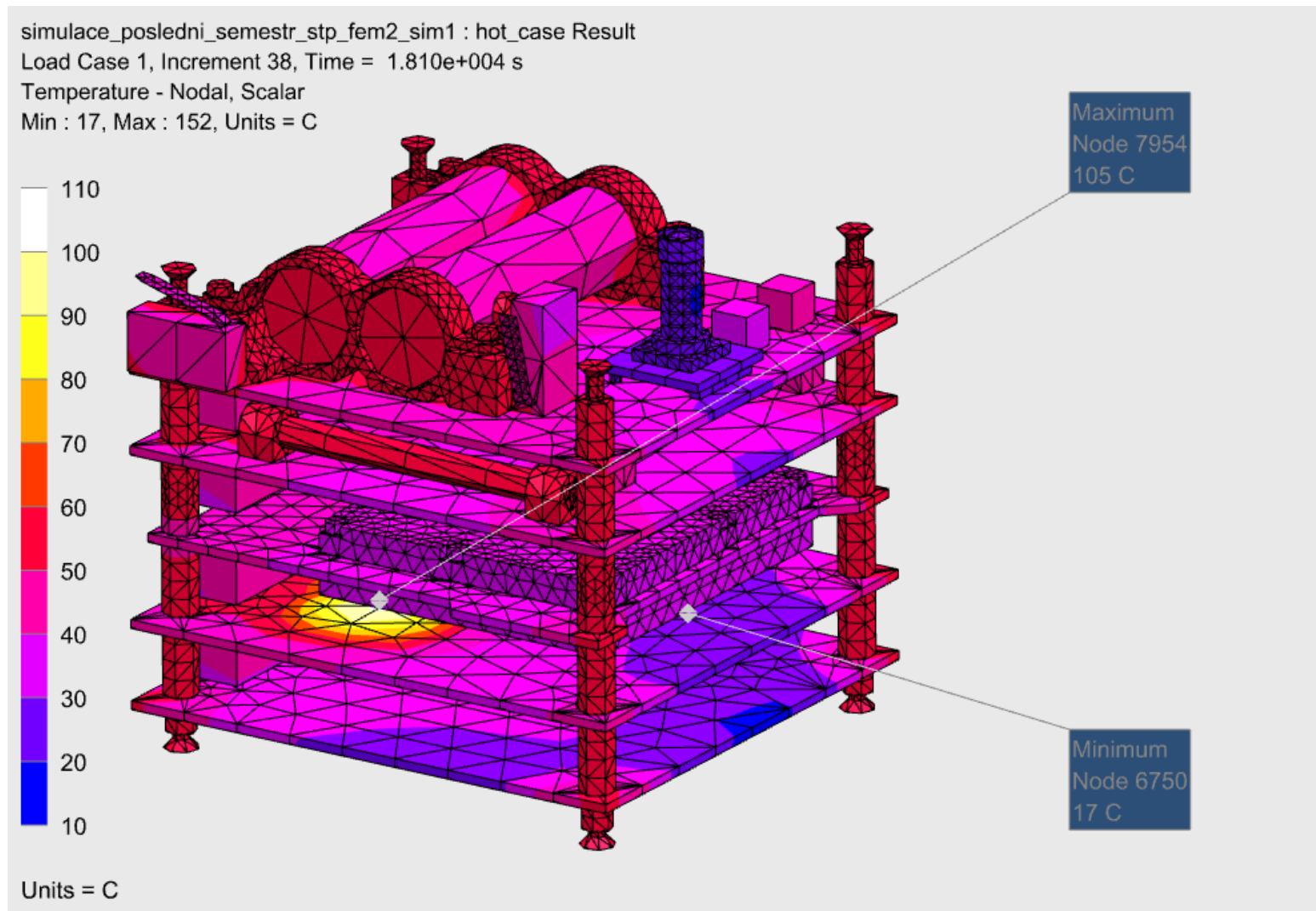
Příloha 1 - VII – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 72 min pro teplý případ



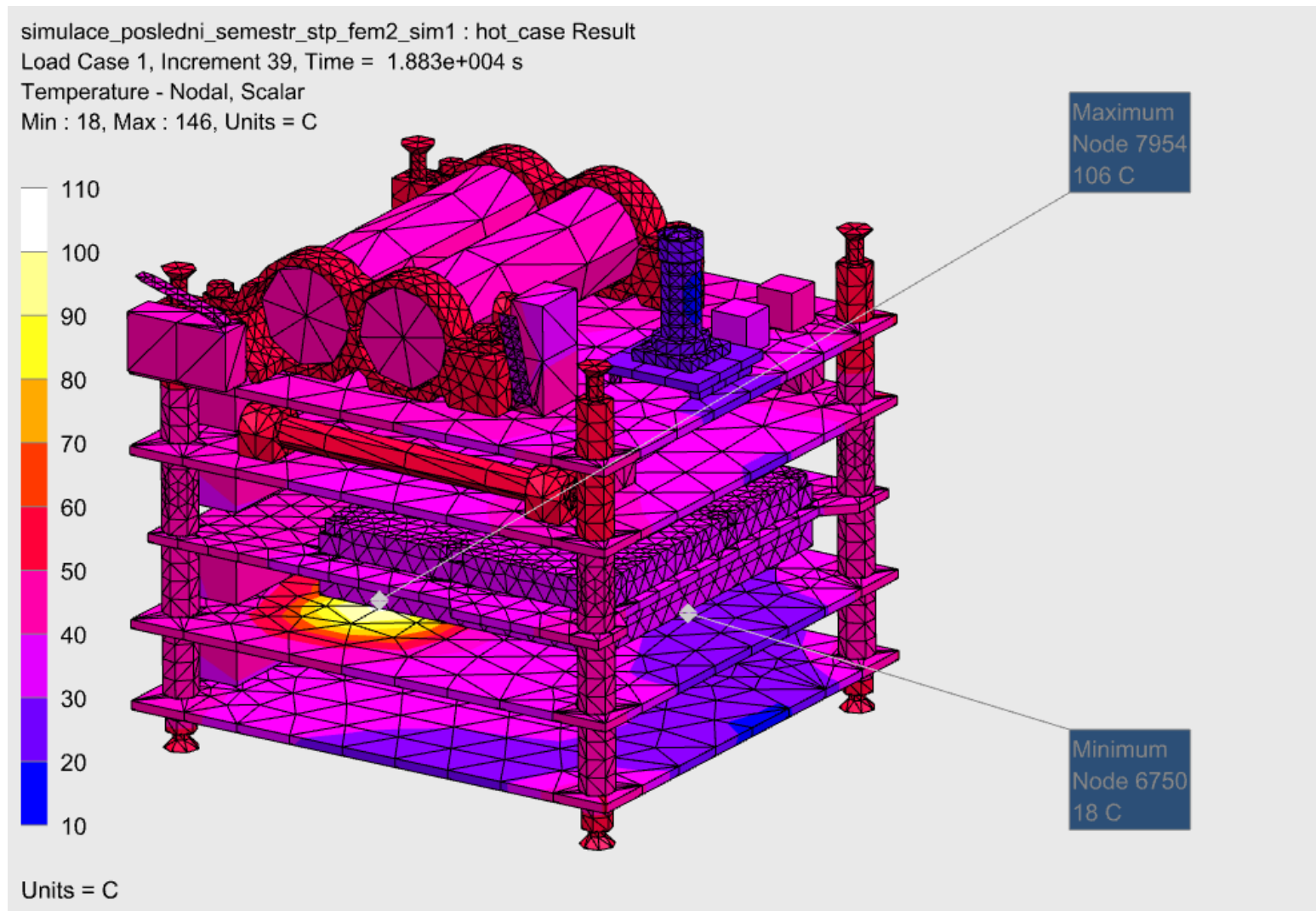
Příloha 1 - VIII – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 84 min pro teplý případ



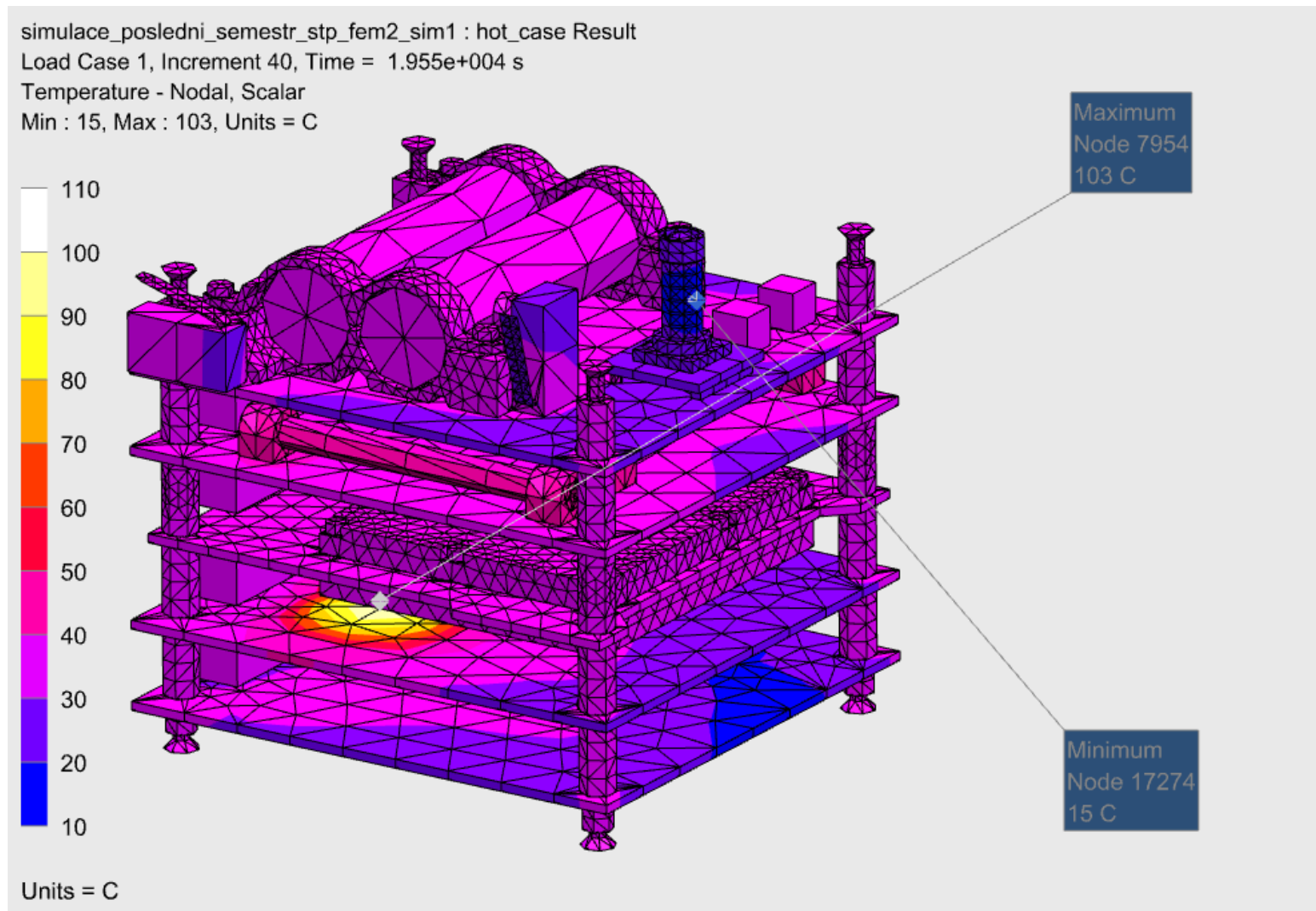
Příloha 1 - IX – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 0 min pro teplý případ



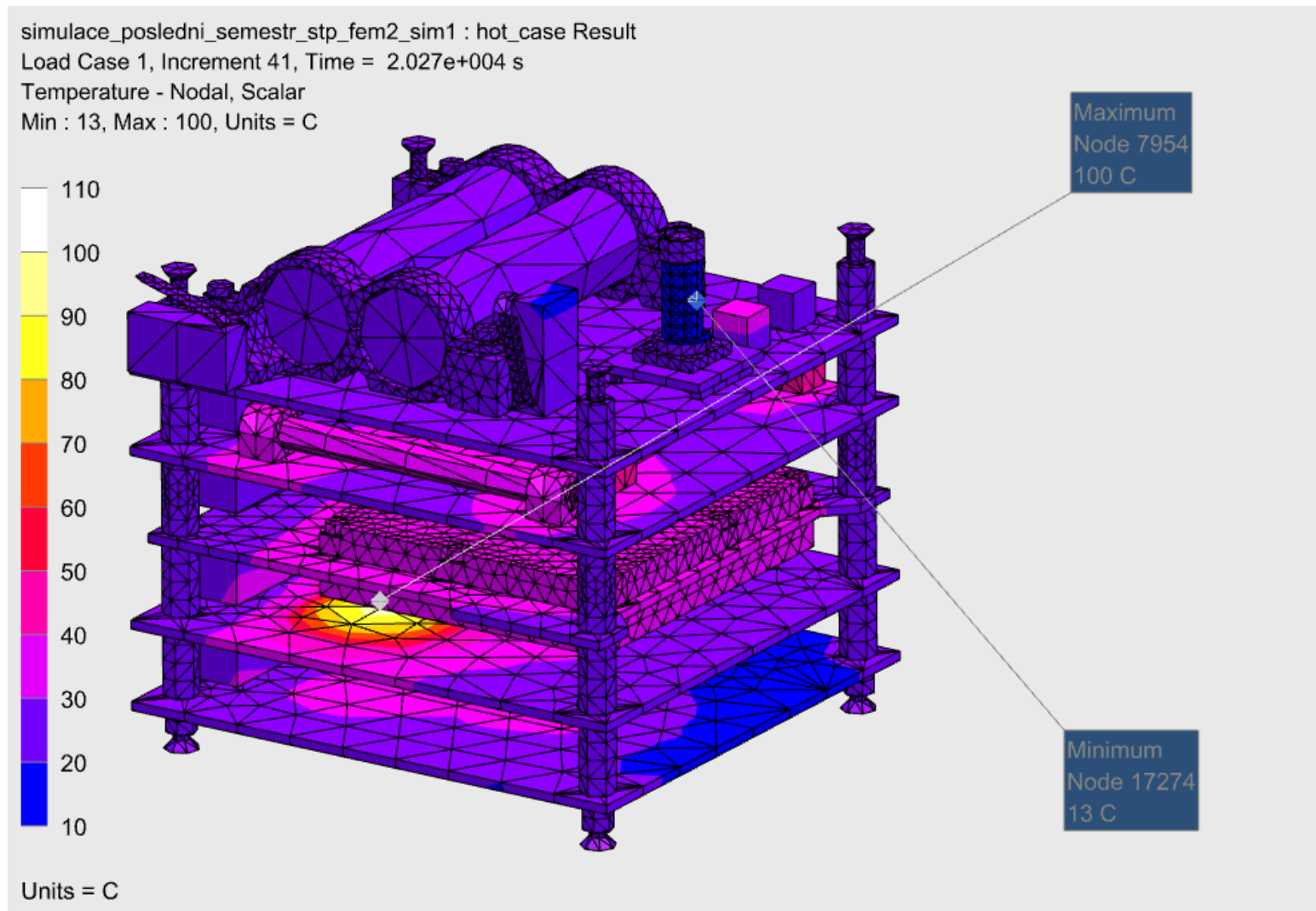
Příloha 1 - X – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 12 min pro teplý případ



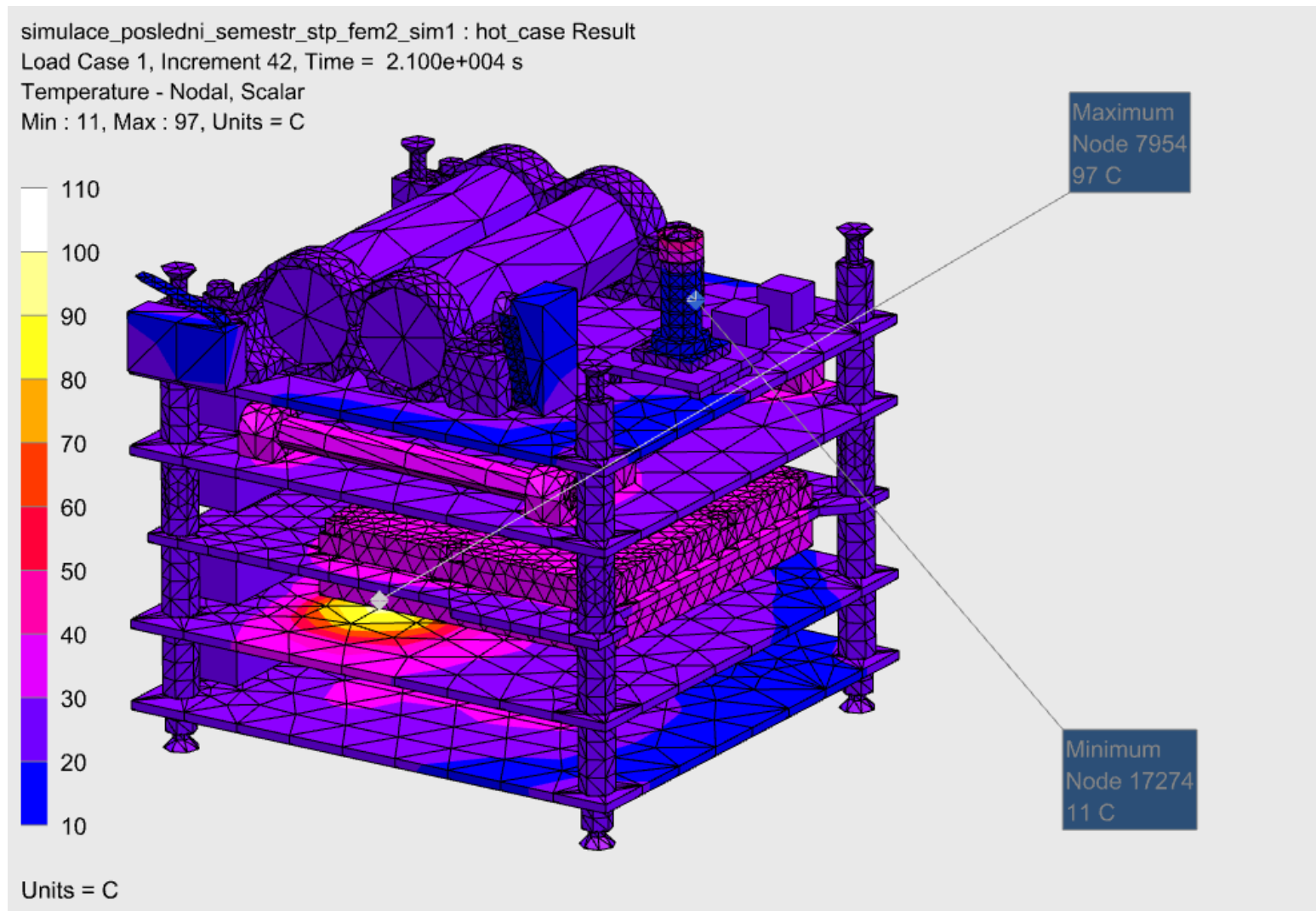
Příloha 1 - XI – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 24 min pro teplý případ



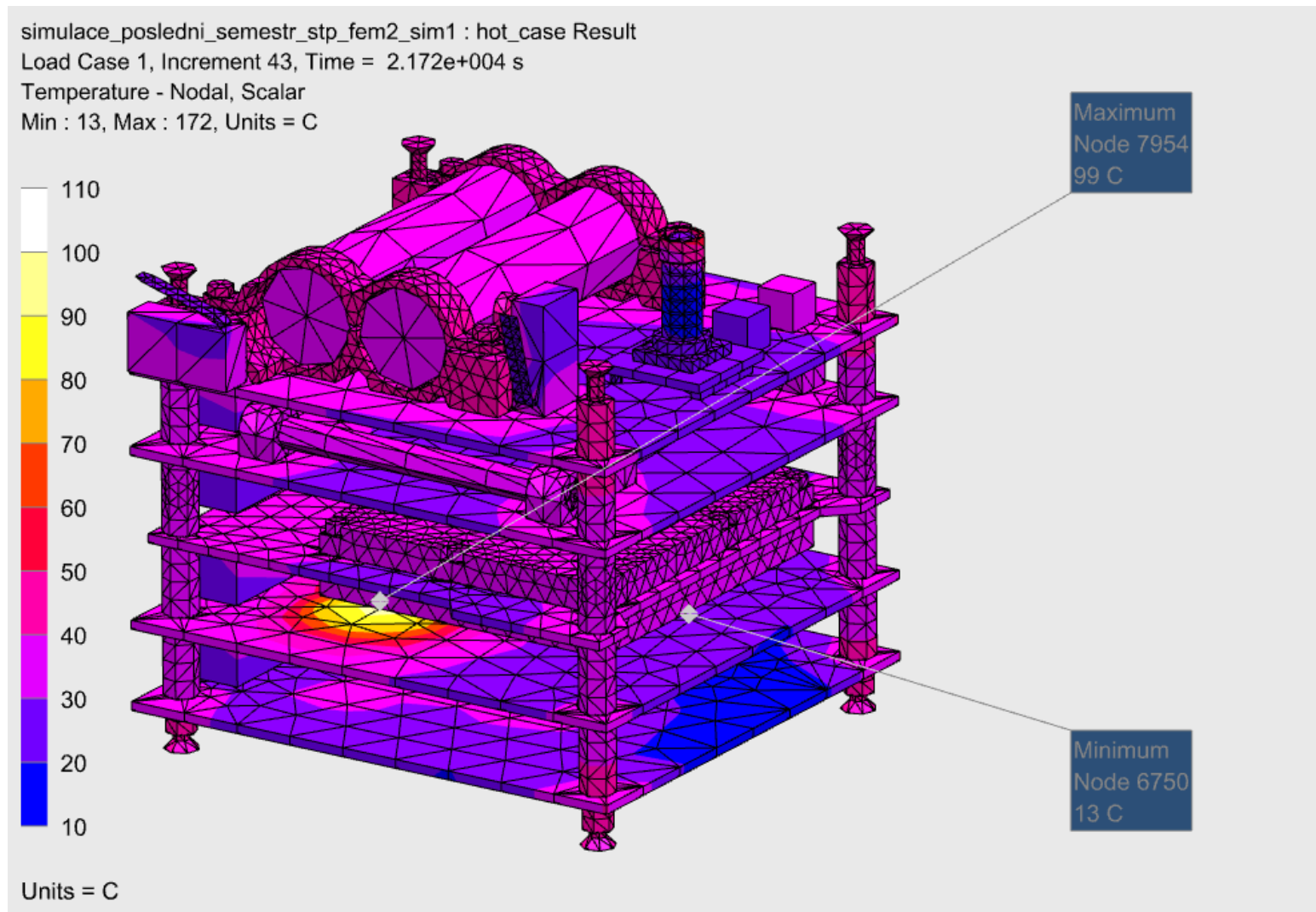
Příloha 1 - XII – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 36 min pro teplý případ



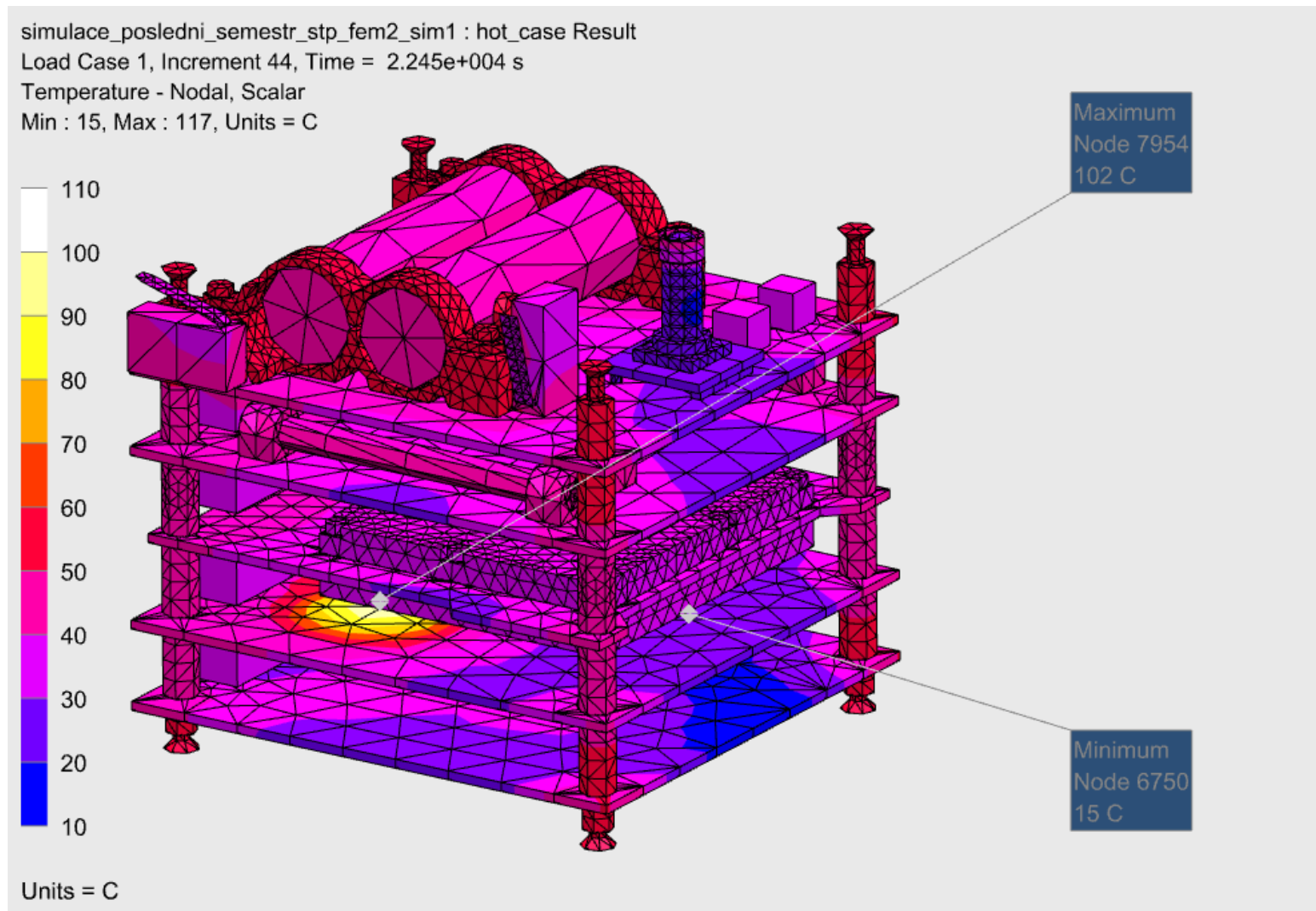
Příloha 1 - XIII – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 48 min pro teplý případ



Příloha 1 - XIV – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 60 min pro teplý případ

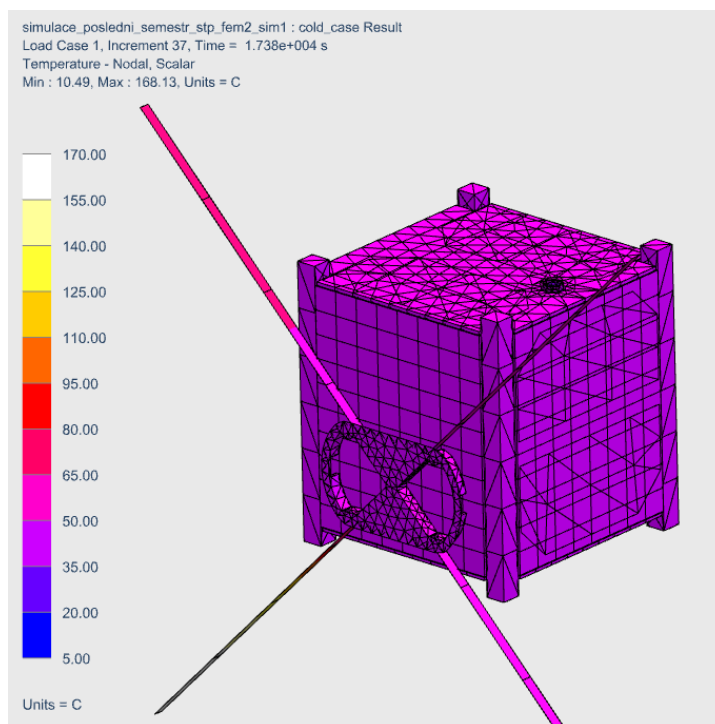


Příloha 1 - XV – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 72 min pro teplý případ

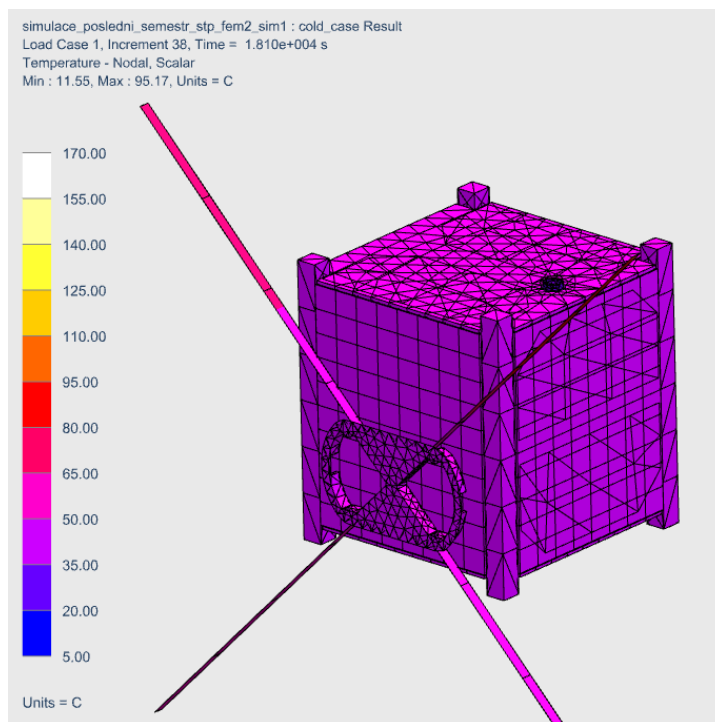


Příloha 1 - XVI – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 84 min pro teplý případ

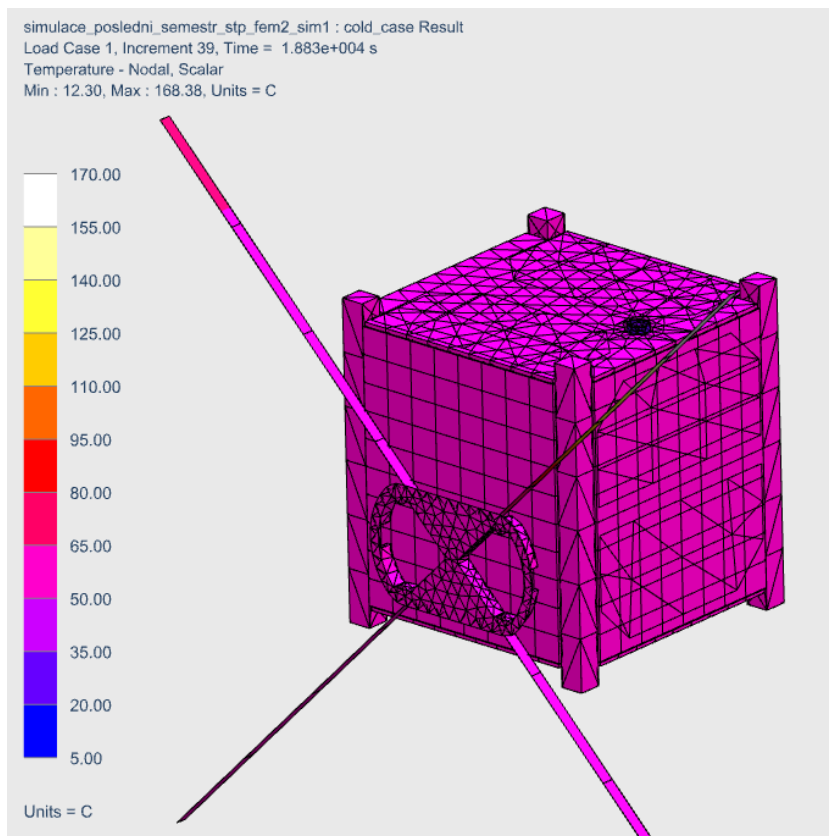
Příloha 2



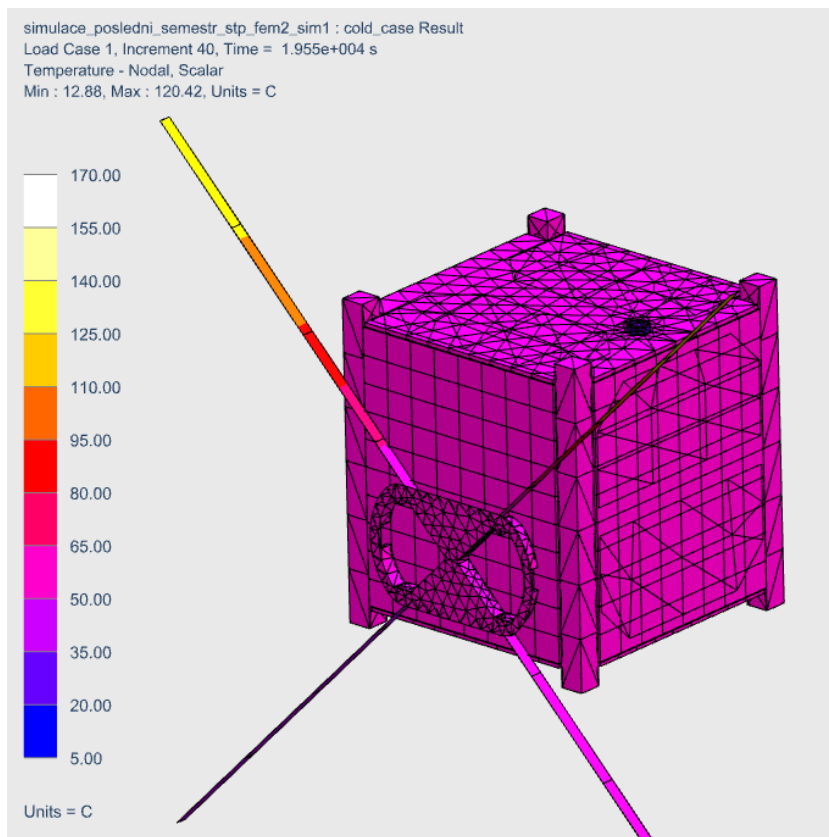
Příloha 2 - I – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 0 min pro studený případ



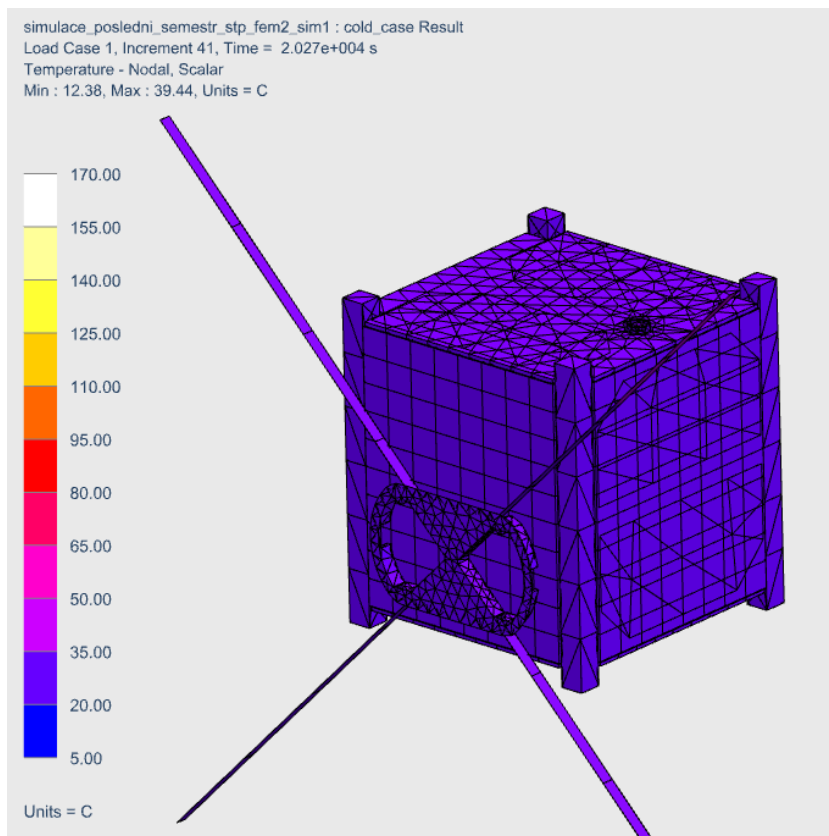
Příloha 2 - II – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 12 min pro studený případ



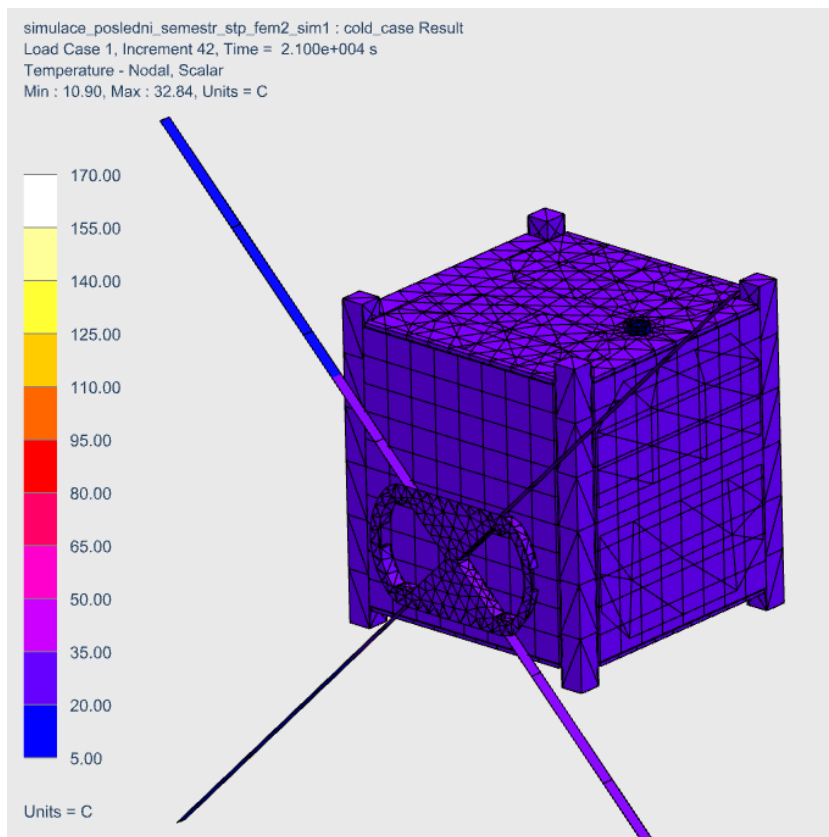
Příloha 2 - III – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 24 min pro studený případ



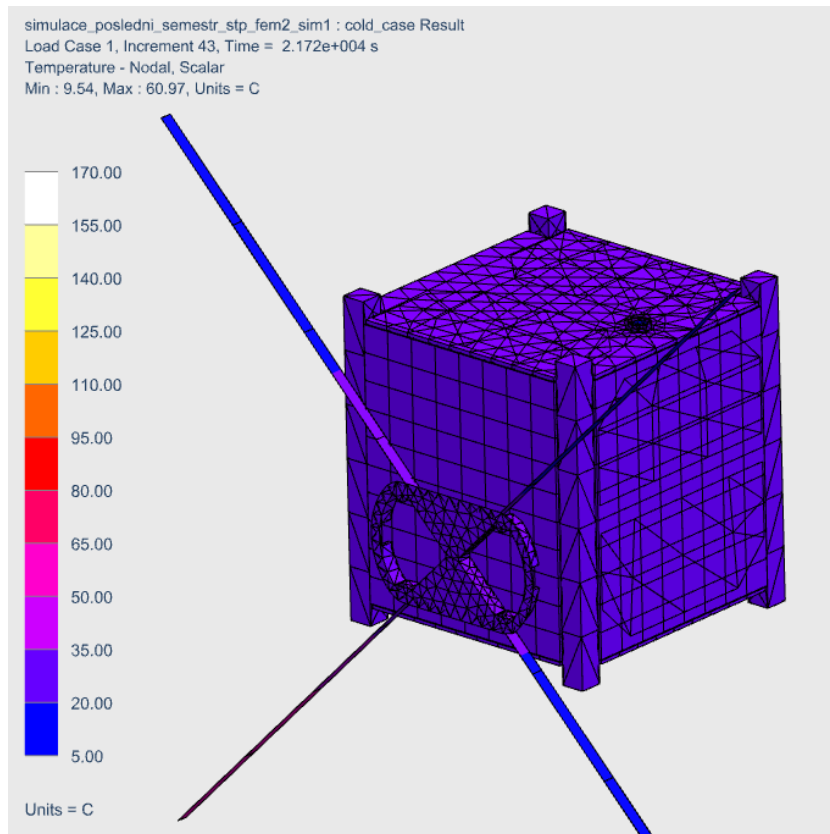
Příloha 2 - IV – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 36 min pro studený případ



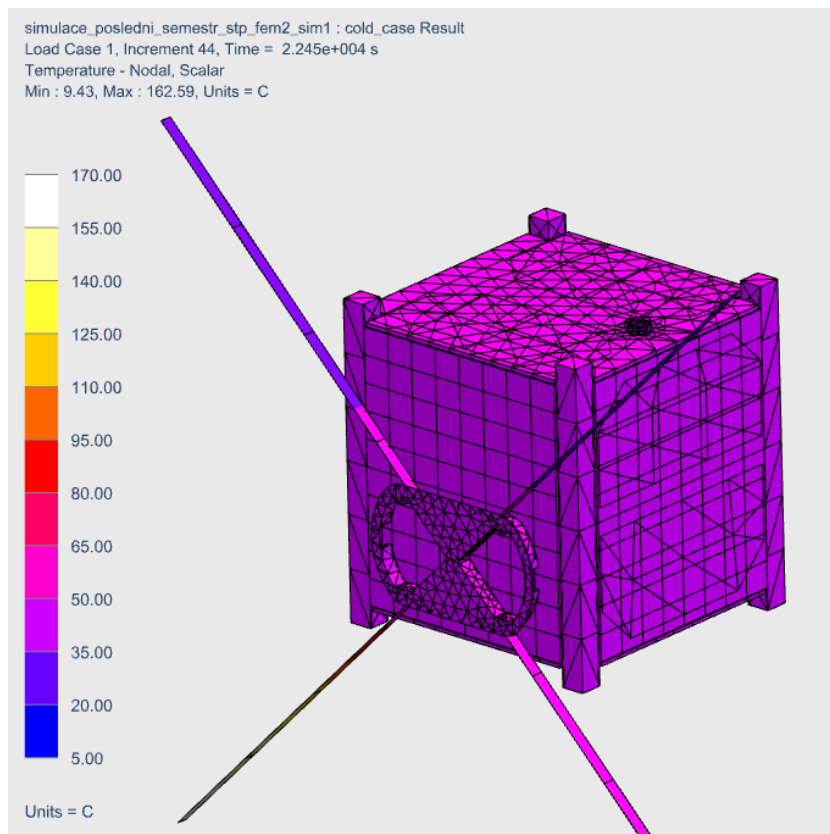
Příloha 2 - V – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 48 min pro studený případ



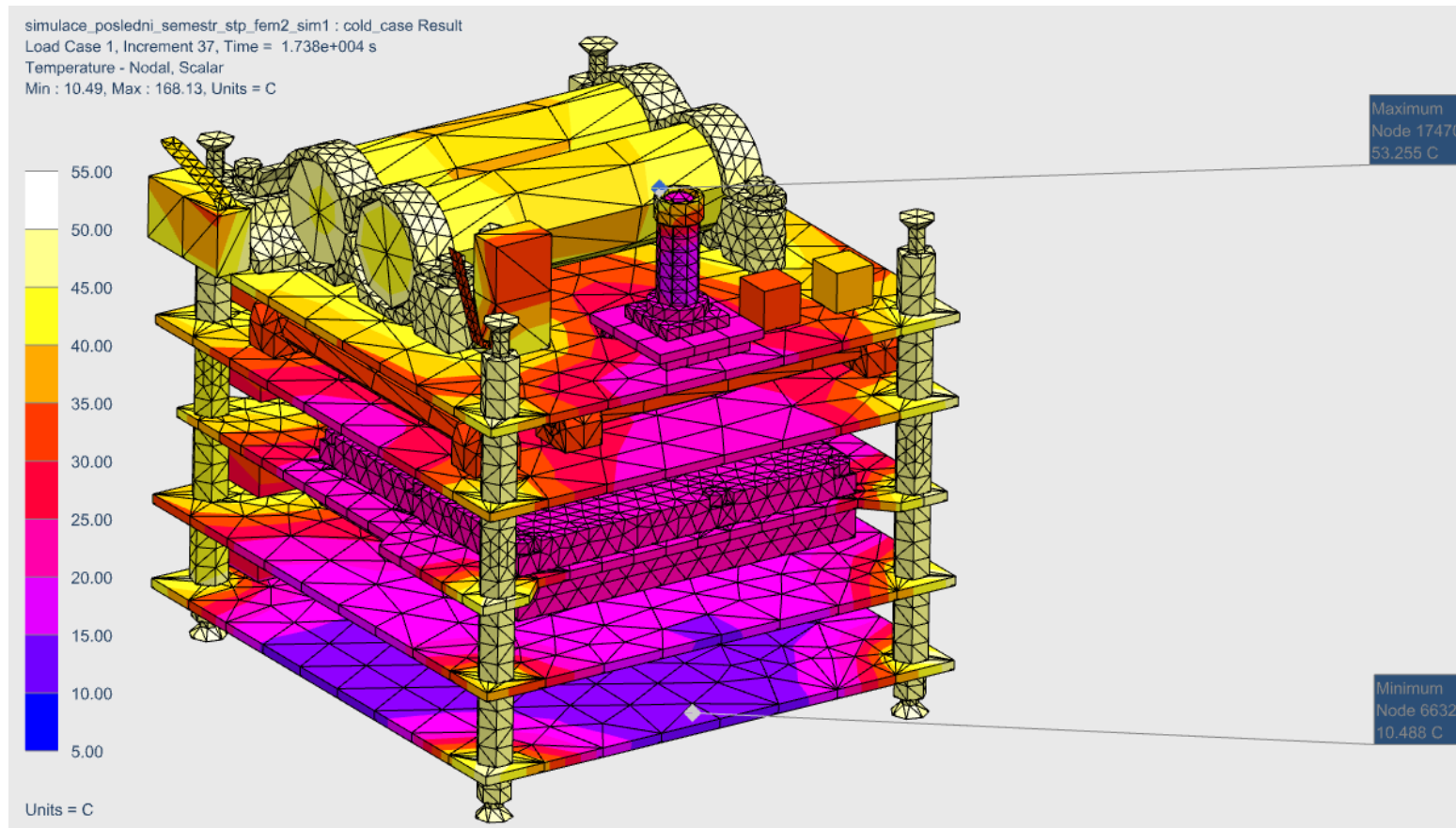
Příloha 2 - VI – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 60 min pro studený případ



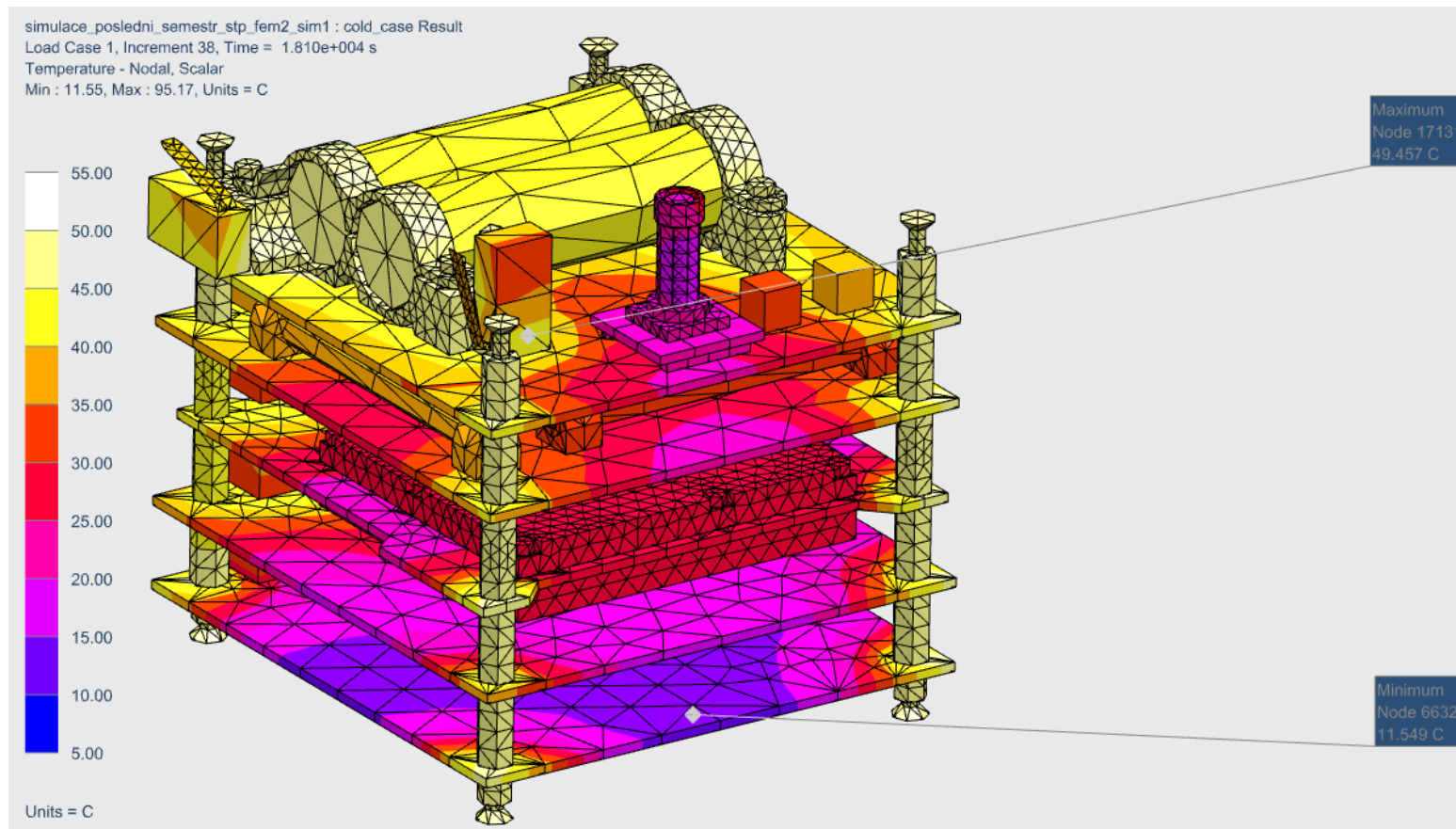
Příloha 2 - VII – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 72 min pro studený případ



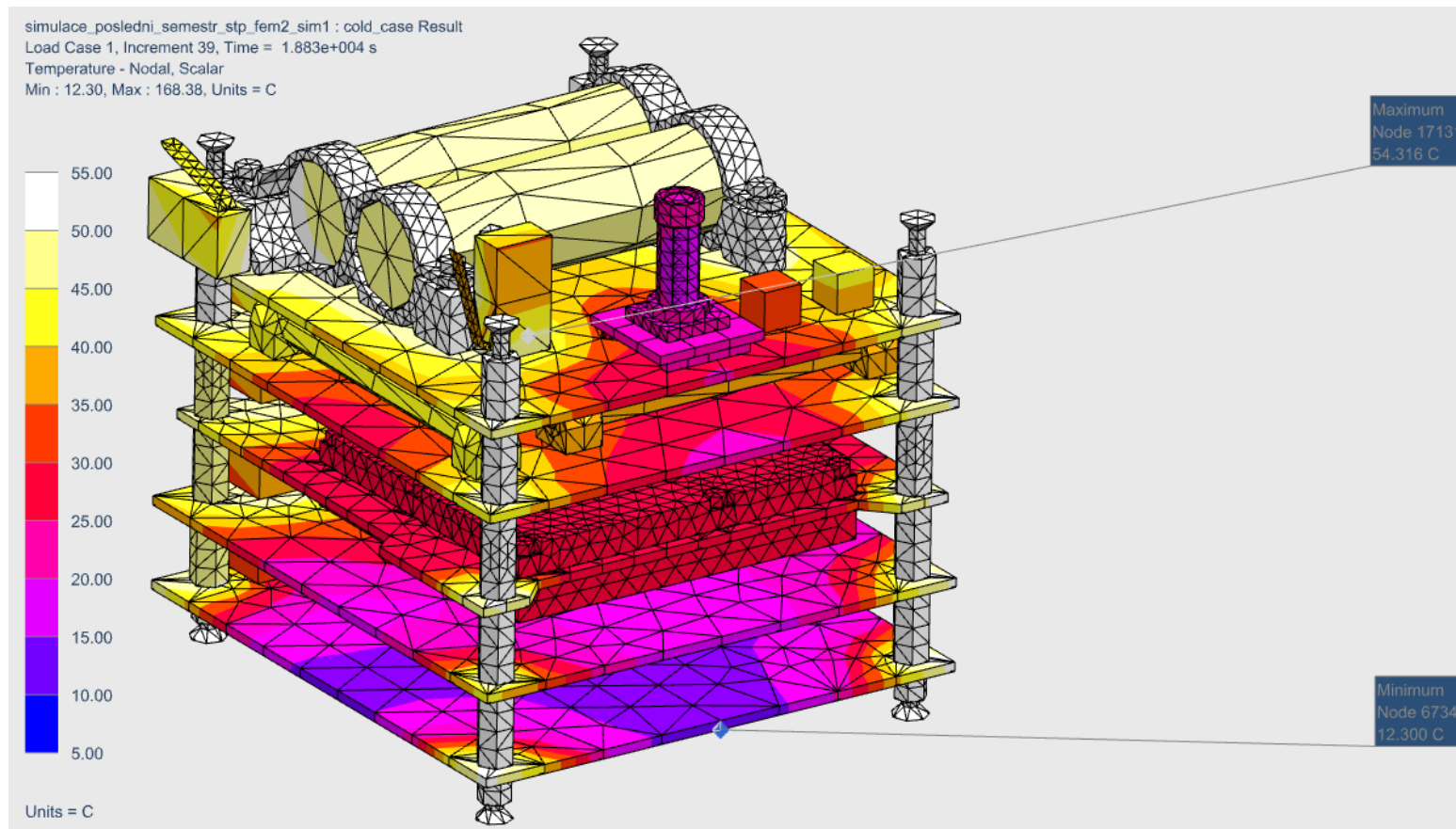
Příloha 2 - VIII – Rozložení teplot na vnějšku družice v čase 84 min pro studený případ



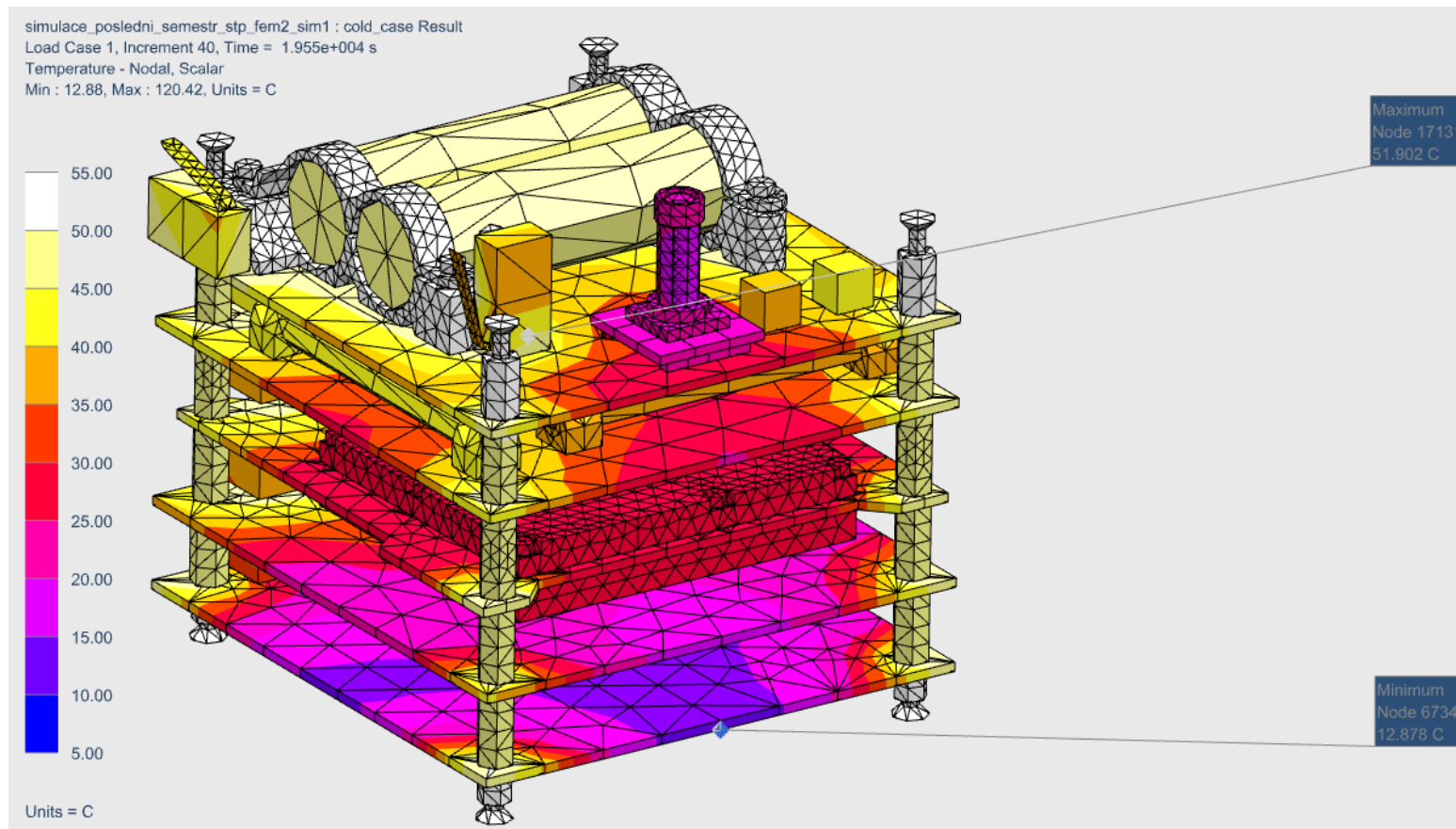
Příloha 2 - IX – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 0 min pro studený případ



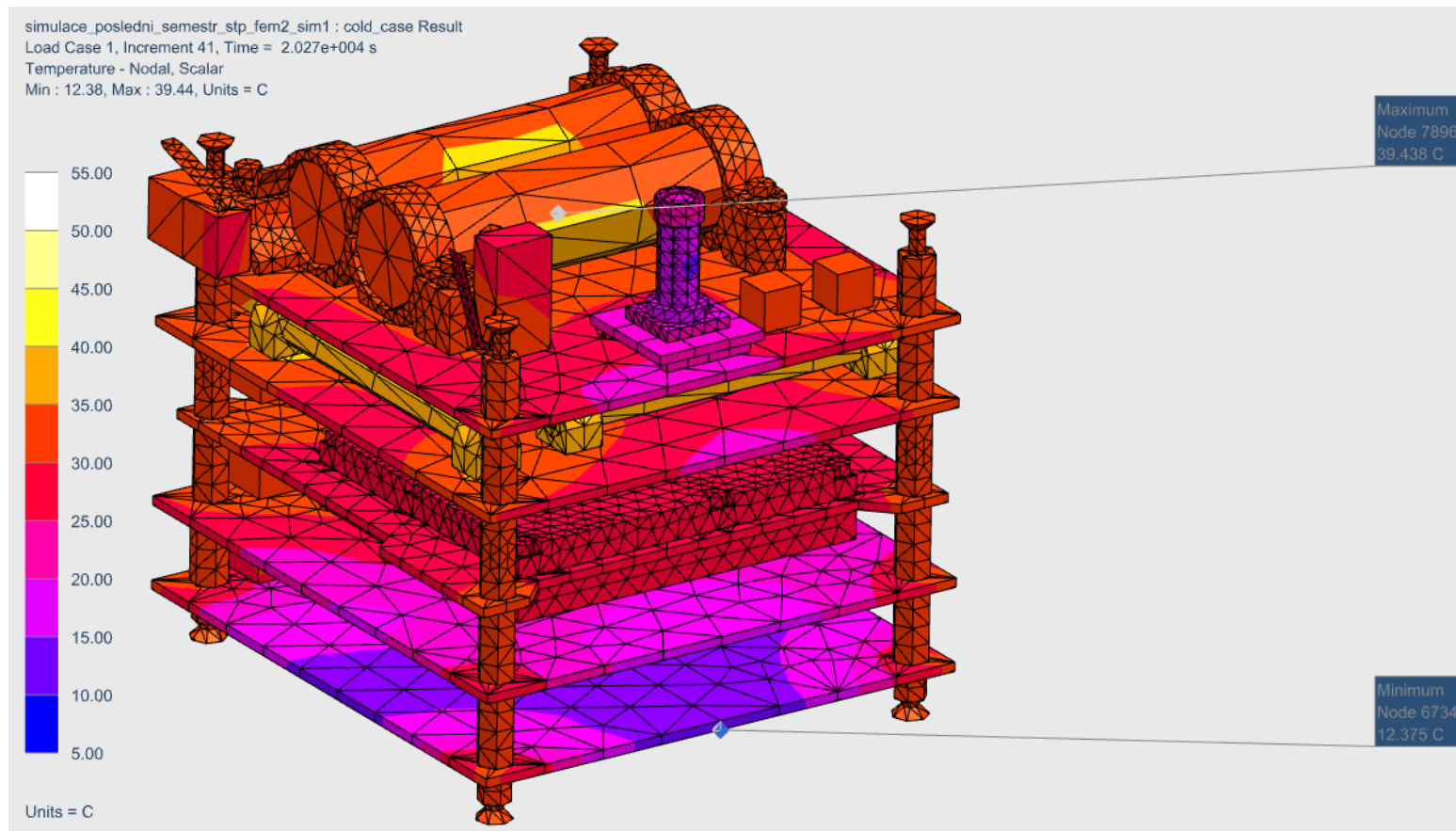
Příloha 2 - X – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 12 min pro studený případ



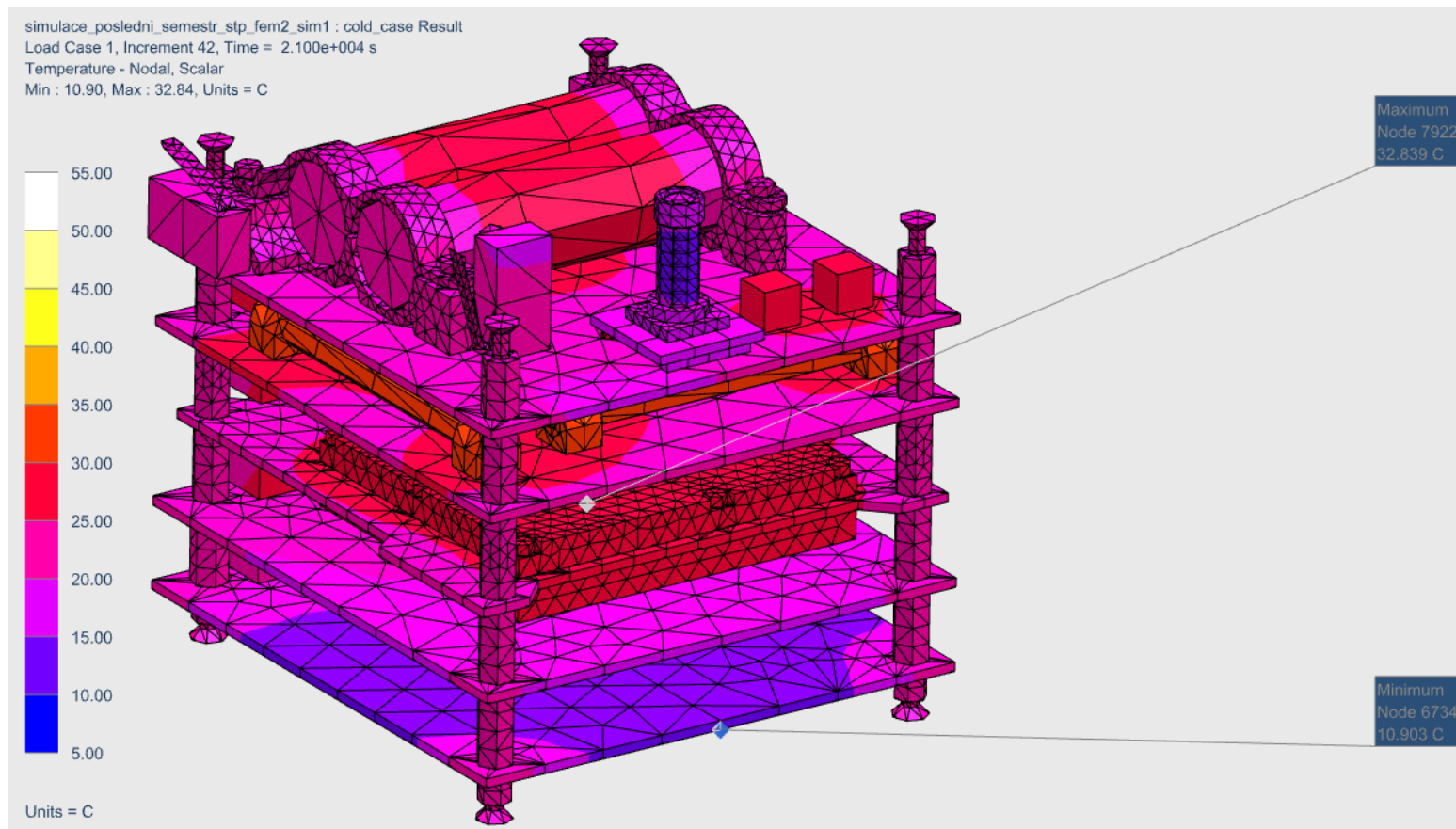
Příloha 2 - XI – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 24 min pro studený případ



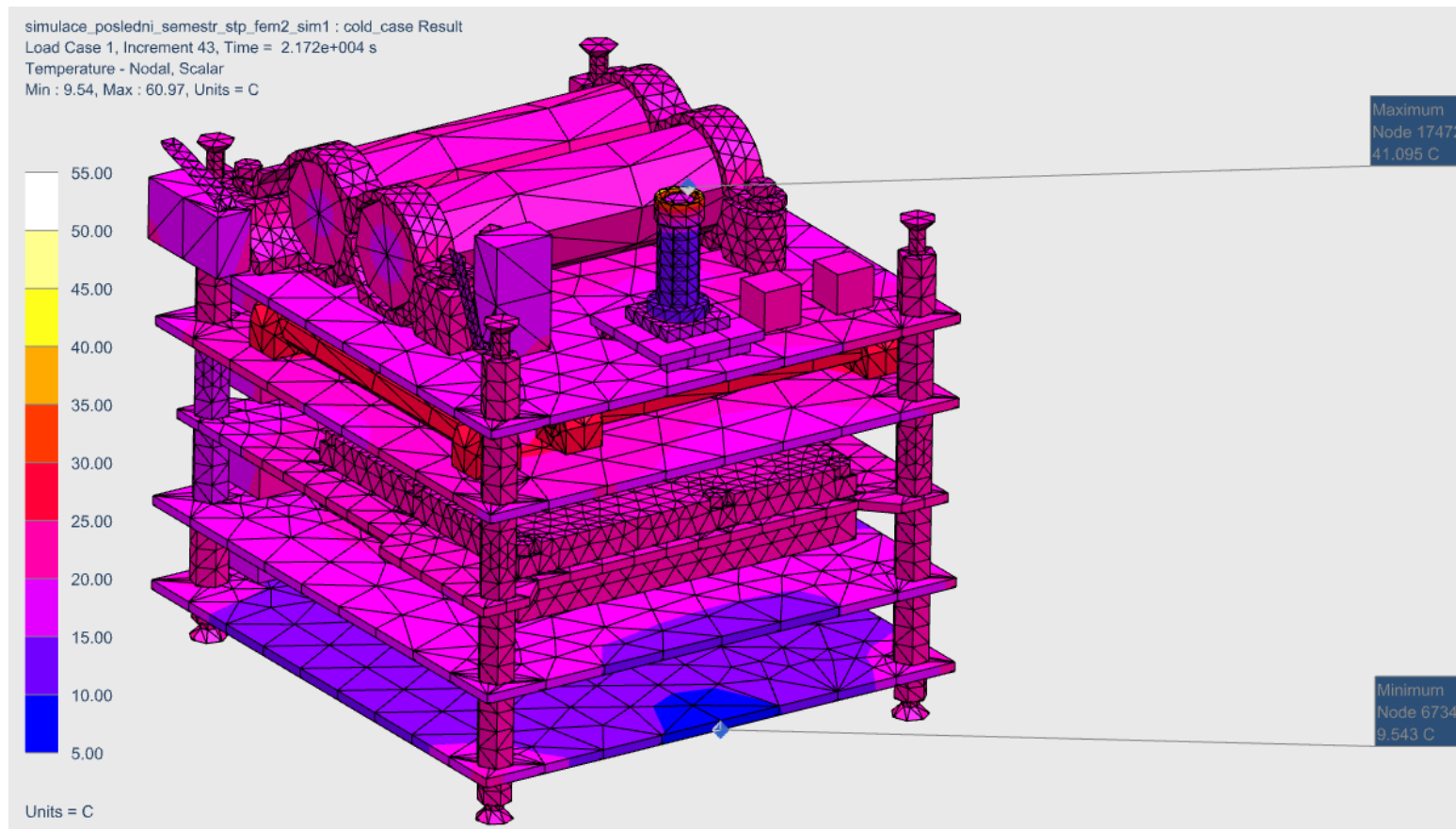
Příloha 2 - XII – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 36 min pro studený případ



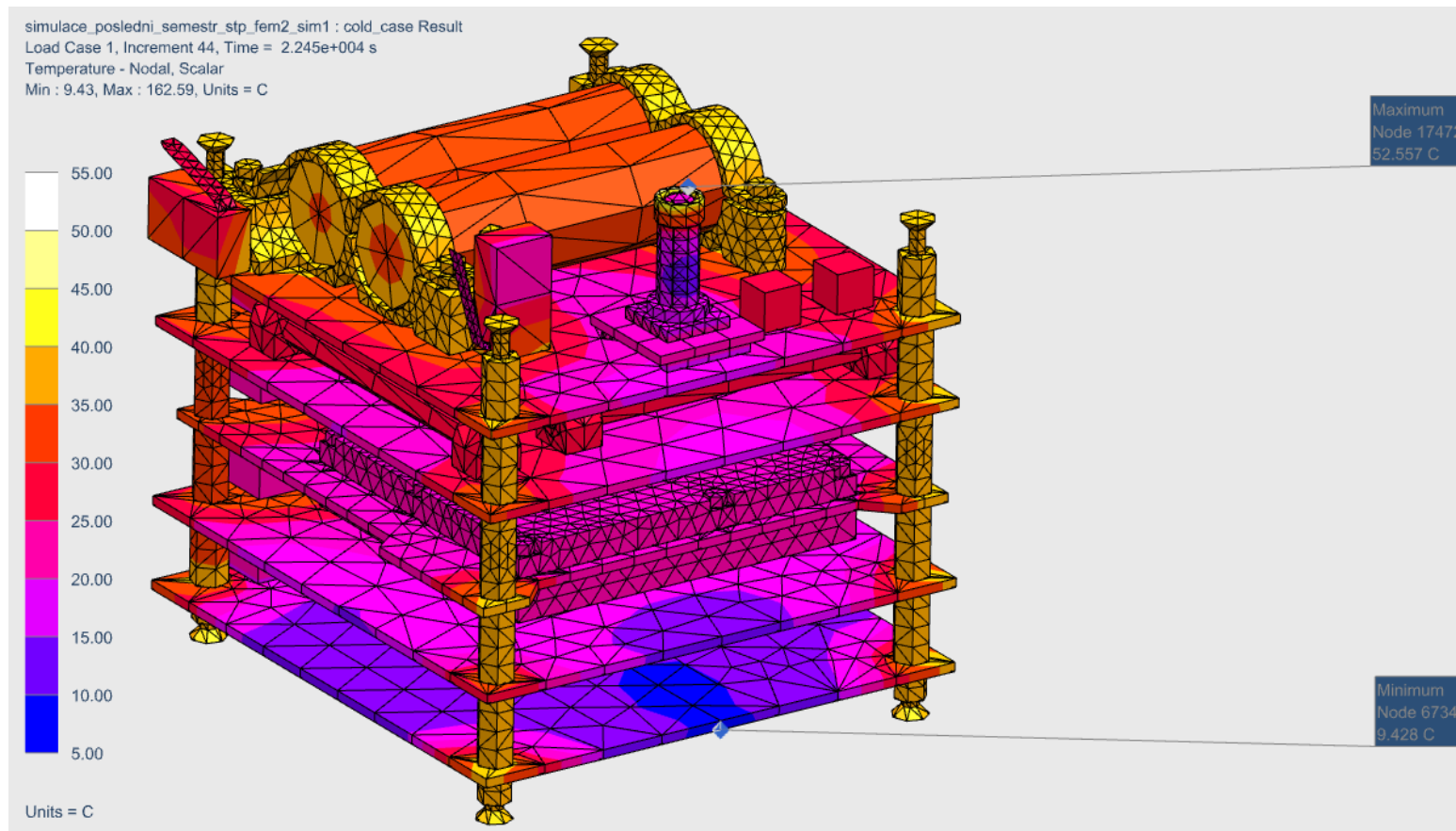
Příloha 2 - XIII – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 48 min pro studený případ



Příloha 2 - XIV – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 60 min pro studený případ



Příloha 2 - XV – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 72 min pro studený případ



Příloha 2 - XVI – Rozložení teplot uvnitř družice v čase 84 min pro studený případ

Seznam použité literatury

1. **Prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.** *Základy termomechaniky*. Praha : Česká technika , 2008. 978-80-01-04022-5.
2. **Gilmore, David G.** *Spacecraft Thermal Control Handbook; Volume I: Fundamental Technologies*. El Segundo, California : The Aerospace Press, 2002.
3. **Prof. Ing. Jiří Šesták, DrSc., prof. Ing. František Rieger, DrSc.** *PŘENOS HYBNOSTI, TEPLA A HMOTY*. Praha 6 : Vydavatelství ČVUT - výroba, Žikova 4, 166 36 Praha 6, 2005. 80-01-02933-6.
4. **Janečková, Eva.** Počátky kvantové mechaniky. *slideplayer.cz*. [Online] SlidePlayer.cz Inc. [Citace: 25. 12. 2015.] http://images.slideplayer.cz/12/3687055/slides/slide_21.jpg.
5. Český hydrometeorologický ústav. [Online] Český hydrometeorologický ústav, 2014. http://portal.chmi.cz/files/portal/docs/meteo/oa/wind_graf.htm.
6. The Engineering ToolBox. *Air Properties*. [Online] Březen 2014. http://www.engineeringtoolbox.com/air-properties-d_156.html.
7. Plexiglas ARKEMA. *General information and physical properties*. [Online] Arkema Inc., 2014. <http://www.plexiglas.com/export/sites/plexiglas/.content/medias/downloads/sheet-docs/plexiglas-general-information-and-physical-properties.pdf>.
8. **Flemming Hansen MScEE, PhD.** DTU Satellite Systems and Design Course. *AAUSATLAB*. [Online] Danish Space Research Institute, 29. 8. 2001. http://www.space.aau.dk/cubesat/documents/Cubesat_Thermal_Design.pdf.
9. *mapy.cz*. *mapy.cz*. [Online] © Seznam.cz, a.s. [Citace: 9. 12. 2015.] www.mapy.cz.
10. **Meziříčí, Hvězdárna Valašské.** Start stratosférického balónu SDS 03. *www.astrovm.cz*. [Online] 31. 5. 2014. [Citace: 12. 12. 2015.] <http://www.astrovm.cz/cz/fotogalerie/2014/start-stratosferickeho-balonu-sds-03.html>.
11. **John J. Scialdone, Carroll H. Clatterbuck, Mary Ayres-Treusdell.** *nasa.gov. Atomic Oxygen and Space Environment Effects on Aerospace Materials Flown with EOIM-III Experiment*. [Online] Listopad 1996. [Citace: 29. 12. 2015.] <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19970010450.pdf>. NSN 7540-01-280-5500.
12. Emissivity of Common Materials. *omega.com*. [Online] OMEGA Engineering inc. [Citace: 29. 12. 2015.] <http://www.omega.com/literature/transactions/volume1/emissivityb.html>.
13. Emissivity Values for Common Materials. *infrared-thermography.com*. [Online] Infrared Services inc. [Citace: 30. 12. 2015.] <http://www.infrared-thermography.com/material-1.htm>.
14. **Garzon, Maria M.** DEVELOPMENT AND ANALYSIS OF THE THERMAL DESIGN FOR THE OSIRIS-3U CUBESAT. [Online] srpen 2012. [Citace: 29. 12. 2015.] <https://etda.libraries.psu.edu/paper/15404/12463>.

15. **Rad, Mojtaba Shadman, a další.** Thermal Modeling of Cylindrical LiFePO₄ Batteries. *Journal of Modern Physics*. [Online] červenec 2013. [Citace: 29. 12. 2015.] <http://dx.doi.org/10.4236/jmp.2013.47A2001>.
16. Table of absorptivity and emissivity of common materials and coatings. *solarmirror.com*. [Online] [Citace: 30. 12. 2015.] <http://www.solarmirror.com/fom/fom-serve/cache/43.html>.
17. **Space, Azure.** AZUR SPACE Solar Power GmbH. [Online] 13. 3 2014. [Citace: 21. 2. 2015.] http://www.azurspace.com/images/products/0003384-01-01_DB_3G30C_advanced.pdf.