



**Politechnika
Śląska**

Wydział Inżynierii Środowiska i Energetyki

Praca doktorska

Opracowanie systemu zarządzania ciepłem dla układów elektronicznych
w małych satelitach

Autor: mgr inż. Artur Jurkowski

Promotor: dr hab. inż. Adam Klimanek prof. Pol. Śl.

Promotor pomocniczy: dr inż. Sławomir Sładek

Gliwice, wrzesień 2024

Streszczenie

W niniejszej pracy doktorskiej opisano wyniki związane z opracowaniem systemu zarządzania ciepłem w układach elektronicznych małych satelitów. W ostatnich latach w przemyśle kosmicznym obserwuje się trend związany ze zwiększaniem mocy elektrycznej urządzeń w przeliczeniu na ich jednostkę masy. Rolą systemów zarządzania ciepłem jest zapewnienie odpowiednich warunków pracy urządzeń elektronicznych zgodnie z ich specyfikacjami technicznymi, dedykowanymi im wymaganiami misji kosmicznej oraz ograniczenie ich przedwczesnego zużycia. W celu wytypowania właściwej technologii mogącej być częścią takiego systemu dla jednostek obliczeniowych (z ang. data processing units) opartych o układy FPGA wykonano rozległe studium literatury. Skutkiem tej analizy było wytypowanie materiałów zmiennofazowych jako kandydata do ograniczenia amplitud temperatury pracy jednostki obliczeniowej podczas jej cyklicznej pracy w ruchu orbitalnym. W tym celu wykorzystano wysoką wartość ciepła przemiany fazowej (ciepło utajone) materiału organicznego n-eicosane, który podczas przemiany fazowej absorbuje dużą ilość energii, a przy studzeniu oddaje ją w postaci ciepła, stabilizując w ten sposób temperaturę układów elektronicznych. Aby jednak doprowadzić do przemysłowego wdrożenia tak zaproponowanego rozwiązania przedsięwzięto działania mające na celu budowę komputerowego modelu numerycznego jednostki obliczeniowej wraz z wykorzystaniem analizy wrażliwości i kwantyfikacji niepewności. Takie podejście przyczyniło się do wykazania które ze zmiennych wraz z ich niepewnościami biorącymi udział w symulacjach mają największy wpływ na wyniki oraz w jaki sposób. Wiedza ta została następnie wykorzystana do budowy prostego układu eksperymentalnego służącego do walidacji sposobu opisu parametrów cieplnych wytypowanego materiału PCM. Przeprowadzona walidacja wykazała dużą zgodność parametrów symulacji z wynikami eksperymentalnymi co umożliwiło budowę docelowego urządzenia. Ostatnim etapem była budowa systemu zarządzania ciepłem dla opracowanej w KP Labs Sp. z o.o. jednostki obliczeniowej zgodnej ze standardem SpaceVPX. Standard ten narzucał główne wymagania mechaniczne i cieplne dla urządzenia, a zaproponowany układ oparty o PCM musiał się w nie wpasować co zgodnie z wykonanym przeglądem rozwiązań w branży nosi znamiona nowości rynkowej. Ostateczne eksperymenty wykonane z wykorzystaniem wysokiej klasy aparatury badawczej jaką była komora termiczno-próżniowa, a także symulacje numeryczne bazujące na nich wykazały przydatność zaproponowanego rozwiązania poprzez redukuje amplitudy temperatur pracy urządzenia. Takie wyniki prowadzą do korzyści związanych ze zmniejszeniem poziomu awaryjności urządzeń oraz umożliwiają pracę z wydajnością obliczeniową wyższą niż bazowa co przyczynia się do budowy przewagi konkurencyjnej produktów firmy KP Labs Sp. z o.o.

Słowa kluczowe: System zarządzania ciepłem, PCM, materiał zmiennofazowy, FPGA, DPU, satelita

Abstract

This doctoral dissertation describes the results related to the development of a thermal management system for electronic systems in small satellites. In recent years, the space industry has observed a trend associated with increasing the electrical power of devices per unit mass. The role of thermal management systems is to ensure appropriate operating conditions for electronic devices in accordance with their technical specifications, dedicated mission requirements, and to limit their premature wear. To select the appropriate technology that could be part of such a system for data processing units (DPUs) based on FPGA circuits, an extensive literature study was conducted. As a result of this analysis, phase change materials (PCMs) were identified as a candidate for limiting the temperature amplitudes of the computational unit during its cyclical operation in orbital motion. For this purpose, the high value of the phase change heat (latent heat) of the organic material n-eicosane was utilized, which absorbs a large amount of energy during the phase change and releases it as heat during cooling, thus stabilizing the temperature of electronic systems. However, to lead to the industrial implementation of the proposed solution, actions were taken to build a computer numerical model of the computational unit, including sensitivity analysis and uncertainty quantification. This approach contributed to demonstrating which variables, along with their uncertainties involved in the simulations, have the greatest impact on the results and in what manner. This knowledge was then used to build a simple experimental setup for validating the description of thermal parameters of the selected PCM. The conducted validation showed high consistency between simulation parameters and experimental results, which enabled the construction of the target device. The final stage was the construction of a thermal management system for the computational unit developed by KP Labs Sp. z o.o., compliant with the SpaceVPX standard. This standard imposed the main mechanical and thermal requirements for the device, and the proposed PCM-based system had to fit within them, which, according to the review of industry solutions, bears the hallmarks of market novelty. The final experiments conducted using high-class research equipment such as a thermal-vacuum chamber, as well as numerical simulations based on them, demonstrated the usefulness of the proposed solution by reducing the operating temperature amplitudes of the device. Such results lead to benefits associated with reducing the failure rate of devices and enable operation with higher computational efficiency than the baseline, contributing to building a competitive advantage for KP Labs Sp. z o.o. products.

Keywords: Thermal management system, PCM, phase change material, FPGA, DPU, satellite

*Pracę dedykuję żonie Małgorzacie i synowi Hubertowi
oraz rodzicom za daną mi szansę edukacji*

Spis treści

1	Wstęp	1
1.1	Motywacje	1
1.2	Definicja tezy i problemu badawczego	3
1.3	Zakres pracy	4
2	System zarządzania ciepłem	5
2.1	Bilans energii satelity	7
2.1.1	Niska orbita okołoziemska	9
2.1.2	Wewnętrzne źródła ciepła	12
2.2	Aktywne systemy zarządzania ciepłem	24
2.3	Pasywne systemy zarządzania ciepłem	25
2.3.1	Podsumowanie	31
3	Model jednostki obliczeniowej, analiza wrażliwości i kwantyfikacja niepewności	33
3.1	Model numeryczny	36
3.1.1	Geometria modelu	37
3.1.2	Siatka podziału numerycznego	38
3.1.3	Warunki brzegowe	38
3.1.4	Metodologia obliczeń	41
3.1.5	Przykładowe wyniki obliczeń	41

3.1.6	Analiza wrażliwości siatki	42
3.1.7	Walidacja	44
3.2	Analiza wrażliwości i kwantyfikacja niepewności	46
3.2.1	Wykorzystanie oprogramowania DAKOTA	46
3.2.2	Analiza wrażliwości	47
3.2.3	Wyniki analizy wrażliwości	50
3.2.4	Kwantyfikacja niepewności	56
3.2.5	Wyniki kwantyfikacji niepewności	60
3.3	Wnioski	63
4	Analiza proponowanego rozwiązania PCM	65
4.1	Eksperyment	68
4.1.1	Zaplecze laboratoryjne	68
4.1.2	Procedura testowa	70
4.2	Model numeryczny	71
4.2.1	Geometria i siatka	71
4.2.2	Rozwiązywane równania	73
4.2.3	Warunki brzegowe	74
4.3	Wyniki	75
4.3.1	Eksperyment	75
4.3.2	Symulacja numeryczna	78
4.4	Walidacja modelu	81
4.4.1	Analiza wpływu oporu kontaktowego	83
4.4.2	Analiza wpływu naturalnej konwekcji	84
4.4.3	Analiza wpływu zakresu temperatury przemiany fazowej	86
4.4.4	Analiza wpływu temperatury promieniowania tła	87
4.4.5	Osateczne wyniki	88

4.5	Wnioski	93
5	Analiza działania systemu z PCM	94
5.1	Cele badania w odniesieniu do tezy	94
5.1.1	Zastosowane standardy przemysłowe	95
5.2	Opis eksperymentu	96
5.2.1	Mapa punktów pomiarowych	100
5.2.2	Wyniki	100
5.3	Opis symulacji	102
5.3.1	Wyniki	103
5.4	Studium przydatności rozwiązania przemysłowego	107
6	Podsumowanie i Wnioski	114
6.1	Dalsze plany badawcze	115
6.2	Potencjał wdrożeniowy	117
	Bibliografia	128

Spis rysunków

1.1	Całkowita moc urządzeń elektrycznych wybranych satelitów w funkcji ich masy dla danych sprzed i po 2009 r. - opracowanie własne na podstawie [1,2]	2
2.1	Schemat obrazujący podstawowe strumienie ciepła w bilansie energii orbitującego satelity	8
2.2	Schematyczna ilustracja elementów keplerowskich służących do opisu położenia orbitującego ciała jakim jest satelita przedstawiony za pomocą sześciianu	9
2.3	Przykładowy wykres zmian temperatury w czasie wybranych podzespółów satelity Intuition-1 podczas jednej z orbit, z dominującym wpływem środowiska kosmicznego, a nie pracy urządzeń.	11
2.4	Wpływ zmian wybranych zewnętrznych i wewnętrznych parametrów na minimalną i maksymalną temperaturę satelity typu PocketCube w ruchu orbitalnym. Opracowanie własne na podstawie [3]	12
2.5	Podział na główne składowe funkcjonalne małego satelity wraz z wymienniem ich głównych systemów	13
2.6	Moment montażu ładunku użytecznego (obiektywu hiperspektralnego) do satelity Intuition-1 wykonywany przez pracownika firmy KP Labs Sp. z o.o. (autora tej pracy doktorskiej)	14

2.7	Zdjęcia modelu lotnego satelity Intuition-1. Satelita podczas testów radiowych (z rozłożonymi panelami słonecznymi (po lewej) oraz w wariantcie ze złożonymi panelami (po prawej)).	15
2.8	Model CAD satelity Intuition-1 wraz z zaznaczonymi urządzeniami technicznymi zaprezentowanymi w dwóch widokach. Na prawach autorskich AAC Clyde Space.	16
2.9	Komputer pokładowy (OBC) wyprodukowany przez firmę KP Labs sp. z o.o. przetestowany w środowisku kosmicznym na pokładzie satelity ION w 2023 roku	17
2.10	Jednostka obliczeniowa (DPU) Leopard bez obudowy i systemu zarządzania ciepłem z komponentem elektronicznym FPGA (w kolorze szarym) w jej centralnej części (po lewej) oraz w ostatniej fazie integracji urządzenia (po prawej)	18
2.11	Schematyczny przekrój przez płytke drukowaną (PCB) wraz zaznaczonymi podstawowymi elementami (po lewej) oraz sposób liczenia zastępczych przewodności cieplnych w dwóch kierunkach (po prawej).	20
2.12	Zdjęcie układu FPGA od boku jako próba prezentacji kul BGA (po lewej). Schematyczny przekrój przez układ scalony typu FPGA z zaznaczonymi jego głównymi składowymi (po prawej)	22
2.13	Trójwymiarowa reprezentacja termicznego modelu rezystorowego typu Delphi reprezentującego układ FPGA (po lewej). Schemat połączeń oporników układu FPGA w modelu Delphi (po prawej)	23
2.14	Schematycznie zaprezentowane doskonałe połączenie dwóch materiałów wraz z rozkładem temperatury wzdłuż jego długości (po lewej) oraz schemat rzeczywistego połączenia wraz z uskokiem temperatury na jego długości (po prawej).	26

2.15	Schemat ideowy stanowiska do badania przewodnictwa cieplnego materiałów termoprzewodzących na styku dwóch powierzchni (po lewej). Zdjęcie rzeczywistego stanowiska pomiarowego opracowanego w KP Labs sp. z o.o. (po prawej)	27
2.16	Srebrny prostopadłościan w którego wnętrzu znajduje się jednostka obliczeniowa Leopard wyprodukowana w KP Labs sp. z o.o. Czarna powierzchnia to radiator którego funkcją jest oddawanie ciepła z DPU do płaszcza komory termiczno-próżniowej podczas eksperymentu.	29
2.17	Przykładowa rurka cieplna o grubości 4mm (po lewej). Pulsująca rurka cieplna zdolna do pracy w środowisku mikrogravitacji wykonana w KP Labs Sp. z o.o. dla Europejskiej Agencji Kosmicznej (po prawej)	30
2.18	Przykładowe zdjęcie elastycznej taśmy termicznej wykorzystującej jako element łączny splot miedziany. Wykonanie na bazie projektu KP Labs Sp. z o.o.	31
3.1	Ideowy schemat obrazujący wpływ niepewności danych wejściowych modelu na rozkład prawdopodobieństwa wyniku	34
3.2	Geometria jednostki przetwarzania danych (DPU) wykorzystana w symulacjach i podczas eksperymentów w komorze termiczno-próżniowej .	37
3.3	Siatki podziału numerycznego jednostki DPU wykorzystane w badaniu wpływu gęstości siatki na wyniki	39
3.4	Typy warunków brzegowych w DPU użyte w symulacjach termicznych	41
3.5	Przykładowe pole temperatury wyrażone w °C prezentujące rozkład temperatury na zewnętrznych powierzchniach DPU podczas obciążeń cieplnych opisanych w tabeli 3.1	42

3.6	Mapa temperatury wyrażona w °C prezentująca górną powierzchnie PCB węzła obliczeniowego (PN) z centralnie położonym komponentem FPGA	43
3.7	Zmienność temperatury na FPGA, PCB1 (PN) i PCB2 (SVR) dla trzech badanych siatek o różnych rozmiarach	43
3.8	Prototyp jednostki obliczeniowej z wiązką przewodów czujników temperatury i zasilania. Zdjęcie wykonane po testach urządzenia w komorze TVAC w Centrum Badań Kosmicznych. Na zdjęciu autor pracy doktorskiej	44
3.9	Schemat przedstawiający przebieg symulacji z wykorzystaniem oprogramowania DAKOTA, wykorzystującej interfejs między solverem ESATAN-TMS a DAKOTA, zaimplementowany w języku Python	47
3.10	Zmienność temperatury komponentu FPGA DPU w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji	51
3.11	Zmienność temperatury PCB SVR w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji DPU	51
3.12	Zmienność temperatury RAM w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji	52
3.13	Zmienność temperatury zewnętrznego radiatora w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji	53
3.14	Częściowy współczynnik korelacji (PCC) między różnymi wejściami a temperaturą procesora FPGA	54
3.15	PCC między różnymi wejściami a temperaturą radiatora	55
3.16	PCC między różnymi wejściami a temperaturą pamięci RAM	55
3.17	PCC między różnymi wejściami a temperaturą komponentu nadzorującego	56

3.18	Ideowy schemat działania algorytmu w obecności niepewności epistemiczno-aleatorycznej wykorzystującego metody dla zmiennych typu aleatorycznego zagnieżdżone w algorytmie dla zmiennych typu epistemicznego . . .	57
3.19	Ideowy schemat obrazujący zbiór skumulowanych rozkładów prawdopodobieństwa uzyskanych podczas wielu realizacji zmiennych typu epistemicznego, stanowiący tzw. probability box (p-box)	58
3.20	Wykresy dystrybuant dla 25 próbek niepewności epistemicznej	62
4.1	Komora termiczno-próżniowa (TVAC) z przygotowanym do badań zbiornikiem PCM	69
4.2	Wnętrze komory termiczno-próżniowej (TVAC): zbiornik PCM zainstalowany na miedzianym stole (płyce chłodzącej) o stałej temperaturze podczas eksperymentu. Czarna osłona otacza testowane urządzenie i reprezentuje tło radiacyjne	69
4.3	Rozmieszczenie czujników temperatury dla celów testowych i symulacyjnych	70
4.4	Zbiornik (po lewej) wewnątrz komory termiczno-próżniowej zamontowany na interfejsach (po prawej) umieszczonych na płycie chłodzącej - stole	71
4.5	Geometria modelu CAD obudowy akumulatora cieplnego ze zmianą fazy. Położenie przekrojów wykorzystanych do prezentacji końcowych wyników zaznaczono liniami	72
4.6	Siatka podziału numerycznego przedstawiona na geometrii pojemnika PCM na przykładowej płaszczyźnie	73

4.7	Główne elementy analizowanego układu reprezentowane w modelu. Element zaprezentowany na zielono reprezentuje płytkę PCB i nie został odwzorowany jako bryła w modelu. W jego miejscu zastosowano odpowiednie warunki brzegowe	75
4.8	Przebiegi temperatury dla pełnego eksperymentu ze wskazaniem jego istotnych etapów	79
4.9	Rozkłady temperatury w przekroju geometrii (płaszczyzna $x - y$) w różnych czasach symulacji	80
4.10	Rozkłady temperatury w przekroju geometrii (płaszczyzna $z - y$) w różnych czasach symulacji	81
4.11	Usytuowanie czujników temperatury w modelu i eksperymencie	82
4.12	Porównanie zmierzonych i obliczonych zmian temperatury w czasie dla czujników CH1, CH5 i CH8	83
4.13	Zmierzone i obliczone zmiany temperatury w punkcie CH8 dla różnych wartości oporu kontaktowego do interfejsu R_2	84
4.14	Wpływ konwekcji naturalnej na przewidywane temperatury minimalne i w punkcie CH8	86
4.15	Wpływ zakresu temperatur przemiany fazowej na przewidywaną temperaturę CH1	87
4.16	Wpływ temperatury promieniowania tła na przewidywaną temperaturę czujnika CH5	88
4.17	Porównanie zachowania temperatury między wynikami symulacji a eksperymentalnymi dla punktu CH8 zaznaczonego na schemacie	89
4.18	Wskazanie momentów przemiany fazowej na podstawie minimalnej i maksymalnej temperatury objętości PCM zmieniającej się w czasie	90

4.19	Porównanie zachowania temperatury między wynikami symulacji a eksperymentalnymi dla punktu CH1 zaznaczonego na schemacie	91
4.20	Fotografia otwartego zbiornika PCM (wypełnionego n-eikozanem) po serii eksperymentów. Wskazano nieoczekiwane rozkłady przestrzenne ze- stalonego PCM	91
4.21	Comparison of measured and computed temperature evolution for point CH5	92
5.1	Przedstawienie porfolio jednostek obliczeniowych firmy KP Labs sp. z o.o. z klasyfikacją na zastosowane standardy przemysłowe i klasy misji (po lewej) wraz ze schematem instalacji jednostki obliczeniowej opar- tej na standardzie SpaceVPX w obudowie elektronicznej (Ebox), a w konsekwencji do struktury satelity (po prawej)	97
5.2	Jednostka obliczeniowa Lion DPU wykorzystana w eksperymencie . . .	98
5.3	Jednostka obliczeniowa Lion DPU z zainstalowaną obudową oraz czuj- nikami temperatury	98
5.4	Obudowa montażowa będąca reprezentantem obudowy EBOX zgodnie ze standardem SpaceVPX	99
5.5	Układ pomiarowy w komorze TVAC przed rozpoczęciem kampanii testowej	99
5.6	Rozmieszczenie czujników temperatury na obudowie urządzenia (widok od strony zbiornika z PCM)	101
5.7	Rozmieszczenie czujników temperatury wewnątrz obudowy EBOX wraz z zainstalowanym układem elektronicznym. Lion DPU podczas ekspery- mentu znajdował się w pozycji odwrotnej niż zaprezentowano na rysunku.	101
5.8	Rozmieszczenie czujników temperatury w pobliżu źródła ciepła na PCB (CH10) oraz na współpracującej stronie zbiornika z PCM (CH11) - nie- widocznej na rysunku.	102

5.9	Przebiegi temperatury zarejestrowane przez zainstalowane czujniki PT1000 podczas eksperymentu wraz z opisem jego kluczowych faz	103
5.10	Przekrój przez zbiornik PCM wykonany po przeprowadzonej kampanii eksperymentów pozwalający dostrzec strukturę wewnętrzną materiału .	104
5.11	Przykładowy wynik symulacji na końcu fazy grzania dla 14000 sekundy jej przebiegu w płaszczyźnie YZ przechodzącej przez geometryczny środek reprezentanta układu FPGA	104
5.12	Przykładowy wynik symulacji na końcu fazy grzania dla 14000 sekundy jej przebiegu w płaszczyźnie XZ przechodzącej przez geometryczny środek reprezentanta układu FPGA	105
5.13	Przebieg temperatury zarejestrowany dla poszczególnych punktów pomiarowych podczas symulacji wraz z opisem kluczowych faz	105
5.14	Porównanie wyników symulacji oraz eksperymentu dla wytypowanych punktów pomiarowych	106
5.15	Wyniki analizy wrażliwości dla różnych wartości oporów kontaktowych pomiędzy współpracującymi częściami wraz z ich wpływem na przebieg temperatury układu FPGA w symulacji. Sufiks "low" oznacza obniżenie oporu, "high" podniesienie oporu względem nominalnej symulacji z sufiksem "Default". CH10 oznacza wynik osiągnięty w eksperymencie .	107
5.16	Przebieg trzech cykli analizowanego układu, moc grzałki 8 W	109
5.17	Zbliżenie na etap przemiany fazowej jednego z cykli, moc grzałki 8 W .	109
5.18	Przebieg trzech cykli analizowanego układu dla mocy grzałki wynoszącej 16 W	110
5.19	Zbliżenie na etap schładzania i przejście w kolejny cykl nagrzewania, moc grzałki 16 W	111

5.20	Przebieg trzech cykli analizowanego układu dla mocy grzałki wynoszącej 12 W	111
5.21	Zbliżenie obrazujące zmiany temperatury podczas etapu przemiany fazowej i etapu schładzania, moc grzałki 12 W	112
5.22	Temperatura FPGA dla dwóch wariantów - z PCM oraz z blokiem aluminiowym zastępującym PCM	113

Spis tabel

2.1	Porównanie technologii pasywnych zdolnych do aplikacji w systemie zarządzania ciepłem jednostki obliczeniowej według różnych kryteriów . . .	32
3.1	Pobór mocy komponentów elektronicznych DPU w eksperymencie oznaczonych poprzez powiązane z nimi znaczniki referencyjne (z ang. reference designator)	39
3.2	Temperatury osiągnięte podczas eksperymentu TVAC wraz z niepewnościami oraz wyniki symulacji numerycznej dla tego samego scenariusza wraz z różnicą tych wartości	45
3.3	Zmienne wejściowe epistemiczne opisane rozkładem jednostajnym . . .	49
3.4	Zmienne wejściowe aleatoryczne (emisyjności, $-$) reprezentowane przez rozkład normalny	49
3.5	Epistemiczne zmienne wejściowe oraz ich zakresy zmienności	59
3.6	Aleatoryczne zmienne wejściowe	60
4.1	Dane i właściwości n-eikozanu użyte w modelu	76
4.2	Warunki brzegowe zastosowane w modelu	77

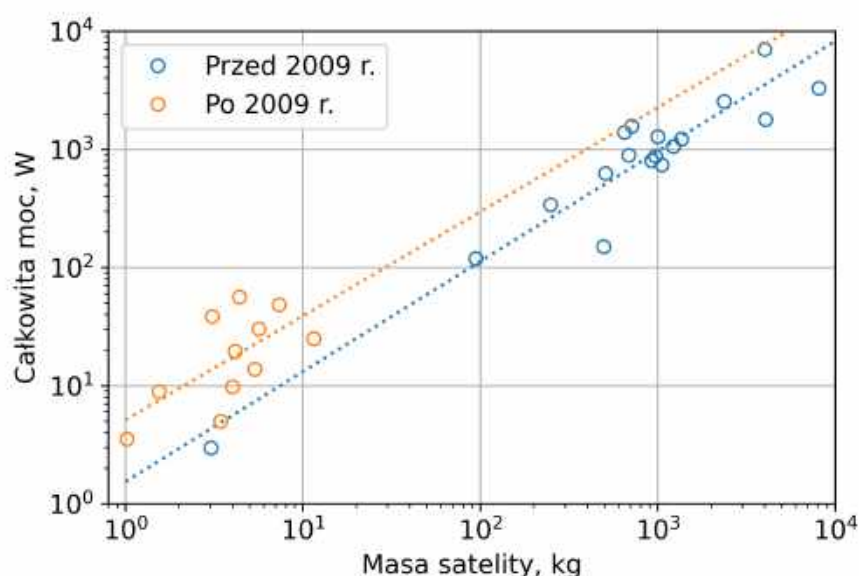
Rozdział 1

Wstęp

W ostatnich 15 latach zaobserwowano gwałtowny wzrost liczby satelitów wystrzelanych na orbitę za pomocą rakiet nośnych różnego pochodzenia. Wzrost ten wynika z inicjatyw podejmowanych przez instytucje publiczne i rządowe różnych krajów, ale głównie z powodu rozwoju rynku komercyjnego [4], który przyczynił się do obniżenia kosztów wyniesienia ładunków na orbitę. W latach 2014-2023 najczęściej wystrzeliwanymi satelitami były małe satelity, których masa nie przekracza 1200 kg, a ich liczba w tym okresie wzrosła niemal 13-krotnie. Sumaryczna liczba małych satelitów wyniesionych na orbitę wyniosła 10777 i stanowiły one 93% wszystkich wystrzelonych statków kosmicznych w ostatniej dekadzie, a w roku 2023 aż 97% [5]. Obserwowane trendy wskazują, że małe satelity są i będą w najbliższej przyszłości ważną gałęzią przemysłu kosmicznego.

1.1 Motywacje

Rozwój rozkładanych paneli słonecznych oraz miniaturyzacja urządzeń pokładowych satelitów doprowadziły w ostatnich dziesięcioleciach do znacznego zwiększenia mocy elektrycznej urządzeń przypadającej na jednostkę masy obiektów wynoszonych w przestrzeń kosmiczną. Na Rys. 1.1 przedstawiono zależność tej mocy w funkcji masy satelitów dla wybranych obiektów sprzed i po 2009 r. Wyraźny wzrost mocy operacyjnej na jednostkę masy, a także niezwiększająca się powierzchnia zewnętrzna satelitów, przez którą zachodzi wymiana ciepła z przestrzenią kosmiczną, tworzą nowe wyzwania w zarządzaniu ciepłem i są przyczynami konieczności rozpraszania dużych ilości ciepła w efektywny sposób. Ponadto, na niskiej orbicie okołoziemskiej dochodzi do wahań temperatury, które mogą mieć znaczący wpływ na żywotność satelitarnych urządzeń



Rysunek 1.1: Całkowita moc urządzeń elektrycznych wybranych satelitów w funkcji ich masy dla danych sprzed i po 2009 r. - opracowanie własne na podstawie [1, 2]

elektronicznych biorąc pod uwagę wzmocnienie tych efektów poprzez równoległą pracę urządzeń generujących ciepło. W związku z tym, współcześnie wykorzystuje się techniki stabilizacji temperatury urządzeń. Stabilizacja temperatury jest jednym z zadań systemu zarządzania ciepłem, a jej głównym celem jest uniknięcie przedwczesnych awarii. Problemy te stanowią trudne wyzwania projektowe oraz są czynnikami bezpośrednio i istotnie wpływającymi na konstrukcję satelitów [6, 7].

Ze względu na fakt, że błędy w projektowaniu satelitów są praktycznie nekorygowalne po starcie rakiety, wymagana jest wysoka niezawodność systemów, którą można osiągnąć poprzez wdrożenie wielopoziomowej metodologii weryfikacji i testowania, takiej jak ta opisana w normie [8]. Jednocześnie ze względu na konieczność ograniczania kosztów prototypowania i prowadzenia drogich eksperymentów, współcześnie w procesie projektowania na prawie wszystkich etapach rozwoju systemu zarządzania ciepłem, powszechnie wykorzystuje się modele numeryczne do przewidywania zachowania projektowanych obiektów i urządzeń. Dlatego też niezawodność stosowanych modeli jest kluczowa i zwykle osiągana poprzez procedury weryfikacji i walidacji. Dodatkowo, aby określić istotność parametrów projektowych i ich wzajemne interakcje, a także scharakteryzować oraz potencjalnie zredukować niepewności przewidywań wykorzystywanych modeli, coraz częściej stosuje się techniki analizy wrażliwości i kwantyfikacji niepewności.

1.2 Definicja tezy i problemu badawczego

Bazując na motywacjach opisanych w rozdziale 1.1 określono główną **tezę pracy doktorskiej**, która brzmi następująco:

Istnieje rozwiązanie techniczne, które w sposób pasywny pozwoli osiągnąć niższe od nominalnych wartości amplitud temperatury pracy jednostki obliczeniowej małego satelity, przy zachowaniu jej pierwotnej lub wyższej wydajności obliczeniowej oraz przy jednoczesnym utrzymaniu zgodności rozwiązania ze standardem SpaceVPX.

Przedstawiona teza kryje w sobie poniżej opisany **problem badawczy**, którego próby rozwiązania znajdują się w następujących rozdziałach niniejszej pracy doktorskiej.

Zaawansowana elektronika w zastosowaniach satelitarnych wykorzystuje układy scalone (IC) takie jak Field Programmable Gate Array (FPGA) wyposażone w obudowy typu Ball Grid Array (BGA). Takie układy zainstalowane na płytkach drukowanych (PCB) charakteryzują się ograniczoną żywotnością, na którą bezpośredni wpływ ma liczba oraz głębokość cykli temperaturowych oddziałujących na urządzenie [9]. Przyczyną skracania żywotności są pęknięcia między połączonymi materiałami o różnej rozszerzalności cieplnej [10]. Opracowanie rozwiązania technicznego, które pozwoli zredukować zakres amplitud temperatury pracy urządzenia, zminimalizuje wprost ryzyko awarii urządzenia poprzez wydłużenie czasu jego bezawaryjnej pracy [11]. Na podstawie przeprowadzonej analizy literatury, nie stwierdzono dotychczas prób dostosowania technologii pasywnych (takich jak materiały zmiennofazowe) do standardu przemysłowego SpaceVPX w celu rozwiązania wyżej wymienionych problemów związanych z czasem bezawaryjnej pracy urządzeń. Adaptacja standardu [12] znacząco wpływa na warunki brzegowe związane z wymiarami geometrycznymi opracowywanego rozwiązania, podkreślając w ten sposób jego nowatorski charakter.

Wykorzystanymi **metodami badawczymi** będą metody obliczeniowe prowadzące do budowy modeli numerycznych z wykorzystaniem komercyjnego oprogramowania, metody służące prowadzeniu analiz wrażliwości i kwantyfikacji niepewności, a także planowanie i prowadzenie eksperymentu wraz z walidacją modeli numerycznych.

Nową wiedzą zdobytą podczas realizacji pracy będzie wiedza na temat technik modelowania systemów zarządzania ciepłem oraz prowadzenia prac eksperymentalnych z wykorzystaniem zaawansowanej aparatury badawczej i urządzeń pomiarowych. Wiedza ta pozwoli na rozwój komercyjnego produktu do obecnie opracowywanej i przyszłych jednostek obliczeniowych z uwzględnieniem celów wynikających z tezy pracy.

1.3 Zakres pracy

Praca obejmuje swoim zakresem badania eksperymentalne i symulacje numeryczne systemów zarządzania ciepłem małych satelitów. W ramach pracy przeprowadzono eksperymenty w komorach termiczno-próżniowych trzech układów związanych z zarządzaniem ciepłem, tj. układu z jednostką obliczeniową, komory zawierającej materiał zmiennofazowy oraz jednostki obliczeniowej z układem odprowadzania ciepła opartym na materiale zmiennofazowym. Zbudowano również trzy modele numeryczne pozwalające na prowadzenie symulacji wymiany ciepła w stanie ustalonym i nieustalonym. Wszystkie modele zwalidowano w oparciu o wyniki pomiarów. Dla pierwszego modelu przeprowadzono również analizę wrażliwości i kwantyfikację niepewności.

Pracę podzielono na 6 rozdziałów. Pierwszy rozdział stanowi wstęp, w którym omówiono motywacje do podjęcia analizowanego problemu badawczego i zawarto tezę pracy. Drugi rozdział stanowi omówienie systemów zarządzania ciepłem oraz pasywnych i aktywnych technologii w nich wykorzystywanych. Rozdział ten zakończono analizą prowadzącą do wyboru najbardziej obiecującego rozwiązania, którego zastosowanie badano w kolejnych rozdziałach. W rozdziale trzecim omówiono modelowanie jednostki przetwarzania danych projektowanej dla satelity Intuition-1. Omówiono w nim zbudowany model numeryczny, jego walidację oraz przeprowadzoną globalną analizę wrażliwości i kwantyfikację niepewności. W rozdziale 4 przedstawiono analizę proponowanego rozwiązania, tj. komory zawierającej materiał zmiennofazowy, pod kątem jego zastosowania w systemie zarządzania ciepłem. Omówiono przeprowadzone eksperymenty w cyklach grzania i chłodzenia układu oraz zbudowany model numeryczny uwzględniający materiał zmiennofazowy. Model zwalidowano w oparciu o dostępne wyniki pomiarów. Przedstawiono również analizę wpływu wybranych parametrów na otrzymywane wyniki. W rozdziale 5 przedstawiono analizy układu składającego się z elektronicznej jednostki obliczeniowej wyposażonej w dedykowany układ zarządzania ciepłem zawierający materiał zmiennofazowy. Omówiono aspekty związane z dostosowaniem projektowanego urządzenia do standardu SpaceVPX, a w dalszej części przedstawiono przeprowadzone eksperymenty i wykonane obliczenia z wykorzystaniem modelu analizowanego urządzenia. Pracę kończy rozdział 6, w którym zawarto wnioski płynące z przeprowadzonych badań oraz problemy badawcze wymagające dalszych analiz i plany badawcze z nich wynikające. Omówiono również potencjał wdrożeniowy, wynikający z przeprowadzonych badań.

Rozdział 2

System zarządzania ciepłem

System zarządzania ciepłem (TCS), z ang. Thermal Control System lub Thermal Management System, dedykowany dla urządzeń przemysłu kosmicznego rozumiany jest jako zestaw wzajemnie powiązanych ze sobą rozwiązań technicznych pozwalających utrzymywać urządzenia zainstalowane na pokładzie satelity w akceptowalnych zakresach ich temperatur pracy dla różnych faz misji kosmicznej [13] [14] [15] [16].

Osobami odpowiedzialnymi za projekt takiego systemu są inżynierowie ds. systemu zarządzania ciepłem, którzy muszą wykazać się interdyscyplinarną wiedzą z obszarów termodynamiki, mechaniki (w tym orbitalnej), elektroniki, inżynierii systemowej jak i specjalnościami związanymi ze specyficzną misją kosmiczną jaką może być na przykład optyka. Inżynierowie Ci, podczas tworzenia projektu urządzenia we współpracy z innymi domenowymi specjalistami muszą brać pod uwagę wiele różnorodnych wymagań technicznych, których spełnienie jest obligatoryjne do zwiększenia prawdopodobieństwa zakończenia misji sukcesem operacyjnym.

Ważnym elementem procesu projektowego jest jego weryfikacja oraz walidacja za pomocą eksperymentu. Pewną część testów naziemnych można wykonać z wykorzystaniem urządzeń pracujących w warunkach atmosfery ziemskiej, jak na przykład z wykorzystaniem komór klimatycznych, jednak na dalszych etapach prac niezbędnym jest wykorzystanie wyrafinowanych i specyficznych dla branży kosmicznej komór termiczno-próżniowych (TVAC), z ang. thermal vacuum chamber. Urządzenia takie jak TVAC są w stanie wytworzyć lokalnie środowisko cieplne zbliżone do tego jakie ostatecznie doświadczy badane urządzenie w kosmosie. Ograniczeniem pozostaje brak możliwości wyeliminowania siły grawitacji. Od początków eksploracji kosmosu, w przemyśle satelitarnym najczęściej eksploatowanym środowiskiem docelowym dla obiektów inżynierskich była i jest niska orbita okołoziemiska, której typowe parametry zaprezentowano

na rysunku 2.2 i omówiono w rozdziale 2.1.1.

Z perspektywy przepływu ciepła, największą różnicą między takim środowiskiem, a tym występującym na powierzchni Ziemi jest brak konwekcji naturalnej z powodu braku ośrodka płynnego otaczającego obiekty. Dodatkowo, warunki mikrogravitacji są drugim czynnikiem przeciwdziałającym naturalnym ruchom konwekcyjnym utrudniając w ten sposób odbiór ciepła na tej drodze (znikoma siła wyporu). W związku z powyższym projektant TCS ma do dyspozycji następujące formy wymiany ciepła:

- radiacja
- przewodzenie
- konwekcja wymuszona

Wyżej wymienione zjawiska pozwalają podczas projektowania TCS skorzystać z szeregu rozwiązań technicznych, które w zależności od sposobu działania można przyporządkować do dwóch kategorii:

- technologie aktywne (opisane w rozdziale 2.2), wymagające dostarczania energii elektrycznej do pracy urządzenia,
- technologie pasywne (opisane w rozdziale 2.3), charakteryzujące się prostą budową i sposobem działania nie wymagającym zewnętrznego zasilania.

Warto również zwrócić uwagę, że na decyzje dotyczące zastosowania wytypowanej technologii wpływa wiele czynników zarówno technicznych jak i ekonomicznych. Preferowane są rozwiązania niezawodne, nieskomplikowane oraz przetestowane już w przestrzeni kosmicznej i udowadniające w ten sposób odpowiedni poziom gotowości technologicznej (TRL) [17]. Elementy systemu zarządzania ciepłem, przed ich zastosowaniem w docelowym satelicie, muszą być poddane wcześniejszym naziemnym testom kwalifikacyjnym oraz akceptacyjnym, aby potwierdzić zdolność urządzenia do realizacji zadań w pełnym wymiarze misji kosmicznej. Muszą one również potwierdzić ich odporność na obciążenia środowiskowe, w tym na przykład na drgania wynikające ze startu rakiety nośnej na orbitę.

2.1 Bilans energii satelity

Każdy z obiektów satelitarnych projektowany jest dla specyficznego w planowanej misji kosmicznej środowiska, definiowanego docelową lokalizacją obiektu w przestrzeni kosmicznej. Zgodnie z raportem europejskiej agencji kosmicznej (ESA) [18], przeważająca część projektów satelitarnych wysyłana jest na niską orbitę okołozemską (LEO), którą stanowi przestrzeń znajdującą się od 160 do 2000 km nad powierzchnią naszej planety. Na obiekt poruszający się w tym środowisku, oddziałują zarówno radiacyjne strumienie ciepła od ciał występujących w jego bliskim i dalekim otoczeniu, a także ciepło generowane we wnętrzu urządzenia podczas jego pracy.

Bilans energii w stanie ustalonym obiektu satelitarnego w przestrzeni kosmicznej można zapisać jako [16]:

$$\dot{Q}_{env} + \dot{Q}_{el} = \dot{Q}_{out} \quad (2.1)$$

gdzie:

\dot{Q}_{env} – strumień ciepła przychodzący ze środowiska kosmicznego,

\dot{Q}_{el} – strumień ciepła generowany w urządzeniu,

\dot{Q}_{out} – strumień ciepła oddawany do środowiska kosmicznego.

Strumień ciepła przychodzący ze środowiska można zapisać jako

$$\dot{Q}_{env} = \dot{Q}_{solar} + \dot{Q}_{albedo} + \dot{Q}_{planet} \quad (2.2)$$

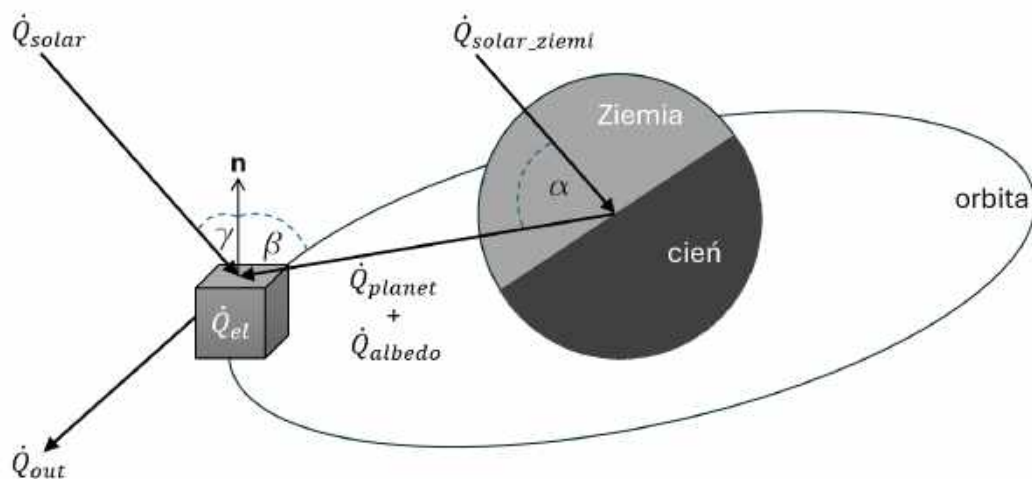
gdzie \dot{Q}_{solar} jest strumieniem ciepła emitowanym przez Słońce, zależnym od odległości do gwiazdy, \dot{Q}_{albedo} jest strumieniem ciepła wynikającym z odbicia światła słonecznego od powierzchni naszej planety, zależnym od refleksyjności jej powierzchni, a \dot{Q}_{planet} jest strumieniem wynikającym z emisji własnej Ziemi. Ostatni z tych składników (\dot{Q}_{planet}) wyznacza się dla efektywnej średniej temperatury 255 K (dla ciała doskonale czarnego) [16] i odróżnieniu od \dot{Q}_{solar} , składnik ten jest zawsze większy od zera niezależnie od położenia satelity, tzn. także gdy znajduje się w cieniu Ziemi. Na wszystkie wymienione radiacyjne strumienie ciepła wpływają również wzajemne widoczności analizowanych powierzchni definiowane poprzez stosunki konfiguracji (z ang. view factors). Radiacyjny strumień ciepła odpadowego satelity można opisać wzorem wg prawa Stefana-Boltzmann

$$\dot{Q}_{out} = A\varepsilon\sigma T^4 \quad (2.3)$$

gdzie σ jest stałą Stefana-Boltzmana ($\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$), A jest zastępczą powierzchnią zewnętrzną satelity, zmienna ε jest jego zastępczą emisyjnością, a T jest jego temperaturą wyrażoną w skali Kelvina. Rozwiązanie równania bilansu energii (2.1) ze względu na temperaturę, z uwzględnieniem powyższych wielkości, pozwala wstępnie oszacować wartość średniej temperatury obiektu satelitarnego. Jej znajomość pozwala z kolei na wstępne określenie warunków termicznych panujących w satelicie i na podejmowanie pierwszych decyzji projektowych. Bardziej szczegółowe analizy, uwzględniające geometrię elementów satelity, ich właściwości materiałowe oraz warunki początkowe i brzegowe, pozwalają na określenie zmiennych w czasie strumieni ciepła i pól temperatury występujących w poszczególnych elementach satelity. Takie podejście zostanie szerzej omówione w dalszej części pracy.

Wewnętrzne źródła ciepła związane z pracą układów scalonych systemów elektronicznych satelity \dot{Q}_{el} omówiono w rozdziale 2.1.2.

Biorąc pod uwagę wszystkie zmienne występujące w równaniu (2.1), bilans energii można zaprezentować w schematyczny sposób, jak to pokazano na Rys. 2.1, gdzie oprócz omówionych wcześniej parametrów, pojawiają się również kąty padania oraz odbicia radiacyjnych strumieni ciepła.



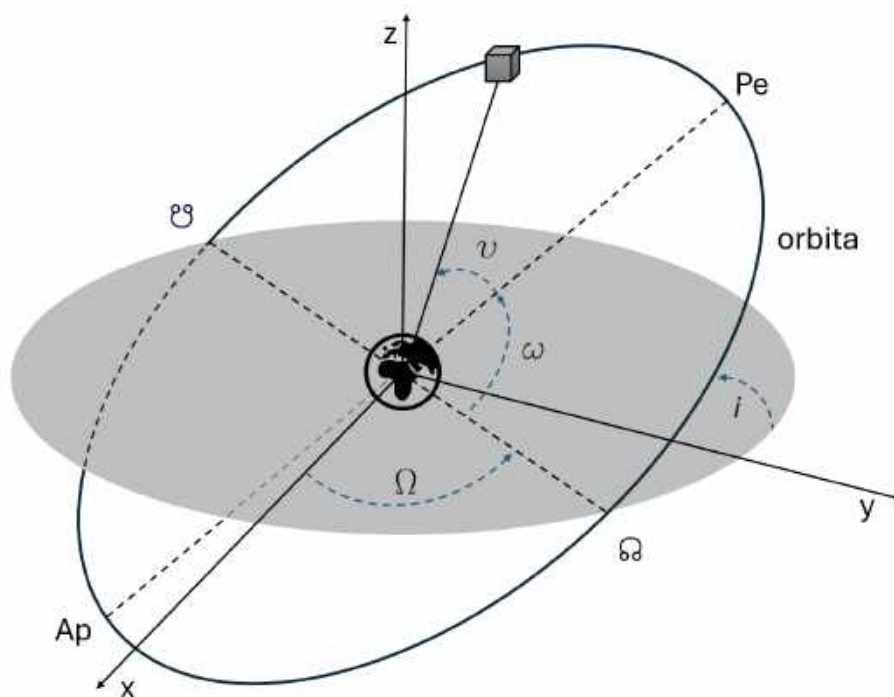
Rysunek 2.1: Schemat obrazujący podstawowe strumienie ciepła w bilansie energii orbitującego satelity

Orbitowanie obiektów na LEO jest stanem dynamicznym, dlatego w takiej sytuacji należy uzupełnić równanie bilansu energii (2.1) o człon reprezentujący zmiany energii wewnętrznej w czasie. Istotne znaczenie dla zmian temperatury w czasie ma wówczas pojemność cieplna właściwa oraz masa (gęstość) analizowanego obiektu.

W przypadku bardziej szczegółowych analiz, w których uwzględnia się wewnętrzną strukturę satelity i wymianę ciepła zachodzącą w jego wnętrzu, istotne znaczenie ma wówczas przewodzenie ciepła oraz promieniowanie. W konsekwencji we wnętrzu satelity występuje rozkład temperatury, będący funkcją czasu. Analizy tego typu zostaną szerzej omówione w dalszej części niniejszej pracy.

2.1.1 Niska orbita okołozemska

Jak wspomniano w rozdziale 2.1, niską orbitę okołozemską (LEO) można zidentyfikować jako przestrzeń znajdującą się pomiędzy 160 a 2000 km nad powierzchnią naszej planety. Aby jednak możliwie dobrze scharakteryzować położenie i trajektorię analizowanego obiektu satelitarnego w trójwymiarowej przestrzeni, należy skorzystać z tzw. elementów Keplera [19], wymienionych poniżej i zaprezentowanych na Rys. 2.2.



Rysunek 2.2: Schematyczna ilustracja elementów keplerowskich służących do opisu położenia orbitującego ciała jakim jest satelita przedstawiony za pomocą sześcianu

Elementy Keplera:

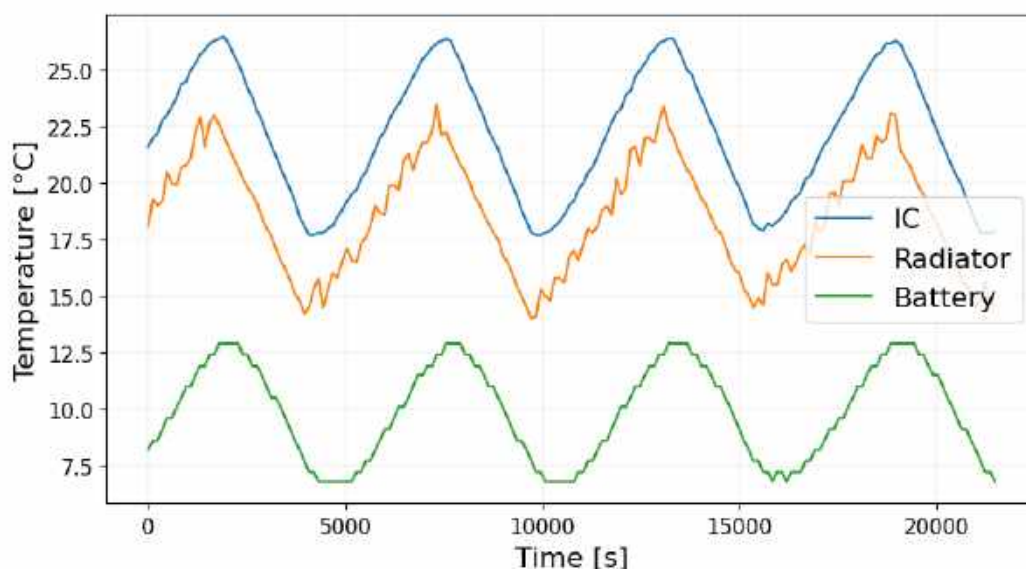
- **Nachylenie (i)** płaszczyzny orbity względem równika co pozwala definiować orbity jako równikowe, polarne, czy też heliosynchroniczne.

- **Ekscentryczność (e)** mówiąca o tym jak bardzo kształt orbity odbiega od kołowego. Nie została zaznaczona na diagramie.
- **Półoś główna (a)** dla orbit elipsoidalnych jest połową najdłuższej osi elipsy i mówiąca o tym jaka jest średnia odległość satelity od środka Ziemi. Nie została zaznaczona na diagramie, a jest ona połową odcinka poprowadzonego pomiędzy **Ap** (apocentrum) oraz **Pe** (perycentrum). Punkty te określają ekstremalne położenie ciała na orbicie względem ciała centralnego (tu: Ziemi).
- **Kąt długości węzła wstępującego (RAAN) (Ω)** określa kąt pomiędzy punktem odniesienia (punkt Barana - w kierunku osi x) a węzłem wstępującym rozumianym jako punkt przecięcia orbity z płaszczyzną równika Ziemi w kierunku północnym.
- **Argument perycentrum (ω)** jest kątem między odcinkiem wyznaczonym pomiędzy punktem w którym satelita przecina płaszczyznę równika ziemi, a jej środkiem, a najbliższym punktem orbity względem ziemi (perycentrum) określając w ten sposób orientację elipsy w jej własnej płaszczyźnie.
- **Anomalia prawdziwa (ν)** - określa położenie satelity na jego orbicie w danym momencie czasu jako kąt pomiędzy kierunkiem perycentrum a bieżącym położeniem satelity.

Istnieją również parametry pomagające uszczegółwić opis ruchu orbitalnego satelitów, a są nimi:

- **Wysokość** nad powierzchnią planety, która związana jest z celem danej misji kosmicznej np. satelity obserwacyjne aby zwiększyć swoje zdolności rozdzielcze mogą przebywać na niższych wysokościach.
- **Prędkość orbitalna** która przyjmuje dla obiektów na LEO wartości zbliżone do 7,8 km/s
- **Okres orbitalny** określający, że pełne okrążenie ziemi odbywa się w czasie zbliżonym 90 minut, co daje 14-16 okrążeń naszej planety na dobę
- **LTAN** (z ang. Local Time of the Ascending Node) określa lokalny czas słoneczny, w którym satelita przechodzi przez równik z południa na północ. Wartość ta jest szczególnie istotna dla orbit heliosynchronicznych i pozwala łatwiej opisać warunki oświetlenia Ziemi przez Słońce dla misji obserwacyjnych.

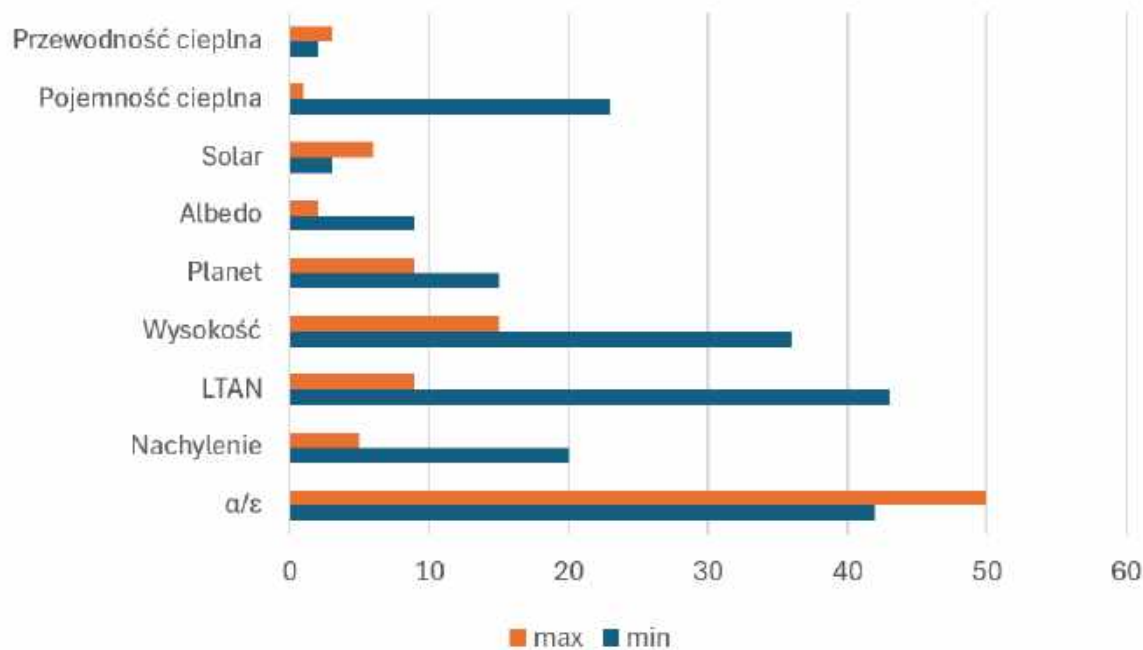
Biorąc pod uwagę wyżej wymienione parametry można zauważyć, że z perspektywy narażenia orbitującego satelity na zmienne strumienie ciepła wynikające z orbity, występuje cykliczność zmian temperatury, co można zaobserwować wprost na wykresie zamieszczonym na Rys. 2.3 przedstawiającym rzeczywiste orbitalne zmiany temperatury przykładowych podsystemów satelity Intuition-1 w czasie kilku orbit dla następujących części satelity: IC - przykładowy układ scalony, radiator oraz bateria. Właścicielem satelity oraz twórcą ładunków użytecznych tej misji kosmicznej, a mianowicie obiektu oraz jednostki przetwarzania danych (DPU) o nazwie Leopard jest firma KP Labs Sp. z o.o. z Gliwic, której autor niniejszej pracy jest pracownikiem.



Rysunek 2.3: Przykładowy wykres zmian temperatury w czasie wybranych podzespołów satelity Intuition-1 podczas jednej z orbit, z dominującym wpływem środowiska kosmicznego, a nie pracy urządzeń.

Analizując wszystkie parametry wpływające na bilans energii satelity opisany równaniem (2.1) oraz parametry orbity opisane powyżej, warto mieć na uwadze, że amplitudy cyklicznych wahań temperatury mogą ulec znaczącym zmianom w zależności od projektu samego urządzenia, jak i scenariuszy misji kosmicznych. Wyniki analiz wpływu wybranych zewnętrznych oraz wewnętrznych parametrów na wahania temperatury w interesujący sposób przedstawiono w pracy [3]. Uzyskane wyniki przedstawiono na na Rys. 2.4. Analiza tych zmian prowadzi do konkluzji, że główny wpływ na zmiany tych wartości ma stosunek absorpcyjności promieniowania powierzchni satelity do jej emisyjności, przedstawiony na wykresie jako stosunek α/ϵ . Można również dostrzec, że

wpływ parametrów orbity nie jest pomijalny, i mogą one spowodować zmiany maksymalnych i minimalnych orbitalnych temperatur systemów małych satelitów określanych jako PocketCube, o wymiarach $5 \times 5 \times 5 \text{ cm}^3$. Zależność ta dotyczy również większych obiektów, co istotnie wpływa na różne wartości międzyszczytowe temperatur dla każdej misji kosmicznej.



Rysunek 2.4: Wpływ zmian wybranych zewnętrznych i wewnętrznych parametrów na minimalną i maksymalną temperaturę satelity typu PocketCube w ruchu orbitalnym. Opracowanie własne na podstawie [3]

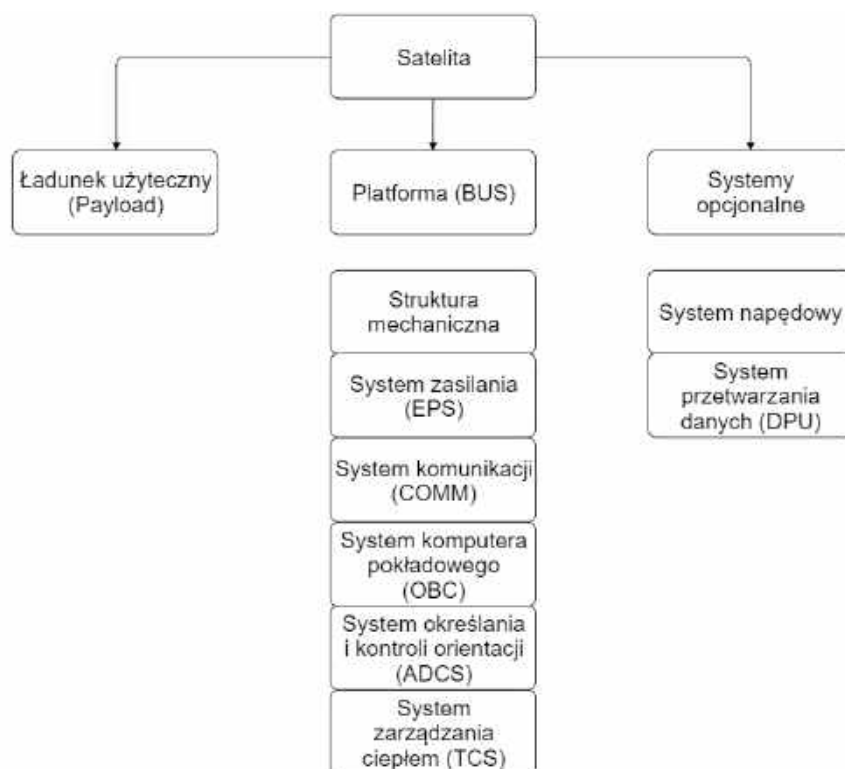
2.1.2 Wewnętrzne źródła ciepła

W tym rozdziale omówiono wewnętrzne źródła ciepła pochodzące z elementów elektronicznych satelity na dwóch poziomach szczegółowości. Jednym z nich jest poziom systemów dotyczących urządzeń realizujących kompleksowe funkcje satelity. Drugim poziomem jest poziom komponentów, w którego skład wchodzi urządzenia elektroniczne jakimi są płytki drukowane (PCB) wraz z ich komponentami.

Elektronika - poziom systemów

Małe satelity składają się z kilku głównych komponentów jak platforma satelitarna (z ang. bus), ładunek użyteczny (z ang. payload) oraz z systemów opcjonalnych [20].

Większość tych układów podczas swojego działania generuje ciepło najczęściej wynikające z pracy układów elektronicznych. Poniżej scharakteryzowano główne systemy wchodzące w skład większości małych satelitów wraz ze wskazaniem przykładowych wyzwań termicznych z nimi związanych. Dla lepszego zilustrowania zagadnienia podział ten został w schematyczny sposób zaprezentowany na Rys. 2.5.



Rysunek 2.5: Podział na główne składowe funkcjonalne małego satelity wraz z wymienieniem ich głównych systemów

Platforma satelitarna (BUS) jest zbiorem różnego typu konstrukcyjnych elementów mechanicznych i elektronicznych, które w przypadku małych satelitów często korzystają z rozwiązań typu COTS (z ang. Commercial Off-The-Shelf) będącymi komercyjnie dostępnymi komponentami zdolnymi do obsługi wielu typów misji kosmicznych. W skład platformy satelitarnej wchodzi kluczowe systemy, które umożliwiają obsługę ładunków użytecznych i innych niezbędnych systemów. W kolejnych akapitach krótko scharakteryzowano kolejne systemy platformy satelitarnej zaprezentowane na schemacie 2.5.

Struktura mechaniczna zapewnia wsparcie i bazę konstrukcyjną niezbędną do zintegrowania wszystkich systemów satelitarnych w zwartą całość. To ona kontaktuje

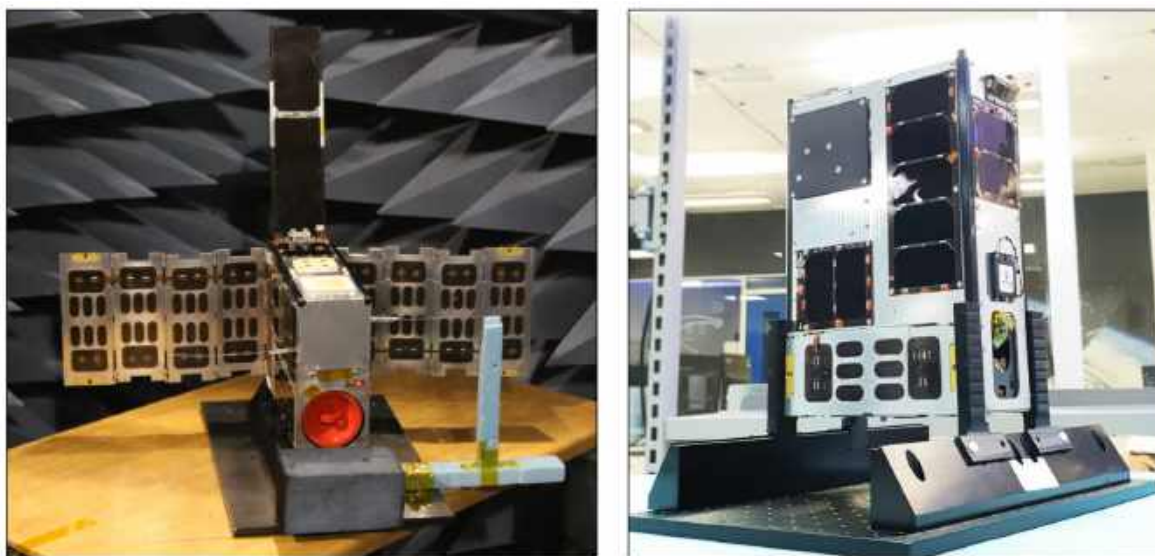
się z zasobnikiem przechowującym satelitę w rakiemie nośnej, zapewniając tym samym odpowiednią odporność komponentów satelity na obciążenia wibracyjne generowane podczas startu w kosmos [21]. Na Rys. 2.6 przedstawiono zdjęcie obrazujące moment montażu egzemplarza lotnego ładunku użytecznego do struktury mechanicznej satelity Intuition-1 przez autora niniejszej pracy. Ładunkiem użytecznym w satelicie Intuition-1 był obiektyw do obrazowania hiperspektralnego. Integracje tego typu urządzeń inżynierskich prowadzi się w specjalnych pomieszczeniach o podwyższonej i kontrolowanej klasie czystości typu Cleanroom [22]. Struktura mechaniczna, a zwłaszcza jej zewnętrzna część, odpowiada za wymianę ciepła na drodze promieniowania pomiędzy satelitą a środowiskiem zewnętrznym, toteż dobór jej pokrycia, a zwłaszcza stosunku α/ϵ wpływa bezpośrednio na parametry systemu TCS i w związku z tym na bilans energii satelity.



Rysunek 2.6: Moment montażu ładunku użytecznego (obiektywu hiperspektralnego) do satelity Intuition-1 wykonywany przez pracownika firmy KP Labs Sp. z o.o. (autora tej pracy doktorskiej)

System zasilania EPS wykorzystuje panele fotowoltaiczne, które dla przykładu zaprezentowano na Rys. 2.7. Fotografia ta przedstawia zintegrowany model satelity Intuition-1 z otwartymi panelami (po lewej) oraz w pozycji złożonej (po prawej) przygotowującej satelitę do integracji z zasobnikiem transportującym. Zaprezentowane ogniwa fotowoltaiczne konwertują promieniowanie słoneczne na energię elektryczną.

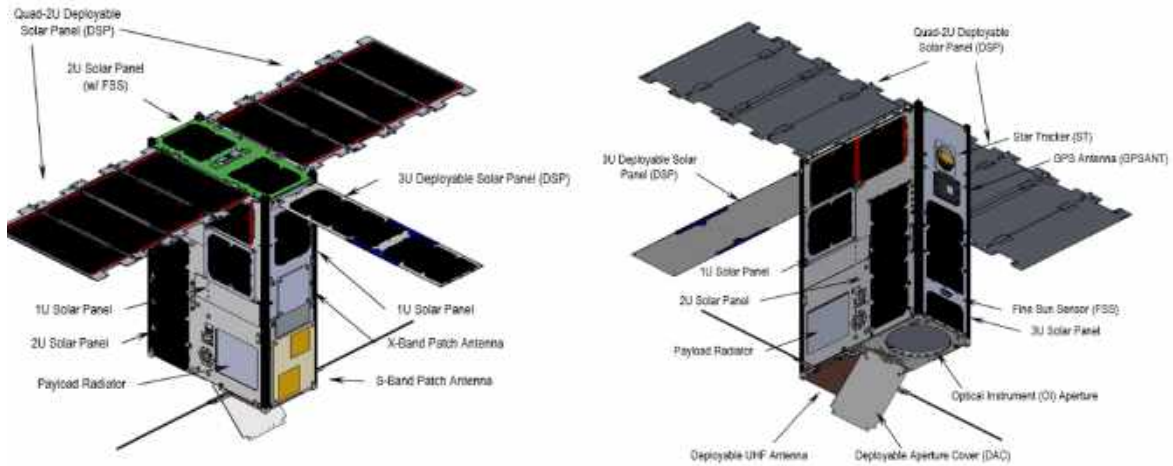
Następnie, tak wytworzona energia magazynowana jest w bateriach i wykorzystywana podczas pobytu satelity w cieniu Ziemi. System EPS dostarcza zasilanie dla pozostałych systemów zgodnie z oczekiwanymi parametrami prądowo-napięciowymi. Typowymi wyzwaniami cieplnymi dla systemu EPS są ciągłe utrzymanie temperatury baterii powyżej $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ [23] oraz obniżanie temperatury przetwornic, gdzie generowane jest ciepło odpadowe powstające w wyniku konwersji energii elektrycznej.



Rysunek 2.7: Zdjęcia modelu lotnego satelity Intuition-1. Satelita podczas testów radiowych (z rozłożonymi panelami słonecznymi (po lewej) oraz w wariancie ze złożonymi panelami (po prawej)).

System komunikacji (COMM) umożliwia komunikację między satelitą, a stacjami naziemnymi w odpowiednich pasmach częstotliwości radiowych. W zależności od konkretnego zastosowania wybiera się rozwiązania mniej skomplikowane jak radio UHF pozwalające na komunikację z satelitą nawet w przypadku problemów z systemem ADCS oraz bardziej skomplikowane rozwiązania jak pasmo S, X i inne, które dzięki swojej kierunkowości pozwalają uzyskać szybsze transfery danych [24]. Na Rys. 2.8 przedstawiono widok modeli CAD 3D satelity Intuition-1, na których zaznaczono lokalizacje nadajników/odbiorników radiowych trzech wiodących systemów dla tej misji kosmicznej. Typowymi wyzwaniami dla TCS w obszarach radiowych jest odbiór ciepła ze wzmacniaczy mocy odpowiedzialnych za wzmacnianie sygnałów radiowych w celu ich transmisji na Ziemię. Urządzenia te generują znaczne ilości ciepła jako produkt uboczny swojej pracy [25].

System komputera pokładowego (OBC) jest centralną jednostką elektroniczną



Rysunek 2.8: Model CAD satelity Intuition-1 wraz z zaznaczonymi urządzeniami technicznymi zaprezentowanymi w dwóch widokach. Na prawach autorskich AAC Clyde Space.

satelity odpowiedzialną za interpretację komend wysyłanych z Ziemi oraz sterowanie innymi systemami satelity. System ten steruje pracą eksperymentów realizowanych przez ładunki użyteczne, monitoruje stan satelity, zarządza czasem i odpowiada za jego synchronizację pomiędzy podzespołami. Przechowuje także kluczowe dane telemetryczne i przygotowuje je do wysyłki na ziemię. Dzięki bezpośredniej komunikacji z OBC istnieje możliwość aktualizacji oprogramowania w trakcie trwania misji kosmicznej [26]. Na Rys. 2.9 zaprezentowano przykładowy komputer pokładowy Antylopa OBC wyprodukowany przez firmę KP Labs Sp. z o.o., który odbył swój lot w kosmos na pokładzie satelity ION w 2023 roku prezentując poprawne działanie technologii na LEO.

System określania i kontroli orientacji (ADCS) jest istotnym systemem pozwalającym pośrednio poprzez swoje możliwości na realizację wielu kluczowych zadań jak np. komunikacja radiowa czy obrazowanie. Dzięki temu systemowi operator posiada informacje w jakiej orientacji względem własnego układu współrzędnych znajduje się satelita. Dzięki tej wiedzy można zmieniać orientację ścian satelity, zmieniając jego ekspozycję do słońca, a tym samym zmienić warunki cieplne analizowanego obiektu. Stabilizacja położenia pozwala również przeprowadzić precyzyjne obrazowanie Ziemi lub ukierunkować we właściwy sposób antenę radiową. Za poprawne działanie tego systemu odpowiadają skoordynowane urządzenia takie jak: koła reakcyjne, cewki magnetyczne czy czujnik gwiazdny, które wyposażone w specjalistyczne algorytmy realizują powierzone im zadania podczas trwania misji [27]. Aby zapewnić stabilną i dokładną pracę systemu ADCS, niezbędnym jest minimalizacja gradientów temperatury w ich



Rysunek 2.9: Komputer pokładowy (OBC) wyprodukowany przez firmę KP Labs sp. z o.o. przetestowany w środowisku kosmicznym na pokładzie satelity ION w 2023 roku

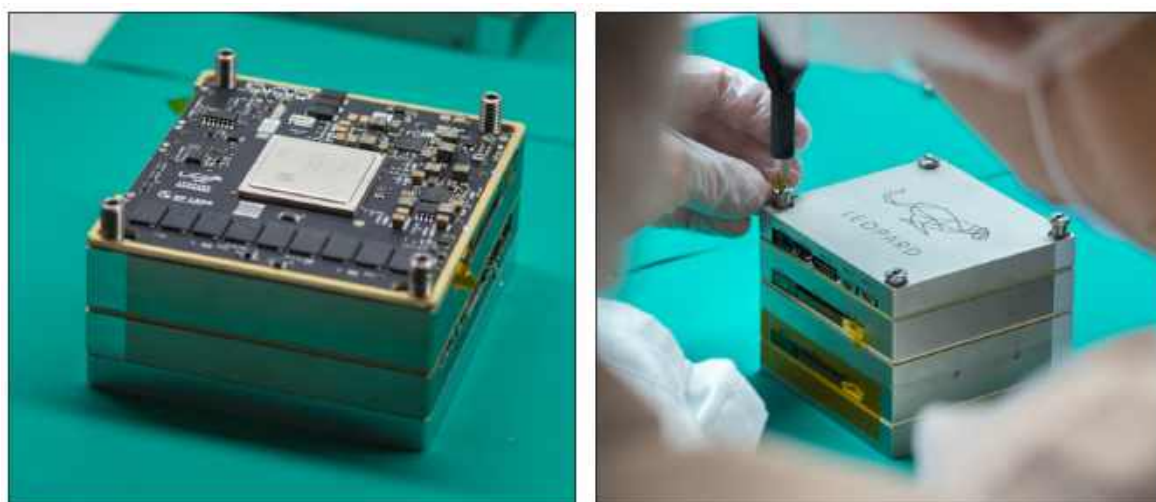
komponentach składowych oraz obniżanie ich temperatury pracy w celu zwiększenia wydajności np. aktuatorów magnetycznych.

Tytułowy **system zarządzania ciepłem (TCS)** oddziałuje na wszystkie pozostałe systemy zapewniając im właściwe temperatury pracy, a zwłaszcza nie przekraczanie ustalonych na każdym z etapów projektu ich limitów operacyjnych jak i nieoperacyjnych. Biorąc pod uwagę, że większość systemów satelitarnych stanowi zaawansowana elektronika, częstym celem TCS jest utrzymanie jej właściwych parametrów pracy podczas trwania całej misji kosmicznej, we wszystkich ich scenariuszach działania, począwszy od niekontrolowanego ruchu obrotowego po opuszczeniu zasobnika rakiety, aż do sytuacji maksymalnej generacji ciepła przy wykonywaniu zadań operacyjnych. Do realizacji tego celu wykorzystywany jest szereg rozwiązań technologicznych, które po integracji satelity tworzą spójną całość.

Systemem opcjonalnym satelity może być **system napędowy**, który pozwala utrzymywać pozycję satelity na danej orbicie, zmieniać ją, a w skrajnych przypadkach wykonywać również manewry unikania kolizji z innymi obiektami lub wykonywać samodzielną deorbitację po zakończonej misji [28]. Jednakże z uwagi na to, że misje wielu małych satelitów są nastawione na krótki czas ich trwania (krócej niż 2 lata) pozostawanie na pierwotnej orbicie i naturalne jej obniżanie prowadzące do spalenia w atmosferze ziem-

skiej jest rozwiązaniem wystarczającym dla sporej liczby obiektów satelitarnych przez co wykorzystanie napędów satelitarnych nie jest powszechne.

Innym systemem opcjonalnym może być **jednostka obliczeniowa**, która np. w misji Intuition-1 była klasyfikowana jako ładunek użyteczny mający za zadanie udowodnić możliwość przetwarzania dużych ilości danych powstałych z hiperspektralnego obrazowania planety Ziemi z wykorzystaniem głębokich sieci neuronowych [29]. Jednostka ta wyprodukowana w firmie KP Labs Sp. z o.o. w Gliwicach, a pokazana na fotografii z Rys. 2.10 bazuje na układzie FPGA Ultrascale + firmy AMD Xilinx i pozwala skrócić czas przesyłania danych z orbity poprzez wykonywanie aż do 3 teraoperacji na sekundę. Konsekwencją takiego procesu jest obniżenie kosztów transferu danych na Ziemię oraz ich szybsza dostępność poprzez bezpośrednią wysyłkę przetworzonych na orbicie wyników analiz.



Rysunek 2.10: Jednostka obliczeniowa (DPU) Leopard bez obudowy i systemu zarządzania ciepłem z komponentem elektronicznym FPGA (w kolorze szarym) w jej centralnej części (po lewej) oraz w ostatniej fazie integracji urządzenia (po prawej)

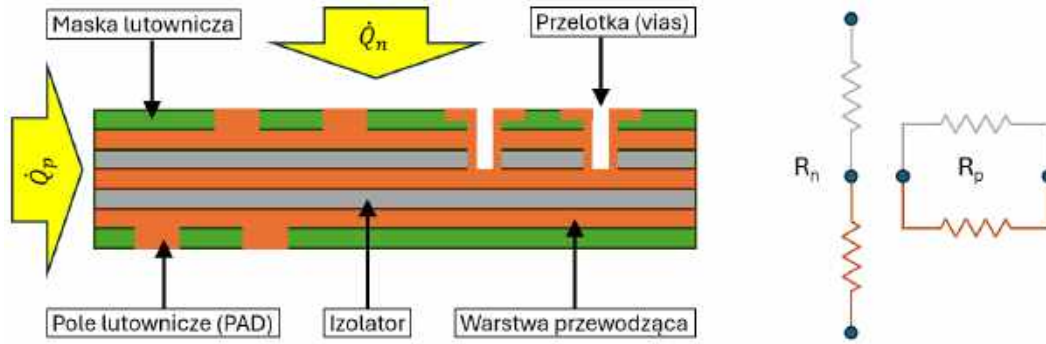
Istnieje wiele systemów opcjonalnych satelity, które mogą być wykorzystane do wspierania przeróżnych misji celów kosmicznych. Najczęściej jednak to **ładunek użyteczny** wykonuje główne zadanie danego satelity. Ładunkiem użytecznym może być układ optyczny, radar, laser czy też eksperyment biologiczny i inne. Bez niezawodnej platformy satelitarnej wykorzystującej zaawansowane układy elektroniczne i odpowiedniego doboru systemów opcjonalnych misja kosmiczna nie wykona swojego zadania. Systemem zapewniającym bezpieczną pracę wszystkich wyżej wymienionych układów jest system zarządzania ciepłem (TCS).

Elektronika - poziom komponentów

Wszystkie systemy satelitarne wymienione w rozdziale 2.1.2 wykorzystują zaawansowaną elektronikę produkowaną na potrzeby przemysłu kosmicznego. Najczęściej są to połączone za pomocą przewodów lub taśm przewodzących płytki obwodów drukowanych (PCB) z umiejscowionymi na nich komponentami elektronicznymi. Integracja komponentów z PCB daje pełne złożenie funkcjonalne (PCBA). Proces produkcji tego typu urządzeń jest skomplikowany i szerzej został opisany w pracy [30]. Każde PCBA może posiadać od kilku do nawet kilku tysięcy komponentów elektronicznych, gdzie każdy z nich posiada indywidualne wymagania określające temperatury pracy, przechowywanie, sposób lutowania, itp. Dodatkowo, większość komponentów, jako skutek uboczny swojej pracy, generuje ciepło, co wpływa na ich temperaturę, a następnie temperaturę otoczenia i vice versa. Aby przewidzieć docelową temperaturę układu PCBA zanim zostanie on wyprodukowany, wykorzystuje się nowoczesne metody obliczeniowe bazujące na trójwymiarowych modelach numerycznych [31]. Z uwagi na stosowanie różnych komponentów funkcyjnych, takich jak rezystory, kondensatory, cewki, diody, tranzystory, układy scalone i inne, opracowano różne sposoby opisu przepływu ciepła, które należy rozważyć w procesie projektowym oraz walidacji. W niniejszym rozdziale opisano główne składowe układów PCBA oraz powiązane z nimi sposoby modelowania przepływu ciepła.

Płytką drukowaną PCB (z ang. Printed Circuit Board), której przekrój zaprezentowano schematycznie na Rys. 2.11. PCB jest najczęściej płaską płytką, której baza wykonana z materiału izolatora (najczęściej materiał FR4), na której znajdują się ścieżki (najczęściej miedziane) przewodzące prąd elektryczny oraz pola lutownicze służące do montażu i łączenia komponentów elektronicznych poprzez lutowanie. Zewnętrzna część PCB pokryta jest maską lutowniczą w celu ochrony wierzchniej warstwy sygnałowej przed korozją i zwarciami oraz wsparcia rozplywu lutowia do wybranych wydzielonych pól lutowniczych (PAD). PCB może być wykonana jako jedno, dwu lub wielowarstwowa. W przypadku potrzeby kontaktu warstw przewodzących między sobą wykorzystuje się tzw. przelotki (vias), które są wierconymi otworami o małej średnicy pokrytymi lub wypełnionymi materiałem przewodzącym prąd. Przelotki te wpływają też na efektywną przewodność cieplną PCB w kierunku normalnym do jej powierzchni.

Z punktu widzenia wymiany ciepła, z uwagi na złożoność ich konstrukcji, często prowadzi się obliczenia dla zastępczych właściwości cieplnych płytek PCB. Strumień



Rysunek 2.11: Schematyczny przekrój przez płytkę drukowaną (PCB) wraz z zaznaczonymi podstawowymi elementami (po lewej) oraz sposób liczenia zastępczych przewodności cieplych w dwóch kierunkach (po prawej).

ciepła przepływającego przez kolejne warstwy (\dot{Q}_n na Rys. 2.11) można zapisać jako

$$\dot{Q}_n = A_n \frac{\Delta T}{R_n} = A_n \frac{\lambda_n \Delta T}{\delta} \quad (2.4)$$

gdzie A_n jest powierzchnią prostopadłą do kierunku przepływu ciepła, R_n i λ_n są odpowiednio zastępczym oporem i zastępczym współczynnikiem przewodzenia ciepła, a δ jest całkowitą grubością wszystkich warstw. W celu wyznaczenia zastępczych współczynników przewodzenia ciepła i oporów cieplnych, korzysta się wówczas ze standardowych zależności, wykorzystujących ideę łączenia oporów [32, 33]. Zastępczy opór przewodzenia ciepła R_n można zapisać jako

$$R_n = \sum_{i=1}^n R_i = \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{\lambda_i} \quad (2.5)$$

gdzie R_i jest oporem przewodzenia ciepła warstwy i , δ_i i λ_i są odpowiednio jej grubością i współczynnikiem przewodzenia ciepła, a n jest całkowitą liczbą warstw. Zastępczy współczynnik przewodzenia ciepła można wyznaczyć jako

$$\lambda_n = \frac{\delta}{R_n} \quad (2.6)$$

W przypadku przewodzenia ciepła w kierunku równoległym do warstw (\dot{Q}_p na Rys. 2.11), strumień ciepła można zapisać jako

$$\dot{Q}_p = A_p \frac{\Delta T}{R_p} = A_p \frac{\lambda_p \Delta T}{L} \quad (2.7)$$

gdzie A_p jest powierzchnią prostopadłą do kierunku przepływu ciepła (wzdłuż warstw), a L jest długością warstw. Zastępczy opór przewodzenia ciepła R_p wyznacza się wówczas korzystając z reguły łączenia oporów równoległych [32, 34]

$$R_p = \frac{\delta}{\sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{R_i}} \quad (2.8)$$

z którego wynika zastępczy współczynnik przewodzenia ciepła

$$\lambda_p = \frac{1}{\delta} \sum_{i=1}^n \delta_i \lambda_i \quad (2.9)$$

Inne właściwości cieplne, potrzebne do sporządzenia bilansu energii, wyznacza się jako średnie. Przykładowo, średnią pojemność cieplną właściwą płytki PCB c_e można wyznaczyć jako średnią ważoną pojemności cieplnych właściwych poszczególnych materiałów

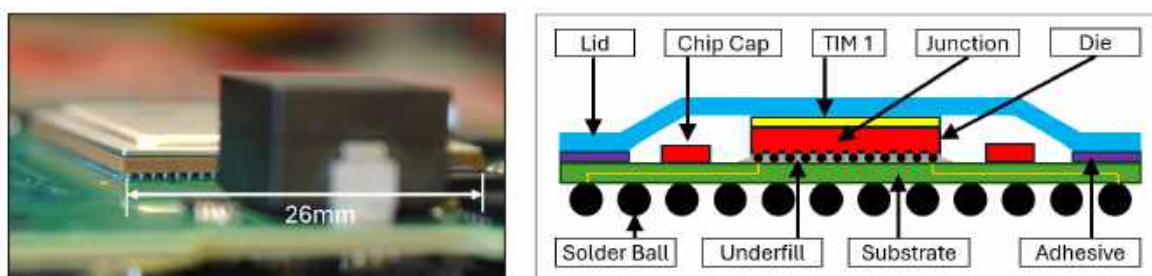
$$c_e = \sum_{i=1}^n g_i c_i \quad (2.10)$$

gdzie g_i jest udziałem masowym materiału i , a c_i jest jego pojemnością cieplną właściwą.

W rozwiązaniach przemysłowych stosuje się również bardziej zaawansowane metody określania właściwości cieplnych płytek PCB, jak te opisane w pracy [35]. Zarówno te bardziej zaawansowane metody jak i te opisane w powyższych akapitach podejście wykorzystują wiodące narzędzia komercyjne jak oprogramowanie ANSYS Icepak™ oraz Siemens Floherm™ lub FloEFD™, który został użyty z powodzeniem w dalszej części tej pracy. Wykorzystywane w tym oprogramowaniu metody zostały opisane szczegółowo w [36].

Kolejnym istotnym elementem w analizie wymiany ciepła w samym PCB jest określenie i uwzględnienie wewnętrznych źródeł ciepła satelity, jakimi są w głównej mierze komponenty elektroniczne. W jednostkach obliczeniowych, dla których opracowywany jest w tej pracy doktorskiej system zarządzania ciepłem, szczególnie wyróżnia się zajmujący jednostkowo największą powierzchnię układ jakim jest FPGA przedstawiony na Rys. 2.10. FPGA to rodzaj programowalnego układu logicznego, który jest szeroko wykorzystywany w przemyśle satelitarnym [37]. Dzięki specyficznej konstrukcji wewnętrznej można z wykorzystaniem tego układu zrealizować wiele różnych celów jakim są między innymi uruchamianie głębokich siedzi neuronowych, przetwarzanie

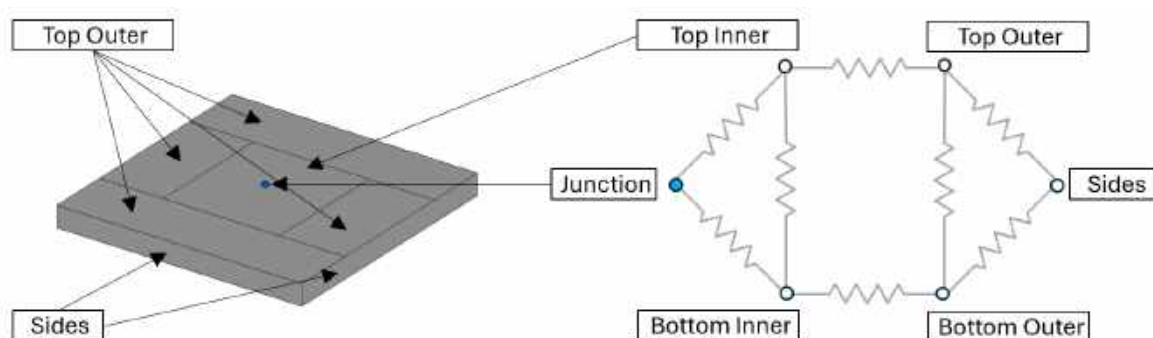
sygnałów, obrazów oraz sterować innymi systemami satelity. Cechą szczególnie wyróżniającą ten układ jest możliwość jego rekonfiguracji. Funkcjonalność ta daje szansę usprawnienia jego działania nawet na LEO w sposób zdalny. Innymi walorami są wysoka wydajność związana z równoległością przetwarzania danych oraz odporność na promieniowanie kosmiczne potwierdzona wykorzystaniem tego typu układów w szeregu misji kosmicznych, w tym poza LEO [37]. Firma KP Labs Sp. z o.o. wykorzystuje układy FPGA różnego typu. Jednym z nich jest AMD Xilinx Ultrascale+ którego zdjęcie oraz schematyczny przekrój znajdują się na Rys. 2.12. Wysokość tego komponentu to niespełna 3.5 mm przy pozostałych rozmiarach $26 \times 26 \text{ mm}^2$. Zaprezentowana wersja tego układu z obudową (Lid) kontaktuje się z płytką PCB za pomocą kul lutowniczych (Solder Balls) w procesie lutowania. Obudowa (Lid) kontaktuje się ze źródłem ciepła jakim jest krzemowy układ półprzewodnikowy (Die) za pośrednictwem materiału termoprzewodzącego (TIM1), a jej mechaniczna podpora to klej (Adhesive) umieszczony na krawędziach przylegający do nośnika (Substrate). W celu mechanicznego wzmocnienia układu krzemowe serce FPGA (Die) połączone jest nośnikiem za pomocą kul lutowniczych przewodzących sygnały elektryczne oraz żywicy epoksydowej (Underfill) pomiędzy. Z perspektywy systemu zarządzania ciepłem krytyczną temperaturą jest tzw. temperatura złącza (Junction) układu FPGA i jest to miejsce w którym zachodzą kluczowe procesy elektroniczne w urządzeniu półprzewodnikowym. Jest to zarazem najwyższa temperatura tego urządzenia.



Rysunek 2.12: Zdjęcie układu FPGA od boku jako próba prezentacji kul BGA (po lewej). Schematyczny przekrój przez układ scalony typu FPGA z zaznaczonymi jego głównymi składowymi (po prawej)

Szczególną cechą omawianych komponentów półprzewodnikowych jest stosunkowo wysoki pobór mocy, przekładający się na generację ciepła w analogicznej ilości. Z uwagi na takie zachowanie FPGA wymaga specjalnych rozwiązań systemu kontroli termicznej. Aby we właściwy sposób przygotować rozwiązanie odprowadzające ciepło należy już od wczesnych etapów procesu projektowania prowadzić predykcję temperatury za

pomocą modeli matematycznych opisanych np. w pracy [38] i zilustrowanych schematycznie na Rys. 2.13. Modele tego typu opracowywane są na bazie szczegółowych projektów CAD, uwzględniających know-how producentów. Ich ostateczny kształt to sieć jednowymiarowych oporników termicznych, które reprezentują połączenia pomiędzy poszczególnymi obszarami układu scalonego i dające ostatecznie obliczyć interesującą użytkownika temperaturę złącza (Junction), która charakteryzowana jest wartościami granicznymi pracy urządzenia.



Rysunek 2.13: Trójwymiarowa reprezentacja termicznego modelu rezystorowego typu Delphi reprezentującego układ FPGA (po lewej). Schemat połączeń oporników układu FPGA w modelu Delphi (po prawej)

Ciepło generowane przez układy elektroniczne jest istotnym składnikiem bilansu energii, który w znaczny sposób wpływa, poza składnikami pochodzącymi z przestrzeni kosmicznej, na temperaturę tych układów i wnętrza satelity. Istotne znaczenie ma również ich cykliczna praca (komunikacja, przetwarzanie sygnałów i danych, itp.), wpływająca na wartości międzyszczytowe temperatur tych układów. Nawet po zapewnieniu niezmiennych warunków środowiskowych, elektronika wykonująca swoje zadania w sposób cykliczny, jak i inne urządzenia na pokładzie satelity, mogą ulec uszkodzeniu ze względu na osiągnięcie wysokich wartości międzyszczytowych temperatury. Nakładanie się wpływu środowiska oraz pracy urządzeń znacząco zwiększa ryzyko wystąpienia awarii. Ponadto zmniejszenie wartości międzyszczytowych temperatury korzystnie wpływa żywotność urządzeń elektronicznych. W związku z tym istotne znaczenie w kontroli i regulacji międzyszczytowych temperatur ma system zarządzania ciepłem, który jest krytycznym elementem zapewniającym bezawaryjność i trwałość misji.

2.2 Aktywne systemy zarządzania ciepłem

Aktywne systemy zarządzania ciepłem z uwagi na konieczność wykorzystania do ich działania energii elektrycznej nie są preferowane jako rozwiązanie wspomagające osiągnięcie celu stawianego w tezie doktoratu. Technologie te są jednak ważnym obszarem wielu różnych systemów zarządzania ciepłem i zdecydowano się je przedstawić i krótko omówić ich cechy.

Podstawowym i szeroko stosowanym rozwiązaniem technologicznym są różnego typu rezystancyjne **grzałki elektryczne** (z ang. Electrical heaters). Pomagają one podgrzewać elementy satelity, utrzymać jego stałą temperaturę lub odwracać kierunek przepływu ciepła eliminując tzw. wycieki ciepła (z ang. heat leak). W przemyśle stosowane są bardzo często grzałki na podłożu z materiału Kapton™. Są to grzałki elastyczne o niewielkiej grubości, które można dopasować w taki sposób aby zapewnić równomierne ogrzewanie powierzchni do której są przymocowane.

Inną technologią są **chłodziarki kriogeniczne** (z ang. Cryocoolers), których zasada działania jest podobna do pracy silnika Stirlinga. Na Ziemi stosowane są między innymi w przemyśle chłodniczym i zostały zaadaptowane do przemysłu kosmicznego. Pozwalają one obniżać temperaturę podzespołów satelity (np. detektorów) do ekstremalnie niskich temperatur, osiągających wartości często poniżej 80 K.

Moduły termoelektryczne, znane również jako ogniwa Peltiera (z ang. Thermoelectric coolers), służą do utrzymywania temperatury układów na stabilnym poziomie temperatury. Z uwagi na małą sprawność procesu konwersji energii elektrycznej na źródło chłodu nie jest to rozwiązanie o dużej efektywności energetycznej. Cechą korzystną jest natomiast prostota budowy.

Jednofazowe i dwufazowe **obiegi płynu chłodniczego** (z ang. fluid loops) pozwalają na odbiór ciepła i jego przekazywanie na duże odległości za pomocą cyrkulacji płynu chłodniczego. Ciepło odebrane od kluczowych podzespołów najczęściej jest transportowane do radiatorów, które emitują energię w postaci promieniowania w przestrzeń kosmiczną. Niewątpliwą zaletą tego typu układów jest dynamiczna regulacja transportowanej energii, umożliwiająca precyzyjne sterowanie temperaturą w czasie rzeczywistym.

Aktywne systemy chłodzenia są najczęściej stosowane w misjach kosmicznych obsługiwanych przez duże satelity [16]. W takich przypadkach potrzebna jest precyzyjna kontrola temperatury drogich i skomplikowanych podzespołów sprzętu naukowego, wy-

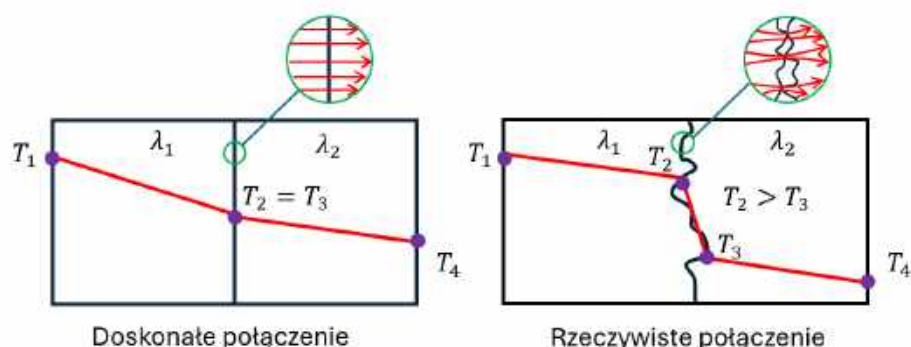
konującego kluczowe zadania misji kosmicznych.

2.3 Pasywne systemy zarządzania ciepłem

W wyniku analizy wiodących w branży „kosmicznej inżynierii cieplnej” dokumentów [16] [14] [39] przeanalizowano szczegółowo szeroką grupę technologii, które zostały poddane analizom prowadzonym w kontekście spełnienia tezy niniejszej pracy doktorskiej. Prace te ukierunkowane zostały na ocenę możliwości obniżenia amplitudy temperatury pracy komponentów elektronicznych podczas ich cyklicznej pracy na niskiej orbicie okołoziemskiej (LEO). W wyniku przeprowadzonych analiz wytypowano wstępnie poniższe technologie. Na podstawie ich oceny dokonano wyboru rozwiązań, które poddano dalszym, bardziej szczegółowym badaniom.

Materiały termoprzewodzące (TIM)

Materiały termoprzewodzące są to materiały wpływające na wartość oporu cieplnego kontaktujących się ze sobą powierzchniach konstrukcji satelity. Jak pokazano na Rys. 2.14, ze względu na niedoskonałość kontaktujących się powierzchni (naturalna chropowatość, niedokładności wykonania) występują opory na drodze strumienia ciepła skutkujące pojawieniem się spadku temperatury w miejscu kontaktu materiałów. Opory te wynikają głównie z pojawienia się pustek powietrznych między współpracującymi materiałami, a występowanie próżni kosmicznej tylko uwydatnia ten wpływ. Z uwagi na to, że w przestrzeni kosmicznej przewodzenie ciepła odgrywa znaczącą rolę (wobec braku konwekcji) istotnym jest poprawa parametrów termicznych wszelakich połączeń mechanicznych (wspierających wymianę ciepła) poprzez obniżanie oporu kontaktowego. Tematyka ta poruszana jest w wielu pracach naukowych. Na uwagę zasługuje praca Hagera i in. [40], w której wyznaczano w warunkach próżni opory kontaktowe materiałów i elementów często wykorzystywanych w małych satelitach. Z kolei w pracy [41], bezpośrednio wskazano zalety stosowania materiałów termoprzewodzących do usprawnienia odbioru ciepła z obudów mechanicznych satelitów. Ważnym aspektem, który należy wziąć pod uwagę, jest niezawodność połączeń, w których zastosowano materiały TIM. Degradacja parametrów połączeń w czasie trwania misji kosmicznej jest istotnym aspektem doboru właściwego materiału, a przykładowy test niezawodności połączeń został opisany w pracy [42] i wskazuje, że istnieje możliwość wytypowania materiałów, których degradacja parametrów nawet po ośmiu tysiącach cykli temperaturowych jest nieznaczna i pozwala utrzymać wysoki poziom zaufania do tej technologii.



Rysunek 2.14: Schematycznie zaprezentowane doskonałe połączenie dwóch materiałów wraz z rozkładem temperatury wzdłuż jego długości (po lewej) oraz schemat rzeczywistego połączenia wraz z uskokiem temperatury na jego długości (po prawej).

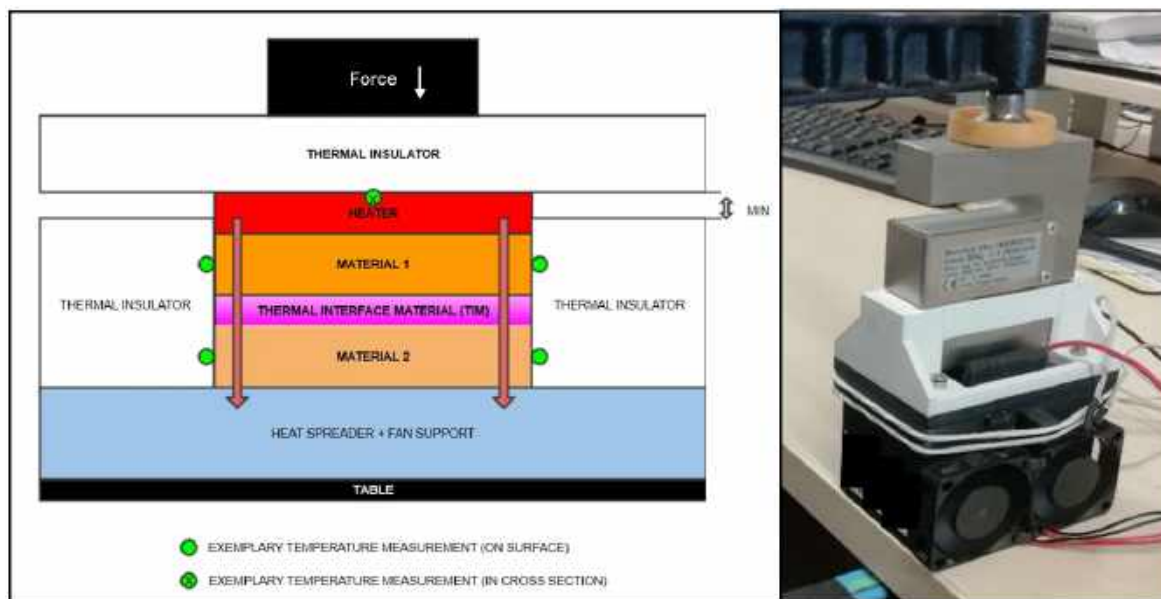
Z uwagi na to, że materiały termoprzewodzące plasują się na rozwiązaniu o dużym potencjale stosowania w celu dobrania ich odpowiedniego rodzaju i w celu weryfikacji danych handlowych skonstruowano w zespole projektowym KP Labs. Sp. z o.o. (którego częścią był autor niniejszej pracy) stanowisko badawcze wykorzystujące metodę pomiarową wzorowaną na standardzie ASTM D5470. Opracowana metoda dedykowana była tylko dla strumieni ciepła o wartościach obserwowanych w projektach firmy doktoranta, dlatego nie jest niestety metodą uniwersalną. Ideowy schemat stanowiska pomiarowego służącego do wyznaczania oporów kontaktowych z wykorzystaniem omawianej metody przedstawiono na Rys. 2.15.

Na tak powstałym stanowisku badawczym zmierzono efektywność przepływu ciepła kilku wstępnie wytypowanych materiałów termoprzewodzących charakteryzujących się niskim poziomem odgazowania [43]. Parametr ten jest istotny dla materiałów użytych w przestrzeni kosmicznej ponieważ w przypadku jego znaczących wartości materiały wyniesione w kosmos mogą wytworzyć zabrudzenia zdolne do zanieczyszczenia innych systemów satelity. Drugim problemem jest zmiana własności fizycznych silnie odgazujących materiałów. Cecha ta jest więc niezbędną własnością stosowaną jako kryterium doboru materiału w przemyśle kosmicznym. Do tak wstępnie wytypowanych materiałów wyznaczono przewodność kontaktową h_c , zgodnie ze wzorem:

$$h_c = \frac{P_h}{\Delta T A} \quad (2.11)$$

gdzie:

ΔT - spadek temperatury na połączeniu,



Rysunek 2.15: Schemat ideowy stanowiska do badania przewodnictwa cieplnego materiałów termoprzewodzących na styku dwóch powierzchni (po lewej). Zdjęcie rzeczywistego stanowiska pomiarowego opracowanego w KP Labs sp. z o.o. (po prawej)

A - powierzchnia kontaktu,
 P_h - moc grzałki.

Ostatecznie podczas prowadzonych badań zweryfikowano wpływ ciśnienia docisku współpracujących powierzchni oraz ich chropowatości na przewodność kontaktową i wyznaczono charakterystyki opisujące tę zależność. Do dalszych prac na podstawie pomiarów wytypowano handlowy materiał termoprzewodzący dzięki któremu można uzyskać przewodność cieplną kontaktową na poziomie ponad $13000 \text{ W/m}^2\text{K}$ dla ciśnienia kontaktujących się ze sobą powierzchni obudowy oraz układu FPGA na poziomie 270 kPa . Wiedza i wartości uzyskane w tej kampanii testowej posłużyły do wyznaczenia parametrów przewodności kontaktowych wykorzystywanych w rozdziale 5.

Wyłączniki ciepłe (heat switchers) oraz żaluzje radiatorowe (Louvers)

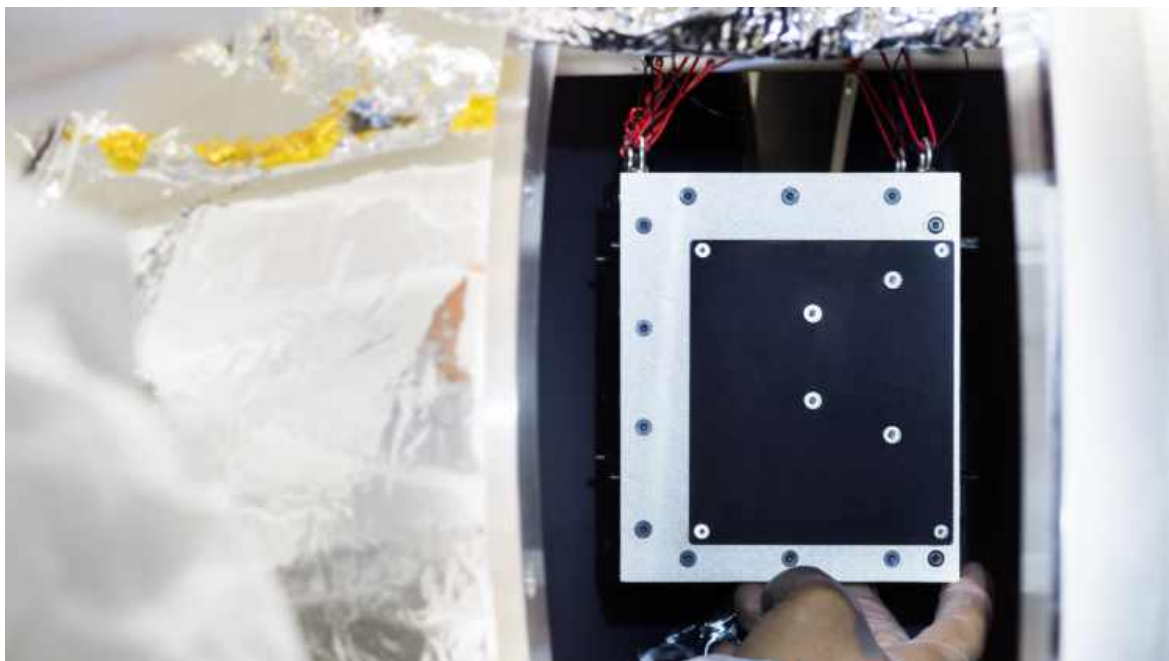
Wyłączniki ciepłe to rozwiązania techniczne, które pozwalają na łączenie i rozłączanie współpracujących części, dzięki czemu strumień ciepła może być ograniczany w zależności od ich temperatury. Mogą one być stosowane w celu zapewnienia dobrej izolacji termicznej urządzeń w sytuacjach gdy jest ona wymagana np. w momencie wyłączenia układów elektronicznych kiedy przeciwdziała ich nadmiernemu wychłodzeniu. Następnie, to samo rozwiązanie może zapewnić wystarczająco dobrą przewodność w

stanie intensywnej generacji ciepła w układach elektronicznych gdy potrzeba wysokiej efektywności chłodzenia. Jak wskazano w pracy [16] często czynnikiem roboczym jest parafina, której zmiana objętości wykonuje pracę mechaniczną związaną z przemieszczeniem elementów konstrukcji łącząc lub rozłączając układ. Drugim rozwiązaniem mechanicznym działającym wobec takich samych celów projektowych, ale wpływających na ograniczenie strumienia energii radiacyjnej są żaluzje zasłaniające radiatory gdy konieczna jest redukcja efektywności chłodzenia. Jak wspomniano w [44] jako element roboczy wykorzystuje się bimetaliczne sprężyny w celu przemieszczenia klap żaluzji. Zarówno wyłączniki cieplne jak i żaluzje, z uwagi na występowanie ruchomych elementów, cechują się większym prawdopodobieństwem awarii niż rozwiązania statyczne, a ich budowa i proces produkcji są od nich bardziej skomplikowane.

Radiatory oraz ich powłoki

Zgodnie z prawem Prevosta [32], każda powierzchnia o temperaturze wyższej od 0 K emituje strumień ciepła pod postacią fali elektromagnetycznej. W orbitującym satelicie to właśnie ta forma wymiany energii jest wykorzystywana do ostatecznego usuwania ciepła odpadowego generowanego w systemach satelity do otaczającego środowiska kosmicznego. Na radiacyjny bilans energii opisany wcześniej równaniem (2.3), oprócz podstawowych zmiennych, wpływa jeszcze stosunek konfiguracji mówiący o wzajemnym usytuowaniu powierzchni wymieniających energię na drodze promieniowania. Wśród wszystkich powierzchni wymieniających ciepło z otoczeniem można wyróżnić te, których jest to główna funkcjonalność i główne zadanie. Tymi elementami w satelitach są radiatory, które w przemyśle kosmicznym zwykle przyjmują kształt płaskiej płyty. Powłoki jakimi pokrywa się powierzchnie elementów satelity znacząco się od siebie różnią opisywanym w rozdziale 2.1.1 stosunkiem absorpcyjności i emisyjności powierzchni α/ϵ . Przykładowy radiator zaprojektowany i wyprodukowany w siedzibie KP Labs sp. z o.o. o stosunku $\alpha/\epsilon = 1$ zaprezentowano na Rys. 2.16. Został on wykonany z aluminium 6061 anodowanego chemicznie na czarno.

Warto wspomnieć, że w przypadku braku możliwości zainstalowania oczekiwanych powierzchni radiacyjnych, istnieje możliwość skorzystania z rozkładanych radiatorów na orbicie, o czym wspomniano w pracy [44]. Innym sposobem intensyfikacji radiacyjnej wymiany ciepła jest stosowanie powłok o wysokiej emisyjności, a przykładowe z nich scharakteryzowano w artykule [45]. Co istotne, wartościowym pokryciem mogą okazać się często takie powłoki, które cechują się wysoką emisyjnością w paśmie podczerwonym, przy jednocześnie niskiej absorpcyjności w paśmie światła widzialnego. Aby zredukować wysokie amplitudy zmian temperatury systemów elektronicznych



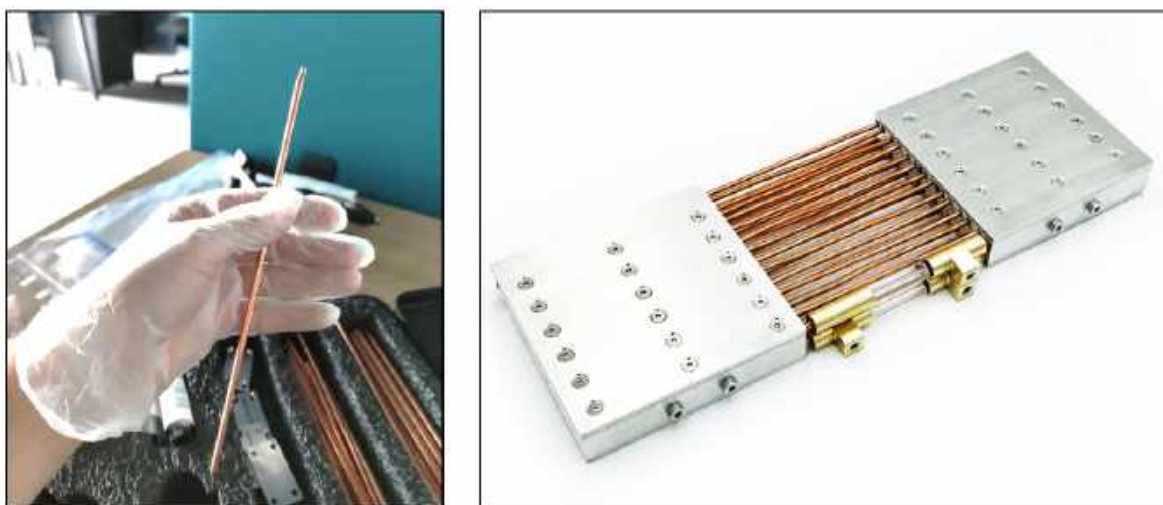
Rysunek 2.16: Srebrny prostopadłościan w którego wnętrzu znajduje się jednostka obliczeniowa Leopard wyprodukowana w KP Labs sp. z o.o. Czarna powierzchnia to radiator którego funkcją jest oddawanie ciepła z DPU do płaszcza komory termiczno-próżniowej podczas eksperymentu.

satelity należałoby aktywnie wpływać na jego orientację, a co za tym idzie na ekspozycję radiatorów na różne ciała niebieskie i przestrzeń kosmiczną. Jak wspomniano w rozdziale 2.1.2 większość satelitów na LEO wyposażona jest w system ADCS, którego zadaniem jest sterowanie orientacją satelity. Sterowanie to ukierunkowane jest jednak na główne cele misji, które najczęściej nie są tożsame z celami wynikającymi z konieczności ograniczania wpływu cykli temperaturowych poprzez aktywną zmianę orientacji radiatorów satelity.

Rurki cieplne oraz pulsacyjne rurki ciepła

Rurki cieplne dzięki swojej zasadzie działania bazującej na zmianie fazy czynnika roboczego i wykorzystaniu sił kapilarnych cechują się o kilka rzędów wielkości wyższą efektywną przewodnością cieplną od najpopularniejszych materiałów konstrukcyjnych, używanych do budowy małych satelitów, takich jak aluminium czy miedź. Jak podkreślono w pracy [46], wykorzystanie rurek ciepła nie wymaga obsługi, są one trwałe i zostały już przetestowane w wielu misjach kosmicznych. Z uwagi na różne czynniki robocze oraz własności termodynamiczne ich par i skroplin, można uzyskać również efekty ograniczania oddawanego strumienia ciepła od źródła, w zależności od tempe-

ratury skraplacza, co zastosowano w łazikach marsjańskich. Zaprezentowana na Rys. 2.17 rurka ciepła w wersji dedykowanej do środowiska kosmicznego, oprócz ewidentnych zalet, ma również swoje wady związane ze skomplikowaną budową wewnętrzną. Rozwiązania pozbawione tej wady, a zapewniające podobne wydajności cieplne, zostały również zaprezentowane na Rys. 2.17 (zdjęcie prawe). Mowa tutaj o pulsacyjnych rurkach ciepła pozbawionych negatywnych cech konstrukcyjnych standardowych rurek ciepła, jednak z uwagi na skomplikowane do matematycznego opisania procesy fizyczne w nich zachodzące ich projektowanie jest sporym wyzwaniem [47].



Rysunek 2.17: Przykładowa rurka cieplna o grubości 4mm (po lewej). Pulsująca rurka cieplna zdolna do pracy w środowisku mikrogravitacji wykonana w KP Labs Sp. z o.o. dla Europejskiej Agencji Kosmicznej (po prawej)

Taśmy termiczne

Taśmy termiczne (z ang. thermal strap) są rozwiązaniem pozwalającym łączyć w sposób elastyczny różne elementy konstrukcyjne satelity za pomocą połączenia o dużej efektywnej przewodności cieplnej. Niewątpliwie cechą wyróżniającą tą technologię jest możliwość elastycznego połączenia dwóch obiektów z zachowaniem możliwości efektywnego transportu ciepła między nimi. Przykładową taśmę termiczną zaprezentowano na Rys. 2.18, gdzie wykorzystano miedziany splot pomiędzy dwoma powierzchniami kontaktującymi się ze źródłem ciepła i miejscem jego oddania.

Materiały zmiennofazowe (PCM)

Zasada działania materiału zmiennofazowego jako stabilizatora temperatury układu polega na wykorzystaniu dużej wartości ciepła utajonego podczas krzepnięcia/topnienia materiału. Źródło ciepła podgrzewa substancję roboczą (PCM), a wraz ze wzrostem



Rysunek 2.18: Przykładowe zdjęcie elastycznej taśmy termicznej wykorzystującej jako element łączny splot miedziany. Wykonanie na bazie projektu KP Labs Sp. z o.o.

temperatury pracy, osiągnięta jest temperatura przemiany fazowej, podczas której dochodzi do izotermicznego topnienia wytypowanej substancji roboczej. Po wyłączeniu źródła ciepła (faza ochładzania) ciepło skumulowane w materiale zmiennofazowym jest oddawane, a w konsekwencji dochodzi do izotermicznego krzepnięcia materiału. PCM pełni zatem rolę akumulatora energii, a w konsekwencji stabilizatora temperatury. Analizowane artykuły wprost wskazują na możliwość zastosowania materiału zmiennofazowego do rozwiązywania zadań związanych z redukcją amplitudy temperatury urządzeń działających cyklicznie [48]. Warto mieć jednak na uwadze, że wiele źródeł literaturowych, takich jak [49], wskazuje, że istotnymi właściwościami służącymi do wytypowania odpowiedniego PCM są między innymi właściwości korozyjne, stabilność materiału w czasie, temperatura zmiany fazy, wielkość ciepła utajonego i inne. Podczas doboru odpowiedniego materiału PCM należy rozpatrzyć wszystkie te czynniki, aby mógł on pracować właściwie w docelowym systemie.

2.3.1 Podsumowanie

W wyniku przedstawionego w rozdziale 2.3 studium literatury oraz na podstawie badań własnych, dokonano oceny pasywnych technologii, które zgodnie z tezą doktoratu mogą przyczynić się do redukcji amplitud temperatury pracy jednostki obliczeniowej w małym satelicie. Do oceny wybrano 6 kryteriów, umożliwiających ocenę każdej z analizowanych technologii. Każde kryterium oceniano liczbowo w zakresie od 1 do 3, gdzie

1 oznacza najlepszą ocenę, a 3 najgorszą. W efekcie, najniższa sumaryczna ocena ze wszystkich kryteriów dla danej technologii świadczy o jej największej przydatności. Do oceny każdej technologii posłużyły następujące kryteria:

- **Rozmiar** - rozmiar fizyczny technologii (1-mały, 3-duży),
- **Masa** - całkowita masa rozwiązania (1-mała, 3-duża),
- **Koszt** - szacowany koszt zakupu i zastosowania technologii (1-mały, 3-duży),
- **Złożoność** - poziom skomplikowania konstrukcji (1-mały, 3-duży),
- **Akumulacja** - zdolność do akumulacji energii jako główna funkcja rozwiązania (1-duża, 3-mała),
- **Niezależność** - niezależność od innych podsystemów, w tym możliwość pracy bez dostępu do ścian zewnętrznych satelity (1-duża, 3-mała).

W tabeli 2.1 zestawiono oceny przyznane każdej technologii, które wsparły proces typowania najbardziej rokującego rozwiązania. Na podstawie wyników zaprezentowanych w ostatniej kolumnie tabeli 2.1 można zauważyć, że materiały termoprzewodzące TIM uzyskały najniższy wynik, jednakże ich zdolność do akumulacji energii jest dużo niższa niż zdolność technologii, która znalazła się na drugiej pozycji z tabeli. Technologia ta to materiały zmiennofazowe PCM, które z uwagi na dużą zdolność akumulacji ciepła mogą bezpośrednio przyczynić się do redukcji temperatury jednostki obliczeniowej i zostały wytypowane jako obiecujące rozwiązanie. Dlatego w dalszej części pracy skupiono się na badaniach dotyczących wykorzystania materiałów PCM.

	<i>Rozmiar</i>	<i>Masa</i>	<i>Koszt</i>	<i>Złożoność</i>	<i>Akumulacja</i>	<i>Niezależność</i>	<i>Wynik</i>
TIM	1	1	1	1	3	1	8
Wyłączniki ciepłne	2	2	3	2	3	1	13
Radiatory	3	2	1	1	2	3	12
Rurki ciepła	2	1	2	2	3	2	12
Taśmy termiczne	1	2	2	2	3	2	12
PCM	2	2	2	1	1	1	9

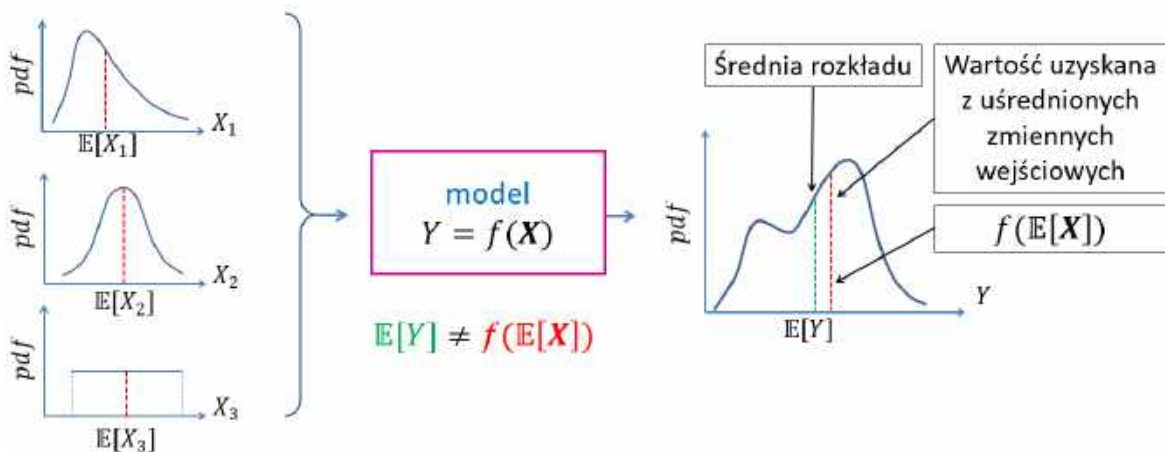
Tabela 2.1: Porównanie technologii pasywnych zdolnych do aplikacji w systemie zarządzania ciepłem jednostki obliczeniowej według różnych kryteriów

Rozdział 3

Model jednostki obliczeniowej, analiza wrażliwości i kwantyfikacja niepewności

Jak wspomniano w rozdziale 1 trend rynkowy związany ze stosowaniem małych satelitów oraz znaczny wzrost mocy operacyjnej w stosunku do masy satelity stwarzają nowe wyzwania w zarządzaniu ciepłem i potrzebę rozpraszania dużych ilości ciepła w przestrzeni kosmicznej. Ponadto, systemy satelitarne na LEO są często poddawane cyklicznym zmianom temperatury wynikającym z charakteru ich pracy oraz ruchu orbitalnego, co może mieć znaczący wpływ na żywotność urządzeń elektronicznych takich jak satelitarne jednostki obliczeniowe (DPU). W celu uniknięcia przedwczesnej awarii i wydłużenia żywotności urządzeń, można stosować specjalne techniki stabilizacji temperatury jako część systemów zarządzania ciepłem. Kwestie te stanowią trudne problemy projektowe i są czynnikami ograniczającymi ogólną konstrukcję satelity [6,7]. Ponieważ błędy w konstrukcji satelitów są praktycznie niemożliwe do skorygowania po starcie rakiety nośnej w przestrzeń kosmiczną, wymagana jest wysoka niezawodność systemów. Współcześnie proces projektowania obejmuje wykorzystanie modeli numerycznych na większości etapów rozwoju systemu, dlatego kluczowa jest wiarygodność stosowanych modeli, którą zazwyczaj uzyskuje się poprzez wykorzystanie procesu weryfikacji i walidacji [8]. Ponadto można zastosować analizę wrażliwości (SA) i kwantyfikację niepewności (UQ) w celu określenia znaczenia parametrów projektowych i ich wzajemnych interakcji, a także scharakteryzowania i potencjalnego zmniejszenia niepewności w przewidywaniach modelu. Najczęściej w modelowaniu jako dane wejściowe modeli, stanowiące warunki brzegowe, właściwości materiałowe, dane geometryczne modelu, itp., przyjmuje się średnie wartości tych wielkości. Jak zaprezentowano przykładowo na Rys. 3.1 zmienne X_1 , X_2 oraz X_3 , stanowiące dane wejściowe do modelu, w rzeczywistości charakteryzują się różnymi rozkładami prawdopodobieństwa. Wykorzystując

średnie wartości tych zmiennych wprost w symulacji numerycznej możemy osiągnąć inny wynik (czerwona linia po prawej) od tego, który otrzymalibyśmy wykorzystując rozkład prawdopodobieństwa każdej zmiennej, a następnie wyznaczając średnią z rozkładu prawdopodobieństwa wyniku (zielona linia). Innymi słowy, wynik uzyskany dla średnich wartości danych wejściowych może się znacznie różnić od średniej z rozkładu prawdopodobieństwa wyniku. Dlatego przeprowadzenie kwantyfikacji niepewności daje możliwość określenia wartości oczekiwanej wyniku i wyższych statystycznych momentów rozkładu (wariancji, skośności, itd.) oraz jego zakresu zmienności. Niestety proces prowadzenia UQ wymaga przeprowadzenia wielokrotnych obliczeń z wykorzystaniem modelu, co w przypadku złożonych modeli może prowadzić do długotrwałych obliczeń. Niepewne dane wejściowe dzieli się na zmienne o niepewności nieredukowalnej (typu aleatorycznego) oraz zmienne o niepewności redukowalnej (typu epistemicznego) [50]. Opisane w dalszej części pracy zmienne o tych niepewnościach nazywane są odpowiednio zmiennymi typu aleatorycznego i zmiennymi typu epistemicznego. Rozróżnienie to wynika z konieczności innego traktowania tych niepewności w analizach UQ, a występowanie zarówno zmiennych typu epistemicznego i aleatorycznego prowadzi do bardziej złożonych obliczeń. Zagadnienie to zostanie szerzej omówione w dalszej części tego rozdziału, gdyż podczas realizacji pracy zidentyfikowano zmienne obydwu typów.



Rysunek 3.1: Ideowy schemat obrazujący wpływ niepewności danych wejściowych modelu na rozkład prawdopodobieństwa wyniku

Zastosowanie SA i UQ w kontekście niniejszej pracy pozwoli na bardziej precyzyjne określenie marginesów projektowych dla systemu zarządzania ciepłem, pomoże uniknąć nadmiernych nakładów pracy na projektowanie, poprzez identyfikację istotnych parametrów w modelach matematycznych i fizycznych, a także wspomże zarządza-

nie ryzykiem. Bazując na artykule [51], który jest pracą współautorstwa doktoranta, w tym rozdziale omówiono pełną metodologię budowy systemów zarządzania ciepłem i poprawy wiedzy na temat tych systemów wynikającej z wykorzystania SA i UQ. Przeprowadzenie takich badań wraz z wykorzystaniem narzędzi obliczeniowych zwiększyło wiedzę doktoranta związaną z projektowaniem systemów zarządzania ciepłem dla jednostek obliczeniowych małych satelitów i pozwoliło upewnić się, że bardziej zaawansowane działania opisane w następnych rozdziałach będą bazować na solidnych fundamentach zdobytej w tym zakresie wiedzy.

Wielu autorów wykorzystywało SA i UQ przy wsparciu procesu projektowania i optymalizacji konstrukcji satelitów (np. prace Hu i in. [52, 53]), jednak niewiele badań koncentrowało się na systemach zarządzania ciepłem. Mareschi i in. [54] analizowali system zarządzania ciepłem pojazdu zdolnego do ponownego powrotu na ziemię (z ang. re-entry vehicle) Sphynx i satelity Herschel. Autorzy założyli jednostajne rozkłady prawdopodobieństwa dla zmiennych wejściowych, których precyzyjne wartości nie były znane z powodu braku wiedzy i dlatego były traktowane jako zmienne o redukowalnej niepewności. Autorzy zalecili również stosowanie metod stochastycznych w celu uniknięcia nadmiarowego projektowania systemu zarządzania ciepłem i wskazali na potrzebę stosowania tej metody dla zwalidowanego modelu numerycznego. Podobne badania przeprowadzili Herrera i Sep'ulveda [55], gdzie autorzy zastosowali metodę Monte Carlo w połączeniu z oprogramowaniem ESATAN do analizy systemu zarządzania ciepłem satelity w celu przeprowadzenia globalnej analizy wrażliwości. Doszli oni również do wniosku, że zwalidowany matematyczny model cieplny jest kluczowym czynnikiem wpływającym na skuteczne przeprowadzenie całej analizy. Autorzy nie wspomnieli jednak o występowaniu niepewnych zmiennych typu epistemicznego. Podejście stochastyczne zastosowano również w pracy Guo i in. [56] do analizy konkretnych instrumentów kosmicznych, a nie całego satelity. W artykule tym przedstawiono dyskusję na temat projektu termicznego zespołu płaszczyzny ogniskowej. Autorzy wykorzystali SA do wskazania odpowiednich parametrów TCS, co w konsekwencji poprawiło jednorodność i stabilność temperatury instrumentu. Podobnie Cui i in. [57] przedstawili pracę, w której analiza wrażliwości w połączeniu z metodą Krigingu została wykorzystana do potwierdzenia skrócenia czasu obliczeń ich modelu, bazującego na metodzie elementów skończonych (FEM).

W tym rozdziale opisano przeprowadzone badania z wykorzystaniem globalnej analizy wrażliwości w celu zidentyfikowania kluczowych elementów TCS, odpowiedzialnych za przepływ ciepła w jednostce przetwarzania danych (DPU) projektowanej dla satelity

Intuition-1. Satelita ten jest własnością firmy KP Labs Sp. z o.o. Następnie przeprowadzono kwantyfikację niepewności odpowiedzi modelu, którymi wybrano temperatury kluczowych komponentów elektronicznych i powierzchni radiatora. Do SA zastosowano próbkowanie latin hypercube sampling (LHS), a dla UQ konieczne było zastosowanie podejścia mieszanego z zastosowaniem metodą prawdopodobieństwa drugiego rzędu, aby właściwie traktować istnienie zarówno niepewności redukowalnych (typu aleatorycznego), jak i nieredukowalnych (typu epistemicznego). Podstawą do przeprowadzenia tych analiz będzie opisany poniżej model numeryczny, zwalidowany w oparciu o wyniki badań eksperymentalnych.

3.1 Model numeryczny

Urządzenie dla którego omawiany w tym rozdziale będzie system zarządzania ciepłem to ładunek użyteczny nanosatelity Intuition-1, który będzie wykorzystywany do hyperspektralnej obserwacji Ziemi. Satelita jest wyposażony w pokładową jednostkę przetwarzania danych (DPU) z zaimplementowanymi algorytmami sztucznej inteligencji, co szczegółowo opisano w publikacji [58]. Tego rodzaju zastosowania wymagają dużych zasobów mocy obliczeniowej i stwarzają poważne wyzwania w zakresie zarządzania ciepłem. Elektroniczna jednostka DPU składa się z trzech płytek drukowanych (PCB) o nazwach *nadzorcy urządzenia* (SVR) i *węzła przetwarzającego* (PN), które ze względu na potrzebę redundancji w docelowym satelicie pojawiają się w dwóch egzemplarzach. W omawianych badaniach wykorzystano wersję bez redundancji, co oznacza, że analizowano tylko PN i SVR. Głównym źródłem mocy jest układ elektroniczny FPGA będący produktem zakupionym na rynku komercyjnym o nazwie AMD Xilinx Ultrascale+ MPSoC, dla którego dedykowany jest projekt TCS, a którego funkcję spełnia obudowa mechaniczna. Model numeryczny opracowano przy użyciu oprogramowania ESATAN-TMS [19]. Oprogramowanie to pozwala na przewidywanie trójwymiarowego (3D) rozkładu temperatury oraz strumieni ciepła w analizowanym systemie poprzez rozwiązywanie równania zachowania energii przy użyciu metody parametrów skupionych (z ang. lumped parameter approach) [19], zarówno w stanach ustalonych jak zmiennych w czasie. W badaniach wykonanych w ramach tej pracy przeprowadzono analizy dla stanu ustalonego z uwagi na krótsze czasy obliczeń. Ogólne równanie bilansu energii, z którego korzysta wskazane oprogramowanie dla zjawisk wymiany ciepła

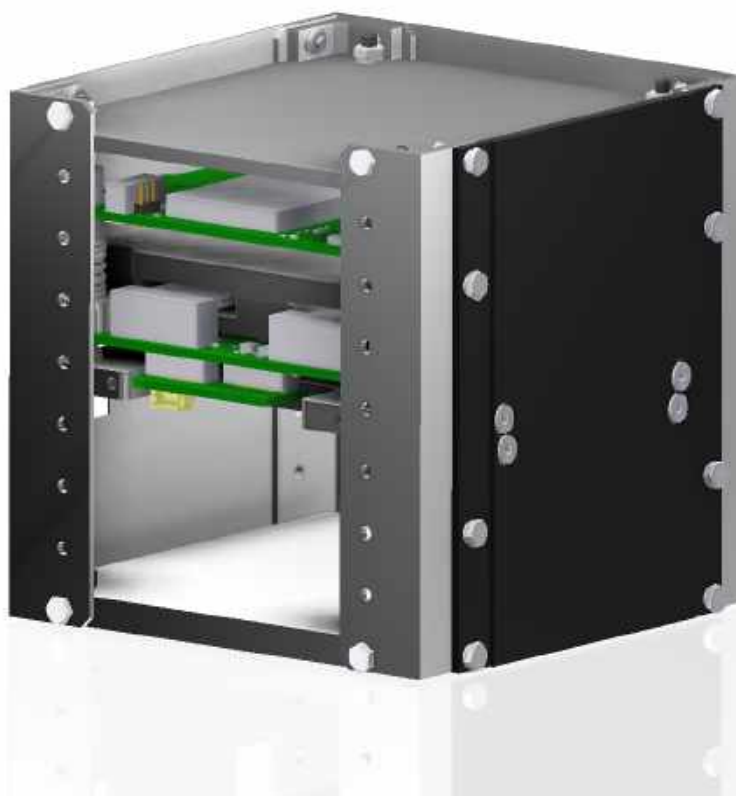
między dwoma węzłami ma postać [19, 59]:

$$\sum_{i \neq j} K_{ij}(T_j - T_i) + \sum_{i \neq j} R_{ij}(T_j^4 - T_i^4) + \dot{Q}_i = 0 \quad (3.1)$$

gdzie K_{ij} to przewodność [WK^{-1}] między węzłami o temperaturach T_i i T_j [K], R_{ij} to przewodnik radiacyjny [WK^{-4}], a \dot{Q}_i reprezentuje źródło ciepła [W]. Model 3D jest opisany przez układ nieliniowych równań, który rozwiązano metodą faktoryzacji macierzy.

3.1.1 Geometria modelu

Wstępna geometria prototypu jednostki przetwarzania danych (DPU) satelity Intuition-1 wraz z obudową mechaniczną przygotowaną do testów wydajności cieplnej w komorze termiczno-próżniowej przedstawiona została na Rys. 3.2.



Rysunek 3.2: Geometria jednostki przetwarzania danych (DPU) wykorzystana w symulacjach i podczas eksperymentów w komorze termiczno-próżniowej

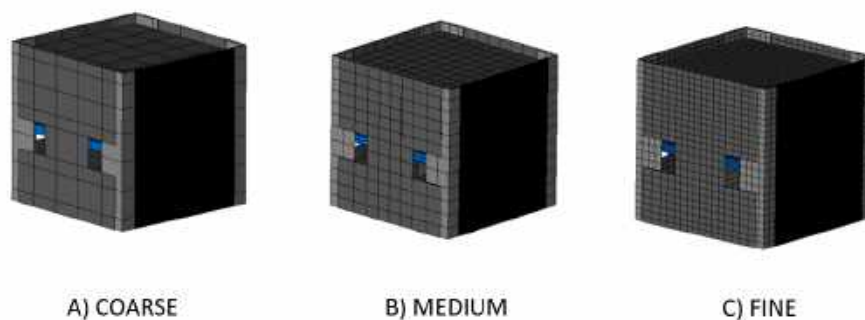
Wymiary zaprezentowanej obudowy mechanicznej są zbliżone do jednej jednostki wymiarowej standardu Cubesat ($10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$). Obudowa wraz z elektroniką wyposażona jest w radiator o wysokiej emisyjności powierzchni i stosunku $\alpha/\epsilon = 1$, który ma ciągłość kontaktu cieplnego z głównym źródłem ciepła (tj. FPGA). Ta ściana radiatora, ze względu na brak konwekcyjnego przepływu ciepła w przestrzeni kosmicznej, odgrywa kluczową rolę w wypromieniowywaniu ciepła odpadowego na zewnątrz satelity. Pozostałe ściany mają niską emisyjność, aby ograniczyć radiacyjny strumień ciepła emitowany przez nie na inne systemy wnętrza satelity, ale z uwagi na ich znaczną powierzchnię również były istotnym elementem analizy. Elektronika we wnętrzu obudowy jest nałożona na pręty instalacyjne, reprezentowane w modelu numerycznym przez połączenia jednowymiarowe (1D). Testowana jednostka obliczeniowa zawiera dwie płytki PCB, a pozostałe części mechaniczne są wykonane ze stopu aluminium 6061. Końcowy projekt CAD został wykonany w oprogramowaniu Autodesk Inventor, a na jego podstawie został wykonany model numeryczny w oprogramowaniu ESATAN.

3.1.2 Siatka podziału numerycznego

Siatkę podziału numerycznego utworzono przy użyciu narzędzi do generowania siatki dostępnych w oprogramowaniu ESATAN. Wygenerowana siatka składała się z elementów reprezentowanych jako powłoki (powierzchnie) i objętości. Ponieważ w tej pracy zaplanowano przeprowadzenie analizy wrażliwości rozwiązania od gęstości siatki, wygenerowano trzy siatki w celu zbadania wpływu rozmiaru siatki na wyniki i szybkość obliczeń. Siatka rzadka składała się tylko z 1680 węzłów, siatka średnia z 7048 węzłów a siatka gęsta z 34902 węzłów. Przygotowane siatki przedstawiono na Rys. 3.3.

3.1.3 Warunki brzegowe

Na Rys. 3.4 przedstawiono zastosowane typy warunków brzegowych na różnych powierzchniach i elementach DPU. Cała domena badanego DPU była otoczona środowiskiem radiacyjnym, gdzie za pomocą przepływu ciekłego azotu osiągnano średnią temperaturę $-170\text{ }^\circ\text{C}$. Temperatura ta odpowiada warunkom eksperymentów przeprowadzonych w komorze termiczno-próżniowej (TVAC), co zostało szczegółowo opisane w rozdziale 3.1.7. Elementy elektroniczne generujące ciepło traktowano jako objętościowe źródła ciepła, z których każde wytwarzało inną moc, co podsumowano w Tabeli 3.1.

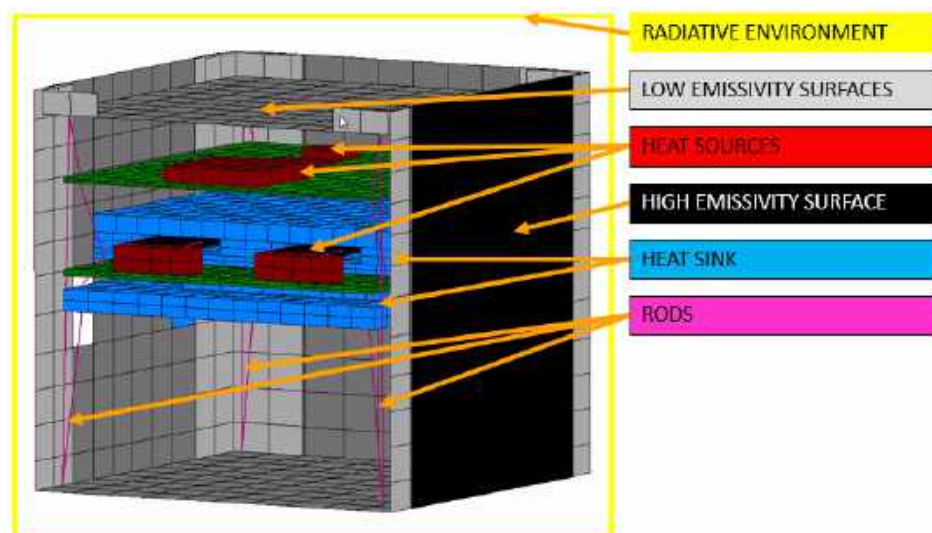


Rysunek 3.3: Siatki podziału numerycznego jednostki DPU wykorzystane w badaniu wpływu gęstości siatki na wyniki

	Znacznik	Moc, W
Węzeł obliczeniowy (PN)	FPGA	5.27
	L23	0.08
	Q2	0.02
	U19A-I (x9)	1.31
	U2	0.07
	U28	0.63
	U29	0.88
	SSD1	0.23
	SSD2	0.23
	U14	0.28
	U10	0.25
Total PN		9.25
Nadzorca (SVR)	U1	0.06
	U16	0.03
	U2	0.24
	U4	0.10
	U8	0.15
	U10	0.25
Total SV		0.83
Total DPU		10.01

Tabela 3.1: Pobór mocy komponentów elektronicznych DPU w eksperymencie oznaczonych poprzez powiązane z nimi znaczniki referencyjne (z ang. reference designator)

Radiator DPU był częścią przeznaczoną do emisji ciepła odpadowego z elektroniki. Powierzchnia ta jest połączona fizycznie z elektroniką poprzez współpracujące części, aby zapewnić efektywną ścieżkę przepływu ciepła od źródła ciepła do środowiska oddległego kosmosu w docelowej aplikacji satelitarnej. Pozostałe powierzchnie zewnętrzne urządzenia charakteryzują się niską emisyjnością i również wymieniają ciepło z otoczeniem poprzez promieniowanie. Stanowią one osłony przed promieniowaniem cieplnym między elektroniką a środowiskiem zewnętrznym podczas testów TVAC. Emisyjności części obudowy zmierzono za pomocą emisjiometru ET100 firmy Surface Optics. Przewodności kontaktowe na interfejsach między komponentami obliczono przy użyciu empirycznego modelu Coopera i in. [60]. Model ten zakłada plastyczne odkształcenie stykających się nierówności powierzchni. Wybór takiego modelu był uzasadniony faktem, że wszystkie istotne kontakty cieplne umieszczono w obszarach bliskich śrubom, a ze względu na rozdzielczość siatki ESATAN-TMS założono równomierny rozkład ciśnienia kontaktowego z odkształceniem plastycznym na interfejsach. Ponadto, jak stwierdzili Hager i in. [40], satelity CubeSat charakteryzują się małymi powierzchniami i wysokimi ciśnieniami kontaktowymi, dlatego modele odkształcenia plastycznego są najbardziej odpowiednie do opisu kontaktów termicznych w takim przypadku. Na Rys. 3.4 różowe linie reprezentują pręty łączące płytki elektroniczne z obudową. Ze względu na ich małe wymiary, ich geometria została pominięta; jednak ich wpływ na przepływ ciepła uwzględniono, reprezentując je jako liniowe przewodniki [59]. Efektywną przewodność cieplną prętów oszacowano za pomocą analizy z wykorzystaniem metody elementów skończonych, zgodnie z wyżej wymienionymi modelami empirycznymi. Opory cieplne materiałów interfejsowych uzyskano przy użyciu funkcji dostarczonej przez producenta materiału w karcie katalogowej, która wyrażała opór jako funkcję przyłożonego ciśnienia kontaktowego i potwierdzono własnymi eksperymentami opisanymi w rozdziale 2.3. Ciśnienie kontaktowe było parametrem projektowym. Materiał interfejsu termicznego (TIM) użyty do eksperymentu łączący układ FPGA z obudową był produktem komercyjnym firmy Laird DuPont Business. Opory cieplne (złącze układu FPGA - obudowa) komponentów elektronicznych zaczerpnięto z danych udostępnionych przez producenta (AMD Xilinx) w modelu Delphi układu scalonego, czego podstawy teoretyczne opisano w rozdziale 2.1.2.



Rysunek 3.4: Typy warunków brzegowych w DPU użyte w symulacjach termicznych

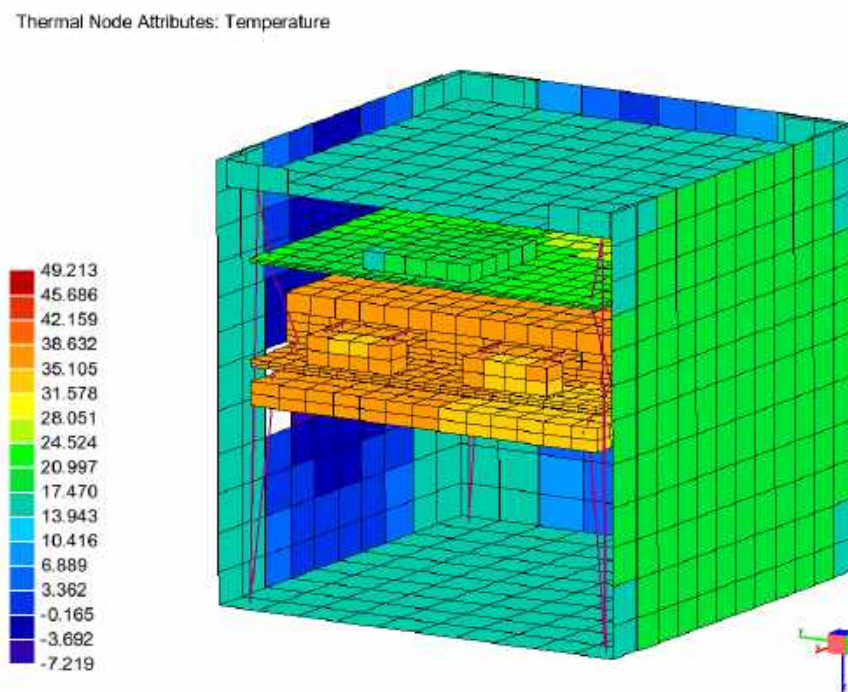
3.1.4 Metodologia obliczeń

Jak wspomniano wcześniej, symulacje przeprowadzono w celu uzyskania zbieżnego rozwiązania dla stanu ustalonego. Do wykonania obliczeń wykorzystano podprogram SOLVFM. W algorytmie obliczeniowym rozwiązanie uzyskuje się poprzez pełną inwersję macierzy wraz z faktoryzacją macierzy [19]. Zbieżność rozwiązania kontrolowano poprzez badanie poziomu reszt równania energii, z kryterium zbieżności wynoszącym 10^{-5} . Zbieżne rozwiązanie dla stanu ustalonego uzyskano w mniej niż 100 iteracjach we wszystkich przypadkach.

3.1.5 Przykładowe wyniki obliczeń

Na Rys. 3.5 i 3.6 przedstawiono przykładowe pola temperatur uzyskane z wykorzystaniem symulacji numerycznej przy użyciu opracowanego cieplnego modelu matematycznego (TMM). Na Rys. 3.5 pokazano rozkład temperatury wewnątrz DPU i na jego zewnętrznych ścianach, w tym na powierzchni o wysokiej emisyjności (radiator). Jak to jest widoczne, ogólna różnica temperatur wynosi $56,4\text{ }^{\circ}\text{C}$. Temperatura radiatora jest stosunkowo równomiernie rozłożona, co wynika z wysokiej przewodności cieplnej tego elementu i jego małych rozmiarów fizycznych. Ta część jest pośrednio połączona ze źródłami ciepła poprzez obudowę mechaniczną pełniącą funkcję akumulatora termicznego (z ang. heat sink) i ma znacznie wyższą temperaturę niż pozostałe ściany zewnętrzne (około $19\text{ }^{\circ}\text{C}$). Podczas rzeczywistej pracy w kosmosie radiator jest bezpośrednio wy-

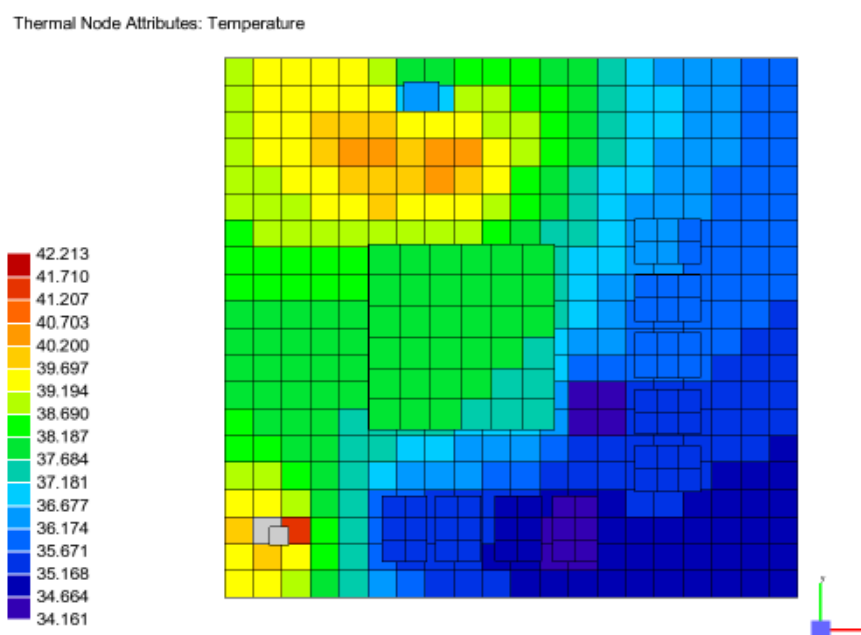
stawiony na przestrzeń kosmiczną. Rys. 3.6 przedstawia rozkład temperatury na PCB PN, który pokazuje największe gradienty temperatury w pobliżu źródeł ciepła.



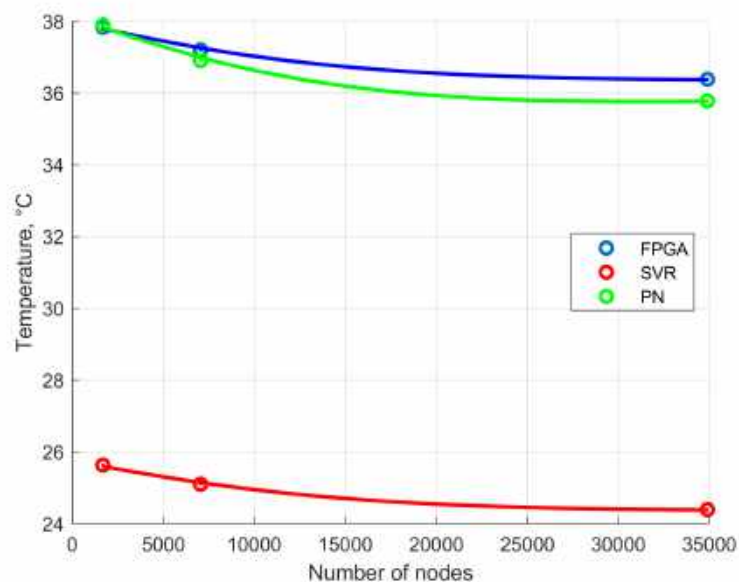
Rysunek 3.5: Przykładowe pole temperatury wyrażone w °C prezentujące rozkład temperatury na zewnętrznych powierzchniach DPU podczas obciążeń cieplnych opisanych w tabeli 3.1

3.1.6 Analiza wrażliwości siatki

Jak wspomniano w rozdziale 3.1.2, przeprowadzono badanie wrażliwości siatki w celu zbadania zależności wyników od liczby elementów siatki. Parametrami analizowanymi były temperatury w wybranych lokalizacjach na kluczowych elementach układu DPU, były nimi temperatura złącza FPGA, PCB-PN i PCB-SVR. Ponadto, dla każdej siatki zweryfikowano strumień ciepła między kluczowymi elementami systemu. Uzyskane temperatury przedstawiono na Rys. 3.7. Wyniki pokazują, że wciąż istnieje różnica między temperaturami uzyskanymi dla siatki gęstej i średniej; jednak różnicę tą uznano za niewielką. Ponieważ model ma być wykorzystywany w analizach SA i UQ, gdzie musi być wywoływany wielokrotnie, czas obliczeń stanowi ważne ograniczenie. Dlatego do przeprowadzenia tych analiz wybrano siatkę średnią, jako kompromis między dokładnością a czasem obliczeń.



Rysunek 3.6: Mapa temperatury wyrażona w °C prezentująca górną powierzchnię PCB węzła obliczeniowego (PN) z centralnie położonym komponentem FPGA



Rysunek 3.7: Zmienność temperatury na FPGA, PCB1 (PN) i PCB2 (SVR) dla trzech badanych siatek o różnych rozmiarach

3.1.7 Walidacja

Opracowany model dla DPU został zwalidowany w oparciu o dane eksperymentalne uzyskane w komorze TVAC przy użyciu skonstruowanego prototypu DPU satelity przedstawionego na Rys. 3.8. Podczas prowadzenia pomiarów, prototyp był zawieszony



Rysunek 3.8: Prototyp jednostki obliczeniowej z wiązką przewodów czujników temperatury i zasilania. Zdjęcie wykonane po testach urządzenia w komorze TVAC w Centrum Badań Kosmicznych. Na zdjęciu autor pracy doktorskiej

w środowisku pozbawionym powietrza, przy ciśnieniu bezwzględnym 10^{-5} mbar. Temperatura otaczającej osłony wynosiła -170 °C. Przeprowadzone eksperymenty pozwoliły na zaobserwowanie zmian temperatury na kluczowych komponentach testowanej jednostki. Do tego celu wykorzystano rezystancyjne czujniki temperatury (PT1000), a wyniki podsumowano w Tab. 3.2. Można zaobserwować, że maksymalna różnica temperatury między wynikiem zmierzonym a obliczonym wynosiła $-5,2$ °C i stanowiła 9,2 % różnicy temperatury $56,4$ °C w modelu oraz 2,4 % całkowitej różnicy temperatury między maksymalną obliczoną wartością temperatury ($49,2$ °C) a temperaturą zewnętrznego warunku brzegowego $-170,0$ °C. Należy podkreślić, że pomiary temperatury były inwazyjne ze względu na wykorzystanie wielu czujników temperatury (por. Rys. 3.8) i wiązki przewodów połączeniowych, które wpływały na rozkład temperatury w testowanej jednostce odbierając od niej niewielkie ilości ciepła. Jednakże straty ciepła spowodowane wiązką przewodów czujników zostały uwzględnione podczas analizy

poprzez dodanie dodatkowych ujemnych źródeł ciepła w miejscu czujników temperatury w TMM. Ogólną zgodność między wynikami zmierzonymi, a obliczonymi uznano za zadowalającą, co zaprezentowano w Tab. 3.2, a model zastosowano w dalszych analizach.

Nazwa komponentu	Eksperyment °C	Niepewność ± °C	Symulacja °C	ΔT °C
Radiator Mid	20.8	0.2	20.9	-0.1
Radiator Bot	20.6	0.2	19.5	1.1
Radiator Top	21.2	0.2	19.5	1.7
SSD1	48.8	0.2	47.6	1.2
SSD2	48.8	0.2	44.8	4.0
Backplate (U28,U29)	45.2	0.2	44.1	1.1
Top	19.6	0.2	17.3	2.3
Heatsink L	38.0	0.2	39.0	-1.0
Side	2.9	0.2	-1.9	3.8
Backplate Mid	44.7	0.2	44.0	0.7
Bot	18.7	0.2	16.1	2.6
Heatsink	40.0	0.2	40.3	-0.3
U2	41.3	0.3	44.1	-2.8
FPGA	41.7	3.5	42.3	-0.6
Q2	41.7	0.3	45.2	-3.5
U14	44.7	0.3	49.7	-5.0
U19C (RAM)	38.3	0.2	40.0	-1.7
PCB (FPGA-RAM)	40.6	0.2	42.3	-1.7
SV1 U8	36.5	0.2	34.1	2.4
SV2 U16	31.6	0.2	28.5	3.1
FPGA Internal	43.6	3.5	43.0	0.6
U28	50.0	0.3	49.2	0.8
U29	45.0	0.3	50.2	-5.2

Tabela 3.2: Temperatury osiągnięte podczas eksperymentu TVAC wraz z niepewnościami oraz wyniki symulacji numerycznej dla tego samego scenariusza wraz z różnicą tych wartości

3.2 Analiza wrażliwości i kwantyfikacja niepewności

Analiza wrażliwości (SA) pozwala na dokonanie oceny zmian wyników symulacji DPU spowodowanych zmiennością parametrów wejściowych oraz interakcją między nimi. Istotną korzyścią płynącą z SA jest możliwość identyfikacji zmiennych, które znacząco wpływają na wyniki i są kluczowe dla dalszej analizy cieplnej lub procesu projektowania. Dzięki tej wiedzy, zmienne wejściowe o słabym, lub bez wpływu na wyniki symulacji (traktowane jako cele projektowe) mogą być uznane za nieistotne i stałe w dalszej kwantyfikacji niepewności (UQ) lub procesie optymalizacji parametrów TCS. Niektóre parametry wejściowe, obejmujące warunki brzegowe lub właściwości materiałowe w TMM, są trudne do określenia i/lub ich pomiar lub wyznaczenie jest kosztowne. Dlatego wyniki SA mogą pozwolić na określenie kierunku inwestycji zasobów w wyznaczeniu takich zmiennych (gromadzenie danych, rozwój modelu, charakterystyka niepewności).

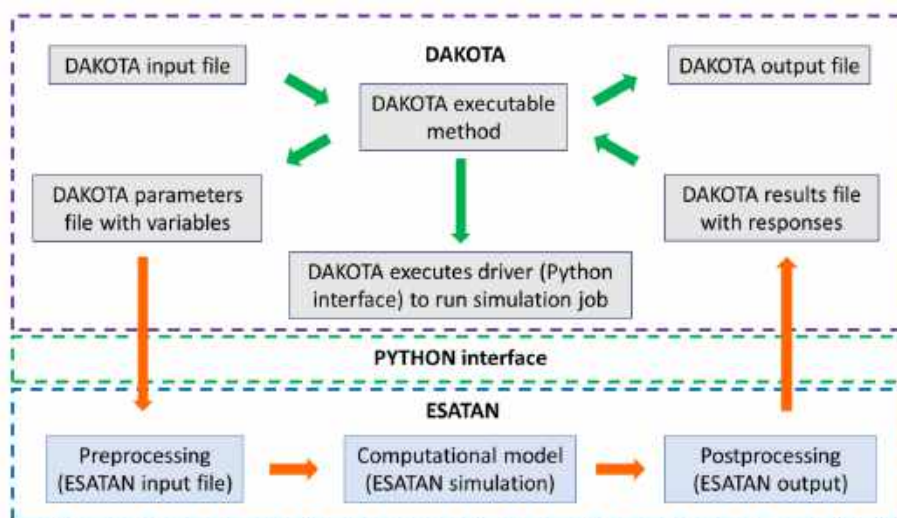
Po wykonaniu SA i po skorzystaniu z jej wyników zastosowano metodę **kwantyfikacji niepewności (UQ)** której celem jest zbadanie, jak niepewność zmiennych wejściowych do TMM przekłada się na niepewność wyników symulacji. Jest to kluczowe dla zrozumienia możliwych zakresów zmiennych wyjściowych, co jest wartościową informacją w procesie decyzyjnym podczas projektowania DPU dla małych satelitów, nawet jeśli nie posiadano pełnej wiedzy o niektórych zmiennych wejściowych.

Wykorzystanie SA pomogło wskazać istotne zmienne TMM, a UQ wskazać wpływ ich niepewności na ostateczny wynik kluczowych temperatur pracy DPU. Mimo bardzo długiego sumarycznego czasu obliczeń niezbędnego do kompleksowego skorzystania z tych metod, wypracowany kapitał wiedzy przyczynił się do lepszego zrozumienia kluczowych parametrów konstrukcyjnych systemu zarządzania ciepłem. Wykorzystanie oprogramowania DAKOTA, pozwoliło na osiągnięcie opisanych w tym rozdziale wyników, których zrozumienie wpłynęło na projekt TCS opisany w rozdziale 5.

3.2.1 Wykorzystanie oprogramowania DAKOTA

Analizę wrażliwości (SA) i kwantyfikację niepewności (UQ) przeprowadzono przy użyciu oprogramowania open-source DAKOTA [50]. Oprogramowanie ESATAN, służące do analizy wymiany ciepła, zostało połączone z oprogramowaniem DAKOTA za pomocą interfejsu napisanego w języku programowania Python, co umożliwiło efektywną wymianę danych pomiędzy programem DAKOTA a modelem zbudowanym w

oprogramowaniu ESATAN. Schemat wymiany danych między oprogramowaniem DAKOTA a solverem ESATAN przedstawiono na Rys. 3.9.



Rysunek 3.9: Schemat przedstawiający przebieg symulacji z wykorzystaniem oprogramowania DAKOTA, wykorzystującej interfejs między solverem ESATAN-TMS a DAKOTA, zaimplementowany w języku Python

Przeprowadzone analizy z wykorzystaniem oprogramowania DAKOTA polegały na uruchomieniu programu DAKOTA, z plikiem wsadowym, w którym zdefiniowane zostały między innymi: typ analizy, liczba i rodzaj zmiennych wejściowych i wyjściowych, informacja o środowisku uruchamiającym solver oraz ścieżka pliku z wynikami analizy przepływu ciepła. W obliczeniach prowadzonych w tej pracy, solver nie był uruchamiany bezpośrednio przez oprogramowanie DAKOTA, tylko pośrednio przez program napisany w języku Python. Program ten stanowił interfejs, który służył do konwersji danych generowanych przez program DAKOTA na dane wsadowe do oprogramowania ESATAN, a następnie uruchamiał program (solver) ESATAN. Po zakończeniu obliczeń, program w języku Python ponownie konwertował wyniki analiz do pliku odpowiedzi, wczytywanego przez oprogramowanie DAKOTA. Po wykonaniu wszystkich obliczeń, wyniki analizowano i wizualizowano z wykorzystaniem środowiska MATLAB.

3.2.2 Analiza wrażliwości

Celem prowadzenia SA jest zidentyfikowanie zmiennych wejściowych do projektu mających największy wpływ na krytyczne cieplne parametry projektowe (temperatury) komponentów elektronicznych DPU. W tym celu przeprowadzono globalną, nie-

inwazyjną analizę wrażliwości przy użyciu oprogramowania DAKOTA [50,61]. Należy podkreślić, że w odróżnieniu od lokalnej analizy wrażliwości, prowadzonej najczęściej w obrębie wybranego stanu (dla ustalonych wartości zmiennych i przy ich zmianie w obrębie tych wartości), w niniejszej pracy wykorzystano analizę globalną, polegającą na uwzględnieniu wszystkich zmiennych w całej przestrzeni ich zmienności. Początkowo zidentyfikowano i wybrano 22 parametry wejściowe do SA, opierając się na wiedzy inżynierskiej i doświadczeniu zespołu projektowego. W modelu występowały również inne parametry, ograniczone założeniami projektu. Były to źródła ciepła i warunki brzegowe, które traktowano jako stałe parametry projektowe. Wybrane zmienne wejściowe należały do trzech kategorii: cieplne przewodności kontaktowe (14 połączeń mechanicznych), emisyjności 7 powierzchni oraz temperatura promieniowania otaczającego środowiska. W SA zmienne były reprezentowane przez jednostajne lub normalne rozkłady prawdopodobieństwa, w zależności od dostępnych informacji na ich temat. Ciepłne przewodności kontaktowe walidowano przy użyciu własnego stanowiska pomiarowego opisanego w 2.3 lub szacowano przy zastosowaniu metodologii i modeli przedstawionych w pracy [62], co opisano w rozdziale 3.1.3. Ze względu na ograniczoną wiedzę i niedokładność stosowanych modeli do określania przewodności cieplnych, kilka zmiennych musiało zostać scharakteryzowanych niepewnością typu epistemicznego (redukowalna). Taki typ niepewności stosuje się w sytuacjach braku wiedzy o wartościach parametrów statystycznych badanych zmiennych. Dla analizy SA wystarczyło traktować zmienne typu epistemicznego jako równomiernie rozłożone (rozkład jednostajny), jednak takie podejście nie byłoby wystarczające dla następującej po niej analizie UQ (patrz rozdział 3.2.4). Na przykład, ze względu na zmienność sił montażu mechanicznego i różne przewidywania dostępnych modeli, w obu przypadkach parametry traktowano jako zmienne między dolną i górną granicą z równym prawdopodobieństwem (rozkład jednostajny). Podobnie emisyjność płytki PCB i temperatura promieniowania otaczającego środowiska zostały przyjęte jako zmienne między predefiniowanymi granicami ze względu na aspekty technologiczne. Oszacowane wartości dolnych i górnych granic przedziałów zmienności tych zmiennych przedstawiono w Tabeli 3.3. Jak wspomniano w rozdziale 3.1.3, emisyjności pozostałych komponentów zostały zmierzone, a niepewności określone. Dlatego emisyjności były scharakteryzowane niepewnością typu aleatorycznego (nieredukowalna), reprezentowaną przez rozkłady normalne ze średnimi i odchyleniami standardowymi podsumowanymi w tabeli 3.4. Badanymi wynikami symulacji były temperatury czterech najważniejszych komponentów elektronicznych DPU: pamięci o dostępie swobodnym (RAM), FPGA, SVR oraz zewnętrznego radiatora. Temperatury

tych elementów zostały wybrane, ponieważ są krytyczne dla jednostki obliczeniowej podczas jej nominalnej pracy.

Zmienna	Opis	Dolna wartość	Górna wartość
zastępcze cieplne przewodności kontaktowe, W/m ² K			
C1 FPGA PCB	FPGA - PU PCB	223.5	670.5
C2 Rad HS	external radiator - heat sink	445.5	1336.5
C3 FPGA HS	FPGA - heat sink	1470.5	4411.5
C4 Rad Ang	external radiator - angles	6525	9534
C5 RAM PCB	RAM - PN PCB	1000	9000
C6 RAM HS	RAM - heat sink	378.5	3406.5
C7 Ang Bot	angles - external bottom wall	25813	53188
C8 Side Ang	external side wall - angles	3583	6855
C9 Ang Top	angles - external top wall	25813	53188
Przewodność cieplna, W/K			
C10 Rod Top SV	Supervisor PCB - external top wall	0.001	0.0031
C11 Rod SV BP	Supervisor PCB - Backplate	0.0017	0.0038
C12 Rod BP HS	Backplate - heat sink	0.014	0.023
C13 Rod HS Bot	heat sink - external bottom wall	0.0049	0.0087
Emisyjność, –			
E1 PCB	external radiator	0.7	0.9
Temperatura, °C			
T shroud	external shroud	-182	-162

Tabela 3.3: Zmienne wejściowe epistemiczne opisane rozkładem jednostajnym

Zmienna	Emisyjność	Średnia	Odchylenie standardowe
E2 Radiator	external radiator	0.826	0.001
E3 Bot outer	external bottom wall	0.052	0.017
E4 Top outer	external top wall	0.078	0.004
E5 Side	external side walls	0.192	0.002
E6 Angles	corner structure angels	0.031	0.006
E7 Bot inner	bottom walls of PU	0.031	0.02
E8 Top inner	top walls of PU	0.328	0.004

Tabela 3.4: Zmienne wejściowe aleatoryczne (emisyjności, –) reprezentowane przez rozkład normalny

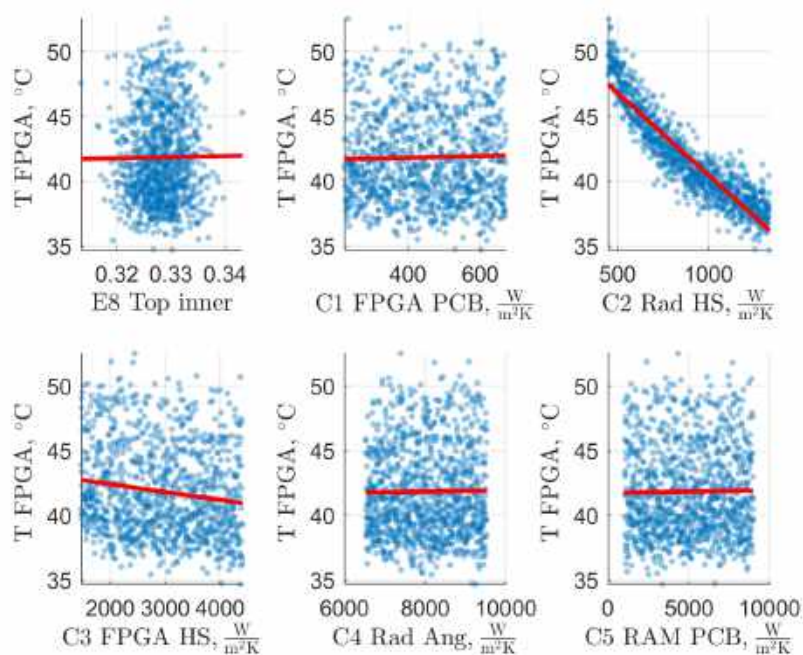
Analizę wrażliwości (SA) przeprowadzono przy użyciu próbkowania typu latin hypercube sampling (LHS) z 1000 próbek wygenerowanych za pomocą kodu DAKOTA. LHS umożliwia wykonanie symulacji z mniejszą liczbą punktów próbkowania niż klasyczne próbkowanie Monte Carlo, dzięki lepszym właściwościom wypełniania przestrzeni obliczeniowej charakterystycznym dla LHS.

3.2.3 Wyniki analizy wrażliwości

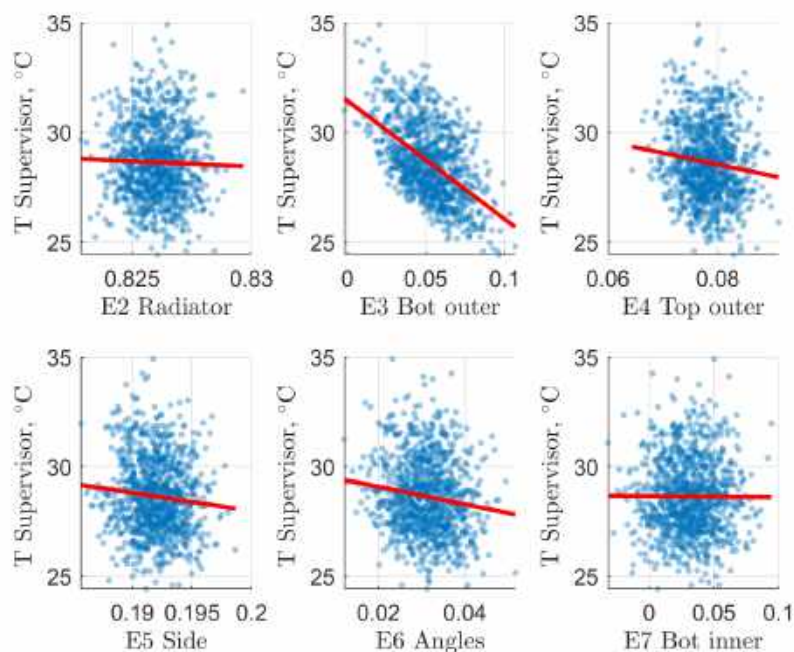
Dla analizy wyników SA wybrano dwa istotne zestawy danych przedstawione na Rys. 3.10 i 3.11. Niebieskie punkty definiują pojedyncze wyniki dla każdego zestawu zmiennych wejściowych. Intensywność koloru reprezentuje wyższą gęstość wyników. Na każdym indywidualnym rysunku czerwona linia przedstawia trend uzyskanych wyników, który jest przedstawiony na wykresie i jego relację między zmiennymi wejściowymi a wyjściowymi. Łącznie wygenerowano i przeanalizowano ponad 88 wykresów, które pokazują wpływ każdej z 22 zmiennych projektowych na cztery krytyczne temperatury w DPU. Poniżej omówiono przykładowe wykresy wybranych, najistotniejszych zmiennych. Rys. 3.10 przedstawia wpływ sześciu wybranych podzbiorów zmiennych na temperaturę FPGA. Jak wyraźnie widać, najważniejszą zmienną w podzbiorze i w całym zestawie danych wejściowych, była zmienna C2 Rad HS, która reprezentuje opór kontaktowy między rozpraszaczem ciepła, będącym aluminiową częścią mechaniczną odbierającą ciepło generowane przez FPGA, a zewnętrznym radiatorem. Tę relację można uznać za oczywistą, ponieważ komponent ten znajduje się na głównej ścieżce strumienia ciepła. Z drugiej strony, wyniki pokazują nietrywialne zależności, których nie można było przewidzieć bez wykorzystania globalnej analizy wrażliwości, takie jak wpływ cieplnego oporu kontaktowego między FPGA, a rozpraszaczem ciepła (C3 FPGA HS).

Drugi zestaw wyników pokazał wpływ emisyjności wybranych powierzchni na temperaturę PCB SVR. Dwie obserwacje były szczególnie godne uwagi: po pierwsze, zmienna E3 Bot Outer miała największy wpływ na tę temperaturę, co jest parametrem powierzchni umieszczonej bezpośrednio nad PCB SVR. Mimo, że wartość liczbową emisyjności była bardzo mała, gdyż wynosiła 0,052 (por. Tabela 3.4), duży rozmiar tej powierzchni przyczynia się do silnego wpływu na temperaturę PCB SVR. Po drugie, pozostałe parametry miały nieistotny wpływ na temperaturę PCB SVR.

Podobne wyniki uzyskano dla dwóch pozostałych zmiennych wyjściowych (tj. temperatur RAM i zewnętrznego radiatora). Na temperaturę RAM silnie wpływał pojedynczy parametr wejściowy, którym była zmienna C2 Rad HS, co można zobaczyć na Rys. 3.12. Zmienna C2 Rad HS reprezentuje przewodność termiczną między rozpraszaczem ciepła a radiatorem, i była ona również ważna dla temperatury FPGA, jak omówiono powyżej i przedstawiono na Rys. 3.10. Rys. 3.13 pokazuje silny wpływ zmiennej E3 Bot outer na temperaturę radiatora. Ta zmienna reprezentuje emisyjność zewnętrznej dolnej ściany obudowy jednostki. Inne parametry wejściowe miały pomi-

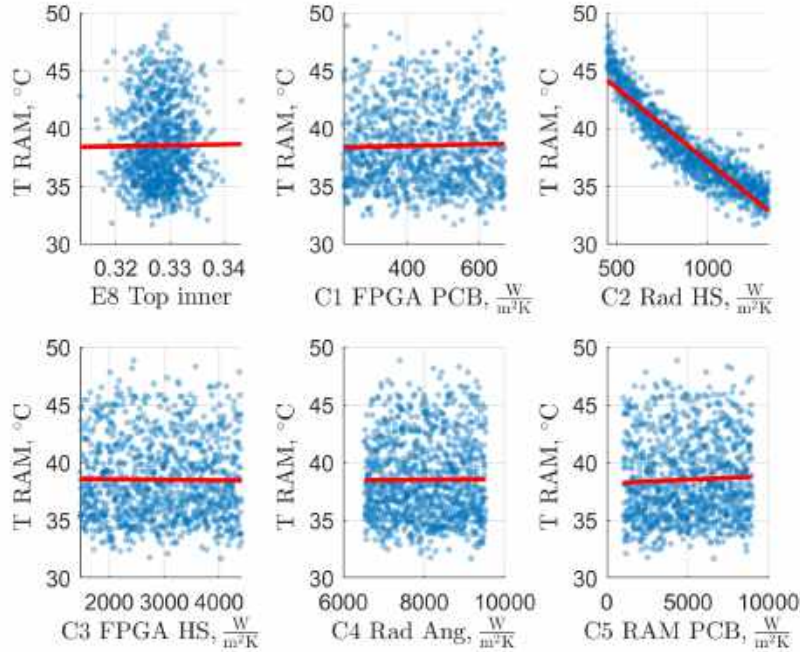


Rysunek 3.10: Zmienność temperatury komponentu FPGA DPU w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji



Rysunek 3.11: Zmienność temperatury PCB SVR w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji DPU

jalny wpływ na tę wartość temperatury.

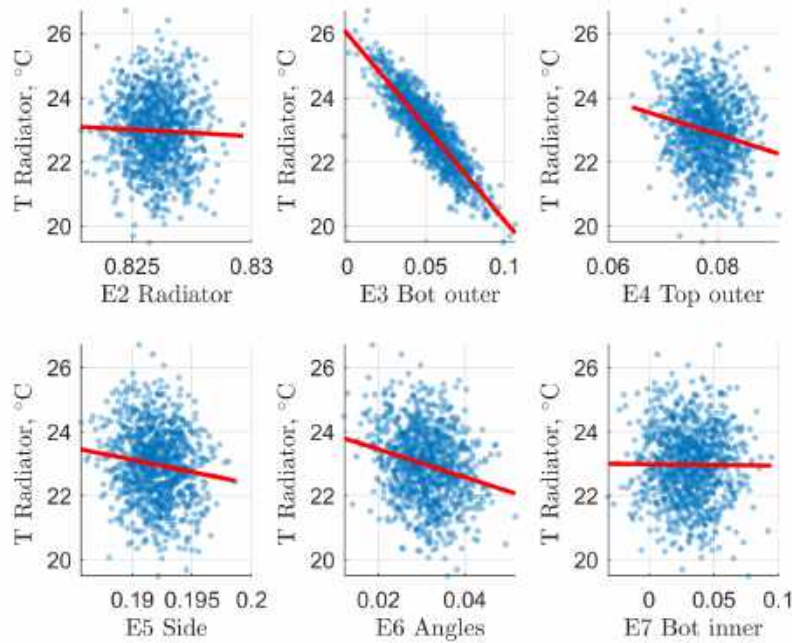


Rysunek 3.12: Zmienność temperatury RAM w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji

Wrażliwość odpowiedzi modelu na parametry wejściowe została skwantyfikowana poprzez analizę współczynników częściowej korelacji (PCC), które można wykorzystać jako wskaźnik związku między dwiema zmiennymi (np. wyjściową i wejściową) po uwzględnieniu efektów innych zmiennych, które mogą bezpośrednio lub pośrednio wpływać na wyjście poprzez zmienną wejściową będącą przedmiotem zainteresowania. Zatem PCC reprezentuje część korelacji między dwiema zmiennymi, która pozostaje po wyeliminowaniu składnika związku wynikającego z efektów innych zmiennych, wpływających na każdą z nich [50,63]. Współczynnik korelacji pomiędzy dwoma zmiennymi losowymi x_i i x_j można obliczyć jako

$$r_{ij} = \frac{\sigma_{ij}}{\sigma_i \sigma_j} \quad (3.2)$$

gdzie σ_i i σ_j są odchyleniami standardowymi zmiennych x_i i x_j , a σ_{ij} jest ich kowariancją. Częściowa korelacja zmiennych losowych x_i and x_j po uwzględnieniu efektów wynikających ze zmiennej x_k , może być obliczona przy użyciu współczynników korelacji między zmiennymi (r_{ij}, r_{ik}, r_{jk}) jako [64]

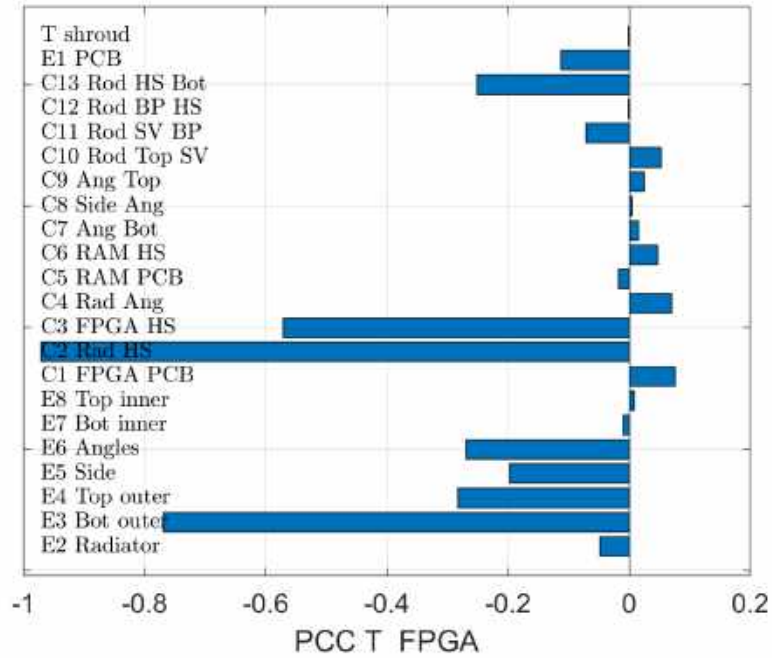


Rysunek 3.13: Zmienność temperatury zewnętrznego radiatora w zależności od różnych wartości wejściowych symulacji

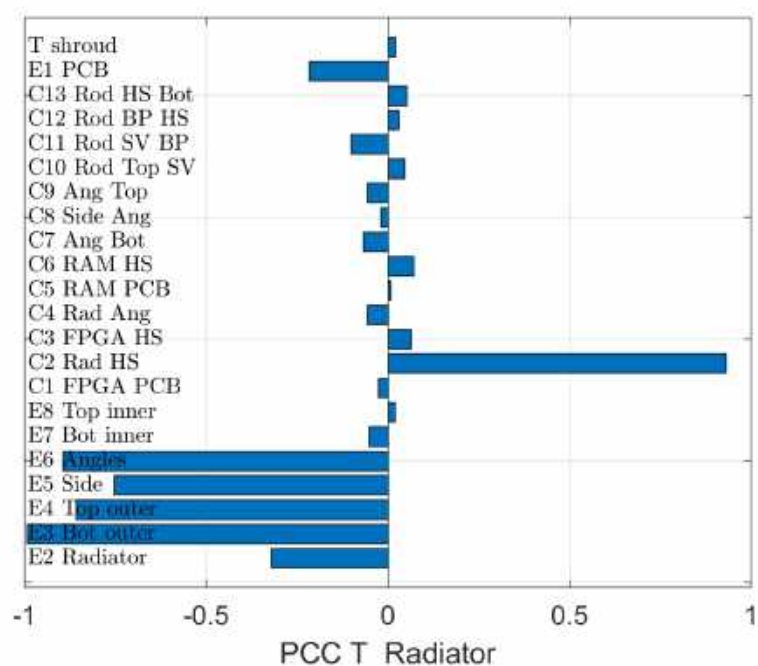
$$r_{ij|k} = \frac{r_{ij} - r_{ik}r_{jk}}{\sqrt{1 - r_{ik}^2}\sqrt{1 - r_{jk}^2}} \quad (3.3)$$

Podobnie jak standardowy współczynnik korelacji, wartość PCC mieści się w zakresie $-1 \leq r_{ij|k} \leq 1$. Na Rys. 3.14–3.17 przedstawiono współczynniki PCC obliczone między pożądanymi wyjściami (temperaturami na FPGA, radiatorze, RAM i PCB nadzorcy) a wszystkimi zmiennymi wejściowymi. Wyniki potwierdziły wcześniejsze ustalenia, że nie wszystkie analizowane zmienne wejściowe były ważnymi czynnikami wpływającymi na zmienne wyjściowe (w ramach rozważanych niepewności wejść). W rzeczywistości wpływ niektórych zmiennych na wszystkie wyjścia był pomijalny, tak jak to miało miejsce np. dla T Shroud, C8 Side Ang, C7 Ang Bot, C4 Rad Ang, E7 Bot Inner, E8 Top Inner. Współczynniki PCC zostały następnie wykorzystane jako miara do kwantyfikacji i wyboru ważnych zmiennych do dalszej analizy UQ. Z punktu widzenia projektowania, główną zmienną wyjściową była temperatura komponentu FPGA, dla której wybór ważnych parametrów wejściowych opierał się na kryterium bezwzględnej wartości PCC, określonej arbitralnie jako równej 0,2. Oznacza to, że zmienne wejściowe o mniejszym współczynniku PCC były traktowane jako nieistotne

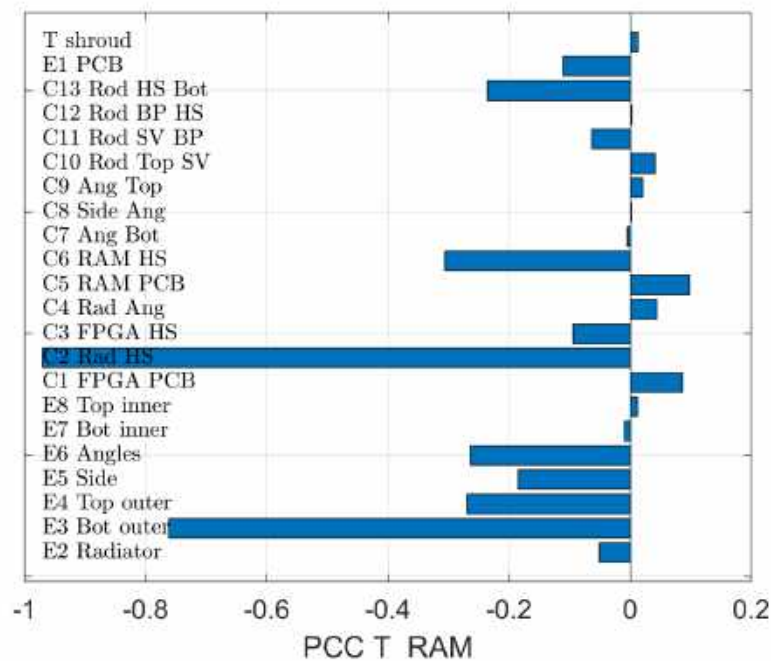
dla temperatury FPGA. Ten próg został ustalony jako kompromis między czynnikiem zależności wejście-wyjście. Zmienne wejściowe o mniejszych wartościach PCC były traktowane jako stałe. Pozwoliło to zredukować liczbę zmiennych wejściowych do analizy UQ z 22 do 7. Zmienne te zestawiono w Tabelach 3.5 i 3.6.



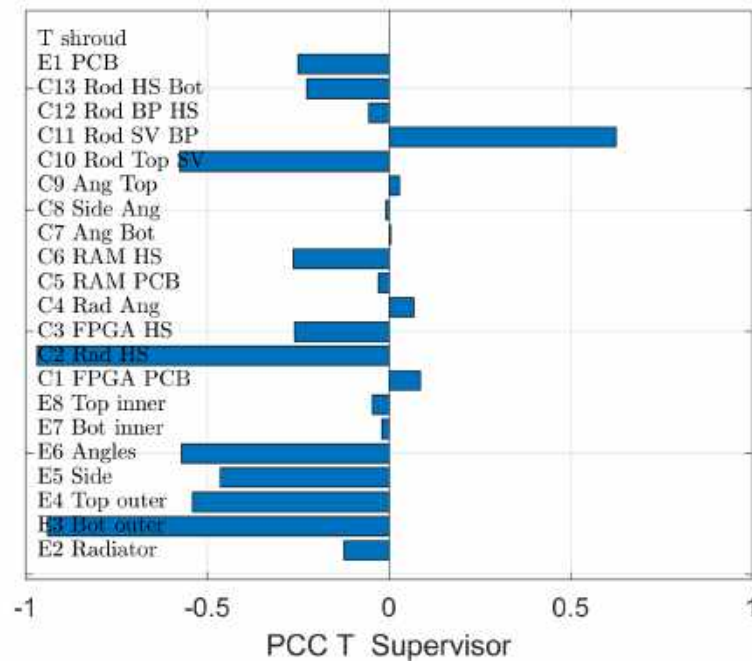
Rysunek 3.14: Częściowy współczynnik korelacji (PCC) między różnymi wejściami a temperaturą procesora FPGA



Rysunek 3.15: PCC między różnymi wejściami a temperaturą radiatora



Rysunek 3.16: PCC między różnymi wejściami a temperaturą pamięci RAM



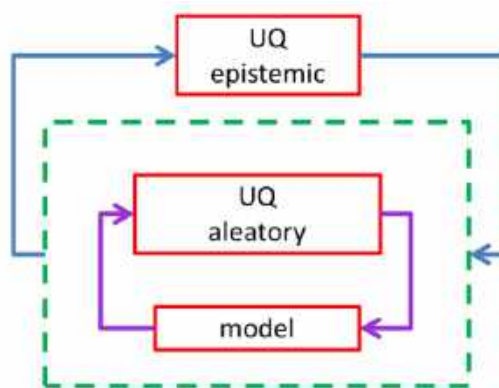
Rysunek 3.17: PCC między różnymi wejściami a temperaturą komponentu nadzorującego

Należy podkreślić, że cennym podejściem do analizy wrażliwości (SA) jest obliczanie tzw. indeksów Sobola, w szczególności indeksu efektu głównego [65] oraz indeksu efektu całkowitego [66] w tak zwanej dekompozycji wariancji. Indeksy te mogą być wykorzystane do oszacowania wkładu każdej zmiennej wejściowej modelu oraz interakcji zmiennych wejściowych w wariancję zmiennych wyjściowych. Odbywa się to jednak kosztem znacznie dłuższych czasów obliczeń, ze względu na konieczność określenia większej liczby próbek danych wyjściowych [50, 67, 68]. W niniejszej pracy, ze względu na czasochłonność obliczeń z wykorzystaniem modelu TMM, zastosowana metodologia została ograniczona do wyznaczenia współczynników korelacji i współczynników częściowej korelacji (PCC).

3.2.4 Kwantyfikacja niepewności

Analiza UQ pozwala na określenie rozkładów prawdopodobieństwa zmiennych wyjściowych, wynikającą ze zmienności (niepewności) danych wejściowych. Dostarcza ona zatem znacznie więcej informacji o możliwych wynikach. Jak omówiono w poprzednim rozdziale, analiza wrażliwości (SA) pozwoliła zredukować zestaw parametrów wej-

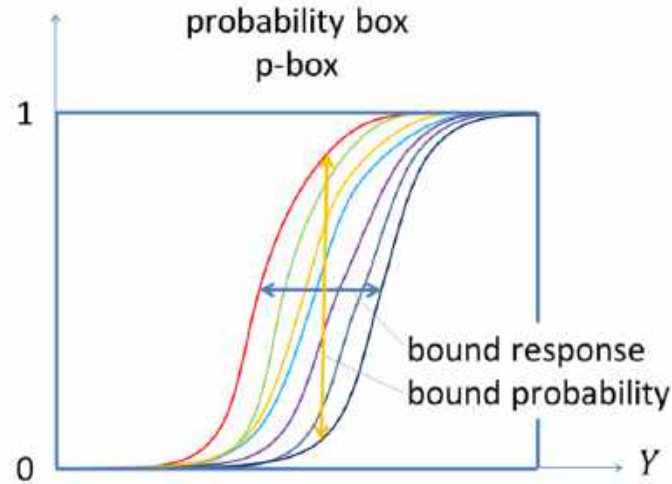
ściowych do najważniejszych. Redukcja analizowanych zmiennych wejściowych była istotnym krokiem, ponieważ niektóre z nich były typu epistemicznego (niepewność redukowalna), co wymaga dodatkowego wysiłku obliczeniowego. Obecność zarówno zmiennych typu aleatorycznego, jak i epistemicznego jest znacznym utrudnieniem i wymaga specjalnego podejścia do obliczeń, w którym oba typy zmiennych propagowane są przez model oddzielnie [69]. Istnieje kilka metod dla mieszanej niepewności epistemiczno-aleatorycznej, które pozwalają na przeprowadzenie analiz zmiennych różnego typu w ramach jednej strategii obliczeniowej. W niniejszej pracy zastosowano podejście nazywane metodą prawdopodobieństwa drugiego rzędu, zaimplementowane w oprogramowaniu DAKOTA [50,70]. Wykorzystuje ono algorytmy dla zmiennych typu aleatorycznego zagnieżdżone wewnątrz algorytmu dla zmiennych typu epistemicznego. Na Rys. 3.18 przedstawiono ideowy schemat tego podejścia, a jego bardziej szczegółowy opis można znaleźć w pracy [61].



Rysunek 3.18: Ideowy schemat działania algorytmu w obecności niepewności epistemiczno-aleatorycznej wykorzystującego metody dla zmiennych typu aleatorycznego zagnieżdżone w algorytmie dla zmiennych typu epistemicznego

Działanie algorytmu polega na wyborze jednej wartości zmiennej wybranej ze zbioru zmiennych typu epistemicznego i przeprowadzenie pełnej analizy UQ z uwzględnieniem wszystkich zmiennych typu aleatorycznego. W efekcie, dla każdej takiej realizacji, uzyskuje się rozkład prawdopodobieństwa zmiennych wynikowych. Po przeprowadzeniu wszystkich analiz uzyskuje się zbiór rozkładów prawdopodobieństwa dla wszystkich zmiennych typu epistemicznego. Zbiór taki przedstawiono na Rys. 3.19, obrazujący ideowo skumulowane rozkłady prawdopodobieństwa uzyskane podczas wielu realizacji dla zmiennych typu epistemicznego. Każdy z rozkładów stanowi natomiast pełną analizę dla zmiennych typu aleatorycznego. Pełny zbiór określa tzw. probability box

(p-box), w którym mieszczą się wszystkie rozkłady. Istotne znaczenie mają także skrajne rozkłady, określające zakres zmienności zmiennych wynikowych i odpowiadające im prawdopodobieństwa (bound response i bound probability).



Rysunek 3.19: Ideowy schemat obrazujący zbiór skumulowanych rozkładów prawdopodobieństwa uzyskanych podczas wielu realizacji zmiennych typu epistemicznego, stanowiący tzw. probability box (p-box)

W niniejszej pracy w analizie UQ zmienne z niepewnością epistemiczną były reprezentowane poprzez przedziały (co stanowi szczególny przypadek modelu wypukłego) z określonymi granicami, ale bez przypisanego rozkładu prawdopodobieństwa. W analizie wrażliwości omówionej w poprzednim rozdziale, zmienne epistemiczne były reprezentowane przez założony jednostajny rozkład prawdopodobieństwa na tym samym przedziale. Takie podejście nie powinno być jednak stosowane w analizie UQ, ponieważ nie można dokonać probabilistycznej interpretacji zmiennych wyjściowych przy użyciu założonego rozkładu wejściowego [70], co mogłoby prowadzić do niedoszacowania niepewności wyjścia [68]. Tabele 3.5 i 3.6 podsumowują zmienne wejściowe charakteryzujące się odpowiednio niepewnościami epistemicznymi i aleatorycznymi. Z uwagi na konieczność przeprowadzenia wielu symulacji z wykorzystaniem oprogramowania ESATAN, które miały główny wpływ na długość czasu obliczeń, do przeprowadzenia kwantyfikacji niepewności wykorzystano metodę Polynomial Chaos Expansion (PCE) [50, 61, 67] do propagacji wejść charakteryzujących się niepewnościami aleatorycznymi, podczas gdy metodę próbkowania LHS z 25 próbkami na przedział zastosowano dla zmiennych traktowanych jako epistemiczne. Początkowo planowano wykorzystanie próbkowania

LHS również dla pętli wewnętrznych jak i zewnętrznych co prowadziłoby do osiągnięcia 25 000 próbek. W metodzie PCE zmienne wyjściowe modelu reprezentowane są przez rozwinięcie ich w szereg znanych wielomianów ortogonalnych, a współczynniki rozwinięcia zostają wyznaczone. Wielomiany ortogonalne są funkcjami niepewnych danych wejściowych. W rezultacie otrzymuje się wyrażenie analityczne (tj. PCE), z którego można analitycznie obliczyć momenty statystyczne z rozkładu danych wyjściowych [50, 61, 67]. Takie podejście pozwala na znaczą redukcję liczby symulacji numerycznych wykonywanych w oprogramowaniu ESATAN, w porównaniu z metodami bazującymi na próbkowaniu (np. Monte Carlo czy LHS). W rozważanym przypadku algorytm wymagał 117 wyników symulacji ESATAN do dopasowania wielomianu do zbioru danych. Operacja ta była powtarzana 25 razy dla wartości zmiennych epistemicznych. Pozwoliło to zredukować liczbę ewaluacji funkcji (symulacji ESATAN) z 25 000 do 2925. W obliczeniach uwzględniono dwie zmienne epistemiczne i pięć aleatorycznych. Podsumowanie zmiennych wejściowych przedstawiono w Tabeli 3.5 i Tabeli 3.6.

Zmienna	C13 Rod HS Bot	C2 Rad HS
Opis	Heatsink-bottom Przewodność cieplna, W/K	Radiator-heatsink przewodność cieplna kontaktowa, W/m ² K
Źródło	model analityczny	eksperyment
wartość	-	891
wartość - 50%	-	445.5
wartość + 50%	-	1336.5
Min. wartość	0.0049	-
Maks. wartość	0.0087	-

Tabela 3.5: Epistemiczne zmienne wejściowe oraz ich zakresy zmienności

Nazwa zmiennej	Opis	Źródło	Wartość	Odchylenie standardowe
C3 FPGA HS	FPGA-heatsink przewodność kontaktowa, W/m ² K	dane producenta/ pomiar	2941	750
E3 Bot Outer	Emisyjność dolna zewnętrzna ściana	pomiar	0.052	0.017
E4 Top Outer	Emisyjność górną zewnętrzną ścianą	pomiar	0.078	0.004
E5 Side	Emisyjność boczne ściany	pomiar	0.192	0.002
E6 Angles	Emisyjność narożniki	pomiar	0.031	0.006

Tabela 3.6: Aleatoryczne zmienne wejściowe

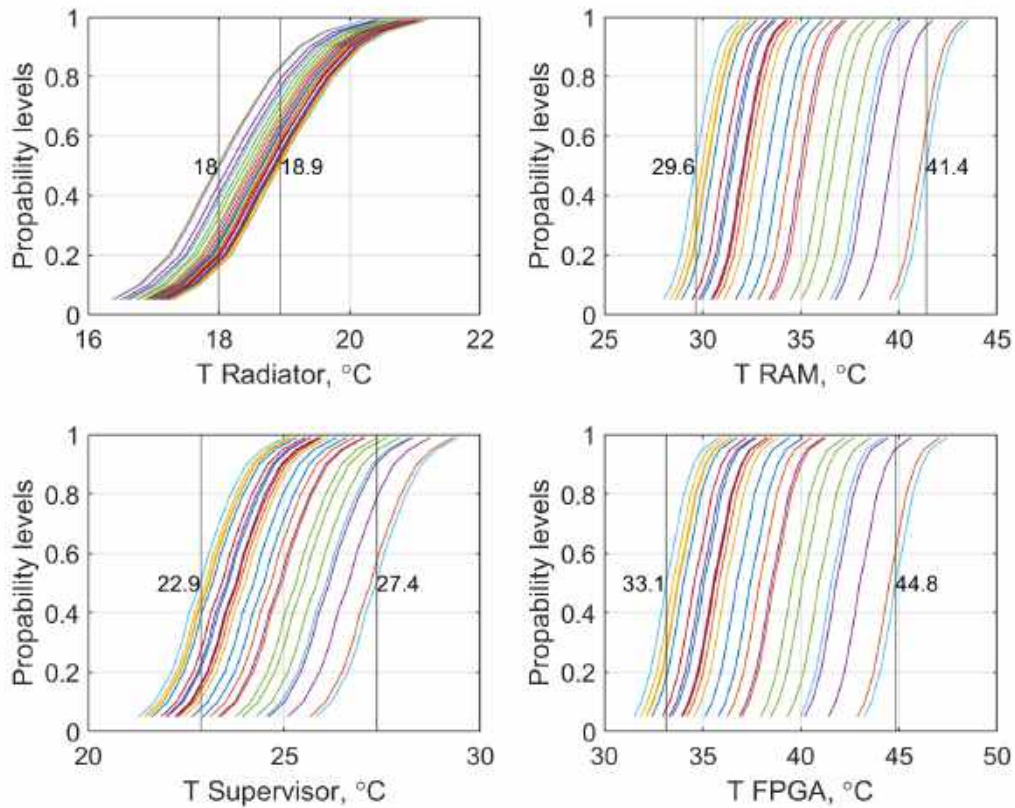
Jak pokazano w Tabeli 3.3 w rozdziale 3.2.2, zmienna C3 FPGA HS była traktowana jako epistemiczna podczas analizy wrażliwości (SA) ze względu na ograniczoną wiedzę. Wyniki SA wykazały znaczący wpływ tej zmiennej na temperaturę FPGA, co było krytyczne w przedstawionym podejściu. Dolna i górna granica zmiennej były znacząco odległe od siebie. W związku z tym dołożono dalszych starań zmierzających do zredukowania niepewności związanej z tą zmienną. Ostatecznie, w wyniku wspomnianego badania, przewodność kontaktowa C3 FPGA HS została potraktowana jako pochodna dwóch przewodności: materiału interfejsu termicznego, który został zmierzony oraz przejścia złącze-obudowa w komponencie elektronicznym, która została zaczerpnięta z danych producenta. Obie przewodności były typu aleatorycznego, ponieważ znano ich wartości średnie i niepewności.

3.2.5 Wyniki kwantyfikacji niepewności

W wyniku zastosowania mieszanego podejścia do kwantyfikacji niepewności (UQ) uzyskano dystrybuanty (CDF) pożądaných zmiennych wyjściowych. Dla każdego zestawu wartości epistemicznej niepewności wejściowej utworzono pojedynczą dystrybuantę. Wszystkie dystrybuanty wykreślone razem tworzą tak zwane wykresy *końskiego ogona* (z ang. horsetail), reprezentujące wszystkie możliwe stany. Wykresy końskiego ogona uzyskane dla czterech zmiennych wyjściowych (tj. temperatur radiatora, RAM, nadzorca i FPGA) przedstawiono na Rys. 3.20. Ponieważ każda z dystrybuant odpowiada pojedynczemu zestawowi niepewności epistemicznej, górne i dolne granice zbioru dystrybuant są również znane jako strefa prawdopodobieństwa (z ang. probability box),

przy czym szerokość między krzywymi krawędziowymi reprezentuje niepewność epistemiczną. Z drugiej strony, kształt dystrybuant jest związany z niepewnością aleatorem. Jak pokazano na Rys. 3.20, temperatura radiatora nie była znacząco obciążona niepewnością epistemiczną, ponieważ szerokość między medianami ograniczających dystrybuant wynosiła $0,9\text{ }^{\circ}\text{C}$. Wydłużony kształt dystrybuant wskazuje na duży wkład zmiennych aleatorem w zmienność wyjścia. Można to fizycznie wyjaśnić faktem, że temperatura radiatora przedstawiona na Rys. 3.20 zależała znacząco od jego właściwości termo-optycznych i mocy rozpraszanej przez komponenty elektroniczne DPU, która została ustalona jako stała dla całej analizy. Jednakże ilość ciepła docierającego do radiatora może być zmieniona poprzez zmianę właściwości fizycznych innych powierzchni zewnętrznych, które są radiacyjnie sprzężone z otaczającą osłoną. Emisyjność radiatora była stała podczas UQ, dlatego zmienność emisyjności innych powierzchni zewnętrznych (z niepewnością aleatorem) silnie wpływała na jego temperaturę. Dwie zmienne epistemiczne wpływały na temperatury wewnętrzne. Dlatego oczekiwano, że nie będą one silnie wpływać na wykres końskiego ogona dla temperatury radiatora. Ponadto, z analizy wrażliwości (SA) wywnioskowano, że zmienne reprezentowane z niepewnością aleatorem znacząco wpływały na temperaturę radiatora i nie wpływały na pozostałe temperatury RAM, nadzorca czy FPGA. Zostało to potwierdzone na wykresach końskiego ogona, ponieważ kształt dystrybuant dla radiatora był najbardziej nachylony. Z drugiej strony, zmienne epistemiczne C2 Rad HS i C13 Rod HS Bot wpływały zarówno na temperatury RAM, nadzorca, jak i FPGA, co przełożyło się na duże szerokości między skrajnymi dystrybuantami na Rys. 3.20. Temperatury pamięci RAM i FPGA były najbardziej obciążone niepewnością epistemiczną. Szerokość między medianami dla RAM wynosiła $11,8\text{ }^{\circ}\text{C}$, a dla FPGA $11,7\text{ }^{\circ}\text{C}$. Maksymalne możliwe temperatury, które można znaleźć dla górnych dystrybuant, osiągnęły odpowiednio $43\text{ }^{\circ}\text{C}$ i $47\text{ }^{\circ}\text{C}$. Szerokość między dystrybuantami była mniejsza dla temperatury nadzorca i wynosiła $4,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ między medianami; jednak krzywe dystrybuant były nieco szersze niż dla FPGA i RAM. Powyższe obserwacje pokazały, że wykresy dystrybuant wewnętrznych części DPU były szersze, co wskazuje na duży wkład niepewności epistemicznej. Zmienne epistemiczne obejmowały dwie przewodności cieplne. Zatem potwierdziło to fakt, że na temperaturę wewnętrznych części, takich jak komponenty elektroniczne, wpływ miały głównie oporności cieplne w ścieżkach ciepła.

Opisane analizy, zarówno SA jak i UQ, zostały przeprowadzone dla tak zwanego scenariusza gorącego przypadku (z ang. hot case). Innymi słowy, wybrany scenariusz reprezentował nominalne działanie DPU w środowisku orbitalnym, w którym oczekiwa-



Rysunek 3.20: Wykresy dystrybuant dla 25 próbek niepewności epistemicznej

no najwyższej temperatury na komponentach elektronicznych. Wykresy przedstawione na Rys. 3.20 pokazują cały zakres wyników, biorąc pod uwagę niepewności danych wejściowych. Na tej podstawie można znaleźć na wykresie najgorszy przypadek temperatury FPGA i porównać go z limitem operacyjnym dla tego komponentu podczas czasu trwania misji kosmicznej. Limit sprzętowy zdefiniowany dla FPGA przez zespół inżynierii systemowej został ustalony na 65 °C. Limit ten został zdefiniowany na podstawie obniżenia parametrów tego komponentu w celu zwiększenia jego żywotności. Maksymalna temperatura FPGA uzyskana w opisanym analizie wynosiła 47 °C. Margines kwalifikacyjny dla misji Intuition-1 wynosił +/-10 °C. Zatem 47 °C jest o 18 °C poniżej zdefiniowanego limitu sprzętowego, co jest zgodne z marginesem kwalifikacyjnym 10 °C. Dlatego można wywnioskować, że omawiany projekt systemu zarządzania ciepłem jednostki obliczeniowej pozwala FPGA pracować w bezpiecznym zakresie operacyjnym. Te same wnioski wyciągnięto dla RAM i PCB SVR. Co istotne, wskazane wnioski nie mogłyby zostać wyciągnięte na podstawie pierwotnej symulacji opisaną w

rozdziale 3.1.5, która nie uwzględnia niepewności danych wejściowych. Warto zauważyć, że najważniejszą częścią tych wykresów tzw. końskiego ogona jest ich obwiednia definiująca górne i dolne granice. Analiza wewnętrznych funkcji rozkładu nie wykazała ich dużej przydatności i mogłyby zostać pominięte. Należy również podkreślić, że gdyby usunięto niepewności epistemiczne, pozostałaby tylko jedna krzywa dystrybuanty dla każdej zmiennej wyjściowej, znacznie redukując niepewność temperatur RAM, FPGA i PCB SVR w związku z tym przyszłe badania mogłyby obejmować dalsze kroki analizy i eksperymenty dotyczące oporów kontaktowych obecnie traktowanych jako epistemiczne.

3.3 Wnioski

W rozdziale 3 przedstawiono metodologię weryfikacji projektu systemu zarządzania ciepłem poprzez opracowanie modelu, walidację modelu, analizę wrażliwości (SA) oraz kwantyfikację niepewności (UQ). Ze względu na dużą liczbę danych wejściowych, złożoność modelu oraz występowanie niepewności aleatorycznych i epistemicznych, zastosowano podejście dwuetapowe. W pierwszym etapie zidentyfikowano kluczowe zmienne wejściowe, a mniej istotne zmienne wykluczono z dalszej analizy. Następnie w badaniu UQ wykorzystano podejście prawdopodobieństwa drugiego rzędu, aby uwzględnić niepewności epistemiczne i aleatoryczne. Wyniki pozwoliły zidentyfikować zmienne wyjściowe, na które redukowalne (epistemiczne) niepewności mają największy wpływ. Ponadto uzyskano dolne i górne granice zmienności zmiennych wyjściowych. Zebrane wyniki wykazały, że projekt systemu zarządzania ciepłem dla DPU nie wymagał modyfikacji. Wykazano również, że redukcja niepewności epistemicznych mogłaby znacznie zmniejszyć niepewność wyjściową. Brak wiedzy był związany z modelami oporów kontaktowych, które są trudne do obliczenia i zmierzenia. Zastosowana metoda analizy mieszanych niepewności epistemicznych i aleatorycznych może być kosztowna obliczeniowo, ponieważ wymaga wykonania obliczeń w pętlach wewnętrznych i zewnętrznych dla obu typów niepewności. Ma jednak tę zaletę, że efekt niepewności aleatorycznych i epistemicznych można łatwo rozdzielić.

Należy również podkreślić, że wykonanie analiz UQ z mieszanymi niepewnościami epistemicznymi i aleatorycznymi wyżej omówioną metodą, może zostać przyspieszone poprzez zrównoleglenie obliczeń, gdyż każda z realizacji pętli wewnętrznej algorytmu, może być wykonywana niezależnie. W niniejszej pracy nie skorzystano jednak z tego udogodnienia ze względu na ograniczenia związane z dostępną liczbą licencji stosowa-

nego oprogramowania ESATAN.

Wnioski płynące z wykorzystania przedstawionej metodologii mogą być przydatne podczas ich zastosowania w innych systemach. W niniejszej pracy wykorzystane one zostały podczas projektowania systemu zarządzania ciepłem z wykorzystaniem materiału zmiennofazowego PCM omówionego w rozdziale 5. Uzyskane wyniki mogą mieć kluczowe znaczenie dla odporności projektu systemu cieplnego i mogą wspierać bezpieczeństwo procesu projektowania, wspierając również proces podejmowania decyzji.

Rozdział 4

Analiza proponowanego rozwiązania (PCM)

Na podstawie dokonanego w rozdziale 2 wyboru pasywnej technologii do dalszych analiz, poniżej przedstawiono teoretyczną oraz eksperymentalną analizę wykonalności zbiornika z materiałem zmiennofazowym (PCM), w celu oceny potencjału realizacji tezy doktoratu jaką jest redukcja wartości międzyszczytowych temperatur układu elektronicznego FPGA podczas jego cyklicznej pracy w przestrzeni kosmicznej na pokładzie małego satelity.

Jak wspomniano wstępnie w rozdziale 2.3 materiały zmiennofazowe (PCM) mogą działać jako akumulatory ciepła, wykorzystując swoje stosunkowo wysokie ciepło przemiany fazowej. Ta właściwość fizyczna może wspierać zdolności magazynowania energii i stabilizacji temperatury, ponieważ ciepło utajone jest znacznie wyższe niż ciepło właściwe w porównywalnym zakresie temperatur. Takie korzyści mogą zmienić kształt krzywych chłodzenia i ogrzewania systemu, pozytywnie wpływając na jego niezawodność i wydajność, które mogą być znacznie obniżone z powodu wahań temperatury. PCM są stosowane w wielu dziedzinach życia, takich jak budownictwo, chłodnictwo, ciepłownictwo, magazynowanie energii, lotnictwo i wiele innych [71–75].

Zastosowanie PCM w dziedzinie inżynierii kosmicznej nie jest nowością. Jeden z najstarszych zidentyfikowanych w literaturze przykładów zastosowania takiej technologii w kosmicznych systemach elektronicznych jest związany z programem Defense Support Program (DSP) wspieranym przez Stany Zjednoczone Ameryki. W ramach tego programu w latach siedemdziesiątych wystrzelono w kosmos statek kosmiczny DSP-1, będący wówczas największym wojskowym satelitą, w którym PCM zastosowano do stabilizacji temperatury radiatora zespołu płaszczyzny ogniskowej (z ang. focal plane assembly) [16]. Innym przykładem zastosowania tej technologii w tamtej epoce było wykorzystanie PCM dla jednostki przetwarzania sygnałów elektronicznych podczas misji

Apollo 15 [76]. Ponadto, w tej samej dekadzie opublikowano dwa podręczniki dotyczące wykorzystania PCM [77] i [76] co wskazywało na spore zainteresowanie tym tematem. Zainteresowanie PCM w technice kosmicznej rosło sukcesywnie w ostatnich dziesięcioleciach [78], ale to obecne czasy z uwagi na niższe koszty wynoszenia ładunków na LEO mogą być dla tej technologii obiecujące [79]. Ponadto, wraz ze wzrostem efektywności produkcji energii elektrycznej na orbicie przy użyciu paneli fotowoltaicznych, zwiększył się również przeciętny budżet mocy satelitów, a co za tym idzie potencjał wykorzystania pokładowych urządzeń elektronicznych i komputerów. Urządzenia te wymagają systemów zarządzania ciepłem w celu stabilizacji ich temperatur i wydłużenia żywotności ze względu na duże ilości ciepła, które muszą być rozproszone w przestrzeni kosmicznej o czym wspomniano w rozdziale 2 oraz w artykułach [6, 51]. Warto również wspomnieć, że wykorzystanie PCM jako jednostki magazynowania ciepła zostało zidentyfikowane jako najnowocześniejsza technologia dla małych satelitów w 2023 roku przez Narodową Agencję Aeronautyki i Przestrzeni Kosmicznej (NASA) [44], wykorzystywana jest również przez Europejską Agencję Kosmiczną (ESA) [80].

Projektowanie rozwiązań opartych na PCM dla statków kosmicznych nie jest trywialne, co potwierdzają liczne artykuły opisujące ten proces. Wstępny etap projektowania związany jest z wyborem PCM, który musi być rozważany na podstawie jego właściwości takich jak: ciepło utajone, temperatura przemiany fazowej, przewodność, korozyjność, starzenie i inne, jak opisano w [81]. Analiza wszystkich tych właściwości jest konieczna, aby spełnić wymagania misji kosmicznych. Współcześnie obliczenia ręczne są często zastępowane lub wspierane przez symulacje numeryczne. W literaturze opisano wiele modeli opracowanych do prowadzenia symulacji nieustalonego przepływu ciepła w satelitach wykorzystujących PCM. Niedawne badanie Elshaera i in. [79] analizuje wiele prac związanych z tym tematem. Istnieją dwa ogólne podejścia do modelowania przemiany fazowej i sposobu uwalniania ciepła utajonego w modelach matematycznych [82], tj. metody śledzenia frontu i metody domenowe. W metodach śledzenia frontu pozycja interfejsu między dwiema fazami (fazą stałą i ciekłą) jest jawnie określana w każdym kroku czasowym, a ciepło utajone jest uwalniane poprzez specjalny warunek brzegowy, równoważący obie fazy. W metodach domenowych fazy ciekła i stała są traktowane jako to samo medium o średnich lub efektywnych właściwościach termicznych reprezentowanych jako funkcja temperatury. Metody śledzenia frontu są bardziej złożone, dlatego częściej stosuje się techniki domenowe, jednak kosztem gorszej dokładności ze względu na brak jawnej pozycji frontu przemiany fazowej. Metody domenowe pozwalają na uwzględnienie ciepła utajonego poprzez metodę efektywnej

pojemności cieplnej, metodę entalpii lub metodę odzyskiwania temperatury. Istnieją również metody hybrydowe, które zawierają modyfikacje tych trzech głównych podejść [82]. Niektóre materiały zmiennofazowe wykazują histerezę w przemianach fazowych, tj. proces topnienia nie jest dokładnie odwrotny do procesu krzepnięcia. Metody radzenia sobie z tym problemem w modelowaniu opisują Zálešák i in. [83]. Często w zastosowaniach przemysłowych wykorzystuje się metodologię symulacji opisaną przez M. Gottero i in. w pracy [84], gdzie autorzy wykorzystali metodę domenową, dodając ciepło utajone jako dodatkową pojemność cieplną dla temperatury przemiany fazowej na potrzeby symulacji. To samo podejście matematyczne zastosowano w pracy [85], gdzie jednowymiarowy (1D) model cieplny został wskazany jako wystarczająca reprezentacja dla trójwymiarowego (3D) procesu analizowanego eksperymentalnie. Garmendia i in. [86] przeprowadzili eksperymenty w komorze termiczno-próżniowej zintegrowanego systemu zarządzania termicznego wykorzystującego PCM dla mikrosatelitów. Autorzy opracowali model numeryczny, który został zwalidowany przy użyciu danych eksperymentalnych. Stwierdzili oni dobrą zgodność między symulowaną, a zmierzoną ewolucją temperatury co potwierdza właściwy opis zjawiska. Niedawno Elshaer i in. [79] przedstawili wyniki symulacji panelu magazynowania ciepła (TSP) wykorzystującego PCM. Autorzy zwalidowali swój model przy użyciu danych literaturowych i uzyskali zadowalające wyniki porównując symulowane i zmierzone przebiegi wartości temperatury. Następnie wykorzystali model do przewidywania działania TSP w cyklach orbitalnych.

Analiza wyżej wymienionych prac pokazuje, że mimo swojej prostoty, metoda domenowa może dawać zadowalające wyniki przy modelowaniu systemów ze zmianą fazy oraz charakteryzuje się krótkim czasem obliczeń. Dlatego to podejście zostało również zastosowane w niniejszej pracy doktorskiej.

Ze względu na zwykle małą przewodność cieplną organicznych PCM, często stosuje się wzmacniacze przewodności cieplnej (TCE). TCE obejmują materiały wypełniające, które powinny zwiększać efektywną przewodność cieplną PCM. TCE składają się zazwyczaj z żeber wykonanych z różnych materiałów, o różnych kształtach [79, 87, 88], czasem w formie plastra miodu [89, 90] lub polimerów wzmocnionych włóknem węglowym z enkapsulowanym PCM [91], kombinacji wypełniacza z rurkami cieplnymi [90], pian metalowych lub siatek [92] lub mikrostruktur sieciowych z materiału nośnego, takiego jak rozszerzony grafit [93] i innych. Zastosowanie TCE zmniejsza ciepło utajone urządzenia w porównaniu z czystym PCM, ale zwiększa przewodność cieplną, ułatwiając rozpraszanie ciepła.

Poniżej przedstawiono badania eksperymentalne i analizy numeryczne dotyczące projektowania modułu PCM do rozpraszania ciepła i stabilizacji termicznej elektroniki satelitarnej. Eksperymenty przeprowadzono w komorze termiczno-próżniowej (TVAC) w kontrolowanych warunkach środowiskowych i obciążeniach. Wyniki wykorzystano do walidacji modelu. Zbadano i uwzględniono w modelu efekt konwekcji naturalnej występujący w PCM. Przegląd projektu obudowy elektroniki planowanej do integracji z DPU zostanie opisany z naciskiem na wyniki eksperymentalne porównane z numerycznymi.

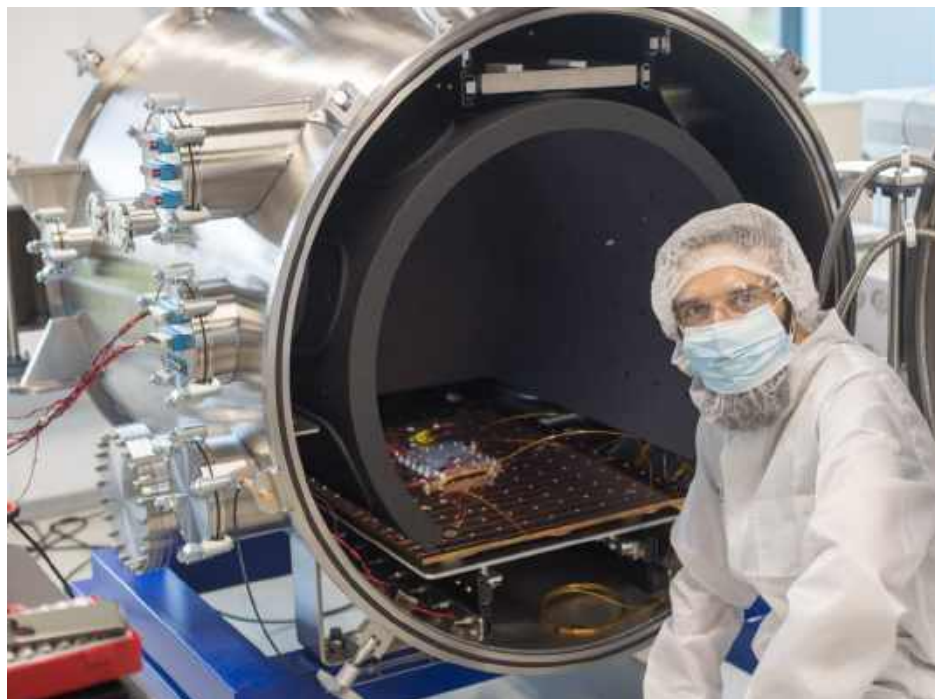
Na podstawie wykonanego przeglądu stanu techniki stwierdzono, że PCM nie został jeszcze zintegrowany z elektroniką w przemyśle kosmicznym jako indywidualny zespół zgodny ze standardami Advanced Data Handling Architecture (ADHA) [94] lub SpaceVPX [95], co stanowi nowość niniejszej pracy.

4.1 Eksperyment

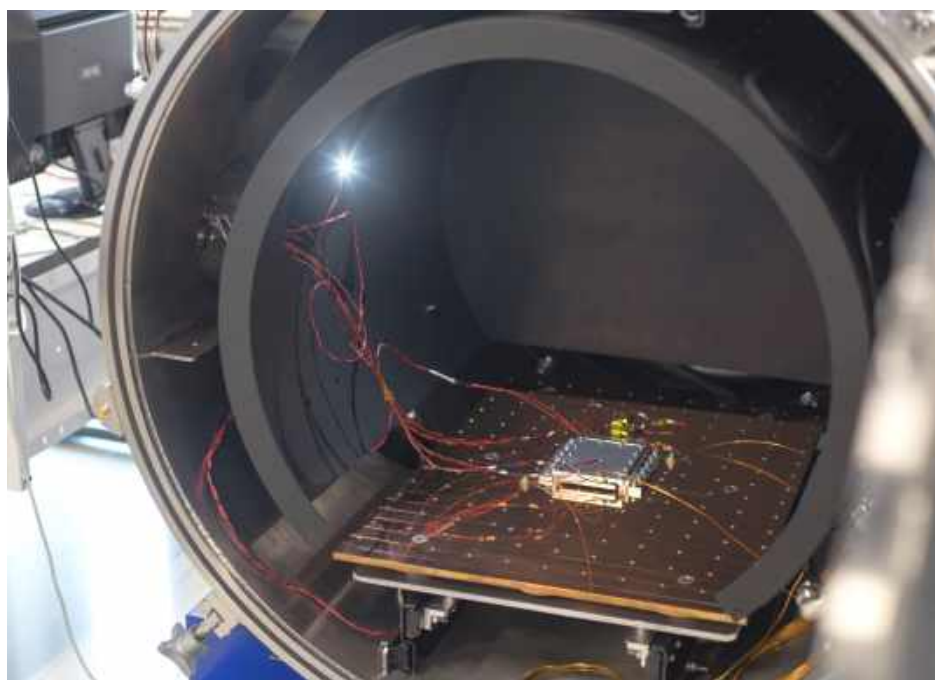
4.1.1 Zaplecze laboratoryjne

Główne testy przeprowadzono w komorze termiczno-próżniowej (TVAC), co jest standardowym podejściem w przemyśle kosmicznym. Wykorzystane urządzenie jest własnością firmy KP Labs sp. z o.o. i jest w stanie osiągnąć ciśnienie bezwzględne na poziomie 7×10^{-7} mbar. Ten stan wysokiej próżni eliminuje konwekcyjny przepływ ciepła ze względu na brak powietrza w tak wytworzonym środowisku. Komora jest wyposażona w stół z możliwością regulacji temperatury w zakresie od -60 °C do 100 °C, co jest niezbędne do odwzorowania interfejsów termicznych korpusu satelity. TVAC pozwala na symulację warunków panujących w przestrzeni kosmicznej dla testowanego urządzenia (UUT). Komorę TVAC z zainstalowanym zbiornikiem PCM przedstawiono na Rys. 4.1 i 4.2.

Dla szczegółowego podglądu wyników eksperymentu na badanej próbce zainstalowano kilka rezystancyjnych czujników temperatury (PT1000). Lokalizacja czujników jest przedstawiona na Rys. 4.3. Najważniejszy z nich to CH8 umieszczony dokładnie na grzałce, która reprezentuje układ elektroniczny w docelowym urządzeniu. Wartość tej temperatury pomaga również kontrolować bezpieczne prowadzenie eksperymentu. Kolejny czujnik o nazwie CH1 jest zainstalowany wewnątrz zbiornika, tuż nad źródłem ciepła (centralnie), tymczasem CH5 jest umieszczony najdalej od źródła ciepła pod względem ścieżki przewodzenia ciepła, ale w praktyce zlokalizowany nad CH1. Pomiar

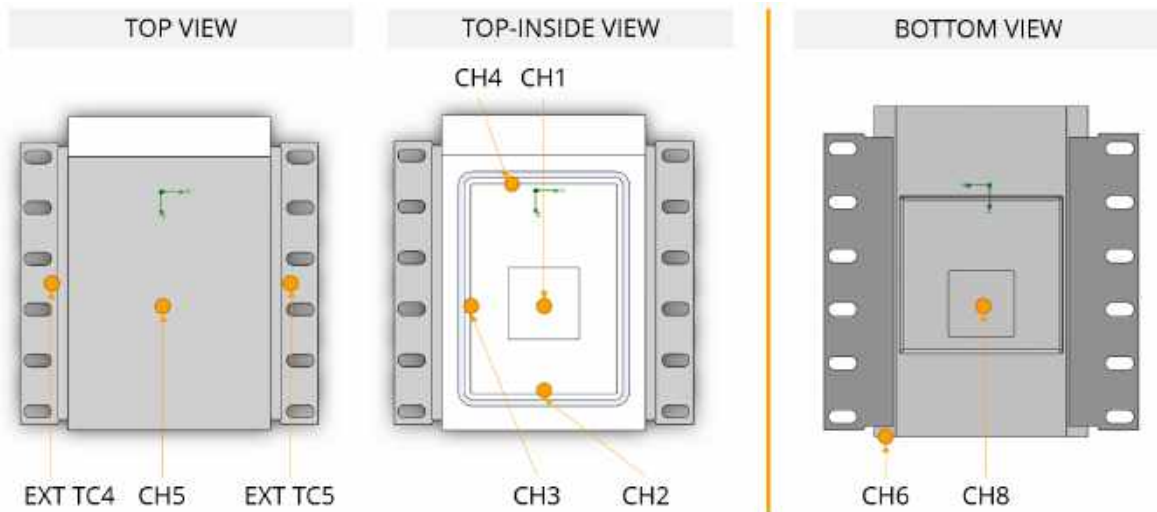


Rysunek 4.1: Komora termiczno-próżniowa (TVAC) z przygotowanym do badań zbiornikiem PCM



Rysunek 4.2: Wnętrze komory termiczno-próżniowej (TVAC): zbiornik PCM zainstalowany na miedzianym stole (płyce chłodzącej) o stałej temperaturze podczas eksperymentu. Czarna osłona otacza testowane urządzenie i reprezentuje tło radiacyjne

temperatury w tych punktach będą przedmiotem szczegółowej analizy podczas omawiania wyników. Ponadto, dwa czujniki monitorują temperaturę na obu interfejsach termicznych, co stanowi ważny warunek brzegowy. Wreszcie, rejestrowano parametry prądowo-napięciowe w celu pomiaru mocy wydzielanej przez grzałkę.

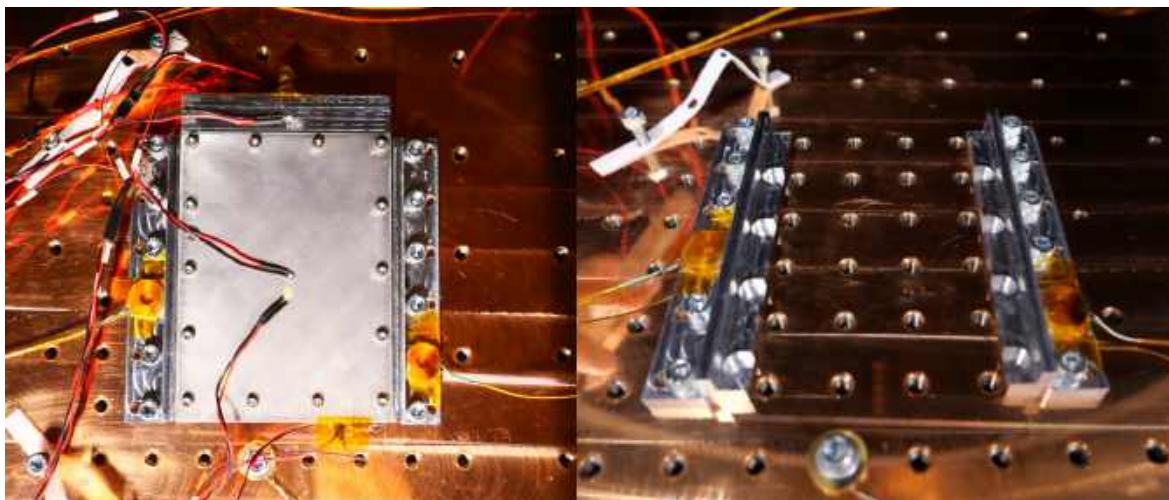


Rysunek 4.3: Rozmieszczenie czujników temperatury dla celów testowych i symulacyjnych

Zaprojektowana i wyprodukowana w firmie doktoranta obudowa jest zamontowana na dwóch niezależnych szynach, których powierzchnie kontaktowe oraz sam zbiornik przedstawiono na Rys. 4.4. Te kontakty imitują docelowy interfejs termiczny i mechaniczny obudowy elektronicznej w małym satelicie.

4.1.2 Procedura testowa

Podczas testu, kontrolowano temperaturę stołu TVAC za pomocą wspomnianego zewnętrznego wymiennika ciepła w celu utrzymania stałej temperatury $24\text{ }^{\circ}\text{C}$ na interfejsie termicznym (szynach). Ciśnienie w komorze utrzymywane było na prawie stałym poziomie, ponieważ zostało określone jako parametr kontrolny podczas pracy TVAC. W trakcie eksperymentu ciśnienie bezwzględne wahało się między $1,3 \times 10^{-7}$ a $8,1 \times 10^{-7}$ mbar. Środowisko radiacyjne stanowiła głównie czarna malowana osłona, będąca częścią komory TVAC, o emisyjności 0.9. Zmiany jej temperatury w czasie zostały uwzględnione w symulacjach. Źródło ciepła zostało włączone po osiągnięciu stanu ustalonej temperatury w komorze próżniowej. Moc grzałki została ustawiona na $9,6\text{ W}$ i wyłączona po 3300 s , gdy temperatura na czujniku grzałki osiągnęła $85\text{ }^{\circ}\text{C}$,



Rysunek 4.4: Zbiornik (po lewej) wewnątrz komory termiczno-próżniowej zamontowany na interfejsach (po prawej) umieszczonych na płycie chłodzącej - stole

co stanowi reprezentację maksymalnej zalecanej temperatury dla pracy elektronicznego komponentu FPGA. Wyniki eksperymentu przedstawiono na Rys. 4.8 i zostaną opisane w rozdziale 4.3.1.

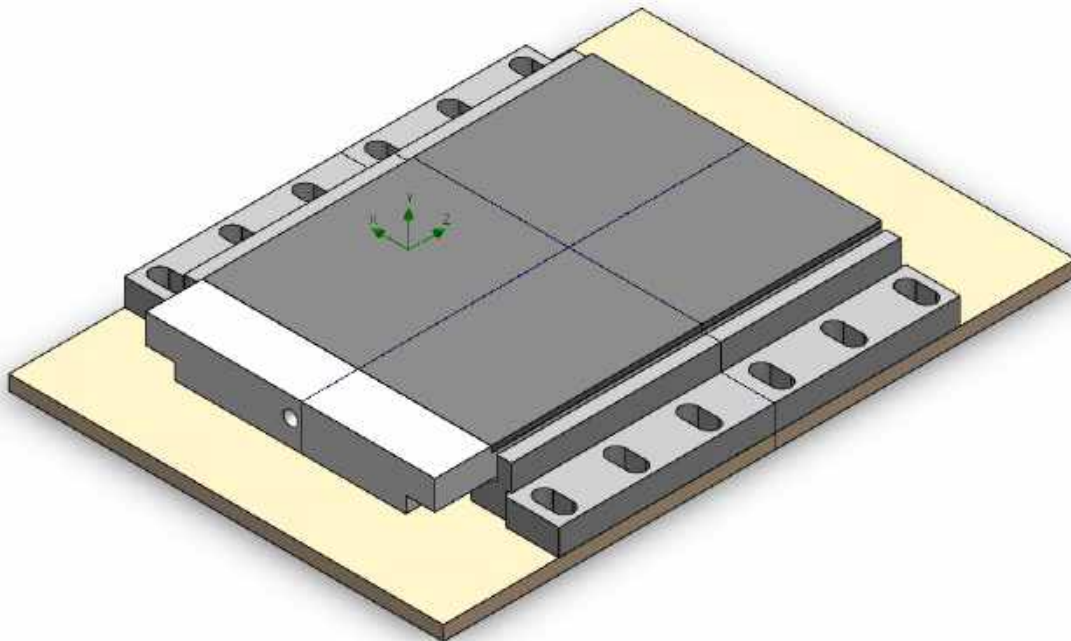
4.2 Model numeryczny

Podczas opracowywania modelu numerycznego, w pierwszym etapie zbudowano geometryczną reprezentację analizowanego obiektu przy użyciu oprogramowania CAD. Następnie wygenerowano siatkę obliczeniową i przeanalizowano jej jakość za pomocą komercyjnego oprogramowania Simcenter FloEFD [96]. To samo oprogramowanie wykorzystano następnie do zdefiniowania warunków początkowych i brzegowych, właściwości materiałów oraz parametrów symulacji, a także do przeprowadzenia obliczeń i przetwarzania końcowego wyników.

4.2.1 Geometria i siatka

Projekt obudowy elektroniki DPU ze zintegrowanym akumulatorem cieplnym (PCM) może być złożony. Ze względu na lepsze zarządzanie niepewnością badawczą, sposób podejścia do projektu produktu na tym etapie badań został uproszczony. Pierwszym krokiem przygotowania modelu obliczeniowego było wykorzystanie cyfrowej reprezentacji zbiornika wykonanego ze stopu aluminium 6061 wypełnionego organiczną parafiną

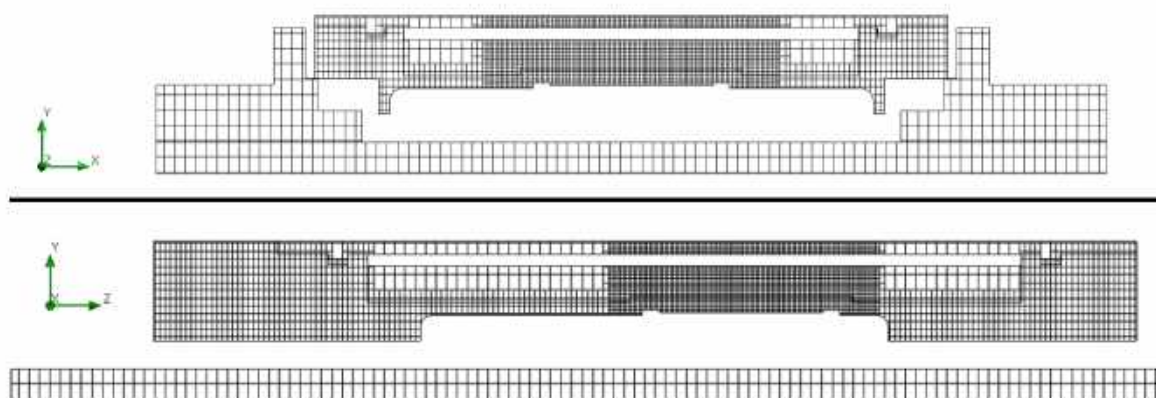
n-eicosane jako PCM. Materiał PCM został dobrany w taki sposób, aby zminimalizować wahania temperatury sprzętu znajdującego się w warunkach niskiej orbity okołoziemskiej, biorąc pod uwagę inne ograniczenia związane z wymaganiami przemysłu kosmicznego. Poprzez wykorzystanie symulacji numerycznych i testów zdecydowano się potwierdzić poprawność metodologii symulacji takiego przypadku. Ze względu na fakt, że pojemnik PCM i jego przyszła integracja z elektroniczną jednostką obliczeniową (DPU) jest innowacyjną częścią takiego produktu, szczegółowa analiza takiego przypadku jest celowa przed jego ostateczną integracją. Obiekt rozważań zwany zbiornikiem (pojemnik wypełniony PCM) przedstawiony jako rzut z modelu CAD na Rys. 4.5 składa się z części oznaczonych na Rys. 4.7. Głównymi częściami są obudowa zbiornika, pokrywa, materiał PCM i interfejsy. Części schematycznie oznaczone jako obszar kreskowany nie są obecne podczas eksperymentu, ale będą przedmiotem badań w rozdziale 5 tej pracy. Wymiary urządzenia wynoszą $154 \times 100 \times 15,5 \text{ mm}^3$, a zawartość n-eicosane wynosi 36g.



Rysunek 4.5: Geometria modelu CAD obudowy akumulatora ciepłego ze zmianą fazy. Położenie przekrojów wykorzystanych do prezentacji końcowych wyników zaznaczono liniami

Siatka numeryczna składała się z łącznie 532 669 elementów. Została ona zagęszczona w regionach spodziewanych wysokich gradientów temperatury. Decyzja ta została

wsparta analizą wrażliwości siatki, która pomogła wskazać odpowiedni rozmiar komórek. Zastosowano elementy typu ortogonalnego, a przekrój geometrii wraz z siatką przedstawiono na Rys. 4.6. Lokalizacje dwóch przekrojów są oznaczone jako linie na Rys. 4.5. Należy zauważyć, że lokalizacja przekroju na Rys. 4.6 (górze) przechodzi przez dodatkowe wycięcia widoczne na Rys. 4.4 (prawo), stąd na Rys. 4.6 (górze) widoczna jest mała powierzchnia styku zbiornika PCM z podstawą co jest prawdą tylko dla tego przekroju. Wycięcia zostały uwzględnione w modelu.



Rysunek 4.6: Siatka podziału numerycznego przedstawiona na geometrii pojemnika PCM na przykładowej płaszczyźnie

4.2.2 Rozwiązywane równania

Aby analizować problemy wymiany ciepła, rozwiązywane było równanie energii w stanie nieustalonym przy użyciu metody objętości skończonych, zaimplementowanej w komercyjnym oprogramowaniu Simcenter FloEFD [96]. Zarówno stały, jak i upłynniony PCM były traktowane jako ciało stałe z zerową prędkością w całej objętości, a kluczowe dla istotny zjawiska właściwości materiałowe odpowiadające stanowi stałemu i ciekłemu były stosowane w razie potrzeby. Należy podkreślić, że w dalszej analizie zbadano efekt konwekcji naturalnej we wnętrzu płynu co omówiono w rozdziale 4.4.2. Równanie energii dla nieustalonego przewodzenia ciepła bez źródeł ciepła ma postać [96].

$$\frac{\partial(\rho c T)}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (4.1)$$

gdzie ρ to gęstość, c to ciepło właściwe, T to temperatura, t to czas, λ_i to diagonalny

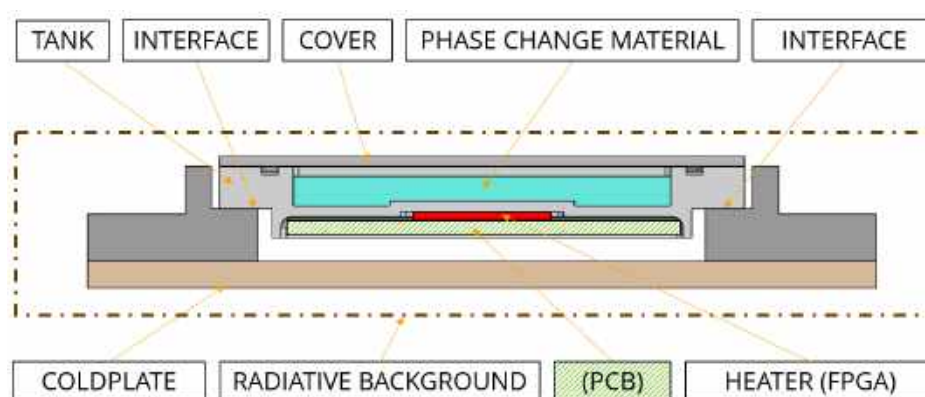
składnik tensora przewodności cieplnej – zakłada się, że tensor jest diagonalny, tzn. materiał może być traktowany jako ortotropowy. Radiacyjny przepływ ciepła wewnątrz ciała PCM i innych materiałów stałych został pominięty, jednak warunki brzegowe uwzględniały promieniowanie między wszystkimi częściami oraz środowiskiem TVAC. Użyto wbudowanego modelu promieniowania Discrete Transfer (DTRM). Pojemności cieplne właściwe, jak również przewodność cieplna były zależne od temperatury dla wszystkich materiałów stałych, takich jak stop aluminium, miedź i uszczelka z kauczuku fluorowego Viton/FPM [97]. Aby uwzględnić przemianę fazową w PCM i uwzględnić ciepło topnienia/krzepnięcia, pojemność cieplna właściwa była wyznaczana zgodnie z następującym schematem [98]:

$$\begin{aligned}
 c &= c_s && \text{dla} && T_{PCM} \leq T_m - \Delta T/2 \\
 c &= (c_s + c_l)/2 + L_f/\Delta T && \text{dla} && T_m - \Delta T/2 < T_{PCM} < T_m + \Delta T/2 \\
 c &= c_l && \text{dla} && T_{PCM} \geq T_m + \Delta T/2
 \end{aligned} \quad (4.2)$$

gdzie c_l i c_s są odpowiednio pojemnościami cieplnymi właściwymi ciekłego i stałego PCM, L_f to entalpia topnienia/krzepnięcia PCM, T_m to temperatura przemiany fazowej, T_{PCM} to temperatura PCM, a ΔT to różnica temperatur przemiany fazowej. Dane i właściwości umożliwiające rozwiązanie równań (4.1) i (4.2) dla PCM podsumowano w Tabeli 4.1. Jak wspomniano powyżej, problem został rozwiązany jako nieustalony z krokiem czasu wynoszącym 0,1 s podczas całego procesu, tj. wszystkich etapów grzania i chłodzenia, odpowiadających warunkom i czasowi trwania eksperymentu. Podczas obliczeń rejestrowano i monitorowano temperatury w różnych punktach, odpowiadających pozycjom czujników temperatury użytych w eksperymentach.

4.2.3 Warunki brzegowe

Istnieją dwa główne warunki brzegowe istotne dla opisywanego scenariusza. Pierwszy to moc elektryczna przekształcana w ciepło, która była dostarczana przez elastyczną grzałkę wpasowaną w materiał Kapton® i przyklejoną w miejscu, gdzie w końcowej konfiguracji urządzenia elektronicznego będzie interfejsował się układ FPGA (Field Programmable Gate Array). Drugi warunek brzegowy odpowiada interfejsowi cieplnemu do struktury satelity i jest traktowany jako powierzchnia izotermiczna co odzwierciedla płytę bazową na której spoczywa układ. Zewnętrzne powierzchnie urządzenia są opisane jako powierzchnie promieniujące, które wymieniają ciepło poprzez promieniowanie z otoczeniem. Wszystkie emisyjności kluczowych powierzchni zostały



Rysunek 4.7: Główne elementy analizowanego układu reprezentowane w modelu. Element zaprezentowany na zielono reprezentuje płytke PCB i nie został odwzorowany jako bryła w modelu. W jego miejscu zastosowano odpowiednie warunki brzegowe

zmierzone za pomocą emisjometru i uwzględnione w parametrach symulacji. Schemat stanowiska został oznaczony na Rys. 4.7, a wartości liczbowe zastosowanych właściwości materiałów i warunków brzegowych podsumowano w Tabelach 4.1 i 4.2.

4.3 Wyniki

W niniejszym rozdziale opisano wyniki uzyskane w głównym eksperymencie będącym częścią czterotygodniowej kampanii testowej przeprowadzonej w siedzibie KP Labs Sp. z o.o., która odbyła się w 2023 roku oraz opisano wyniki symulacji numerycznych, które go odzwierciedlały.

4.3.1 Eksperyment

Kampania testowa składała się z kilku eksperymentów z wykorzystaniem komory TVAC. Z uwagi na eksperymentalny charakter badań napotkano na nieplanowane zdarzenia jak na przykład wyciek materiału zmiennofazowego ze zbiornika ciśnieniowego do środowiska wysokiej próżni oraz inne pomniejsze, które skutecznie rozwiązano. Głównym celem testów było zweryfikowanie odpowiedzi PCM na ciepło przekazywane w miejscu planowanego interfejsu z kluczowym komponentem elektronicznym (FPGA) w docelowym projekcie modułu PCM dla elektroniki. Takie podejście pozwala na weryfikację poprawności końcowego projektu na wczesnym etapie i dostarcza danych do oceny metodologii symulacji. Ponadto pomaga przewidzieć potencjalne problemy z przyszły-

Tabela 4.1: Dane i właściwości n-eikozanu użyte w modelu

Nazwa	Symbol	Wartość	Jednostka	Źródło
Masa materiału PCM	m	36	g	pomiar własny
Pojemność cieplna właściwa cieczi	c_l	2200	J/kg/K	pomiar własny
Pojemność cieplna właściwa ciała stałego	c_s	1900	J/kg/K	pomiar własny
Różnica temperatury zmiany fazy (model)	ΔT	3	K	[85]
Entalpia topnienia/krzepnięcia	L_f	237	kJ/kg	[99]
Temperatura zmiany fazy	T_m	310.15	K	[99]
Gęstość cieczi	ρ_l	780	kg/m ³	[99]
Gęstość ciała stałego	ρ_s	820	kg/m ³	[99]
Współczynnik przewodzenia ciepła cieczi	λ_l	0.16	W/m/K	[99]
Współczynnik przewodzenia ciepła ciała stałego	λ_s	0.22	W/m/K	[99]

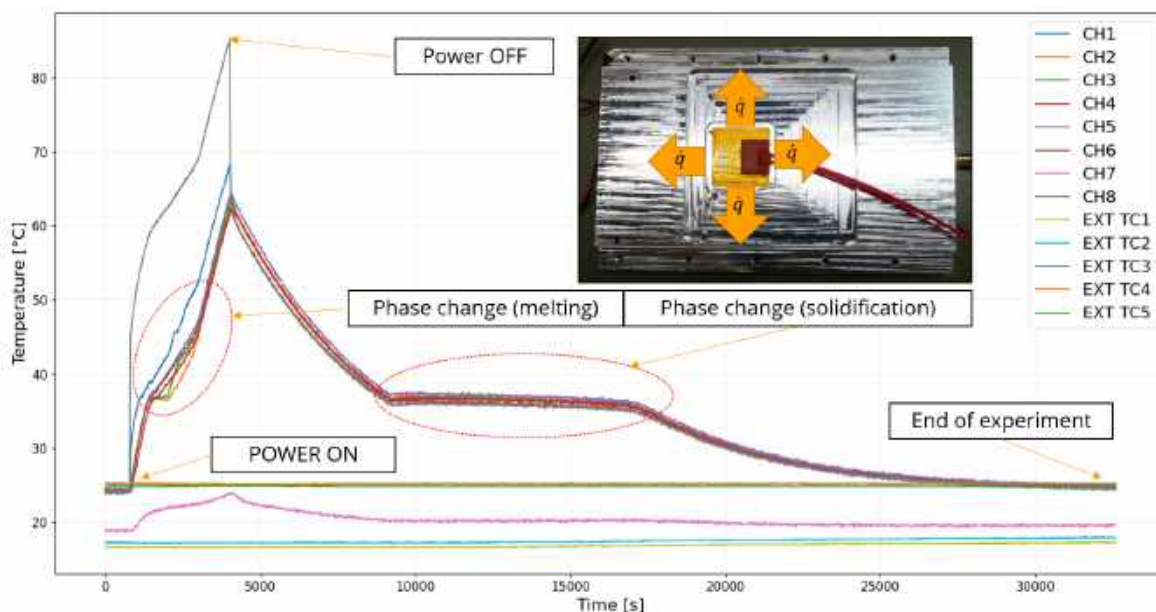
Tabela 4.2: Warunki brzegowe zastosowane w modelu

Nazwa	Symbol	Wartość	Jednostka	Źródło
Moc grzałki (uwzględniająca ubytki strumienia ciepła)	P	9.6	W	pomiar bezpośredni
Temperatura styku	T_{int}	297.15	K	pomiar bezpośredni
Temperatura promieniującego tła	T_{bg}	290.15	K	pomiar własny
Emisyjność stopu aluminium	ε	0.07	-	pomiar własny
Emisyjność miedzi	ε	0.025	-	pomiar własny
Emisyjność grzałki Kapton®	ε	0.835	-	pomiar własny
Opór kontaktowy: pokrywa - zbiornik	R_1	0.00013	Km ² /W	pomiar własny/model
Opór kontaktowy: zbiornik - interfejs	R_2	0.02	Km ² /W	pomiar własny/model
Opór kontaktowy: grzałka - zbiornik	R_3	0.01	Km ² /W	pomiar własny/model
Współczynnik przewodzenia ciepła aluminium 6061 w 300K	λ_{alloy}	155.5	W/m/K	[97]
Współczynnik przewodzenia ciepła miedzi w 300 K	λ_{copper}	401	W/m/K	[97]
Pojemność cieplna właściwa stopu aluminium w 300 K	c_{alloy}	953.9	J/kg/K	[97]
Pojemność cieplna właściwa miedzi w 300 K	c_{copper}	384	J/kg/K	[97]
Gęstość aluminium 6061	ρ_{alloy}	2700	kg/m ³	[97]
Gęstość miedzi	ρ_{copper}	8960	kg/m ³	[97]

mi testami całego zespołu elektronicznego DPU ze zintegrowanym systemem stabilizacji termicznej opartym o PCM. Główny eksperyment pozwolił na określenie przebiegu temperatur w różnych punktach pomiarowych badanego modułu. Na Rys. 4.8 przedstawiono uzyskane profile temperatur i zaznaczono kolejne etapy eksperymentu. Na samym początku można zaobserwować gwałtowny wzrost temperatury grzałki bezpośrednio po jej włączeniu. Po około 1000 s obserwowany jest początek przemiany fazowej PCM w zbiorniku. W tym momencie na wielu z mierzonych przebiegów temperatur można było zaobserwować delikatne fluktuacje temperatury wynikające prawdopodobnie z pojawienia się ruchów konwekcyjnych we wnętrzu zbiornika. Punkty pomiarowe, w których zaobserwowano największe zmiany temperatury, znajdowały się wewnątrz zbiornika zawierającego PCM. Podczas dalszych badań i dodatkowych eksperymentów przeprowadzonych później potwierdzono, że zaobserwowano ruch płynu spowodowany konwekcją naturalną w stopionej części PCM, co było widoczne przez przezroczystą pokrywę pojemnika użytą w dodatkowych eksperymentach. Proces topnienia PCM zakończył się po około 3300 s, co jest widoczne przez znaczną zmianę gradientu przebiegu odczytów temperatury czujników. Od tego momentu PCM ma najniższą przewodność cieplną (około 30% niższą niż w stanie stałym) oraz stracił swoje główne własności z wysoką wartością entalpii przemiany fazowej, co jest powodem szybszego wzrostu temperatury na powierzchni grzałki. Warto wspomnieć, że czujnik temperatury grzałki CH8 reprezentuje temperaturę na zewnętrznej powierzchni elektronicznego komponentu FPGA, dlatego jest to kluczowy parametr w niniejszej analizie. Po czasie 4500 s temperatura grzałki osiągnęła 85 °C i ze względów bezpieczeństwa oraz z uwagi na to, że projektowo układ FPGA nie powinien przekraczać tej temperatury zasilanie zostało wyłączone. Następnie rozpoczęła się faza chłodzenia. Ponieważ większość ciepła przekazywana jest do otoczenia przez promieniowanie, proces chłodzenia trwa dłużej niż faza grzania, ale pozwala na obserwację zmian temperatury podczas krzepnięcia PCM. Eksperyment został zakończony po osiągnięciu stanu bliskiego stanowi ustalonemu dla testowanego urządzenia, co potwierdzały jedynie nieznaczne zmiany mierzonych temperatur w czasie (por. Rys. 4.8).

4.3.2 Symulacja numeryczna

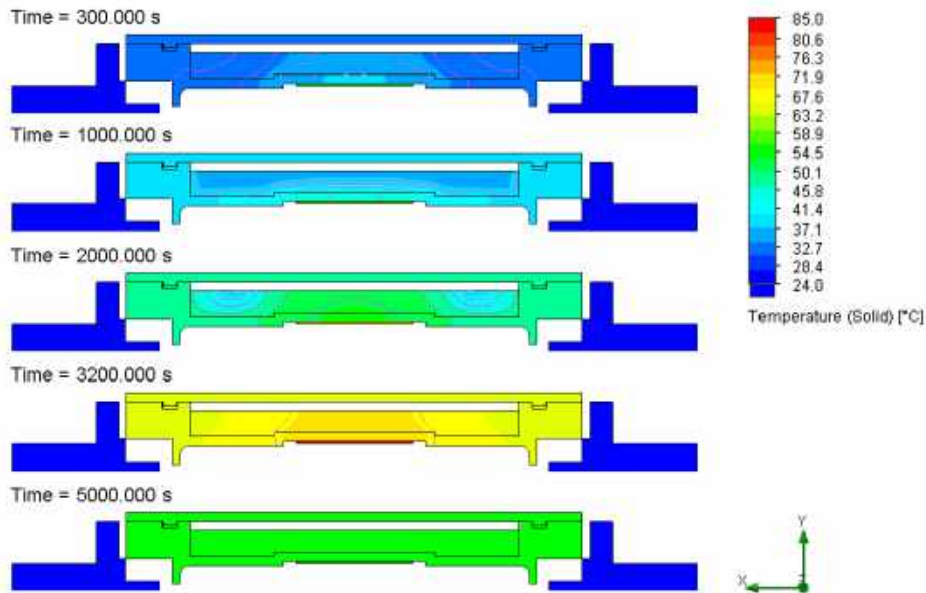
Przykładowe wyniki symulacji przedstawiono na Rys. 4.9 i 4.10 dla dwóch przekrojów oznaczonych jako linie krzyżujące się na Rys. 4.5. Przedstawione wyniki uzyskano dla 300, 1000, 2000, 3200 i 5000 sekund symulacji. Wybrane czasy prezentacji wy-



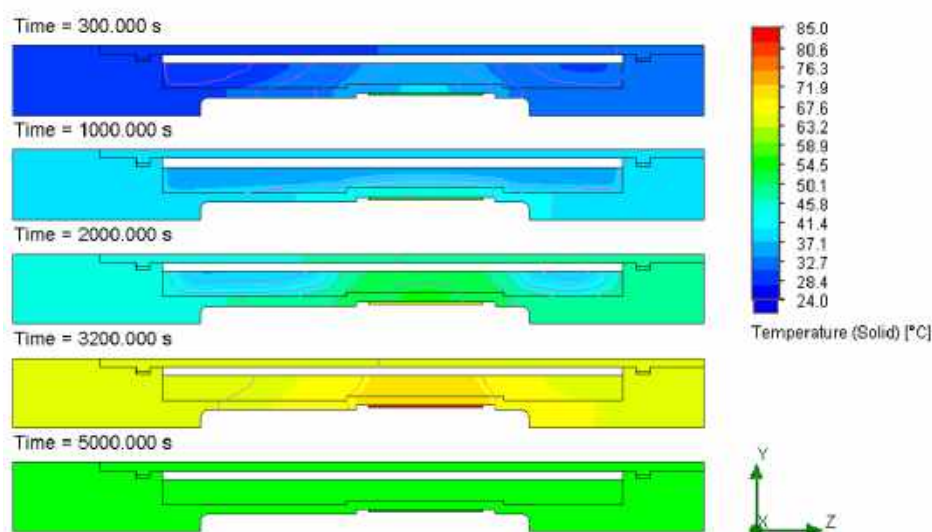
Rysunek 4.8: Przebiegi temperatury dla pełnego eksperymentu ze wskazaniem jego istotnych etapów

ników odpowiadają kolejnym etapom procesów grzania i chłodzenia. Dla czasu 300 s grzanie wynikające z warunku brzegowego zostało włączone, ale przemiana fazowa PCM jeszcze się nie rozpoczęła. Po czasie 1000 s zaobserwowano początek przemiany fazowej, w 2000 s przemiana fazowa była już zaawansowana co można poznać po rozkładzie temperatury we wnętrzu zbiornika gdzie pojawiają się z ostatnie obszary gdzie PCM pozostaje w stanie stałym. W czasie 3200 s cały materiał PCM był stopiony, a grzałka pozostawała nadal włączona. Wyniki dla 5000 s odpowiadają przykładowej chwili czasu chłodzenia zbiornika. Ze względu na niską przewodność cieplną wybranego PCM, na przedstawionych mapach konturowych temperatury widoczne są jej wysokie gradienty. Izotermy przedstawione na Rys. 4.9 i 4.10 zostały oznaczone różowymi liniami ciągłymi, aby wyraźniej przedstawić rozkład temperatury. Obserwując izotermy, można stwierdzić, że strumień ciepła (prostopadły do izoterm) jest niejednorodny w czasie, a w zależności od etapu procesu dominującym kierunkiem przepływu ciepła może być albo kierunek pionowy (przed rozpoczęciem topnienia), albo bardziej poziomy w całej strukturze materiału. Niejednorodność rozkładu temperatury wskazuje na potencjał optymalizacji kształtu zbiornika ciśnieniowego lub poprawy przewodności cieplnej wewnątrz PCM, na przykład poprzez zastosowanie elementów zwiększających przewodność cieplną, np. żeber. Z drugiej strony, ścianki zbiornika, wykonane ze stopu aluminium o stosunkowo wysokiej przewodności cieplnej, poprawiają przepływ ciepła i

proces topnienia. Najwyższą temperaturę w domenie obliczeniowej zaobserwowano przy źródle ciepła, gdzie określono warunek brzegowy stałej mocy. Najzimniejsze regiony to interfejsy termiczne, gdzie temperatura jest niemal jednorodna.



Rysunek 4.9: Rozkłady temperatury w przekroju geometrii (płaszczyzna $x - y$) w różnych czasach symulacji

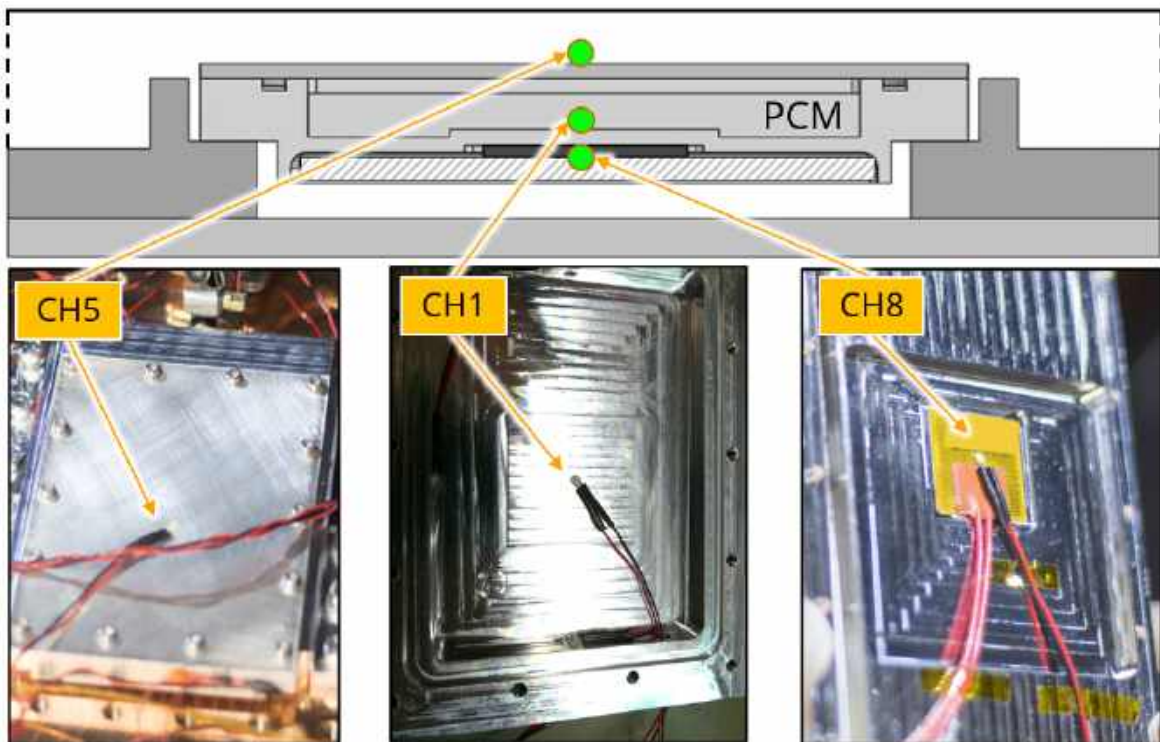


Rysunek 4.10: Rozkłady temperatury w przekroju geometrii (płaszczyzna $z - y$) w różnych czasach symulacji

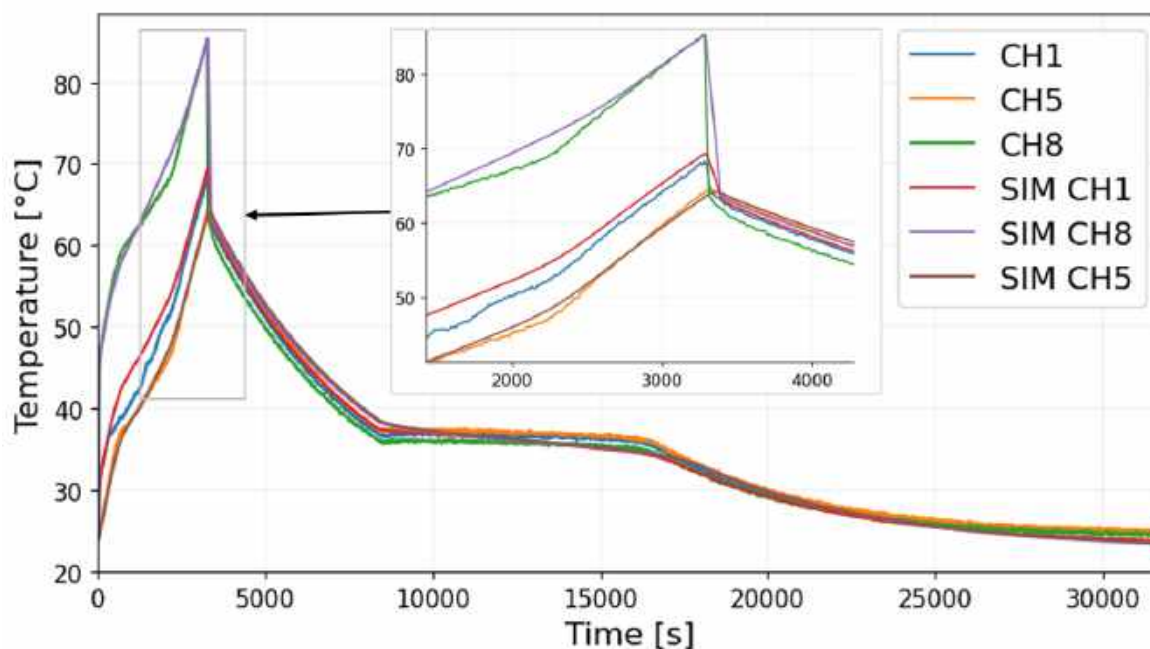
4.4 Walidacja modelu

Kluczowym momentem w opracowywaniu modelu matematycznego jest walidacja uzyskanych wyników poprzez porównanie przewidywań modelu z wynikami uzyskanymi eksperymentalnie. Dla takiej aktywności warunki jednoznaczności określone w modelu muszą odpowiadać testom. Do procesu walidacji wybrano trzy punkty pomiarowe. Wybrane punkty przedstawiono na Rys. 4.11 i wskazano ich fizyczne lokalizacje. Czujnik CH8 opisuje temperaturę grzałki, która w praktyce odpowiada elektronicznemu komponentowi FPGA, czujnik CH1 wskazuje temperaturę PCM powyżej powierzchni grzałki wewnątrz zbiornika, a CH5 to odległy punkt od źródła ciepła, gdzie środowisko radiacyjne ma największy wpływ. Podczas obliczeń temperatury były rejestrowane i monitorowane w tych samych lokalizacjach co rzeczywiste czujniki. Na Rys. 4.12 przedstawiono zmierzone i obliczone profile temperatur w lokalizacjach czujników CH1, CH5 i CH8. Wyniki uzyskano dla danych wejściowych określonych w Tab. 4.1 i 4.2. Można zauważyć dobrą zgodność otrzymanych wyników obliczeń z pomiarami uzyskanymi eksperymentalnie, a maksymalne różnice podczas całego procesu nie przekraczają 2,5 K dla CH5 i CH8 oraz prawie 5 K w niektórych okresach dla CH1. Postanowiono zbadać w kolejnych etapach pracy, które parametry wpływają na omawianą rozbieżność. Warto zauważyć, że wszystkie obliczone wartości temperatury są wyższe od ich fizycznych odpowiedników podczas fazy chłodzenia. Efekt ten może być spowodowa-

ny definicją oporu kontaktowego między korpusem zbiornika a interfejsem, co zostanie omówione w rozdziale 4.4.1. Następnie, czujniki CH8 i SIMCH8 prezentują różne zachowanie krzywej wykresu podczas procesu grzania, co może mieć źródło w konwekcji naturalnej występującej w zbiorniku PCM. Efekt ten zostanie szerzej zbadany i omówiony w rozdziale 4.4.2. Również przebieg temperatury wskazanej przez czujnik CH1 różni się od obliczonego przebiegu podczas fazy grzania, co z kolei może być związane z zakresem temperatur przemiany fazowej rozważanym w symulacji i sposobem definicji czujnika temperatury (położenia punktu w modelu z którego pobierane są dane) w symulacji, co zostanie omówione w rozdziale 4.4.3. Ponadto, temperatura wskazywana przez czujnik CH5 cechuje się największą rozbieżnością na końcu symulacji, co może być spowodowane nieznanymi obciążeniami środowiskowymi, ze względu na ograniczoną liczbę punktów pomiarowych na wewnętrznym płaszczu TVAC i zostanie to opisane w rozdziale 4.4.4.



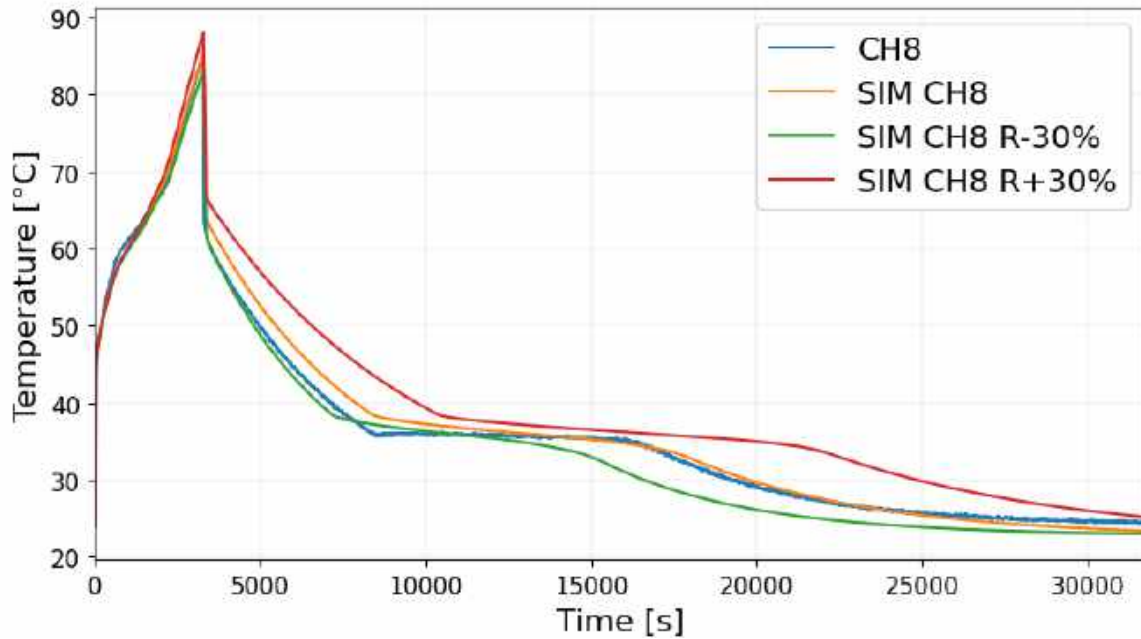
Rysunek 4.11: Usytuowanie czujników temperatury w modelu i eksperymencie



Rysunek 4.12: Porównanie zmierzonych i obliczonych zmian temperatury w czasie dla czujników CH1, CH5 i CH8

4.4.1 Analiza wpływu oporu kontaktowego

W trakcie opracowywania modelu konieczne było określenie oporów kontaktowych termicznych w kilku miejscach. Jednym z nich był opór kontaktowy między korpusem zbiornika PCM a zewnętrznym interfejsem, który jest przykładową reprezentacją interfejsu satelity. Ten parametr był trudny do precyzyjnego określenia, jednak został oszacowany na podstawie ekstrapolacji do kontaktu wysokociśnieniowego danych pozyskanych z dodatkowych eksperymentów. Ten sposób określania danych wejściowych może być obarczony dużą niepewnością, dlatego zbadano wpływ tego oporu kontaktowego na przewidywane przebiegi temperatury dla obszaru grzałki. Na Rys. 4.13 przedstawiono ewolucję temperatury dla eksperymentów (niebieska linia), przypadku bazowego (pomarańczowa linia) oraz przypadków ze zwiększonym i zmniejszonym oporem kontaktowym o 30%. Jak można zaobserwować, wprowadzona zmiana znacząco wpływa na rozkłady temperatury podczas całego procesu. Różnice są najmniejsze podczas początkowej fazy grzania, ponieważ pojemności cieplne właściwe i gęstości materiałów odgrywają dominującą rolę w akumulacji ciepła. Jednak wraz ze wzrostem temperatury i większym przepływem ciepła przez interfejs, sytuacja znacznie się zmienia. Biorąc pod uwagę przedstawioną analizę wpływu oporu kontaktowego, przeprowadzono dalsze



Rysunek 4.13: Zmierzone i obliczone zmiany temperatury w punkcie CH8 dla różnych wartości oporu kontaktowego do interfejsu R_2

symulacje i stwierdzono, że najlepszą zgodność między obliczoną a zmierzoną temperaturą w punkcie CH8 uzyskuje się, gdy opór kontaktowy R_2 zostaje zmieniony z wartości bazowej $0,02 \text{ Km}^2/\text{W}$ na $0,0185 \text{ Km}^2/\text{W}$ (o 7,5% mniej). Ta wartość zostanie wykorzystana w końcowych symulacjach, których wyniki zostaną przedstawione w rozdziale 4.4.5.

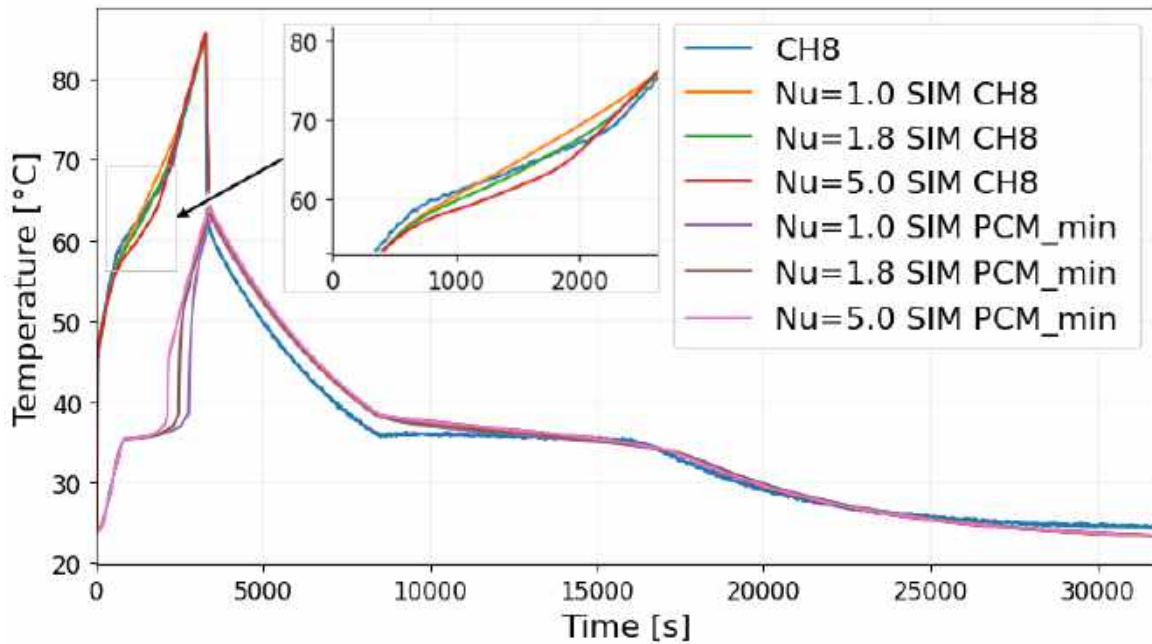
4.4.2 Analiza wpływu naturalnej konwekcji

W ramach pracy przeprowadzono również dodatkowe eksperymenty, w których zastosowano przezroczystą pokrywę pojemnika PCM. Podczas eksperymentów zaobserwowano wizualnie powolne ruchy roztopionego materiału PCM wynikające z konwekcji naturalnej. Prądy konwekcyjne mogą intensyfikować przepływ ciepła od dolnej ścianki zbiornika do pozostałych ścianek. Proces ten może również wpływać na wymianę masy i ciepła między obszarami stopionego i wciąż niestopionego PCM. Konwekcja naturalna może również zwiększyć chłodzenie źródła ciepła, jednak należy podkreślić, że proces ten nie będzie występował na niskiej orbicie okołoziemskiej (LEO), gdzie testowany akumulator ciepła będzie ostatecznie używany. Jednakże obecność konwekcji naturalnej wpływa na proces walidacji modelu w warunkach ziemskich. W kontekście

zastosowania w przestrzeni kosmicznej, zjawisko to może prowadzić do wyższych temperatur chłodzonych źródeł ciepła, ze względu na mniej intensywne chłodzenie podczas pracy w przestrzeni kosmicznej. Aby zbadać wpływ konwekcji naturalnej i zwalidować model obliczeniowy przy użyciu wyników eksperymentalnych przeprowadzonych w laboratorium, efekt ten musi zostać uwzględniony w modelu. Konwekcja naturalna może następnie zostać zaniedbana poprzez wykluczenie jej z modelu, co pozwoli na symulację procesu w warunkach występujących w przestrzeni kosmicznej. Wzmocnienie wymiany ciepła ze względu na konwekcję naturalną można oszacować przy użyciu klasycznych podejść, takich jak opisane w [33, 100]. Występowanie konwekcji można postrzegać jako wzrost efektywnego współczynnika przewodzenia ciepła λ_e w obszarze stopionego PCM, co można wyrazić jako

$$\lambda_e = \text{Nu}\lambda \quad (4.3)$$

gdzie λ jest współczynnikiem przewodzenia ciepła płynu, a Nu to liczba Nusselta, która jest funkcją liczb Grashofa (Gr) i Prandtla (Pr). Istnieją inne możliwości uwzględnienia konwekcji naturalnej w modelu, na przykład poprzez rozwiązanie równań bilansu masy, pędu i energii dla układu wielofazowego. W ramach pracy zastosowano to prostsze podejście, w którym zastosowano korelacje pozwalające na obliczenie liczby Nu dla poziomych szczelin ogrzewanych od dołu, opracowanych przez Globe'a i Dropkina [101], jak również korelacji Hollandsa i in. [102]. W obydwu przypadkach uzyskano wartość liczby Nusselta wynoszącą $\text{Nu} = 1,8$. Wskazuje to, że po stopieniu PCM, efektywne przewodzenie ciepła przez PCM może być niemalże podwojone. Na Rys. 4.14 przedstawiono wyniki obliczeń uwzględniające konwekcję naturalną poprzez zastosowanie równania (4.3) dla ciekłego PCM (dla $\text{Nu} = 1,8$), które porównano z wynikami przypadku bez konwekcji naturalnej ($\text{Nu} = 1$). Ponadto, aby zbadać możliwość niedoszacowania Nu przy użyciu korelacji empirycznych, przeprowadzono również symulacje dla $\text{Nu} = 5$. Jak widać, wpływ konwekcji naturalnej na przewidywaną temperaturę w krytycznym punkcie projektowym CH8 jest widoczny tylko w okresie przemiany fazowej i nie wpływa ona na maksymalną temperaturę systemu. Można również zauważyć, że wyższa liczba Nu redukuje temperaturę w CH8 podczas przemiany fazowej (między 500 a 2250 s) i prowadzi do nieznacznie wyższej temperatury po całkowitym stopieniu PCM. Zwiększona przewodność cieplna, ze względu na konwekcję naturalną, znacząco wpływa na czas całkowitego stopienia PCM, co widoczne jest przez obserwację minimalnych temperatur PCM na Rys. 4.14. Im wyższa przewodność cieplna, tym szybsza jest wymiana ciepła w PCM i szybszy proces topnienia. Można stwierdzić, że konwekcja naturalna nie wpłynęła znacząco na wyniki, biorąc pod uwagę maksymalną tempera-



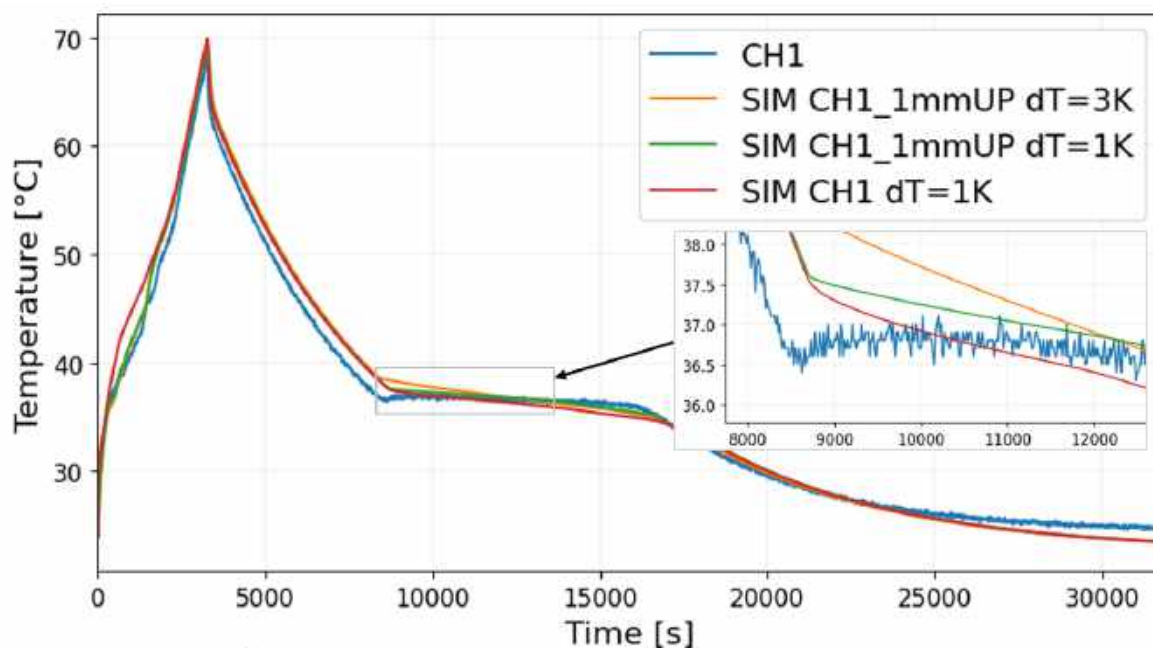
Rysunek 4.14: Wpływ konwekcji naturalnej na przewidywane temperatury minimalne i w punkcie CH8

ture systemu, jednak ma ona widoczny wpływ na przebiegi temperatury podczas procesu przemiany fazowej. W rezultacie ten sam model może być użyty do reprezentacji systemu na Ziemi i na LEO, gdzie efekt konwekcji naturalnej dla tego ostatniego przypadku powinien być wyeliminowany. Ostatecznie, ze względu na lepsze dopasowanie do wyników eksperymentalnych, efektywna przewodność cieplna fazy ciekłej PCM w końcowych wynikach przedstawionych w rozdziale 4.4.5, została zwiększona. Przyjęto wartość $Nu = 1,8$ przez co zmieniono wartość współczynnika przewodzenia ciepła z $0,16 \text{ W/m/K}$ w Tabeli 4.1 na $0,288 \text{ W/m/K}$.

4.4.3 Analiza wpływu zakresu temperatury przemiany fazowej

Analiza przebiegów temperatury podczas przemiany fazowej wskazuje, że zmienność temperatury podczas topnienia i krzepnięcia PCM jest znacznie większa niż zaobserwowano to w eksperymentach. Ta obserwacja sugeruje, że przyjęty w modelu matematycznym zakres temperatury przemiany fazowej ΔT , występujący w relacjach definiujących pojemności cieplne właściwe w równaniu (4.2), jest zbyt duży.

Na Rys. 4.15 przedstawiono zmiany temperatury w czasie dla $\Delta T = 3 \text{ K}$ (pomarańczowa linia). Wartość $\Delta T = 3 \text{ K}$ (pomarańczowa linia) została przyjęta za pracę



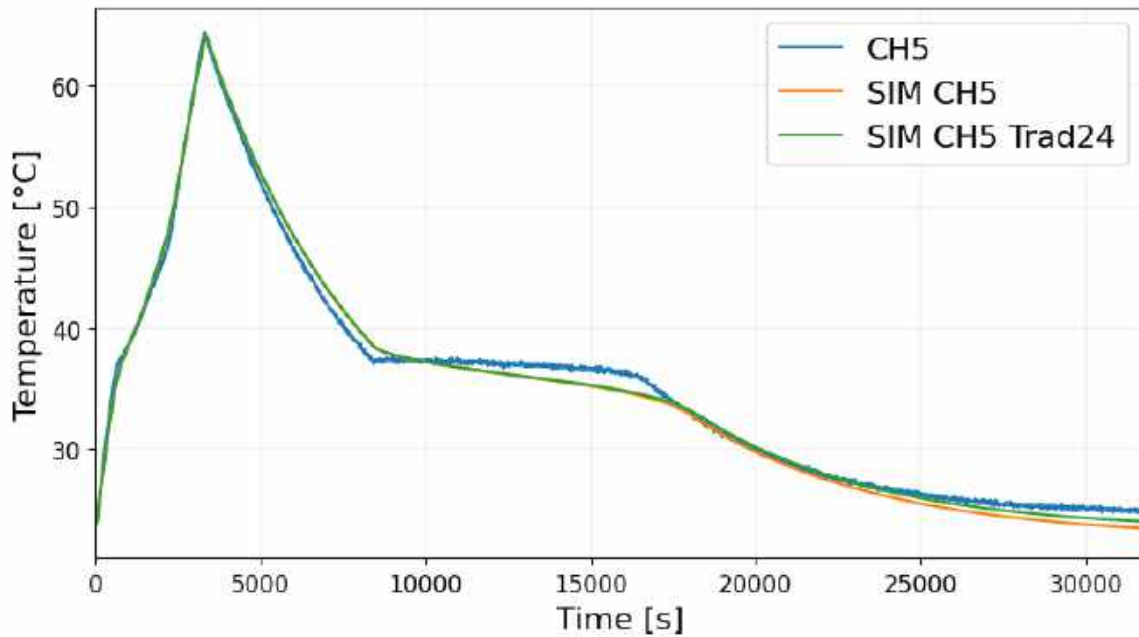
Rysunek 4.15: Wpływ zakresu temperatur przemiany fazowej na przewidywaną temperaturę CH1

Dudona i in. [85]. Krzywe ewolucji temperatury na Rys. 4.15 oznaczone jako '1mm UP' zostały odczytane z punktów położonych 1 mm nad powierzchnią ścianki w modelu. Powodem odczytu temperatury powyżej powierzchni jest rozmiar czujnika temperatury CH1 w eksperymencie. Mimo że czujnik ten był przymocowany do powierzchni, jego objętość była zanurzona w otaczającym go materiale PCM (widoczne na Rys. 4.11).

Zielona linia na Rys. 4.15 przedstawia zmiany temperatury uzyskane dla zakresu temperatury przemiany fazowej zredukowanego do $\Delta T = 1$ K. Jak widać na rysunku, redukcja zakresu temperatury do $\Delta T = 1$ K nieznacznie zmniejszyła różnicę między przewidywanymi a zmierzonymi temperaturami. Ten wynik jest satysfakcjonujący, ponieważ założono, że podczas przemiany fazowej maksymalna różnica między przewidywanymi a zmierzonymi temperaturami nie powinna przekraczać 2,5 K. Maksymalna różnica dla $\Delta T = 1$ K była mniejsza niż 2,5 K, dlatego w końcowych wynikach symulacji przedstawionych w rozdziale 4.4.5 zastosowano wartość $\Delta T = 1$ K.

4.4.4 Analiza wpływu temperatury promieniowania tła

Analiza wyników przedstawionych w poprzednich rozdziałach oraz przedstawionych na Rys. 4.16 wskazuje, że na końcu eksperymentu występuje rozbieżność między zmie-



Rysunek 4.16: Wpływ temperatury promieniowania tła na przewidywaną temperaturę czujnika CH5

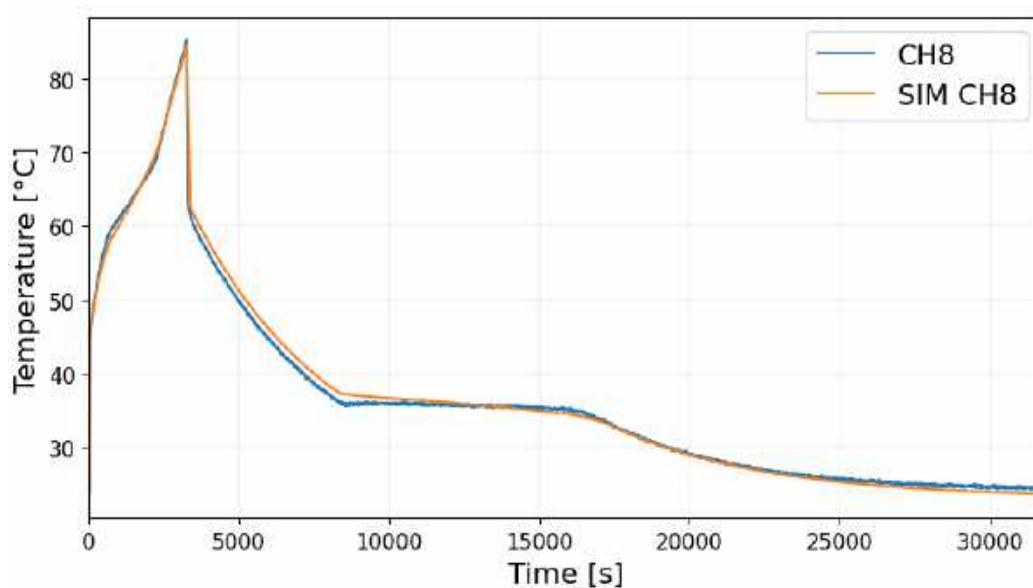
rzoną a obliczoną temperaturą. Na tym ostatnim etapie eksperymentu na wyniki wpływają wyłącznie czynniki środowiskowe i właściwości termo-optyczne powierzchni podczas radiacyjnej wymiany ciepła z wewnętrznymi ścianami komory TVAC. Początkowo temperatura promieniowania tła w modelu została ustawiona na 17 °C (pomarańczowa linia), na podstawie odczytu temperatury osłony komory termiczno-próżniowej. Jednakże zauważono, że ze względu na znaczne rozmiary osłony, ten pomiar ograniczony do jednego odczytu temperatury mógł być niedokładny. Bardziej prawdopodobną wartością temperatury osłony wydaje się być 24 °C (zielona linia), co odpowiada temperaturze interfejsu regulowanej przez płytę chłodzącą komory termiczno-próżniowej, która wymieniała ciepło z osłoną przez cały czas trwania eksperymentu, tym samym ją ogrzewając. Po dostosowaniu temperatury osłony do 24 °C, obserwowany trend zmian temperatury w symulacji lepiej odpowiadał wynikom eksperymentalnym. Te ustalenia uznano za dokładne i są one omówione w następnym rozdziale 4.4.5.

4.4.5 Osateczne wyniki

Biorąc pod uwagę wnioski przedstawione w podrozdziałach 4.4.1-4.4.4 oraz opisane modyfikacje parametrów przedstawione w Tabelach 4.1 i 4.2, przeprowadzono końcowe symulacje dla całej kampanii testowej. Uzyskane wyniki wykazały poprawę zgodności

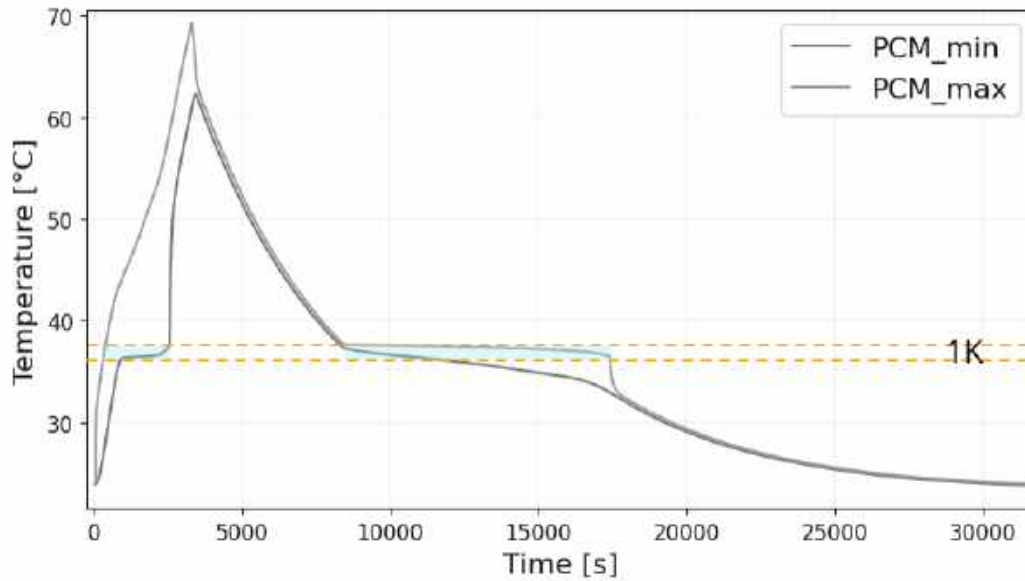
między obliczeniami a pomiarami. Ustalenia te zostaną opisane w tym rozdziale.

Na Rys. 4.17 można zaobserwować bardzo dobrą zgodność między wynikami symulacji, a eksperymentem przez cały czas jego trwania. Symbol CH8 reprezentuje temperaturę grzałki, która jest dodatnim źródłem ciepła dla całego korpusu zbiornika i odgrywa ważną rolę w całym eksperymencie. Ponadto, korzystając z wyników przeprowadzonych symulacji numerycznych, na Rys. 4.18 przedstawiono w sposób bardziej precyzyjny moment przemiany fazowej monitorowany w całej objętości materiału PCM. Topnienie oznaczono niebieskim blokiem po lewej stronie wykresu, natomiast krzepnięcie po prawej stronie. Analizując wskazany wykres, można zweryfikować jego dokładną relację z temperaturą grzałki (Rys. 4.17), która reprezentuje docelowy elektroniczny system FPGA, a którego temperaturę będzie on stabilizować. Wpływ materiału PCM na obniżenie temperatury systemów elektronicznych jest znaczący, dlatego potwierdzono rolę stabilizacji temperatury w modelu PCM.



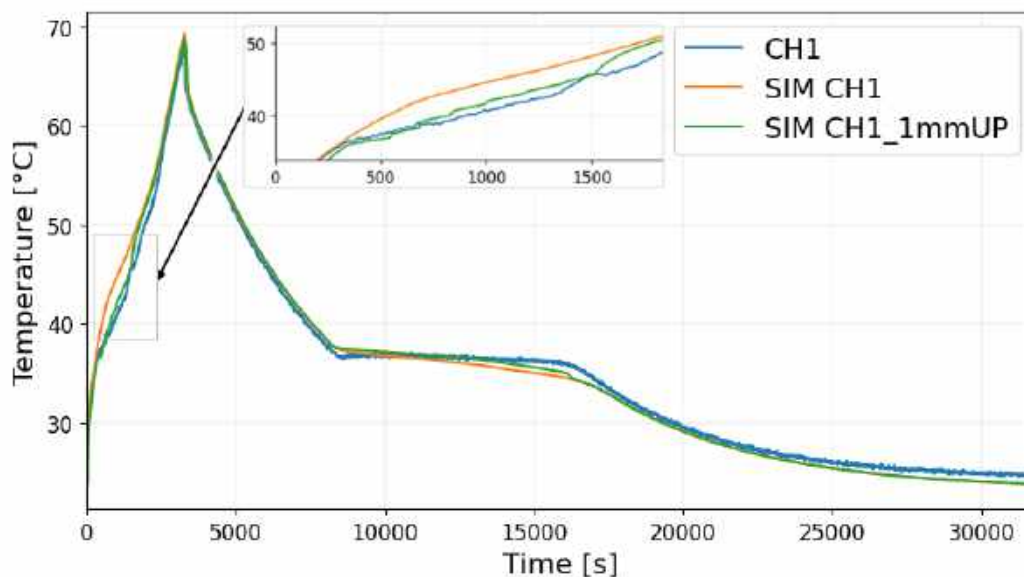
Rysunek 4.17: Porównanie zachowania temperatury między wynikami symulacji a eksperymentalnymi dla punktu CH8 zaznaczonego na schemacie

Analizując Rys. 4.19, który przedstawia przebiegi temperatury wewnątrz zbiornika PCM, można zaobserwować pewien brak zbieżności przy badaniu wyników symulacji w punkcie CH1 (kolor pomarańczowy), które reprezentują punkt na aluminiowym zbiorniku, gdzie zainstalowany jest fizyczny czujnik. W praktyce jednak czujnik temperatury ma swoją własną objętość, która jest otoczona materiałem PCM, zmieniając odczytywany przez niego profil temperatury. Dlatego zdecydowano się również uwzględnić

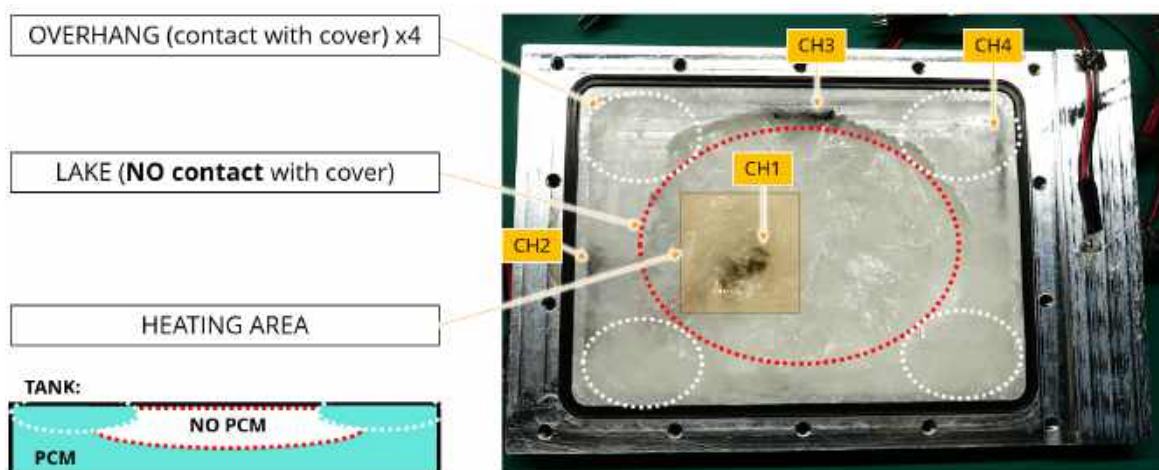


Rysunek 4.18: Wskazanie momentów przemiany fazowej na podstawie minimalnej i maksymalnej temperatury objętości PCM zmieniającej się w czasie

odczyt temperatury z wysokości 1 mm nad powierzchnią aluminium (SIM CH1 1mmUP - kolor zielony) i porównać je na rysunku. Zaobserwowano, że odczyt temperatury 1 mm nad powierzchnią lepiej odzwierciedla temperatury uzyskane w eksperymencie (kolor niebieski). Niewielkie rozbieżności w przebiegach temperatury w tym punkcie pomiarowym są związane z interesującym zjawiskiem pokazanym na fotografii Rys. 4.20. Na tym obrazie można zaobserwować stan zbiornika z zestalonym materiałem PCM po jego otwarciu na końcu eksperymentu. Okazało się, że fronty przemian fazowych ze względu na zmianę gęstości, wspomagane przez hydrofilowe właściwości ścianek zbiornika, wpłynął na końcowy kształt przestrzenny materiału PCM. To z kolei wpłynęło na rozkład temperatury podczas symulacji, różniący się od danych zarejestrowanych podczas eksperymentu. Ostatecznie poziom zbieżności między danymi testowymi a symulacyjnymi jest zadowalający, ale zjawisko przestrzennej transformacji materiału PCM powinno być brane pod uwagę podczas prac projektowych nad takimi urządzeniami i jego wpływ musi być oceniony.

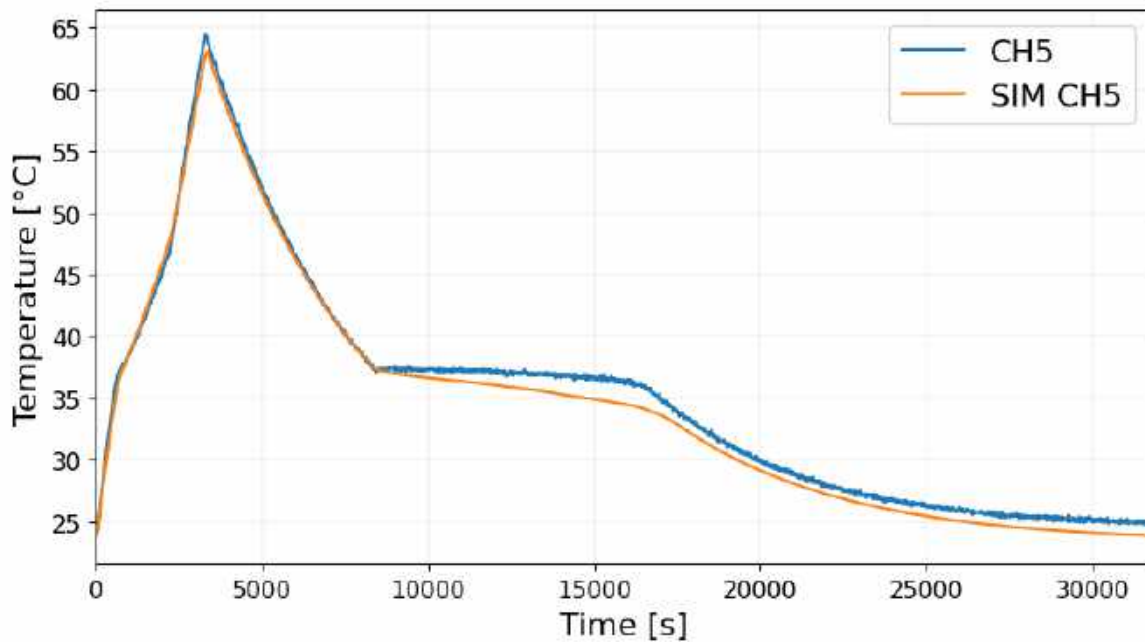


Rysunek 4.19: Porównanie zachowania temperatury między wynikami symulacji a eksperymentalnymi dla punktu CH1 zaznaczonego na schemacie



Rysunek 4.20: Fotografia otwartego zbiornika PCM (wypełnionego n-eikozanem) po serii eksperymentów. Wskazano nieoczekiwane rozkłady przestrzenne zestalonego PCM

Na rysunku 4.21 przedstawiono profil temperaturowy reprezentatywnego punktu (CH5) na górze korpusu zbiornika (pokrywie). Profile temperatury są stosunkowo spójne do około 8000 s, gdzie rozpoczyna się proces krystalizacji materiału PCM. Na podstawie obserwacji dotyczących kształtu PCM po zestaleniu oraz zachowania CH1, a także wyników przedstawionych na rysunku 4.20, można zauważyć, że zestalenie materiału PCM znacząco zwiększyło fizyczną powierzchnię styku z pokrywą, co nie zostało uwzględnione w symulacji. W konsekwencji, różnica w profilach temperaturowych wynika z faktu, że temperatura pokrywy jest stabilizowana przez zwiększający się fizyczny kontakt materiału PCM z pokrywą podczas przemiany fazowej. Zachowanie to mogłoby zostać złagodzone lub zredukowane poprzez przeprowadzenie eksperymentów z odwróconym zbiornikiem względem wektora grawitacji co będzie uwzględnione w rozdziale 5. Nie zostało to jednak wykonane w ramach obecnego badania. Nieznana lokalizacja urządzenia w docelowej strukturze satelity zmusza projektantów do próby walidacji systemu opartego na PCM w najgorszej możliwej konfiguracji, jak analizowano w powyższym badaniu.



Rysunek 4.21: Comparison of measured and computed temperature evolution for point CH5

4.5 Wnioski

Eksperymenty przeprowadzone w komorze termo-próżniowej potwierdziły pozytywny wpływ zastosowania modułu PCM na stabilizację temperatury grzałki reprezentującej elektroniczny układ FPGA. Przebiegi temperatur zmierzone podczas eksperymentów zostały wykorzystane do walidacji modelu numerycznego opracowanego przy użyciu komercyjnego oprogramowania Simcenter FloEFD. Walidacja modelu wskazała na dobrą zgodność między zmierzonymi a przewidywanymi temperaturami w kluczowych lokalizacjach. Przewidywania modelu zostały dodatkowo poprawione poprzez analizę niepewnych danych wejściowych, ustawień modelu oraz uwzględnienie efektu konwekcji naturalnej w materiale PCM. Wykazano, że niektóre z niepewnych danych wejściowych mają znaczący wpływ na uzyskane wyniki i należy zachować ostrożność przy wykorzystywaniu takich danych podczas opracowywania modelu. Wpływ konwekcji naturalnej na wyniki był umiarkowany i istotny tylko dla walidacji modelu, w której wykorzystano dane eksperymentalne uzyskane w warunkach ziemskich. W końcowym projekcie modułu PCM wpływ konwekcji naturalnej może zostać pominięty, ponieważ jego końcowe zastosowanie odbywać się będzie w przestrzeni kosmicznej, gdzie panują warunki mikrogravitacji. Dalsze badania eksperymentalne wskazały również na niejednorodny fizyczny rozkład PCM w zbiorniku po jego zestaleniu. Uwzględnienie tego efektu wymagałoby opracowania bardziej zaawansowanego modelu, który obejmowałby bardziej zaawansowane symulacje przepływu wielofazowego. Takie podejście jest możliwe, ale metodologia zastosowana w tej pracy okazała się wystarczająco dokładna i wystarczająco szybka do zaprojektowania modułu PCM i zbadania wpływu kilku parametrów modelu. Dlatego można stwierdzić, że zastosowano poprawne metodologie testowania i walidacji. Opracowane urządzenie i jego końcowa integracja z elektroniką wygląda obiecująco i traktowana jest jako kolejny krok aktywności. Na podstawie nowo powstałej wiedzy opisanej w niniejszym rozdziale podjęto próbę zaprojektowania i walidacji złożonego systemu stabilizacji termicznej dla elektroniki satelitarnej co opisano w rozdziale następnym.

Rozdział 5

Analiza działania systemu z PCM

Naturalną konsekwencją działań opisanych w poprzednich rozdziałach jest weryfikacja tezy doktoratu poprzez projekt i analizę opracowanego systemu zarządzania ciepłem dla układu elektronicznego dedykowanego do małego satelity. W tym celu wykorzystano zbudowaną w KP Labs Sp. z o.o. elektroniczną jednostkę obliczeniową (DPU) wyposażoną w układ FPGA firmy AMD Xilinx (model Kintex Ultrascale) oraz opracowano wraz zespołem projektowym dedykowany system odprowadzania ciepła oparty o materiał zmiennofazowy. Sporym wyzwaniem była adaptacja tak powstałego urządzenia do standardu przemysłu kosmicznego SpaceVPX [12], który narzucał wymagania elektroniczne oraz mechaniczne (w tym wymiarowe). W poniższym rozdziale zaprezentowano wyniki eksperymentu na tak powstałym złożeniu oraz symulacje pozwalające określić przydatność przemysłową rozwiązania.

5.1 Cele badania w odniesieniu do tezy

Teza doktoratu przyjmuje następujący kształt: *”Istnieje rozwiązanie techniczne, które w sposób pasywny pozwoli osiągnąć niższe od nominalnych wartości amplitud temperatury pracy jednostki obliczeniowej małego satelity, przy zachowaniu jej pierwotnej lub wyższej wydajności obliczeniowej oraz przy jednoczesnym utrzymaniu zgodności rozwiązania ze standardem SpaceVPX.”*. Aby w poprawny sposób zdefiniować cele badań systemu PCM zdecydowano się scharakteryzować i przedstawić w punktach składowe aspekty tezy i powiązać je z planem badań:

- Na podstawie analizy wykonanej w rozdziale 2, system zarządzania ciepłem oparto o rozwiązanie pasywne jakim jest materiał zmiennofazowy (PCM), którego działanie nie jest zależne od zewnętrznego źródła zasilania. Nie ma potrzeby

potwierdzania pasywnego charakteru tej technologii w badaniach, ponieważ jej pasywność jest naturalna.

- Osiąganie niższych od nominalnych wartości amplitud temperatury satelitarnej jednostki obliczeniowej (DPU) będzie udowodniane w tym rozdziale za pomocą prezentacji wyników dla rozwiązania wykorzystującego PCM oraz dla rozwiązania, gdzie PCM nie występuje i jest zastąpiony ekwiwalentem objętościowym.
- Dopasowanie projektowanej technologii do platformy małego satelity zostanie potwierdzone poprzez wskazanie zgodności ze standardem SpaceVPX oraz opisaniem docelowego interfejsu ze strukturą satelity.
- Zachowanie pierwotnej lub wyższej wydajności obliczeniowej DPU zostanie potwierdzone poprzez osiągnięcie niższych maksymalnych temperatur pracy [103] niż w wariantcie bez systemu zarządzania ciepłem z PCM przy założeniu tego samego poziomu wydzielanej mocy.

Biorąc pod uwagę wskazane powyżej oczekiwania związane z udowodnieniem tezy doktoratu przeprowadzono kampanię testów wyprodukowanego urządzenia z której wybrano jeden charakterystyczny eksperyment, a jego wyniki poddano walidacji względem rezultatów przygotowanej symulacji numerycznej. Osiągnięte wyniki zostały opisane i ocenione.

5.1.1 Zastosowane standardy przemysłowe

Na Rys. 5.1 można zobaczyć przykładowe urządzenia elektroniczne projektowane i produkowane przez firmę KP Labs Sp. z o.o. Po lewej stronie tego rysunku przedstawiono jednostki obliczeniowe Antylopa i Leopard dedykowane do mniej krytycznych misji kosmicznych klasy 4, lub 5 wg klasyfikacji Europejskiej Agencji Kosmicznej [104]. Są one oparte na przemysłowym standardzie PC104. Inne jednostki obliczeniowe projektowane w KP Labs Sp. z o.o. dedykowane są pod droższe misje kosmiczne i przeznaczone do wykonywania zadań o wyższym stopniu krytyczności. DPU tego typu zaprezentowano w górnej środkowej części Rys. 5.1, a na dolnej jego części zaprezentowano projektowany system zarządzania ciepłem oparty na PCM zintegrowany z elektroniką. Rozwiązania w klasie 3 mogą wykorzystywać różne standardy przemysłowe jak np. ADHA opracowywany przez Europejską Agencję Kosmiczną lub na SpaceVPX jak w tym przypadku.

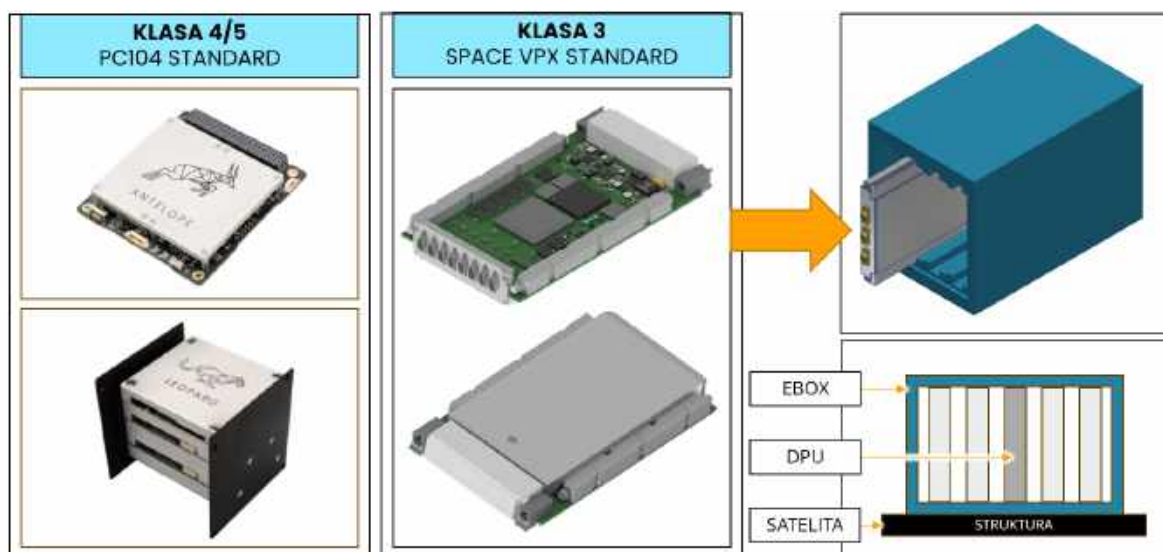
Standard przemysłowy SpaceVPX [12], znany również jako VITA-78, to standard opracowany przez organizację VITA (VMEbus International Trade Association) dla wysokowydajnych platform obliczeniowych w zastosowaniach kosmicznych. Bazuje on na standardzie OpenVPX (VITA 65.0) ważnym dla przemysłu zbrojeniowego. Jego przeznaczeniem jest umożliwienie budowy modułowych, skalowalnych komputerowych systemów obliczeniowych do zastosowań w wymagających warunkach środowiskowych. Stosowanie standardu wymusza dostosowywanie projektu elektronicznego do wielu wymagań technicznych. Standard dotyczy także aspektów odprowadzania ciepła z urządzenia jak i precyzyjnie określa wymiary geometryczne. Takie uwarunkowania odbierają pełnię swobody projektantom systemów zarządzania ciepłem, a na innowacyjne rozwiązania dedykowane jednostkom dużej mocy, których dotyczy ta praca doktorska, pozostaje mało przestrzeni. Biorąc pod uwagę powyższe uwarunkowania, opisany w tej pracy doktorskiej projekt systemu zarządzania ciepłem oparty o technologię PCM musiał uwzględnić wiele ograniczeń narzuconych standardem i technologią wytwarzania, a jego poprawność działania musiała zostać potwierdzona eksperymentalnie aby osiągnąć odpowiedni poziom gotowości technologicznej.

Po prawej stronie Rys. 5.1 zaprezentowano w schematyczny sposób obudowę elektroniczną (EBOX) odpowiadającą za obsługę przykładowego instrumentu satelitarne wraz ze schematem symbolizującym jej przekrój (poniżej). Taka obudowa zawiera w sobie wiele układów elektronicznych pełniących różne funkcje w satelicie, a jednym z nich może być omawiana jednostka obliczeniowa (DPU). Każdy z takich układów elektronicznych zajmuje jeden zestaw szyn montażowych w EBOX. Szyny te są głównym interfejsem mechanicznym oraz cieplnym pozwalającym przekazywać ciepło z elektroniki do struktury satelity, która została zaznaczona na schemacie kolorem czarnym.

5.2 Opis eksperymentu

W celu weryfikacji przydatności systemu zarządzania ciepłem wyposażonego w PCM przeprowadzono kampanię testową, z której jeden z eksperymentów opisano szczegółowo z uwagi na jego ważny wkład w dalszy rozwój urządzenia.

Do przeprowadzenia eksperymentu wykorzystano model inżynierski jednostki obliczeniowej o nazwie Lion DPU, którą zaprezentowano na Rys. 5.2. Jednostka ta składa się z wielowarstwowej płytki drukowanej (PCB) ze znaczną liczbą komponentów elektronicznych, gdzie swoim rozmiarem wyróżnia się układ FPGA firmy AMD Xilinx o

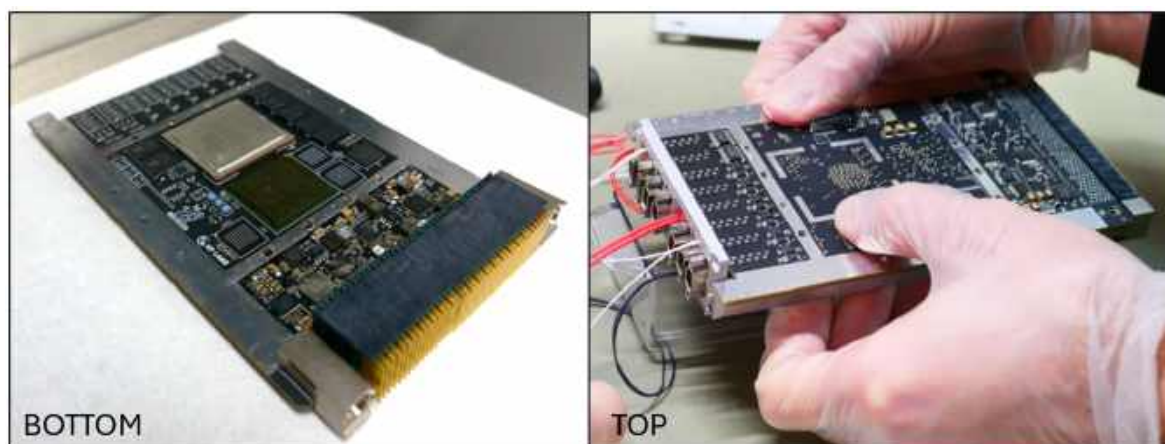


Rysunek 5.1: Przedstawienie portfolio jednostek obliczeniowych firmy KP Labs sp. z o.o. z klasyfikacją na zastosowane standardy przemysłowe i klasy misji (po lewej) wraz ze schematem instalacji jednostki obliczeniowej opartej na standardzie SpaceVPX w obudowie elektronicznej (Ebox), a w konsekwencji do struktury satelity (po prawej)

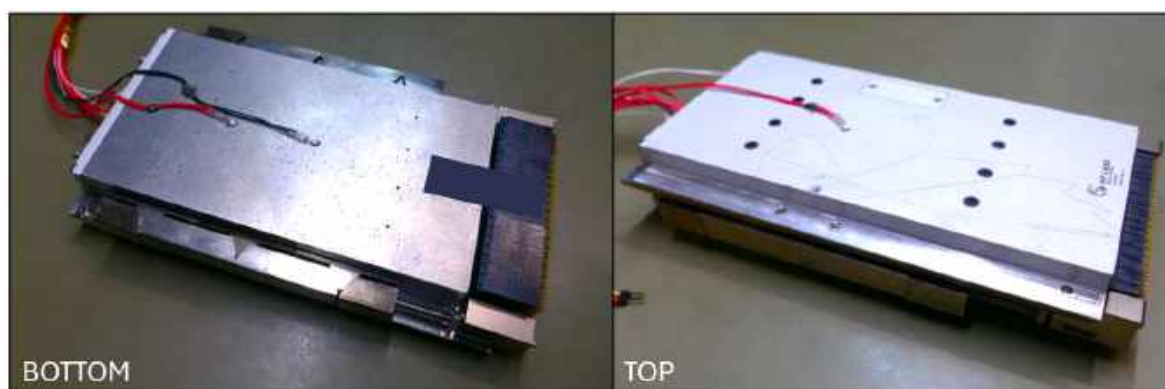
nazwie Kintex Ultrascale. Układ ten może pracować z różną mocą obliczeniową, a w związku z tym może generować różną ilość ciepła. Na bokach PCB znajdują się interfejsy termiczne ze strukturą EBOX, a od frontu i z tyłu złącza elektroniczne pozwalające na komunikację i zasilanie urządzenia. W celu ograniczenia liczby zmiennych niezbędnych do późniejszej walidacji modelu zdecydowano się nakleić na układ FPGA płaską grzałkę na podłożu z materiału Kapton o adekwatnym polu powierzchni jak miało to miejsce w eksperymencie przedstawionym w rozdziale 4. Pozwoliło to również uspołnić podejścia pomiędzy eksperymentami i ułatwić interpretację zachowania systemu. Grzałka naklejona na układ FPGA była połączona z obudową wypełnioną PCM z wykorzystaniem materiału termoprzewodzącego (TIM).

Na płytce PCB zostały naklejone czujniki temperatury typu rezystancyjnego PT1000, a następnie zamontowano na nią obudowę. Tak powstałe urządzenie można zobaczyć na Rys. 5.3. Od strony układu FPGA umieszczono drukowany w technologii DMLS aluminiowy zbiornik, który wypełniono materiałem zmiennofazowym n-eicosane w ilości 36.6 g, a po drugiej stronie pojawiła się osłona wykonana technologią skrawania. Obie części zostały ze sobą skręcone skutecznie zabezpieczając elektronikę. Za kontakt termiczny z obudową EBOX odpowiadają specjalne interfejsy termiczne montowane na boku płytki PCB, które po montażu rozpycha się śrubunkiem w celu uzyskania

odpowiedniego ciśnienia kontaktu.



Rysunek 5.2: Jednostka obliczeniowa Lion DPU wykorzystana w eksperymencie

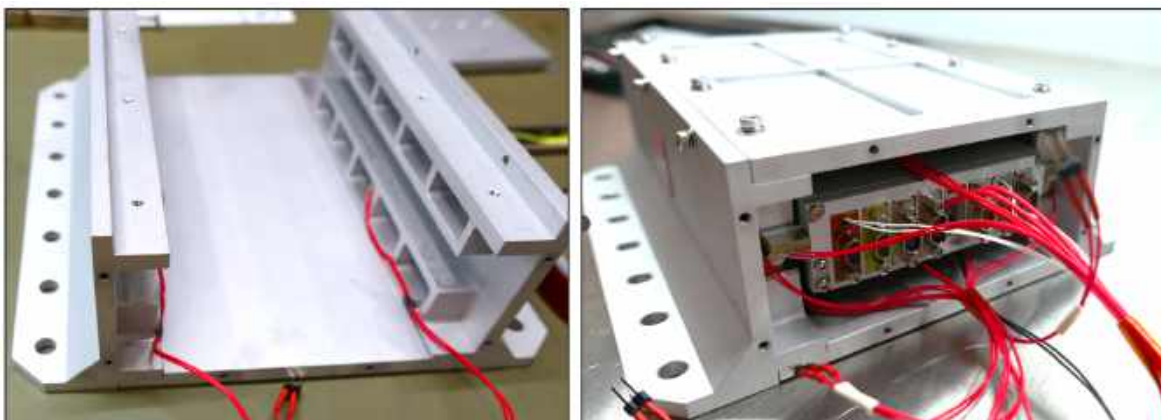


Rysunek 5.3: Jednostka obliczeniowa Lion DPU z zainstalowaną obudową oraz czujnikami temperatury

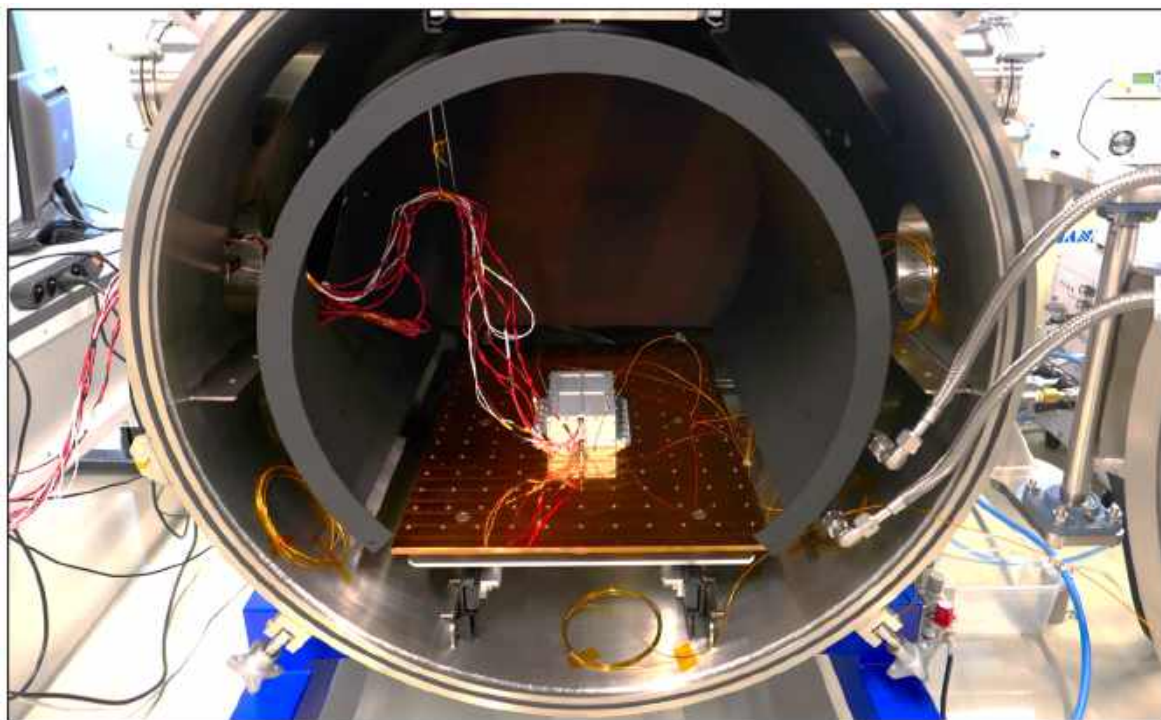
Tak powstałe złożenie Lion DPU montuje się do zaprojektowanej w tym celu specjalnej obudowy, która reprezentuje interface występujący w EBOX zgodnie ze standardem SpaceVPX. Obudowa ta również została wyposażona w czujniki temperatury blisko interfejsów termicznych. Została ona pokazana w trakcie składania na Rys. 5.4, a także po zamontowaniu złożenia Lion DPU w jej wnętrzu.

Tak złożony układ został zamontowany z komorze termiczno-próżniowej, której parametry opisywano w rozdziale 4. Lokalizację urządzenia w komorze TVAC zaprezentowano na Rys. 5.5.

Po uruchomieniu TVAC oraz osiągnięciu stanu wysokiej próżni (eliminacja konwekcyjnej wymiany ciepła poprzez otaczające powietrze) uruchomiono układ pomiarowy.



Rysunek 5.4: Obudowa montażowa będąca reprezentantem obudowy EBOX zgodnie ze standardem SpaceVPX



Rysunek 5.5: Układ pomiarowy w komorze TVAC przed rozpoczęciem kampanii testowej

Początkowo osiągnięto stan równowagi cieplnej poprzez ustawienie stałej temperatury na regulowanym miedzianym stole na 15.5 °C. Po osiągnięciu stanu równowagi cieplnej w całym urządzeniu na wskazanym poziomie rozpoczęto eksperyment. W tym celu uruchomiono grzałkę z mocą 8 W rejestrując cały czas wartości temperatur wszystkich zainstalowanych czujników. Po osiągnięciu stanu, który uznano za ustalony, zdecydowano się wyłączyć grzałkę, a następnie obserwowano zmiany temperatury układu podczas chłodzenia. Po ponownym osiągnięciu stanu ustalonego eksperyment zakończono.

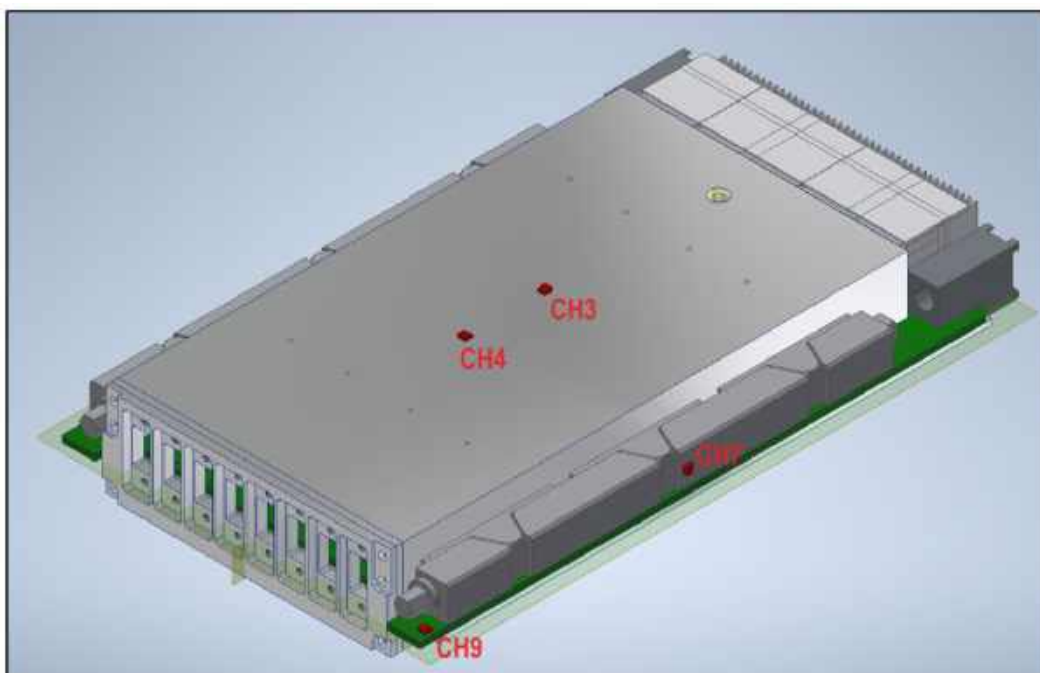
5.2.1 Mapa punktów pomiarowych

W celu właściwego monitorowania eksperymentu, a następnie możliwości wykorzystania tak wskazanych charakterystycznych punktów do walidacji z symulacją wytypowano punkty pomiarowe zaprezentowane na Rysunkach 5.6, 5.7, 5.8, gdzie:

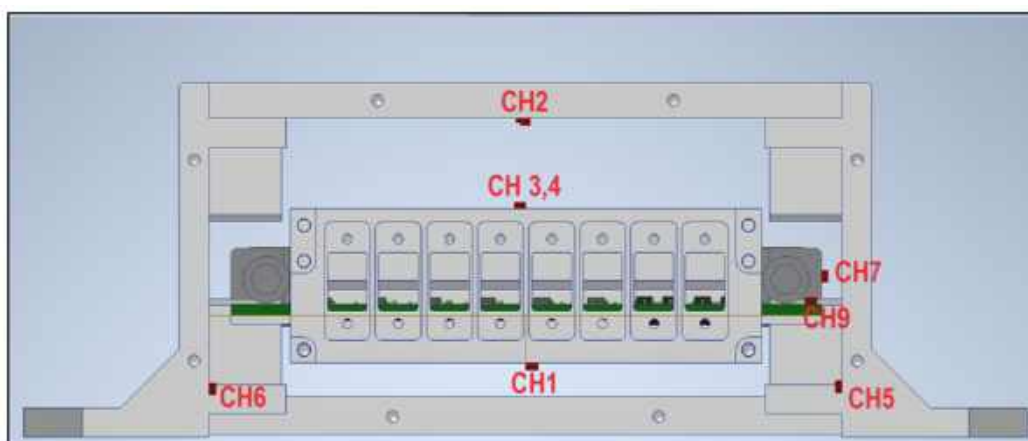
- CH1 - Pokrywa Lion DPU
- CH2 - Pokrywa EBOX
- CH3 - Zbiornik z PCM góra
- CH4 - Zbiornik z PCM góra
- CH5 - Stopa EBOX prawa
- CH6 - Stopa EBOX lewa
- CH7 - Interface
- CH9 - PCB
- CH10 - Kintex (FPGA)
- CH11 - Zbiornik PCM dół (nad FPGA)

5.2.2 Wyniki

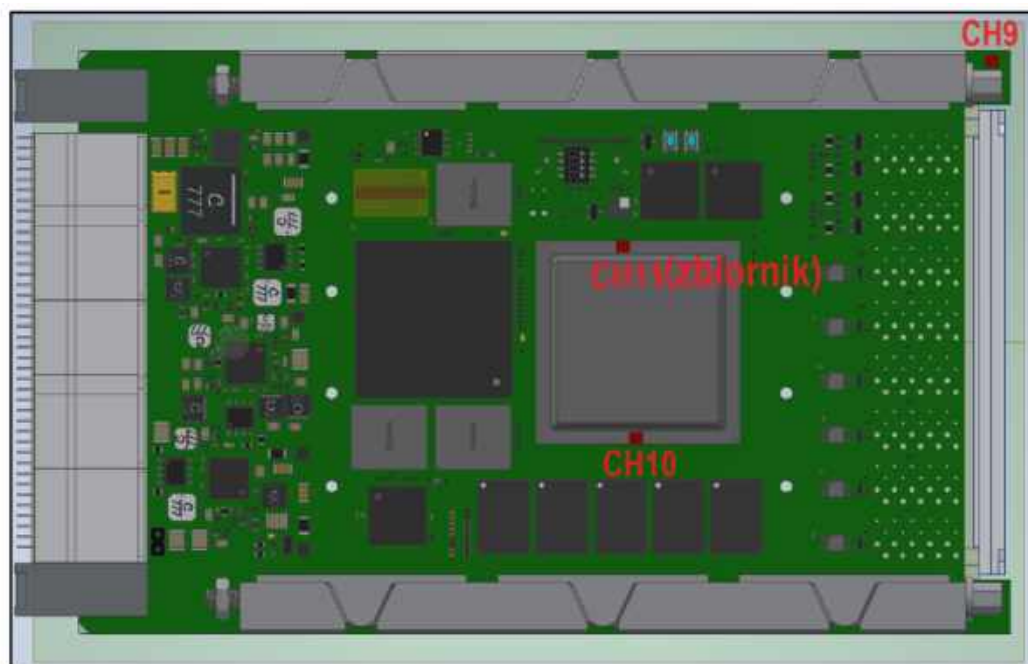
Na Rys. 5.9 przedstawiono przebieg temperatur w opisanych powyżej punktach pomiarowych. Początkowy wzrost temperatury układu jest związany z uruchomieniem grzałki na układzie FPGA, a wyraźne działanie PCM pojawia się po 2000 s przebiegu eksperymentu, co można zauważyć po gwałtownym wypłaszczeniu się przebiegów temperatur CH10, CH11 oraz CH4, które znajdują się najbliżej źródła ciepła. Po 8000 s następuje wyraźny wzrost temperatury związany z zakończeniem procesu topienia materiału PCM, a układ dąży do osiągnięcia stanu ustalonego. Grzałkę wyłączono po



Rysunek 5.6: Rozmieszczenie czujników temperatury na obudowie urządzenia (widok od strony zbiornika z PCM)



Rysunek 5.7: Rozmieszczenie czujników temperatury wewnątrz obudowy EBOX wraz z zainstalowanym układem elektronicznym. Lion DPU podczas eksperymentu znajdował się w pozycji odwrotnej niż zaprezentowano na rysunku.

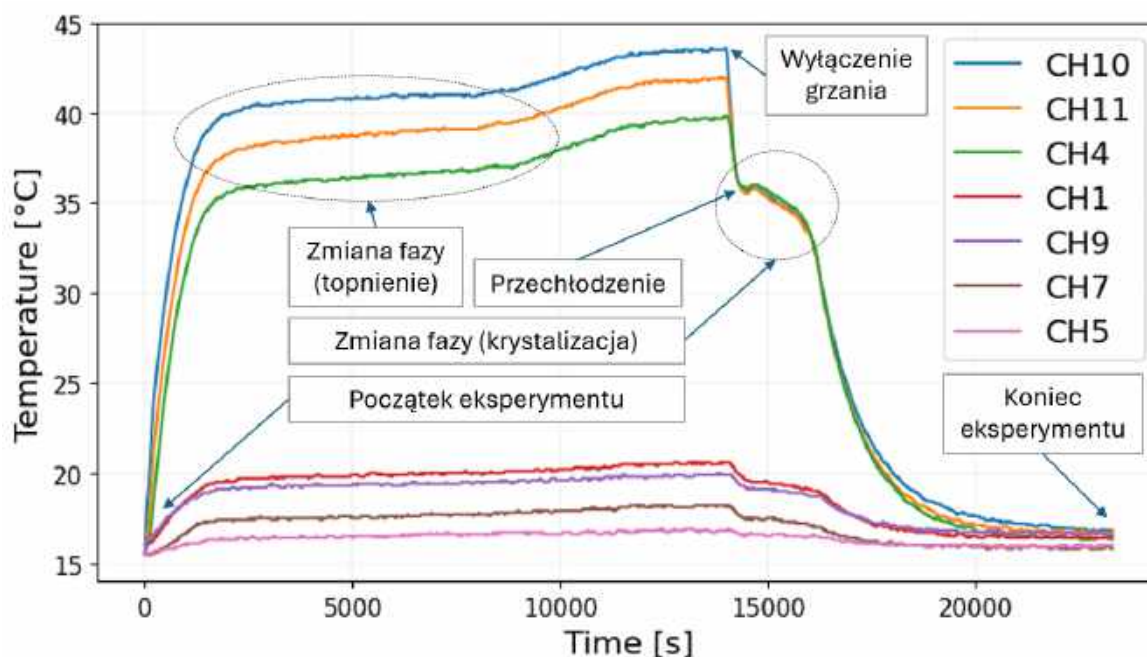


Rysunek 5.8: Rozmieszczenie czujników temperatury w pobliżu źródła ciepła na PCB (CH10) oraz na współpracującej stronie zbiornika z PCM (CH11) - niewidocznej na rysunku.

14000 s eksperymentu, co można zaobserwować jako gwałtowny spadek temperatury i efekt przechłodzenia w PCM notowany w literaturze [105]. W tym momencie następuje oddawanie ciepła do układu przez PCM, które związane jest z procesem krzepnięcia, następnie układ dąży do wychłodzenia swojej struktury do temperatury warunku brzegowego jakim jest stół komory TVAC.

5.3 Opis symulacji

Do zbudowania modelu symulacyjnego skorzystano w większości z parametrów symulacyjnych opisanych w rozdziale 4 oraz z wiedzy wypracowanej w rozdziale 3 dotyczącej wyznaczania oporów kontaktowych oraz wpływu parametrów na wyniki. Wykorzystano również projekt PCB w formacie ODB++, który zawiera szczegółową mapę ścieżek przewodnika i izolatora na każdej z warstw oraz modele Delphi opisane w rozdziale 2 wzbogacone o pojemności cieplne. Warunki brzegowe dobrano tak, aby możliwie najwierniej oddawały eksperyment, jednak z uwagi na duży stopień złożoności modelu zaobserwowano pewne rozbieżności. Jednym z założeń jakie poczyniono była

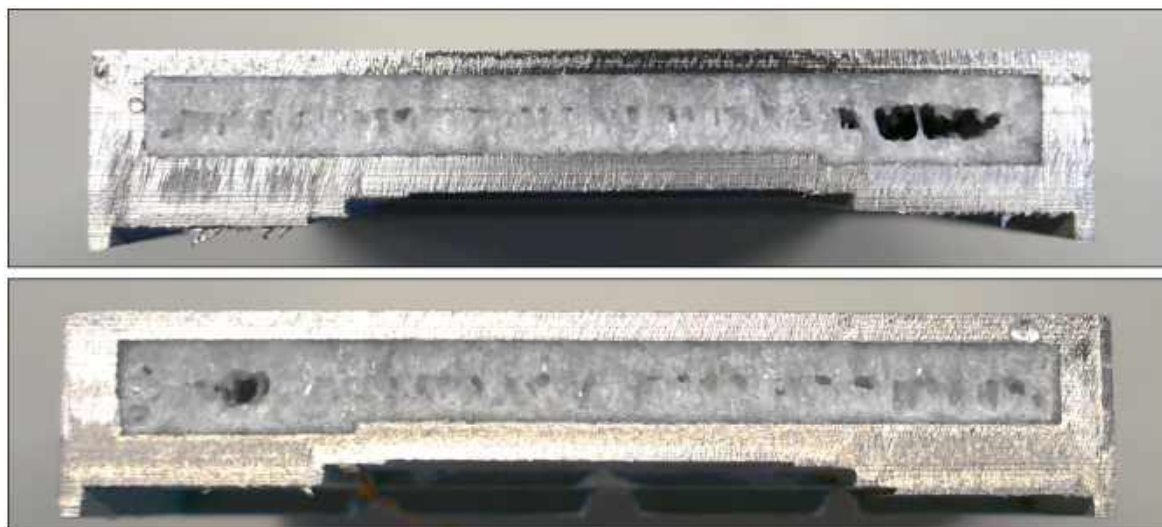


Rysunek 5.9: Przebiegi temperatury zarejestrowane przez zainstalowane czujniki PT1000 podczas eksperymentu wraz z opisem jego kluczowych faz

obserwacja zaprezentowana na Rys. 5.10 jakiej dokonano po wykonanych eksperymentach. Na rysunku tym możemy zaobserwować przecięty zbiornik z PCM, gdzie widać skryształizowany materiał zmiennofazowy stykający się z każdą ze ścianek zbiornika. Warto zauważyć, że w środku zbiornika w płaszczyźnie równoległej do podstawy występuje symetryczna nieciągłość w strukturze PCM, co postanowiono uwzględnić w modelu symulacyjnym.

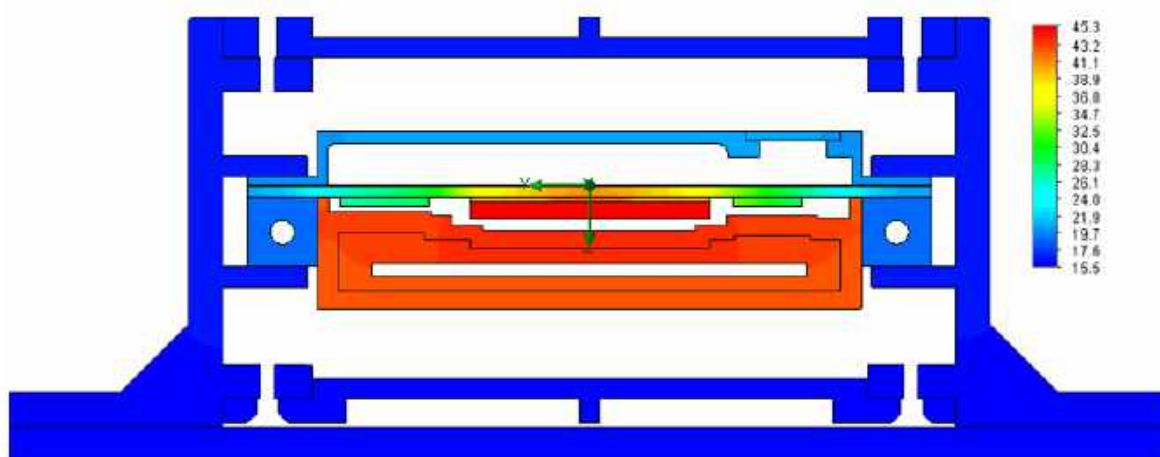
5.3.1 Wyniki

Na Rys. 5.11 oraz 5.12 zaprezentowano przykładowe pola temperatury w przekroju układu dla 14000 s czasu trwania symulacji, czyli dla momentu osiągnięcia najwyższej temperatury na układzie FPGA. Jak można zauważyć, opory kontaktowe odgrywają w omawianym modelu znaczącą rolę, co można zaobserwować poprzez znaczące spadki temperatury na kontaktujących się ze sobą częściach. Struktura reprezentująca EBOX przyjmuje, zgodnie z założeniami projektowymi, temperaturę zbliżoną do temperatury stołu montażowego w komorze TVAC, zapewniając jednolite warunki temperaturowe na Interfejsach z jednostką obliczeniową. W centralnym obszarze układu umiejscowiony jest model reprezentujący analizowany układ FPGA. Brak widocznego połączenia



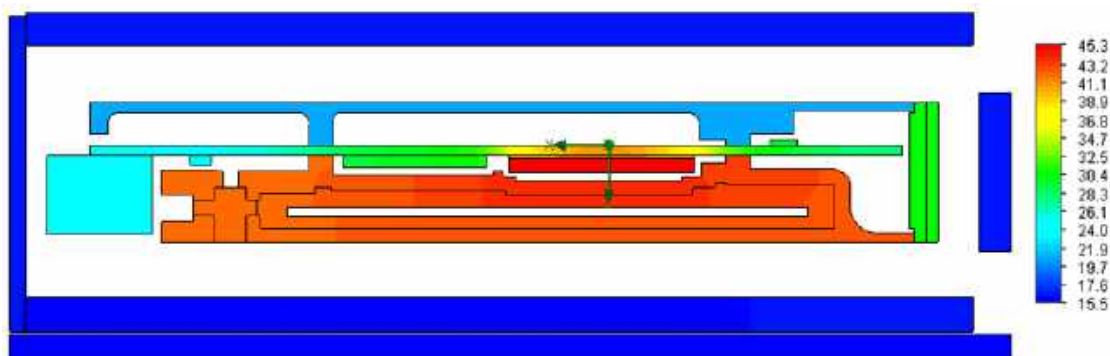
Rysunek 5.10: Przekrój przez zbiornik PCM wykonany po przeprowadzonej kampanii eksperymentów pozwalający dostrzec strukturę wewnętrzną materiału

jego struktury ze zbiornikiem PCM może być mylący, ale w rzeczywistości zdefiniowano tam połączenie pomiędzy współpracującymi powierzchniami. Główny odbiór ciepła realizowany jest poprzez płytke PCB, a zbiornik z PCM nie ma fizycznego połączenia z interfejsem. Występuje tam niewielka szczelina i była ona celowym zabiegiem projektowym.



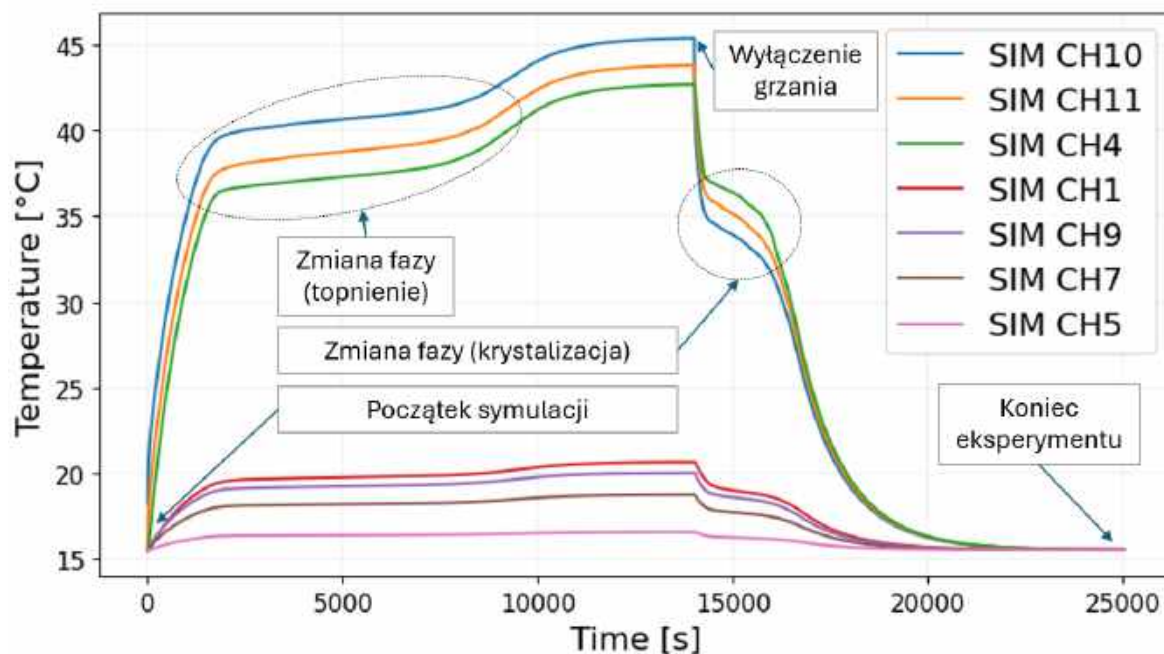
Rysunek 5.11: Przykładowy wynik symulacji na końcu fazy grzania dla 14000 sekundy jej przebiegu w płaszczyźnie YZ przechodzącej przez geometryczny środek reprezentanta układu FPGA

Na Rys. 5.13 przedstawiono przebiegi temperatury będące wynikiem symulacji numerycznej. Punkty odczytu temperatury w modelu rozmieszczone zostały w miejscach



Rysunek 5.12: Przykładowy wynik symulacji na końcu fazy grzania dla 14000 sekundy jej przebiegu w płaszczyźnie XZ przechodzącej przez geometryczny środek reprezentanta układu FPGA

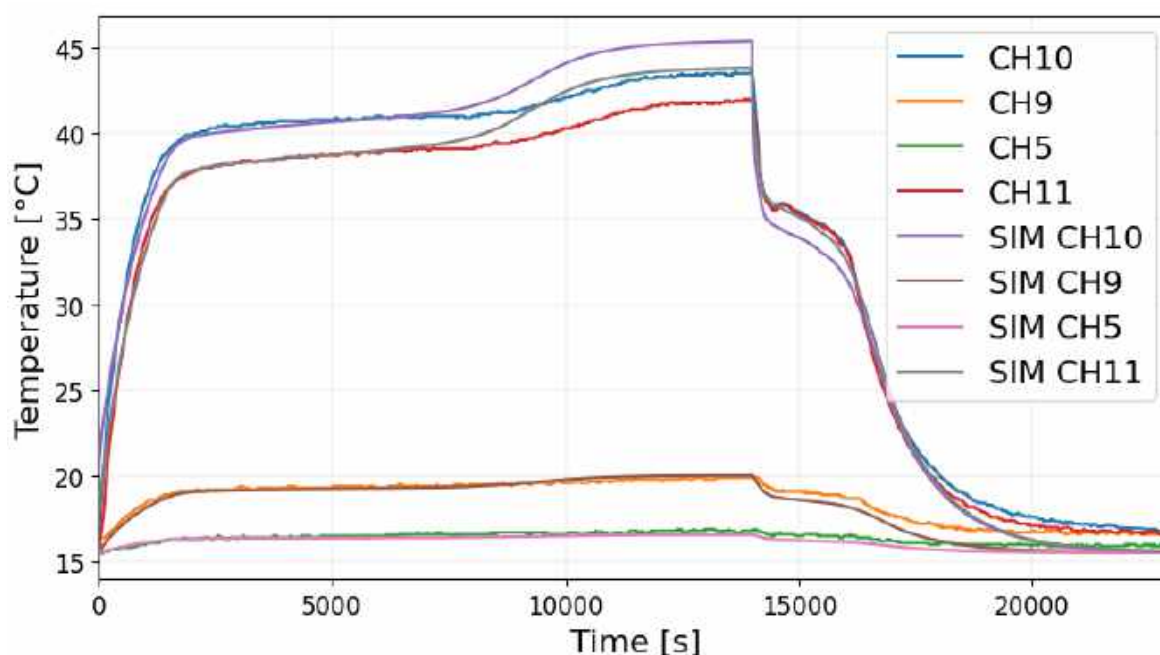
zdefiniowanych w wykonywanym eksperymencie opisywanym wyżej. Punkty odczytu temperatury w symulacji oznaczone są tym samym numerem porządkowym co w eksperymencie, ale posiadają przedrostek "SIM" w tabeli opisowej. Główne zdarzenia obserwowane podczas eksperymentu, takie jak topnienie się PCM oraz jego krystalizacja, obserwowane są w zbliżonych obszarach czasowych i ogólne ich odwzorowanie w wynikach obliczeń jest akceptowalne.



Rysunek 5.13: Przebieg temperatury zarejestrowany dla poszczególnych punktów pomiarowych podczas symulacji wraz z opisem kluczowych faz

Zestawienie danych pomiarowych z wynikami symulacji przedstawiono na Rys. 5.14.

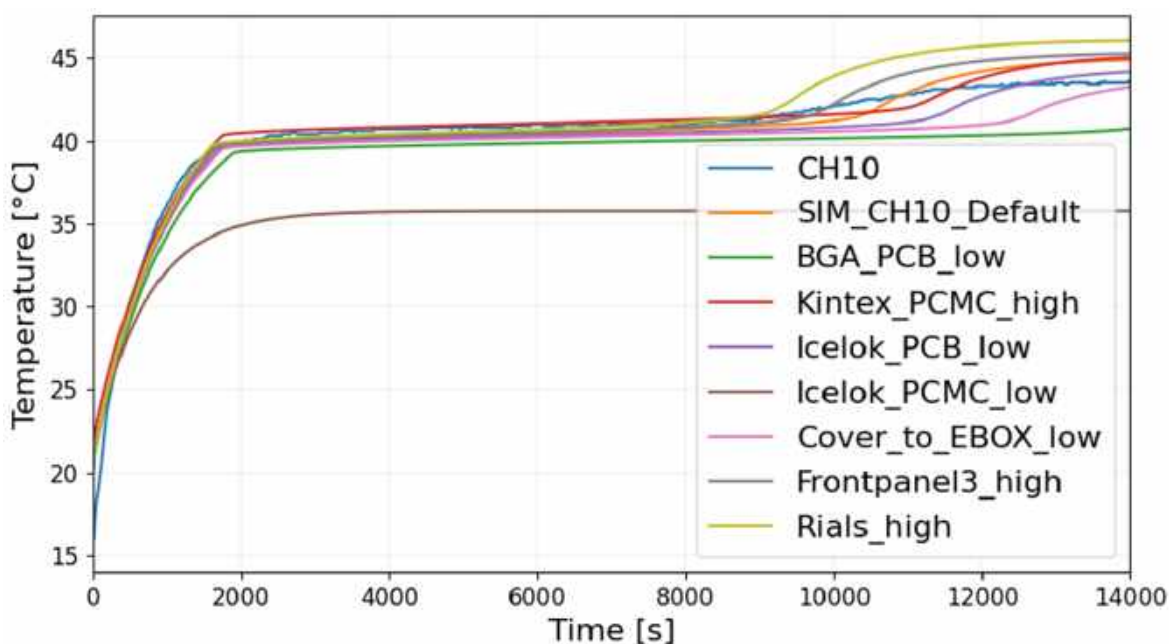
Zwraca jednak uwagę fakt, że szczegółowy przebieg temperatur uzyskanych z obliczeń dla wybranych punktów pomiarowych nie pokrywa się w pełni z eksperymentem. W fazie nagrzewania oraz przemiany fazowej zgodność wyników można określić jako bardzo dobrą. Główne rozbieżności pojawiają się po stopieniu PCM w symulacji (od ok. 7000 s) oraz podczas krzepnięcia (ok. 15000 s). W każdym z przypadków różnica pomiędzy temperaturą obliczoną, a odczytaną z czujników nie przekracza 2 °C.



Rysunek 5.14: Porównanie wyników symulacji oraz eksperymentu dla wytypowanych punktów pomiarowych

Na podstawie doświadczeń z wcześniejszych badań opisanych w poprzednich rozdziałach stwierdzono, że głównymi parametrami odpowiadającymi za rozbieżności wyników symulacji z eksperymentem prawdopodobnie są założone cieplne opory kontaktowe. Dlatego przeprowadzono analizę wrażliwości modelu na wytypowane za pomocą wiedzy eksperckiej kluczowe opory na ścieżce przewodzenia ciepła. Założono, że zakresy zmienności parametrów są równo-prawdopodobne w fizycznych ich zakresach. Wyniki zmienności wszystkich wytypowanych oporów porównano względem symulacji bazowej (SIM.CH10_Default) co przedstawione zostało na Rys. 5.15. Tak przeprowadzona analiza pozwoliła wytypować nowe wartości cieplnych oporów kontaktowych w ramach ich zakresu zmienności w celu uzyskania najlepszego możliwego dopasowania przebiegów czasowych zmian temperatury. Przeprowadzono również ocenę pozostałych parametrów modelu pod kątem ich wpływu na wyniki. Jednak aby zwiększyć poziom

wiedzy na temat parametrów, takich jak dane materiałowe, należałoby przeprowadzić dodatkowe badania, co zostanie opisane w rozdziale ostatnim, omawiającym dalsze plany badawcze. Ostatecznie, uzyskany efekt procesu walidacji jest daleki od idealnego, jednak z uwagi na przemysłowy charakter badań doktoratu wdrożeniowego oraz ograniczony czas trwania projektu zdecydowano się bazując na kryteriach opisanych w standardach przemysłu kosmicznego (NASA , ESA) warunkowo zaakceptować poziom rozbieżności wyników i przejść do dalszej ich analizy bazując na modelu numerycznym.



Rysunek 5.15: Wyniki analizy wrażliwości dla różnych wartości oporów kontaktowych pomiędzy współpracującymi częściami wraz z ich wpływem na przebieg temperatury układu FPGA w symulacji. Sufiks "low" oznacza obniżenie oporu, "high" podniesienie oporu względem nominalnej symulacji z sufiksem "Default". CH10 oznacza wynik osiągnięty w eksperymencie

5.4 Studium przydatności rozwiązania przemysłowego

Urządzenie elektroniczne jakim jest jednostka obliczeniowa (DPU) może być poddawane cyklicznym trybom pracy wynikającym z realizowanych zadań oraz zachowania w ruchu na niskiej orbicie ziemskiej (LEO). Bazując na pierwotnych założeniach misji kosmicznej satelity Intuition-1 dotyczących pracy DPU tylko w nasłonecznionej części orbity, a także na przykładowych parametrach pracy podobnych urządzeń opisanych w artykule [11] wytypowano najbardziej ekstremalne warunki pracy urządzenia, a są

nimi:

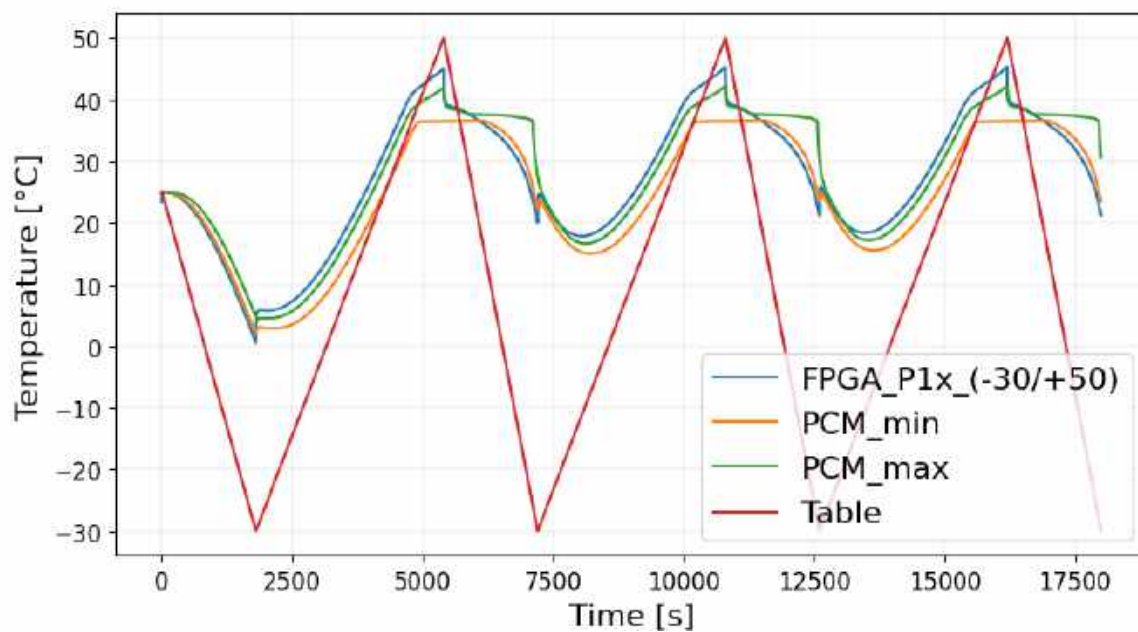
- 60 min pracy urządzenia, liniowa zmiana temperatury interfejsu z -30°C do $+50^{\circ}\text{C}$,
- 30 min urządzenie wyłączone, liniowa zmiana temperatury interfejsu z $+50^{\circ}\text{C}$ do -30°C ,
- ponowne cykliczne powtórzenia powyższych trybów.

Taki cykliczny scenariusz pracy został zasymulowany z wykorzystaniem opisanego w tym rozdziale modelu numerycznego jednostki obliczeniowej dla kilku poziomów mocy układu FPGA. Na rysunkach od 5.16 do 5.21 przedstawiono cztery wartości temperatur, które uznano jako istotne dla analizy tego rozwiązania technicznego, są nimi:

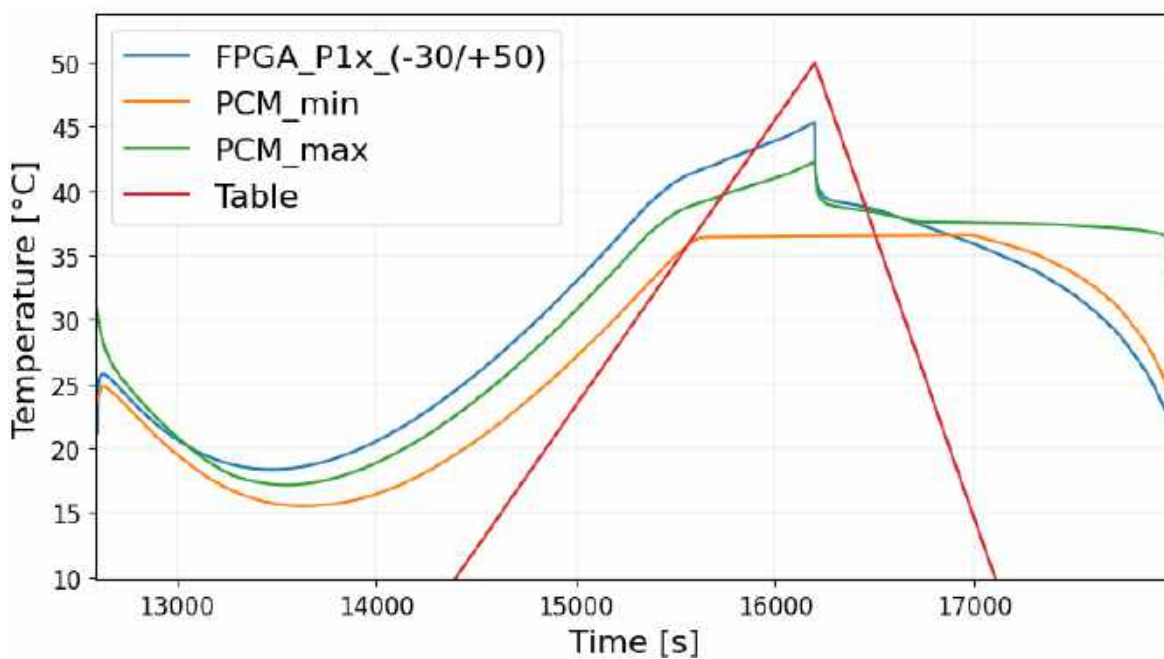
- FPGA_P1x_(-30/+50) - temperatura reprezentująca elektroniczny układ FPGA
- PCM_min - minimalna temperatura w objętości PCM
- PCM_max - maksymalna temperatura w objętości PCM
- Table - reprezentacja interfejsu z satelitą będąca średnią temperaturą EBOX

Pierwszy z analizowanych przypadków zaprezentowany na Rys. 5.16 to praca w trybie cyklicznym układu FPGA wydzielającego strumień ciepła wynoszący 8 W. Główne obserwacje zostały zaprezentowane na Rys. 5.17 i dotyczą temperatury minimalnej objętości materiału zmiennofazowego PCM_min, gdzie nie obserwuje się charakterystycznego dla końca przemiany fazowej wzrostu jej wartości na koniec zmiany fazy. Świadczy to o tym, że PCM nie wykorzystał całego swojego potencjału, a zmiana fazy nie nastąpiła w całej objętości.

Biorąc pod uwagę fakt, że moc 8 W generowana na FPGA była zbyt mała do wykorzystania pełnego potencjału PCM, zdecydowano się zwiększyć moc dwukrotnie, a następnie zweryfikować czy jest to wartość wystarczająca aby w przedstawionym trybie pracy osiągnąć założony cel związany z wykorzystaniem całej energii możliwej do wykorzystania w PCM. Jak przedstawiono na Rys. 5.18, powtarzalny stan pracy symulowanego urządzenia osiągnięto później niż w rozwiązaniu z mocą 8 W. Najważniejszą obserwacją jest jednak zachowanie temperatury maksymalnej w objętości materiału zmiennofazowego PCM_max, która została przedstawiona na Rys. 5.19 i przy ochładzaniu nie przechodzi poniżej temperatury zmiany fazy materiału, czyli 37°C . Zachowanie

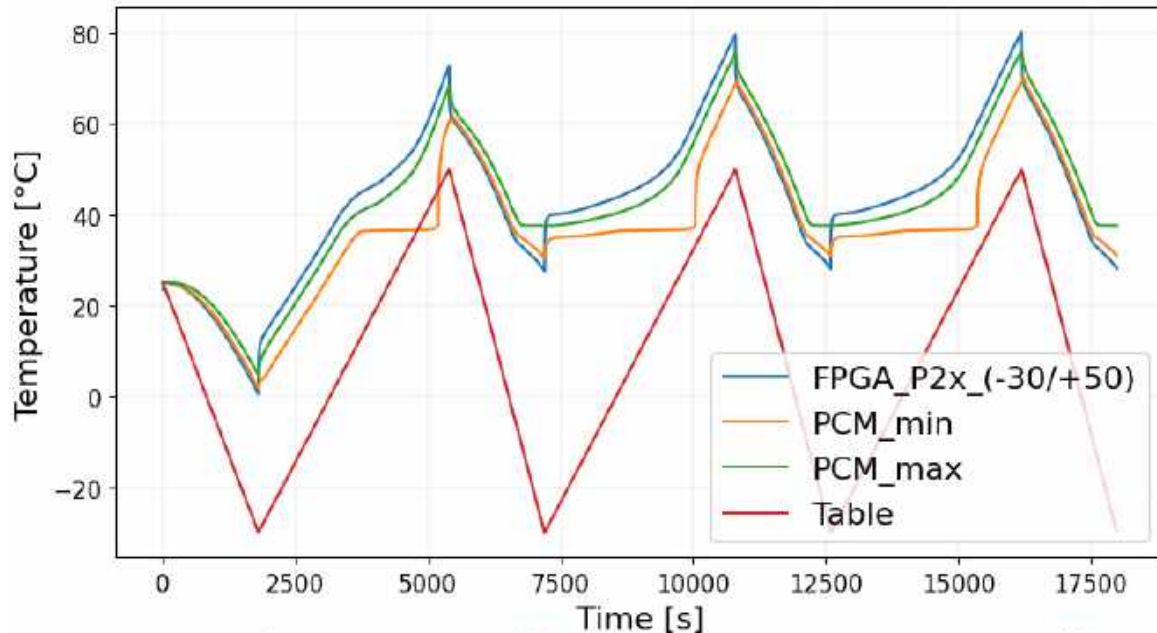


Rysunek 5.16: Przebieg trzech cykli analizowanego układu, moc grzałki 8 W



Rysunek 5.17: Zbliżenie na etap przemiany fazowej jednego z cykli, moc grzałki 8 W

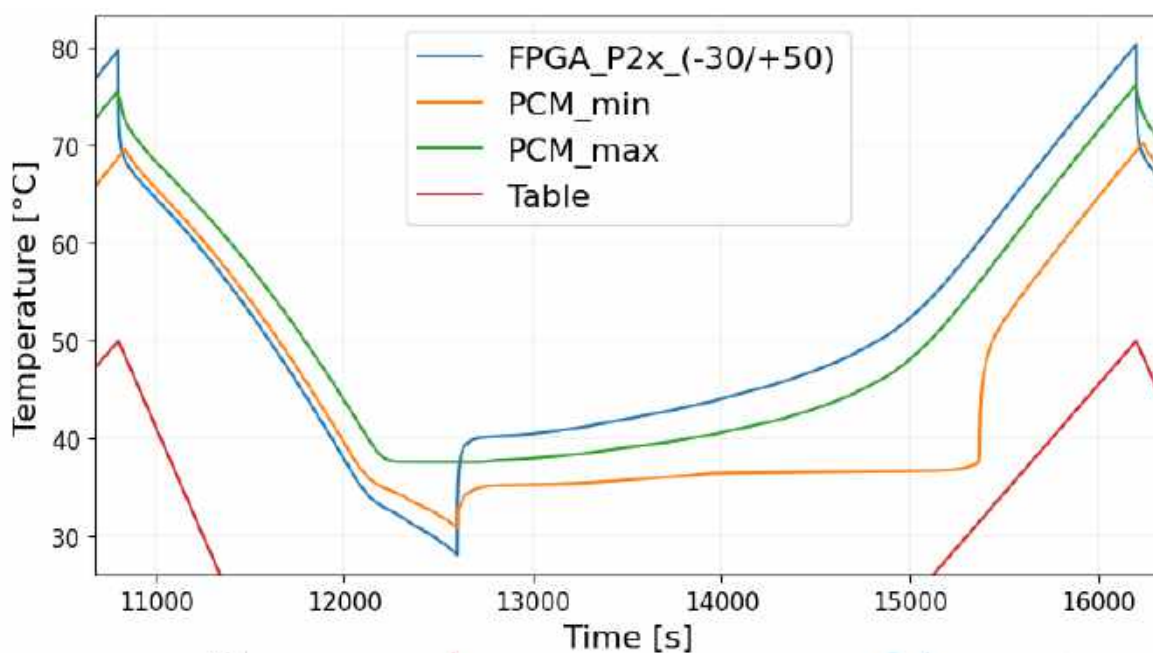
to świadczy o tym, że 16 W mocy przekazywanej do materiału PCM generuje zbyt wiele energii i w założonym cyklu pracy urządzenia nie dochodzi do całkowitej regeneracji PCM (krystalizacji) i marnowany jest potencjał zaprojektowanego rozwiązania.



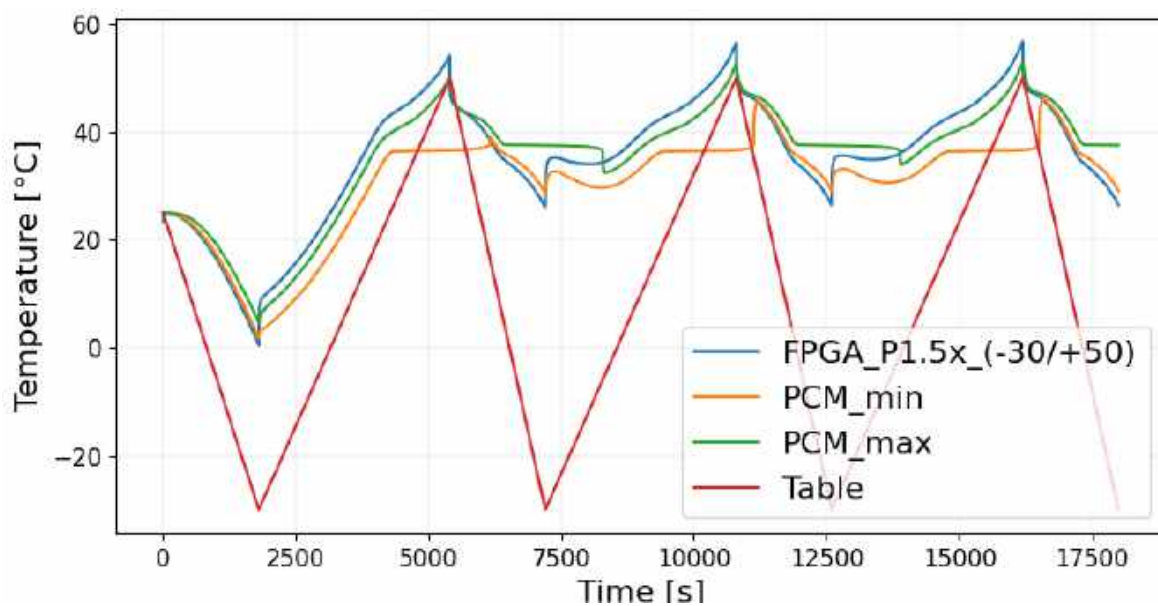
Rysunek 5.18: Przebieg trzech cykli analizowanego układu dla mocy grzałki wynoszącej 16 W

Jako ostatni etap wyznaczania charakterystyki systemu zarządzania ciepłem opartym o PCM, przyjęto 1,5-krotne zwiększenie mocy nominalnej (8 W) tj. 12 W i dla takiej wartości mocy przeprowadzono symulacje numeryczne. Wyniki cyklicznej pracy w takim scenariuszu można zaobserwować na Rys. 5.20 gdzie zauważyć można, że układ pracuje powtarzalnie już od drugiego cyklu. Szczególne wnioski płyną jednak z analizy zachowania temperatur PCM_min oraz PCM_max zaprezentowanych na Rys. 5.21, gdzie obie z temperatur objętości PCM świadczą o tym, że przemiana fazowa zaszła w całej objętości przy grzaniu oraz PCM zdążył się zregenerować przy chłodzeniu. Uznano więc, że moc 12 W generowana przez układ FPGA w pełni wykorzystuje potencjał zaprojektowanego rozwiązania.

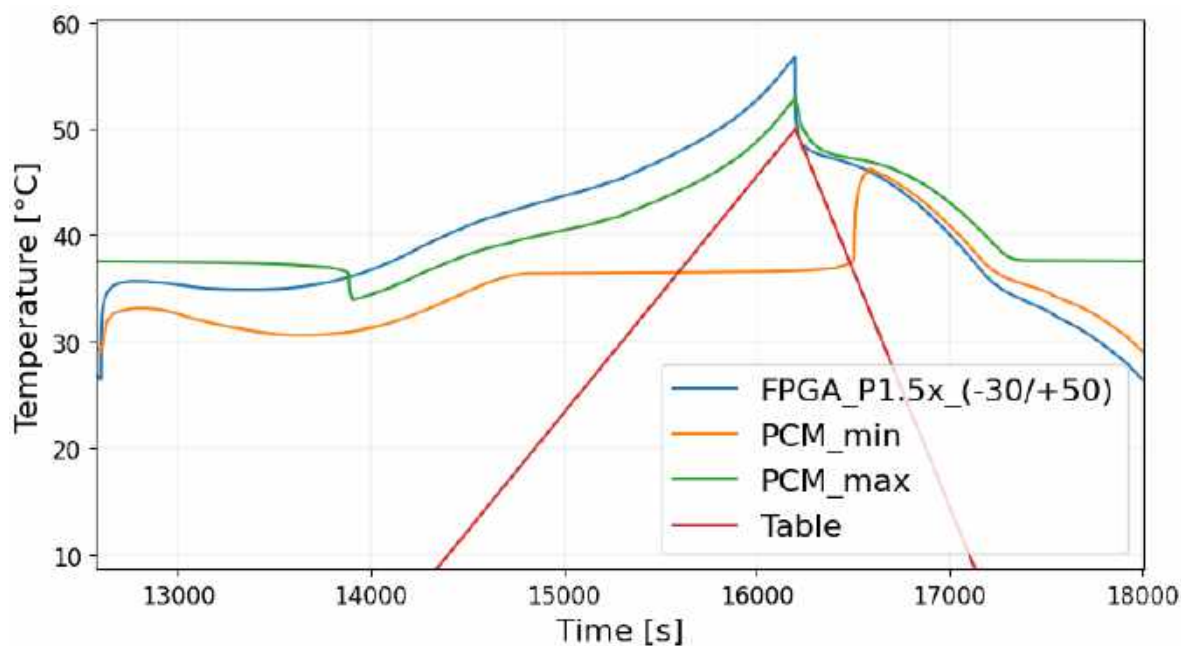
Aby w pełni ocenić wpływ tak zaprojektowanego systemu zarządzania ciepłem dla jednostki obliczeniowej przeznaczonej do małego satelity należy zestawić wyniki osiągnięte z jego pomocą do porównywalnego rozwiązania bez PCM. Przygotowana symulacja komputerowa umożliwiła przeprowadzenie takiego porównania, a w tym celu zamieniono objętość PCM (odpowiadająca 36,6 g) na ekwiwalent objętościowy o własnościach



Rysunek 5.19: Zbliżenie na etap schładzania i przejście w kolejny cykl nagrzewania, moc grzałki 16 W

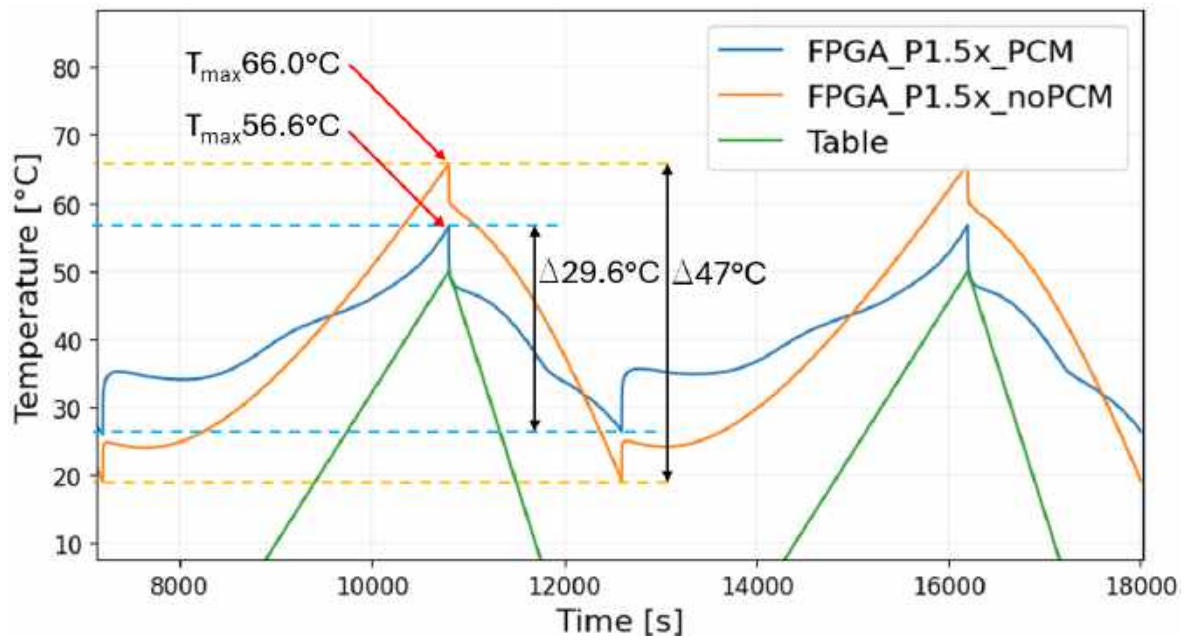


Rysunek 5.20: Przebieg trzech cykli analizowanego układu dla mocy grzałki wynoszącej 12 W



Rysunek 5.21: Zbliżenie obrazujące zmiany temperatury podczas etapu przemiany fazowej i etapu schładzania, moc grzałki 12 W

aluminium 6061 (126,7 g) i przeprowadzono obliczenia dla powyżej opisanego przypadku kiedy FPGA wydziela 12 W mocy. Wyniki takiej analizy zaprezentowano na Rys. 5.22. Można zauważyć, że amplituda międzyszczytowa temperatur FPGA to 47 °C dla wariantu bez PCM oraz 29,6 °C dla wariantu z PCM. Osiągnięto w ten sposób 17,4 °C redukcji amplitudy temperatury w cyklicznej pracy urządzenia w wytypowanych warunkach, co w rzeczywistych warunkach może się przełożyć na poprawę żywotności jednostki obliczeniowej. Warto także dodać, że rozwiązanie oparte na aluminium 6061 jest niemal 3,5 krotnie cięższe od wariantu z materiałem zmiennofazowym. Dodatkowo, układ wykorzystujący PCM osiągnął niższe wartości temperatur maksymalnych pozwalając na krótkotrwałe zwiększenie pobieranej mocy bez szkody dla urządzenia oraz prowadzenie obliczeń z efektywnością wyższą niż w przypadku bez PCM. Cały układ zadziałał poprawnie uwzględniając wszystkie uwarunkowania płynące z przemysłowego standardu SpaceVPX, a tak przetestowany system zarządzania ciepłem osiągnął wysoki poziom gotowości technologicznej.



Rysunek 5.22: Temperatura FPGA dla dwóch wariantów - z PCM oraz z blokiem aluminiowym zastępującym PCM

Rozdział 6

Podsumowanie i Wnioski

W pracy doktorskiej podjęto próbę rozwiązania problemu badawczego, którego celem była redukcja wartości temperatur międzyszczytowych układów elektronicznych typu Field Programmable Gate Array (FPGA) będących częścią projektowanych przez KP Labs. Sp. z o.o. jednostek obliczeniowych małych satelitów. Rozwiązanie tak postawionego problemu rozpoczęto od analizy różnych systemów satelitarnych gdzie wskazano wspólne wyzwania związane ze stosowaniem zaawansowanej elektroniki, dla której zarządzanie ciepłem jest kluczowym aspektem w kontekście jej przetrwania i bezawaryjnego działania na niskiej orbicie okołoziemskiej. Następnie wytypowano pasywną technologię zarządzania ciepłem (materiały zmiennofazowe), która wykazywała największy potencjał w osiągnięciu celu pracy i udowodnieniu postawionej tezy pracy doktorskiej. W celu weryfikacji tego rozwiązania, należało wykonać wiarygodne symulacje komputerowe i eksperymenty. Dla lepszego zrozumienia sposobu budowy modeli numerycznych satelitarnych jednostek obliczeniowych, zastosowano analizę wrażliwości i kwantyfikację niepewności. Podejście to rzuciło nowe światło na interpretację wyników symulacji numerycznych tego typu układów, ale okazało się też podejściem wymagającym długiego czasu obliczeń, a przez to trudnym do implementacji w każdej sytuacji. Na bazie przygotowanego modelu określano wstępną wykonalność rozwiązania wykorzystującego materiał zmiennofazowy PCM, a następnie przeprowadzono eksperymenty potwierdzające zidentyfikowany potencjał tej technologii. Z kampanii szeregu eksperymentów wyłoniono jeden główny, na podstawie którego dokonano walidacji opisu parametrów cieplnych materiału PCM i potwierdzono wystarczającą gotowość reprezentacji tego materiału w dalszych pracach. Tak powstały opis matematyczny własności cieplnych materiału został wykorzystany do budowy systemu zarządzania ciepłem jednostki obliczeniowej Lion DPU bazującej na układzie FPGA firmy AMD Xilinx. Równolegle wykonano badania reprezentatywnego systemu zarządzania ciepłem

w komorze termiczno-próżniowej. Wyniki walidacji eksperymentu do modelu numerycznego zaakceptowano na zadowalającym poziomie, a następnie przeprowadzono symulacje numeryczne określające parametry pracy urządzenia z wykorzystaniem PCM w scenariuszach prawdziwej pracy orbitalnej. Były one próbą rozwiązania problemów badawczych doktoratu i udowodniły prawdziwość stawianej tezy. Dzięki opracowanemu rozwiązaniu technicznemu udało się zredukować amplitudę międzyszczytową temperatur układu scalonego FPGA, a także wskazać potencjał na zwiększenie efektywności obliczeń poprzez zapewnienie możliwości pracy urządzenia na poziomie niższych temperatur niż w rozwiązaniu bez PCM. Wykorzystanie tak opracowanego rozwiązania daje też nadzieję na wydłużenie żywotności układów elektronicznych poprzez redukcję wartości temperatur międzyszczytowych ich pracy.

Uzyskane w pracy wyniki poszerzają obecny stan wiedzy i stanowią źródło danych do dalszych prac badawczych i rozwojowych w dziedzinie przepływu ciepła w obszarze satelitarnych urządzeń elektronicznych. Działania podjęte w pracy doktorskiej znacząco podniosły również poziom wiedzy doktoranta w obszarze budowy, wykorzystania i oceny modeli numerycznych wspierających proces projektowy. Pracując nad eksperymentami doktorant miał szansę wykorzystywać najnowocześniejszą europejską aparaturę badawczą, przeznaczoną do badań środowiskowych. Praca w laboratorium pozwoliła też zwiększyć doświadczenie związane z integracją wrażliwych układów elektronicznych oraz prowadzić badania i proces projektowy systemów zarządzania ciepłem zgodnie ze standardami przemysłowymi w branży kosmicznej.

6.1 Dalsze plany badawcze

W pracach nad doktoratem wykazano potencjał na rozszerzenie zakresu badań oraz przeprowadzonych symulacji komputerowych i analiz, ale z uwagi na ograniczony czas trwania projektu doktorskiego, a także z powodu ograniczeń finansowych, zdecydowano się te prace zaplanować jako przyszłe działania, które wymieniono poniżej:

- Sposób modelowania PCM - ze śledzeniem frontu przemiany fazowej, z uwzględnieniem równań ciągłości i bilansu pędu dla płynnego PCM - pozwoliłoby na automatyczne uwzględnienie naturalnej konwekcji dając szansę na śledzenie frontu zmiany fazy i jego ewolucji w urządzeniu,
- Cykle temperatury - pełne przebiegi podczas orbitowania dla różnych scenariu-

szy temperaturowych. Obecnie przeanalizowano jedynie ekstremalną rozpiętość zmian temperatury, ale rozwiązanie to musiałoby zostać dostosowane również do węższych zakresów cykli pracy urządzenia,

- Dopasowanie rozwiązania do parametrów pracy elektroniki - praca elektroniki nie zawsze w pełni wykorzystuje system zarządzania ciepłem oparty o PCM. Dalsze prace powinny wyznaczyć charakterystykę przydatności rozwiązania w funkcji wielu zmiennych parametrów konstrukcyjnych oraz parametrów pracy elektroniki. Pozwoliłoby to w łatwiejszy sposób ocenić przydatność rozwiązania dla konkretnych zastosowań przemysłowych,
- Działanie innych podzespołów elektronicznych - w prowadzonych badaniach ograniczono się jedynie do analizy pracy układu FPGA. Istotnym jest jednak weryfikacja wpływu wielu źródeł ciepła na wykorzystanie tak przygotowanej technologii opartej o PCM,
- SA & UQ - narzędzia typu open source - możliwość prowadzenia analiz SA i UQ równoległe z wykorzystaniem darmowego oprogramowania umożliwia skorzystanie z zalet tych metod na każdym etapie procesu projektowania. Wówczas ograniczeniem pozostaje wydajność posiadanego sprzętu komputerowego, a nie dostępność czy ograniczenia licencji. Podejście wymaga jednak budowy interfejsu pomiędzy wykorzystywanymi oprogramowaniami,
- Optymalizacja parametrów - wybrany materiał zmiennofazowy cechuje się niskim współczynnikiem przewodności cieplnej. Aby usprawnić wykorzystanie jego objętości w czasie, można rozważyć domieszkowanie PCM materiałami o wysokiej przewodności cieplnej w celu poprawy zastępczych parametrów cieplnych, lub tak skonstruować zbiornik aby jego konstrukcja sprawniej rozprowadzała ciepło w objętości PCM od źródła,
- Dobór odpowiedniego PCM - należy mieć na uwadze, że grupa materiałów nadających się do zastosowania omawianym przypadkiem jest szeroka, a materiały różnią się od siebie wieloma parametrami jak np. temperaturą topnienia. W dalszych pracach rozważa się dobranie odpowiedniego materiału pod konkretne zastosowanie urządzenia.

6.2 Potencjał wdrożeniowy

W ramach pracy doktorskiej wykonano badania służące wyborowi rozwiązania jakim jest układ wykorzystujący materiał zmiennofazowy (PCM), którego celem jest stabilizacja i ograniczanie zmian temperatur w satelitarnych układach elektronicznych, podczas ich pracy i orbitowania. Wykonane badania eksperymentalne oraz symulacje numeryczne układu z wykorzystaniem modeli, potwierdziły jego przydatność w systemie zarządzania ciepłem satelity. Redukcja wartości międzyszczytowej temperatury o $17,4\text{ }^{\circ}\text{C}$ w porównaniu z urządzeniem bez takiego rozwiązania jest obiecująca w kontekście budowania przewagi konkurencyjnej przedsiębiorstwa. Ponadto urządzenie niesie ze sobą potencjał optymalizacji jego konstrukcji i dostosowania do innych produktów firmy. Warto podkreślić, że bazując na wykonanej przez doktoranta analizie publikacji stwierdzono, że analizowany układ jest pierwszym rozwiązaniem opartym o PCM jednocześnie zaadaptowanym do przemysłowego standardu SpaceVPX oraz jest zdolny do adaptacji do kolejnego przemysłowego standardu jakim jest ADHA rozwijany między innymi przez Europejską Agencję Kosmiczną. W realizowanych projektach w firmie KP Labs sp. z o.o. rozwiązanie analizowane i opracowane w niniejszej pracy doktorskiej zostało wdrożone, a obecnie prowadzone są dalsze prace dostosowujące je do misji kosmicznych klasy trzeciej cechujących się zwiększonym poziomem niezawodności. Istnieje również możliwość wykorzystania zaprojektowanego rozwiązania jako osobnego produktu niezwiązanego z jednostkami obliczeniowymi.

W ramach pracy zbudowano szereg modeli służących do symulacji przepływu ciepła w satelitach. Modele te zostały zwalidowane w oparciu o dane eksperymentalne. Podczas ich budowy opracowano metodologię, która umożliwia prowadzenie szybkich analiz ułatwiających proces prototypowania układów zarządzania ciepłem. Przeprowadzone analizy wrażliwości i kwantyfikacja niepewności pozwoliły na określenie istotnych parametrów (warunków brzegowych, właściwości materiałowych) z punktu widzenia modelowania wymiany ciepła, które w znacznym stopniu wpływają na przewidywania pól temperatury zwiększając niezawodność projektowanych urządzeń. Zbudowane modele oraz uzyskane doświadczenie podczas realizacji pracy doktorskiej są obecnie i będą w przyszłości wykorzystywane w pracach projektowych w firmie KP Labs sp. z o.o.

Bibliografia

- [1] H. van Weeren, H. J. M. ter Brake, G. Holl, R. J. Hamann, and S. Price. Thermal aspects of satellite downscaling. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 23(3):592–600, 2009.
- [2] Brouwer H.S.B. Performance Characterization of Water Heat Pipes and their Application in CubeSats. Space Engineering (Aerospace Engineering), Delft University of Technology, 2016. Master thesis.
- [3] R. Avila de Luis. Standardized Thermal Control - Solutions for pocektqubes. MsC thesis. Technical report, TUDelft, 2019.
- [4] Federal Aviation Administration. The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018. Publication produced for FAA AST by Bryce Space and Technology under contract, 2018.
- [5] BryceTech. Smallsats by the Numbers 2024. 1737 King Street, Suite 601, Alexandria, VA 22314, 2024. Dostęp 28.08.2024, <https://brycetech.com/reports>.
- [6] Boris Yendler, Ashton Meginnis, and Adam Reif. Thermal Management for High Power Cubesats. In Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Pre-Conference Workshop Session VI: Advanced Concepts III, SSC20-WKVI-07, 2020.
- [7] Jennifer Young. Advanced Concepts for Small Satellite Thermal Control. In Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Technical Session 7: Advanced Technologies I, SSC21-VII-06, 2021, 2021.
- [8] European Space Agency. ECSS-E-ST-10-03C Rev.1 - Testing (31 May 2022). The European Cooperation for Space Standardization, 2022.
- [9] M. G. Pecht, R. Radojicic, and G. Rao. Guidebook for Managing Silicon Chip Reliability. CRC Press LLC, 1999.

-
- [10] Ph.D. Reza Ghaffarian. Package on package assemblies under thermal cycles, 2019. Pasadena, California.
- [11] Bhanu Sood, John Evans, Kelly Daniluk, Jason Sturgis, Milton Davis, and David Petrick. Life Cycle Analysis of a SpaceCube Printed Circuit Board Assembly Using Physics of Failure Methodologies. Technical Report GSFC-E-DAA-TN45821, National Aeronautics and Space Administration, 2017.
- [12] SpaceVPX System Standard. ANSI/VITA 78.0-2022a. <https://www.vita.com>.
- [13] European Cooperation for Space Standardization (ECSS). Space engineering - thermal analysis handbook, November 2016. ECSS-E-ST-31-03A, 15 November 2016.
- [14] Kaitlin Lies and Ruth Amundsen. Passive thermal control engineering guidebook, 2023. NASA - National Aeronautics and Space Administration.
- [15] European Cooperation for Space Standardization (ECSS). Thermal control general requirements, November 2008. ECSS-E-ST-31C, 15 November 2008.
- [16] David Gilmore. Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technologies. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 01 2002.
- [17] European Cooperation for Space Standardization (ECSS). Space engineering - technology readiness level (trl) guidelines, March 2017. ECSS-E-ST-31-03A, 1 March 2017.
- [18] ESA ESOC. Esa's annual space environment report, July 2024. GEN-DB-LOG-00288-OPS-SD.
- [19] ITP Engines UK Ltd. ESATAN-TMS Thermal Engineering Manual, 2015.
- [20] Macdonald Malcolm and Badescu Viorel. The International Handbook of Space Technology. Springer Berlin Heidelberg, 2014.
- [21] Reham Reda et al. Basic principles and mechanical considerations of satellites: A short review. Transactions on Aerospace Research, 2023.
- [22] Alexander Leaf et al. Design and assembly of an inexpensive cleanroom for cubesat teams. 36th Annual Small Satellite Conference, 2022.

- [23] Vaclav Knap et al. A review of battery technology in cubesats and small satellite solutions. 2020.
- [24] Devika Gadhavi Darshna Trivedi. Satellite communication - a review. IJSRSET — Volume 1 — Issue 6 — Engineering and Technology, 2015.
- [25] Zeger de Groot et al. Hugo Brouwer. Solving the thermal challenge in power-dense cubesats with water heat pipes. 31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2017.
- [26] Leandro Gagliardi et al. Arias, Cratere. On-board computer for cubesats: State-of-the-art and future trends. IEEE Access, 12:16397–16414, 2024.
- [27] Ahmed Abdelaziz, Khaled Elsayed, Amr Gomaa, and Yasser Abdelfattah. Design and implementation of an adcs for a cubesat. Journal of Engineering Research (ERJ), 7:1–12, 2024.
- [28] Akshay Reddy Tummala and Atri Dutta. An overview of cube-satellite propulsion technologies and trends. Aerospace, 4(4):58, 2017.
- [29] Maciej Ziaja, Piotr Bosowski, Michal Myller, Grzegorz Gajoch, Michal Gumieła, Jennifer Protich, Katherine Borda, Dhivya Jayaraman, Renata Dividino, and Jakub Nalepa. Benchmarking deep learning for on-board space applications. Remote Sensing, 13(19):3981, 2021.
- [30] Vincent WC Fung and Kam Chuen Yung. An intelligent approach for improving printed circuit board assembly process performance in smart manufacturing. International journal of engineering buisness management, 2020.
- [31] Gordon N. Ellison. Thermal Computations for electronics 2nd edition. CRC Press, 2020.
- [32] Edward Kostowski. Przepływ ciepła. Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice, 2000.
- [33] Y.A. Çengel. Heat Transfer: A Practical Approach. McGraw-Hill series in mechanical engineering. McGraw-Hill, 2003.
- [34] Jan Madejski. Teoria wymiany ciepła. Wydawnictwo Uczelniane Politechniki Szczecińskiej, Szczecin, 1998.

- [35] Yabin Zhang. Improved numerical-analytical thermal modeling method of the pcb with considering radiation heat transfer and calculation of components' temperature. *IEEE Access*, 9:92927–92940, 2021.
- [36] Siemens. Simcenter™ floefd™ technical reference. Technical report, Siemens, 2022.
- [37] Agustín Fernández León. Trends and patterns of asic and fpga use in european space missions. Technical report, European Space Agency, Delft University of Technology, 2012.
- [38] Delphi compact thermal model guideline, jesd15-4. Technical report, JEDEC Solid State Technology Association, 2008.
- [39] Ames Research Center. State-of-the-art, small spacecraft technology, 2024. Moffett Field, California.
- [40] Philipp B. Hager, Tobias Flecht, Katja Janzer, Hugo Brouwer, Martin Jonsson, and Laura Leon Perez. Contact Conductance in Common CubeSat Stacks . In *49th International Conference on Environmental Systems*, number ICES-2019-335, Boston, Massachusetts, 2019.
- [41] Rafael Lopes Costa and Valeri Vlassov. Experimental tests of thermal contact resistance between satellite electronic boxes and honeycomb panels under typical flight conditions. *Spacecraft Thermal Control Workshop*, 2016.
- [42] Henrik Forsback. Reliability of thermal interface materials for power semiconductor devices. MS thesis, 2017.
- [43] European Cooperation for Space Standardization. Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials. ECSS Standard ECSS-Q-ST-70-02C, ESA-ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 11 2008.
- [44] California Ames Research Center, Moffett Field. State-of-the-art, small spacecraft technology. Technical report, National Aeronautics and Space Administration NASA, 2023.
- [45] K. S. Niaki A. Anvari, F. Farhani. Comparative study on space qualified paints used for thermal control of a small satellite. *Iranian Journal of Chemical Engineering(IJChE)*, 6(2):50–62, 2009.

- [46] Kedar Shukla. Heat Pipe for Aerospace Applications - An Overview. Journal of Electronics Cooling and Thermal Control, 5(1):1–14, 2015.
- [47] Andrzej I. Nowak, Luca Pietrasanta, Cezary Czajkowski, Marco Marengo, and Sławomir Pietrowicz. Bubble coalescence and break-up in confined oscillating two-phase flows under microgravity conditions. International Journal of Heat and Mass Transfer, 192:122905, 2022.
- [48] Nandy Putra, Muhammad Amin, Rizky Achmad Luanto, Engkos A Kosasih, and Nasruddin A Abdullah. New method of thermal cycling stability test of phase change material, 2017.
- [49] Kinga Pielichowska and Krzysztof Pielichowski. Phase change materials for thermal energy storage. Progress in Materials Science, 65:67–123, 2014.
- [50] B.M. Adams, L.E. Bauman, W.J. Bohnhoff, K.R. Dalbey, M.S. Ebeida, J.P. Eddy, M.S. Eldred, P.D. Hough, K.T. Hu, J.D. Jakeman, J.A. Stephens, L.P. Swiler, D.M. Vigil, and T.M. Wildey. Dakota, A Multilevel Parallel Object-Oriented Framework for Design Optimization, Parameter Estimation, Uncertainty Quantification, and Sensitivity Analysis: Version 6.4 User’s Manual. Sandia Technical Report SAND2014-4633, updated may 2016 edition, July 2014.
- [51] Artur Jurkowski, Radosław Paluch, Marcin Wójcik, and Adam Klimanek. Thermal modelling of a small satellite data processing unit aided by sensitivity analysis and uncertainty quantification. International Journal of Thermal Sciences, 193:108514, 2023.
- [52] Xingzhi Hu, Xiaoqian Chen, Valerio Lattarulo, and Geoffrey T. Parks. Multidisciplinary optimization under high-dimensional uncertainty for small satellite system design. AIAA Journal, 54(5):1732–1741, 2016.
- [53] Xingzhi Hu, Geoffrey T. Parks, Xiaoqian Chen, and Pranay Seshadri. Discovering a one-dimensional active subspace to quantify multidisciplinary uncertainty in satellite system design. Advances in Space Research, 57(5):1268–1279, 2016.
- [54] Vincenzo Mareschi, Valter Perotto, Matteo Gorlani, Danilo Lazzeri, and Olivier Pin. Application of stochastic technique to spacecraft thermal and multidisciplinary simulations. SAE Technical Papers, 2004-01-2274, 2004.

- [55] Félix Lamela Herrera and Alejandro Torres Sepúlveda. Stochastic approach to spacecraft thermal control subsystem. SAE Technical Papers, 724, 2000.
- [56] Liang Guo, Qing-Wen Wu, and Chang-Xiang Yan. Sensitivity analysis of thermal design parameters for focal plane assembly in a space spectral imaging instrument. Heat and Mass Transfer, 49:299–308, 2013.
- [57] Qinglong Cui, Guanyu Lin, Diansheng Cao, Zihui Zhang, Shurong Wang, and Yu Huang. Thermal design parameters analysis and model updating using Kriging model for space instruments. International Journal of Thermal Sciences, 171:107239, 2022.
- [58] Jakub Nalepa, Michal Myller, Marcin Cwiek, Lukasz Zak, Tomasz Lakota, Lukasz Tulczyjew, and Michal Kawulok. Towards on-board hyperspectral satellite image segmentation: Understanding robustness of deep learning through simulating acquisition conditions. Remote Sensing, 13(8):1532, 2021.
- [59] Christian Wendt and Henri Brouquet. ESATAN-TMS Thermal Convergence for Strongly Coupled Problems. In Proceedings of 46th International Conference on Environmental Systems, 10-14 July 2016, pages ICES–2016–209, Vienna, Austria, 2016.
- [60] M.G. Cooper, B.B. Mikic, and M.M. Yovanovich. Thermal contact conductance. International Journal of Heat and Mass Transfer, 12(3):279–300, 1969.
- [61] Laura P. Swiler, Michael S. Eldred, and Brian M. Adams. Dakota: Bridging Advanced Scalable Uncertainty Quantification Algorithms with Production Deployment. In Roger Ghanem, David Higdon, and Houman Owhadi, editors, Handbook of Uncertainty Quantification, volume 3, chapter VII, pages 1651–1693. Springer, Gewerbestrasse 11, 6330 Cham, Switzerland, 2017.
- [62] V. W. Antonetti and M. M. Yovanovich. Enhancement of thermal contact conductance by metallic coatings: Theory and experiments. ASME J. Heat Transfer, 107-C:513–519, 1985.
- [63] Debajyoti Das and Aarti Das. Statistics In Biology And Psychology. Academic Publishers, Kolkata, 6 edition, 2010.

- [64] Seongho Kim. ppcor: An R Package for a Fast Calculation to Semi-partial Correlation Coefficients. Communications for Statistical Applications and Methods, 22(6):665–674, 2015.
- [65] Ilya Meyerovich Sobol. Sensitivity Estimates for Nonlinear Mathematical Models. Mathematical Modelling and Computational Experiments, 1(4):407–414, 1993.
- [66] Toshimitsu Homma and Andrea Saltelli. Importance measures in global sensitivity analysis of nonlinear models. Reliability Engineering and System Safety, 52(1):1–17, 1996.
- [67] Vinzenz Gregor Eck, Wouter Paulus Donders, Jacob Sturdy, Jonathan Feinberg, Tammo Delhaas, Leif Rune Hellevik, and Wouter Huberts. A guide to uncertainty quantification and sensitivity analysis for cardiovascular applications. International Journal for Numerical Methods in Biomedical Engineering, 32(8):e02755, 2016. PMID: 26475178.
- [68] Lawrence E. Hale, Mayuresh Patil, and Christopher J. Roy. Sensitivity analysis methods for systems with epistemic uncertainties. In 17th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 5-9 January 2015, Kissimmee, Florida, 2015.
- [69] Scott Ferson and Lev R. Ginzburg. Different methods are needed to propagate ignorance and variability. Reliability Engineering and System Safety, 54(2-3):133–144, 1996.
- [70] Laura P. Swiler, Thomas L. Paez, and Randall L. Mayes. Epistemic uncertainty quantification tutorial. In 27th, Conference on structural dynamics, pages 1005–1021, Orlando, Florida, USA, February 2009. Society for Experimental Mechanics.
- [71] Mohammad Irfan Lone and Ravindra Jilte. A review on phase change materials for different applications. Materials Today: Proceedings, 46(20):10980–10986, 2021.
- [72] Karolina Matuszek, Mega Kar, Jennifer M. Pringle, and Douglas R. MacFarlane. Phase change materials for renewable energy storage at intermediate temperatures. Chemical Reviews, 123(1):491–514, 2023. PMID: 36417460.

- [73] Bogdan Marian Diaconu, Mihai Cruceru, and Lucica Anghelescu. Phase change materials—applications and systems designs: A literature review. Designs, 6(6), 2022.
- [74] Pitambar Gadhve, Firojkhan Pathan, Sandeep Kore, and Chandrakant Prabhu-ne. Comprehensive review of phase change material based latent heat thermal energy storage system. International Journal of Ambient Energy, 43(1):4181–4206, 2022.
- [75] Małgorzata Jurkowska and Ireneusz Szczygieł. Review on properties of microencapsulated phase change materials slurries (mpcms). Applied Thermal Engineering, 98:365–373, 2016.
- [76] D. V. Hale, M. J. Hoover, and M. J. O’Neill. Phase Change Thermal Handbook. Lockheed Missiles and Space Company Huntsville Research and Engineering Center, Alabama, 1971.
- [77] Edwin I. Griggs William R. Humphries. A Design Handbook for Phase Change Thermal Control and Energy Storage Devices. National Aeronautics and Space Administration, 1977.
- [78] G. Peterson. Two phase thermal control systems for spacecraft instrumentation. 1983.
- [79] Abdelrahman M. Elshaer, A.M.A. Soliman, M. Kassab, and A.A. Hawwash. The effect of melting point and combination of phase change materials on the thermal control performance of small satellites in the thermal environment of low earth orbit: Numerical study. Journal of Energy Storage, 59:106531, 2023.
- [80] ESA Atdhe Kycyku. Ypsat thermal analysis, design, integration & testing. European Space Thermal Engineering Workshop, 2022.
- [81] J. P. Collette, P. Rochus, R. Peyrou-Lauga, O. Pin, N. Nutal, M. Larnicol, and J. Crahay. Phase change material device for spacecraft thermal control. 62nd International Astronautical Congress 2011, IAC 2011, 7(January 2016):6020–6031, 2011.
- [82] Robustness Analysis of Various Approaches to Modeling of the Phase Change Front Propagation, volume Volume 8: Heat Transfer and Thermal Engineering of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 11 2017.

- [83] Martin Zálešák, Pavel Charvát, and Lubomír Klimeš. Identification of the effective heat capacity–temperature relationship and the phase change hysteresis in pcms by means of an inverse heat transfer problem solved with metaheuristic methods. *Applied Thermal Engineering*, 197:117392, 2021.
- [84] M Gottero, V Perotto, R Martino, Thales Alenia, Space Italia, B Leyda, B Ozmat, and Thermal Systems. Phase-change thermal capacitors for ExoMars 2016 mission. *44th International Conference on Environmental Systems*, (July 2014):1–15, 2014.
- [85] Jean-Paul Dudon, Martin Raynaud, Julien Bosse, Paul Atinsounon, Michele Ferrer, David Valentini, and Gilles Blanc. Optimized phase change material module for thermal regulation of cycled dissipative units. In *49th International Conference on Environmental Systems*, pages ICES–2019–178, Boston, Massachusetts, 7-11 July 2019.
- [86] Iñaki Garmendia, Haritz Vallejo, Miguel Seco, and Eva Anglada. Design and fabrication of a phase change material heat storage device for the thermal control of electronics components of space applications. *Aerospace*, 9(3), 2022.
- [87] Akshaykumar N. Desai, Anish Gunjal, and V.K. Singh. Numerical investigations of fin efficacy for phase change material (pcm) based thermal control module. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 147:118855, 2020.
- [88] Cyril Reuben Raj, S. Suresh, R.R. Bhavsar, Vivek Kumar Singh, and K. Akash Govind. Influence of fin configurations in the heat transfer effectiveness of solid solid pcm based thermal control module for satellite avionics: Numerical simulations. *Journal of Energy Storage*, 29:101332, 2020.
- [89] A. Abhat and M. Groll. *Investigation of phase change material /PCM/ devices for thermal control purposes in satellites*.
- [90] Taig Young Kim, Bum-Seok Hyun, Jang-Joon Lee, and Juhun Rhee. Numerical study of the spacecraft thermal control hardware combining solid–liquid phase change material and a heat pipe. *Aerospace Science and Technology*, 27(1):10–16, 2013.
- [91] Kouhei Yamada and Hosei Nagano. Development of a heat storage panel for micro/nano-satellites and demonstration in orbit. *Applied Thermal Engineering*, 91:894–900, 2015.

- [92] Rajesh Baby and C. Balaji. Experimental investigations on thermal performance enhancement and effect of orientation on porous matrix filled pcm based heat sink. International Communications in Heat and Mass Transfer, 46:27–30, 2013.
- [93] Wen long Cheng, Na Liu, and Wan fan Wu. Studies on thermal properties and thermal control effectiveness of a new shape-stabilized phase change material with high thermal conductivity. Applied Thermal Engineering, 36:345–352, 2012.
- [94] Advanced data handling architecture - adha. Accessed: 2024-03-24.
- [95] Vmebus international trade association - vita. Accessed: 2024-03-24.
- [96] Simcenter™ and FLOEFD™. Technical Reference, Software Version 2205, June, 2022.
- [97] National Institute of Standards and Technology. Nist material properties, 2024. Accessed: 2024-06-15.
- [98] Henry Hu and Stavros A Argyropoulos. Mathematical modelling of solidification and melting: a review. Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering, 4(4):371, jul 1996.
- [99] A. Allouhi, A. Ait Msaad, M. Benzakour Amine, R. Saidur, M. Mahdaoui, T. Kouksou, A.K. Pandey, A. Jamil, N. Moujibi, and A. Benbassou. Optimization of melting and solidification processes of pcm: Application to integrated collector storage solar water heaters (icsswh). Solar Energy, 171:562–570, 2018.
- [100] Frank P. Incropera, David P. DeWitt, Theodore L. Bergman, and Adrienne S. Lavine. Fundamentals of Heat and Mass Transfer. John Wiley & Sons, 6th edition edition, 2007.
- [101] Samuel Globe and David Dropkin. Natural-Convection Heat Transfer in Liquids Confined by Two Horizontal Plates and Heated From Below. Journal of Heat Transfer, 81(1):24–28, 02 1959.
- [102] K. G. T. Hollands, T. E. Unny, G. D. Raithby, and L. Konicek. Free Convective Heat Transfer Across Inclined Air Layers. Journal of Heat Transfer, 98(2):189–193, 05 1976.

-
- [103] Behnam Khaleghi and Tajana Simunić Rosing. Thermal-aware design and flow for fpga performance improvement. In 2019 Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition (DATE), pages 1–6. IEEE, 2019.
- [104] F. Martinez. Esa mission classification and project adoption of new microelectronics development. Technical report, European Space Agency, June 2022. Presentation made at AMICSA 2022.
- [105] I. Shamseddine, F. Pennec, P. Biwole, and F. Fardoun. Supercooling of phase change materials: A review. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 158:112172, 2022.