



Politechnika Wrocławska

DZIEDZINA: nauk inżynieryjno-technicznych

DYSCYPLINA: automatyka, elektronika, elektrotechnika i technologie kosmiczne

ROZPRAWA DOKTORSKA

Zminiaturyzowany ładunek użyteczny (*payload*) do prowadzenia badań biologicznych na niskiej orbicie okołoziemskiej z wykorzystaniem nanosatelitów w standardzie CubeSat

Mgr inż. Adrianna Graja

Promotor:

prof. dr hab. inż. Jan A. Dziuban

Promotor pomocniczy:

dr inż. Patrycja Śniadek

Słowa kluczowe: lab-chip, payload, nanosatelita, CubeSat, biologia kosmiczna, biomedycyna

WROCŁAW 2024

Per Aspera Ad Astra

Pracę dedykuję rodzicom.

Dziękuję zespołowi Katedry Mikrosystemów za wsparcie, w szczególności promotorowi pomocniczemu dr inż. Patrycji Śniadek oraz dr inż. Agnieszce Krakos i dr. inż. Bartoszowi Kawie. Dziękuję również Zarządowi i współpracownikom z firmy SatRev, za wspólną pracę nad „przekuciem” projektu, w realizację misji orbitalnej, a szczególnie inż. Marcinowi Matyczowi. Ostatecznie dziękuję mgr. inż. Kacprowi Surmie i dr. inż. Adamowi Dąbrowskiemu za wartościowe konsultacje merytoryczne.

Spis treści

Objaśnienie akronimów	4
1 Wstęp.....	8
2 Analiza stanu nauki i techniki.....	10
3 Założenia i koncepcja.....	24
3.1 Wymagania wstępne	26
3.2 Konfiguracja lab-payloadu	35
4 Badania, projekt i realizacja.....	39
4.1 Obiekt biologiczny	39
4.2 Platforma LOC.....	41
4.3 System kontroli temperatury (TCS)	49
4.4 Pomiar zmiennych środowiskowych	65
4.5 Obudowa	68
4.6 Elektroniczny moduł obsługi	73
4.7 Złożenie i testy modelu inżynierskiego (EM)	80
5 Złożenie i testy modelu lotnego (FM) oraz kampania integracyjna i lotna ...	97
5.1 Przygotowanie na Ziemi	98
5.2 Eksperyment orbitalny	116
6 Podsumowanie i ocena wyników	127
Bibliografia.....	132

Objaśnienie akronimów

ADCS	(<i>Attitude Determination and Control System</i>) – satelitarny system określania i kontroli orientacji
AIT	(<i>Assembly, Integration and Testing</i>) – proces montażu, integracji i testowania urządzenia/systemu, przygotowujący go do użycia
APS	(<i>Auxiliary Power System</i>) – moduł platformy nanosatelitarnej firmy SatRev, część systemu EPS
BMS	(<i>Battery Management System</i>) – moduł platformy nanosatelitarnej firmy SatRev, część systemu EPS
CAN	(<i>Controller Area Network</i>) – szeregową magistrala komunikacyjna
CEPF	(<i>Columbus External Payload Facility</i>) – zewnętrzne miejsce na ładunki eksperymentalne przy module Columbus ISS
CLF	(tutaj: <i>Checklist-Functional</i>) – dokument definiujący testy weryfikujące działanie satelity oraz oczekiwane rezultaty tych testów
CLH	(tutaj: <i>Checklist-Handover</i>) – dokument definiujący końcowe procedury oraz wymagane pomiary i oczekiwane rezultaty tych pomiarów, potwierdzające gotowość satelity do dalszej integracji z kolejnymi urządzeniami w łańcuchu dostaw na orbitę
CM	(<i>Communication Module</i>) – satelitarny system radiowy
COTS	(<i>Commercial Off-The-Shelf</i>) – gotowe produkty komercyjne, dostępne w sprzedaży bez możliwości dopasowania do klienta
CSP	(<i>CubeSat Space Protocol</i>) – protokół komunikacyjny zaprojektowany dla satelitów w standardzie CubeSat
CVCM	(<i>Collected Volatile Condensable Material</i>) – zebrany lotny materiał kondensacyjny, parametr do określania odgazowania materiału
ECLSS	(<i>Environmental Control and Life Support System</i>) – system odpowiedzialny za kontrolę środowiska i utrzymywanie warunków odpowiednich do życia
EHS	(<i>Energy Harvesting System</i>) – moduł platformy nanosatelitarnej firmy SatRev, część systemu EPS
EM	(<i>Engineering Model</i>) – model inżynierski, urządzenie, które służy do testów i badań na Ziemi
EMI	(<i>Electro Magnetic Interference</i>) – zakłócenia elektromagnetyczne
EPS	(<i>Electrical Power Supply</i>) – satelitarny system zasilania

FDM	(<i>Fused Deposition Modeling</i>) – jedna z metod druku przestrzennego (3D)
FM	(<i>Flight Model</i>) – model lotny, urządzenie, które zostaje wyniesione do pracy w przestrzeni kosmicznej
FOV	(<i>Field of View</i>) – pole widzenia
FPCB	(<i>Flex Printed Circuit Board</i>) – elastyczna płytką obwodu drukowanego
GCR	(<i>Galactic Cosmic Radiation</i>) – kosmiczne promieniowanie wysokoenergetyczne tzw. promieniowanie tła
GFP	(<i>Green Fluorescent Protein</i>) – białko wykazujące zieloną fluorescencję przy ekspozycji na światło z zakresu niebieskiego do ultrafioletu
GRMS	(<i>Global Root Mean Square</i>) – miara całkowitej energii drgań w całym zakresie częstotliwości
GS	(<i>Ground Station</i>) – radiowa stacja naziemna
IMC	(<i>Inter-module Communication</i>) – komunikacja międzymodułowa
ISPR	(<i>International Standard Payload Rack</i>) – standardowa jednostka ładunkowa na ISS do przechowywania sprzętu/zaopatrzenia, ale również montażu instalacji do eksperymentów naukowych
ISS	(<i>International Space Station</i>) – Międzynarodowa Stacja Kosmiczna
LCL	(<i>Latching Current Limiter</i>) – zabezpieczenie umieszczone między źródłem zasilania a obciążeniem
LEO	(<i>low Earth orbit</i>) – niska orbita okołoziemska
LEOP	(<i>Launch and Early Orbit Phase</i>) – w przypadku obsługi statków kosmicznych na orbicie, pierwsza faza/etap misji
LET	(<i>Linear Energy Transfer</i>) – liniowy współczynnik przenoszenia energii, określający ilość energii, którą cząstka jonizująca przekazuje do materiału na jednostkę odległości
LOC	(<i>lab-on-chip</i>) – laboratorium na chipie, laboratorium chipowe lub lab-chip, miniaturowe urządzenie do prowadzenia analiz biochemicznych
LTAN	(<i>Local Time of Ascending Node</i>) – lokalny czas węzła wstępującego, stosowany w definicji orbit typu SSO
MEO	(<i>Medium Earth Orbit</i>) – średnia orbita okołoziemska
MPE	(<i>Maximum Predicted Environment</i>) – maksymalne przewidywane środowisko
MPPT	(<i>Maximum Power Point Tracking</i>) – śledzenie punktu mocy maksymalnej
MPT	(<i>Maximum and Minimum Predicted Temperatures</i>) – maksymalne i minimalne przewidywane temperatury

NOAA	<i>(National Oceanic and Atmospheric Administration)</i> – Narodowa Agencja Oceanów i Atmosfery
O/OREOS	<i>(Organism/Organics Exposure to Orbital Stresses)</i> – nazwa własna nanosatelity biologicznego NASA
OBC	<i>(On-Board Computer)</i> – satelitarny komputer pokładowy
PAH	<i>(Polycyclic Aromatic Hydrocarbon)</i> – wielopierścieniowe węglowodory aromatyczne
PEEK	Polieteroeteroketon – materiał konstrukcyjny, polimer termoplastyczny
PID	<i>(Proportional–Integral–Derivative)</i> – proporcjonalno-całkująco-różniczkujący (regulator)
PS	(tutaj: <i>Payload Service</i>) – nazwa własna elektronicznego modułu ładunkowego
PSD	<i>(Power Spectral Density)</i> – widmowa gęstość mocy, opisuje moc sygnału w funkcji częstotliwości
PWM	<i>(Pulse-Width Modulation)</i> – modulacja szerokości impulsów, metoda regulacji sygnału prądowego lub napięciowego
RBF	<i>(Remove Before Flight)</i> – „usunąć przed lotem”
RPM	<i>(Random Positioning Machine)</i> – symulator mikrogravitacji z dwiema osiami obrotu
RPUG	<i>(Rideshare Payload User's Guide)</i> – specyfikacja techniczna dla ładunków w misji współdzielonej na rakiemie Falcon 9 firmy SpaceX
RVT	<i>(Random Vibration Test)</i> – test drgań losowych
RWV	<i>(Rotating Wall Vessel)</i> – symulator mikrogravitacji z jedną osią obrotu
SCR	<i>(Solar Cosmic Radiation)</i> – promieniowanie kosmiczne, którego źródłem jest Słońce
SCV	<i>(Satellite Carrier Vehicle)</i> – platforma zaprojektowana do transportowania i umieszczania na orbicie innych, mniejszych satelitów
SDR	<i>(Software-Defined Radio)</i> – radio zdefiniowane programowo; technologia umożliwiająca emulację funkcji radia (modulacja, demodulacja, filtracja, wzmacnianie, itd.) za pomocą oprogramowania na komputerze lub dedykowanym procesorze sygnałowym, zamiast tradycyjnego stosowania fizycznych komponentów radiowych
SESLO	<i>(Space Environment Survivability of Live Organisms)</i> – nazwa własna eksperymentu na nanosatelicie O/OREOS

SEVO	(<i>Space Environment Viability of Organics</i>) – nazwa własna eksperymentu na nanosatelicie O/OREOS
SOM	(<i>System-On-Module</i>) – system na module, zawierający główne komponenty systemu komputerowego, np. procesor, pamięć RAM, magistralę danych
SSO	(<i>Sun-Synchronous Orbit</i>) – orbita synchroniczna ze Słońcem
TCS	(tutaj: <i>Temperature Control System</i>) – system kontroli temperatury
TID	(<i>Total Ionizing Dose</i>) – wartość skumulowanej dawki promieniowania
TLE	(<i>Two-Line Elements</i>) – format danych używany do opisu orbity satelity
TML	(<i>Total Mass Loss</i>) – całkowita utrata masy, parametr do określania odgazowania materiału
TRL	(<i>Technology Readiness Level</i>) – poziom gotowości technologicznej
TVAC	(<i>Thermal Vacuum Chamber</i>) – komora termiczno-próżniowa, urządzenie testowe
UCM	(tutaj: <i>Unibus Communication Module</i>) – zdefiniowana reprezentacja binarna wiadomości do komunikacji między modułami platformy nanosatelitarnej firmy SatRev; oparta na otwartoźródłowym formacie <i>Protocol Buffers</i> od Google

1 Wstęp

Badanie wpływu warunków kosmicznych na życie jest istotnym tematem badawczym od dekad. Za pierwszy eksperyment tego typu uznaje się wysłanie w kosmos muszek owocówek, które umieszczono w rakiecie balistycznej V-2 w 1947 r [1]. Dominującą ilość eksperymentów naukowych w dziedzinie biologii/medycyny kosmicznej zrealizowano dotychczas na pokładach stacji kosmicznych, gdzie eksperymenty te są ściśle kontrolowane przez załogę. Od stosunkowo niedawna natomiast (2006 r.), obserwować można rozwój zminiaturyzowanych laboratoriów do prowadzenia badań biologicznych, które umieszczane są na pokładach niewielkich satelitów (nanosatelitów). W ramach tego typu misji, możliwe jest badanie wpływu na obiekty żywe, zróżnicowanych warunków przestrzeni kosmicznej. Co więcej, obsługa przez człowieka jest znacząco zredukowana i sprowadza się do zdalnego kontrolowania eksperymentu ze stacji naziemnej. Mimo wielu korzyści z użytkowania tego typu laboratoriów kosmicznych, dotychczas przeprowadzono niewiele, bo około jedenastu, nanosatelitarnych misji biologicznych (innych, niż opisywana w tej pracy).

Niniejsza praca dotyczy opracowania zminiaturyzowanego laboratorium w postaci użytkowego ładunku nanosatelitarnego (z ang. *payloadu*), umożliwiającego przeprowadzenie na niskiej orbicie okołoziemskiej (LEO – *low Earth orbit*), eksperymentów naukowych z dziedzin biologii/biomedycyny. Praca ta powstała w ramach projektu pt.: „Bio-nanosatelita wykorzystujący zminiaturyzowane instrumenty lab-on-chip oraz metodologia prowadzenia badań biomedycznych z jego wykorzystaniem w warunkach mikrogravitacji”, finansowanego przez NCBiR (Narodowe Centrum Badań i Rozwoju), w ramach programu Operacyjny Inteligentny Rozwój na lata 2014-2020. Projekt ten realizowany był w konsorcjum naukowo-przemysłowym tworzonym przez Uniwersytety Medyczny i Przyrodniczy we Wrocławiu oraz Instytut Immunologii i Terapii Doświadczalnej im. Ludwika Hirszfelda PAN – jednostki odpowiedzialne za badania nad obiektami biologicznymi, Politechnikę Wrocławską – jednostkę odpowiedzialną za opracowanie payloadu jak również firmę SatRev – jednostkę odpowiedzialną za dostarczenie platformy nanosatelitarnej w standardzie CubeSat, przygotowanie nanosatelity do wyniesienia na orbitę oraz realizację usługi komunikacji naziemnej.

Celem tej pracy jest udowodnienie, że w ramach dostępnych w Polsce technologii, możliwe jest zbudowanie takiego subminiaturowego, autonomicznego laboratorium, wykorzystującego układy lab-on-chip (LOC), dostosowanego do nanosatelitów

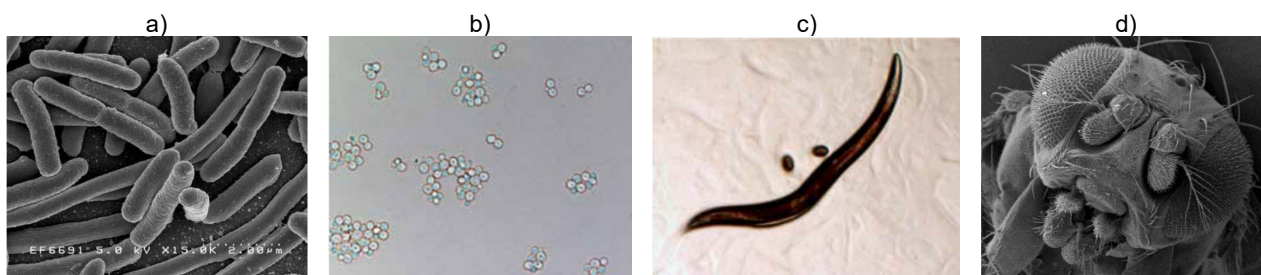
w standardzie CubeSat i umożliwiającego prowadzenie eksperymentów biologicznych/biomedycznych na niskiej orbicie okołoziemskiej w warunkach mikrogravitacji. Praca ta zawiera elementy interdyscyplinarne, wynikające głównie ze współpracy ze środowiskiem biologicznym i medycznym w zakresie, który był konieczny do zrozumienia, opisu i implementacji projektu. Główny jednak profil rozprawy reprezentuje dyscyplinę: automatyka, elektronika, elektrotechnika i technologie kosmiczne.

W rozdziale pierwszym „Analiza stanu nauki i techniki”, przeprowadzona zostanie analiza stanu rzeczy w ujęciu historycznym, a także recenzja rozwiązań obecnych. Podsumowanie dotychczasowych rezultatów w tej dziedzinie wyjaśni motywację podjęcia tematu pracy. W rozdziale drugim „Założenia i koncepcja”, przedstawione zostaną ogólne założenia przyjęte ww. projekcie konsorcjum oraz zdefiniowane zostaną wymagania realizacyjne dla ładunku i koncepcja jego konstrukcji. W rozdziale trzecim „Badania, projekt i realizacja”, zgodnie z wcześniej zadeklarowanymi założeniami koncepcyjnymi, przedstawiony zostanie szczegółowy opis badań przeprowadzonych dla każdego z poszczególnych elementów tworzących ładunek. Ostatecznie, opisany zostanie kompletny inżynierski model (EM) payloadu oraz jego testy z platformą nanosatelitarną. W rozdziale czwartym „Złożenie i testy modelu lotnego (FM) oraz kampania integracyjna i lotna”, opisany zostanie proces złożenia i testów docelowego payloadu (model lotny - FM) oraz jego integracja z dalszymi urządzeniami w łańcuchu dostaw na orbitę. Wyjaśniony zostanie plan operacji na orbicie oraz dane otrzymane z laboratorium pracującego na orbicie. Podsumowanie osiągniętego celu naukowego i rezultatów, wraz z identyfikacją elementów wymagających dalszej pracy, zostaną przedstawione w rozdziale piątym „Podsumowanie i ocena wyników”.

2 Analiza stanu nauki i techniki

Ze względu m.in. na stosunkowo niski koszt wyniesienia ładunku czy relatywnie łatwe prowadzenie łączności radiowej, przeważająca część misji kosmicznych realizowana jest na niskich orbitach okołoziemskich (LEO), czyli poniżej 2 tys. km nad powierzchnią Ziemi [2], [3]. Środowisko na tych wysokościach cechuje występowanie: zjawiska nieważkości, szczątkowej atmosfery ziemskiej, zmiennych warunków termicznych, spektrum radiacyjnego o różnym pochodzeniu i składzie oraz szybko poruszających się obiektów, takich jak meteoroidy czy śmieci kosmiczne [4]. Wpływ tych warunków na wysyłaną w przestrzeń kosmiczną aparaturę badawczą i użytkową jest znaczący [4], a w stosunku do materii ożywionej wręcz krytyczny [5].

Jednym z najważniejszych, a obecnie podejmowanych na całym świecie, tematów badawczych jest próba odpowiedzi na pytanie, czy i jak życie jest w stanie funkcjonować w przestrzeni kosmicznej. W dotychczasowych, wieloletnich pracach dotyczących prób opisanie i niwelowania skutków oddziaływania środowiska kosmicznego na obiekty żywe, ważnym źródłem danych były obserwacje i doświadczenia prowadzone w ramach misji załogowych bezpośrednio na ludziach. Ze względu m.in. na aspekty etyczne, ekonomiczne i organizacyjne, równoległe wdrażano metody badań z wykorzystaniem tzw. organizmów modelowych, czyli organizmów jedno- lub wielokomórkowych, których przykłady przedstawiono na Rys. 1.



Rys. 1 Przykłady organizmów modelowych: a) bakterie *Escherichia coli* (SEM – Scanning Electron Microscope), pojedyncza pałeczka rozmiaru ok. $2\ \mu\text{m}$ – $3\ \mu\text{m}$; b) drożdże *Saccharomyces cerevisiae* (mikroskop świetlny), pojedyncza komórka rozmiaru ok. $5\ \mu\text{m}$ – $10\ \mu\text{m}$; c) nicienie *Caenorhabditis elegans* (mikroskop świetlny), pojedynczy osobnik rozmiaru do 1 mm; d) muszka owocowa *Drosophila melanogaster* (SEM), pojedynczy osobnik rozmiaru ok. 2 mm – 3 mm [6].

Organizmy modelowe charakteryzują się wysokim stopniem jednorodności genetycznej, co pozwala m.in. na prowadzenie doświadczeń referencyjnych, gdzie dokonuje się porównania kondycji organizmu umieszczonego w przestrzeni kosmicznej z naziemnymi populacjami kontrolnymi. Dodatkowo szybki wzrost i krótkie cykle życiowe organizmów modelowych pozwalają na sprawną ocenę wpływu środowiska kosmicznego na wielu pokoleniach, często w ramach jednej misji. Mały rozmiar organizmu ułatwia manipulację,

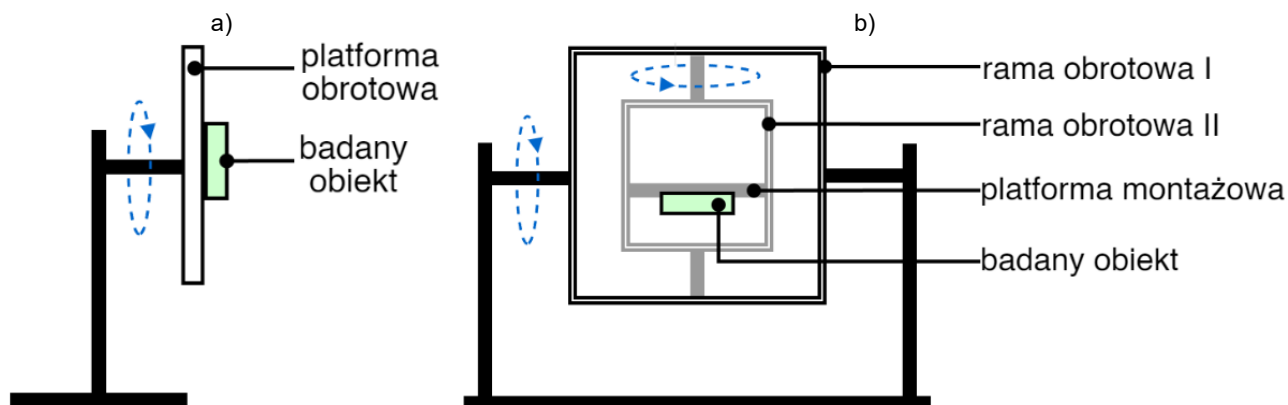
a w pojedynczym eksperymencie możliwe jest statystyczne badanie znaczącej liczby próbek/osobników [5]. Podobne zalety wykazuje wykorzystanie w badaniach niewielkich, modelowych roślin. Dodatkowo, te same powody, dla których rośliny są niezbędne do utrzymywania życia na Ziemi (m.in. produkcja żywności, absorpcja CO₂, uwalnianie O₂ i pary wodnej), sprawiają, że stają się one ważnym elementem przy budowie habitatów kosmicznych i realizacji długoterminowych misji załogowych [5].

Jak wskazano w [3], badania biologiczne w przestrzeni kosmicznej należą do dwóch kategorii: astrobiologii i podstawowej biologii kosmicznej. Astrobiologia dąży do zrozumienia pochodzenia, ewolucji, rozmieszczenia i przyszłości życia we Wszechświecie oraz poszukuje środowisk nadających się do zamieszkania i życia pozaziemskiego. Podstawowa biologia kosmiczna natomiast, pragmatycznie koncentruje się na możliwościach adaptacji i przetrwania życia ziemskiego z dala od Ziemi [3]. Kluczowe badania prowadzi się, przenosząc organizmy modelowe w przestrzeń kosmiczną, z wykorzystaniem infrastruktury zapewniającej im podstawowe wsparcie procesów życiowych (np. atmosfera, odżywianie, kontrola temperatury). Narażenia, których wpływ jest badany, to głównie zmniejszona grawitacja oraz złożone i zmienne spektrum promieniowania kosmicznego. Badania nad adaptacją i podstawowym przetrwaniem w tych warunkach są wzbogacone o charakterystykę stopnia w jakim organizmy, społeczności lub ekosystemy mogą się rozwijać i utrzymywać funkcjonalną wydajność w stosunku do referencyjnych warunków ziemskich [3].

Zarówno środowisko mikrogravitacji, jak i złożone spektrum promieniowania kosmicznego nie mogą być w pełni odtworzone w warunkach ziemskich. Wymierne badania wpływu tych czynników na organizmy żywe mogą być prowadzone wyłącznie w przestrzeni kosmicznej. Niemniej jednak z powodzeniem wykorzystuje się naziemne symulatory, które umożliwiają wytworzenie warunków dla eksperymentu, zbliżonych do tych panujących w kosmosie [7]. Badanie na symulatorze może być zatem krokiem pośrednim badań docelowych (aparatura do walidacji) lub być pomocne w interpretacji wyników uzyskanych w środowisku kosmicznym (badanie referencyjne).

Szczególnie rozpowszechnione są naziemne symulatory mikrogravitacji, których przykłady przedstawiono na Rys. 2. Urządzenie RWV (*Rotating Wall Vessel*, Rys. 2a) realizując obrót platformy z badanym obiektem w osi prostopadłej do wektora ziemskiej grawitacji, utrzymuje obiekt w ciągłym spadku swobodnym, symulując warunki bliskie nieważkości [8]. Urządzenie RPM (*Random Positioning Machine*, Rys. 2b) realizując obrót platformy z badanym obiektem jednocześnie w dwóch prostopadłych do siebie osiach,

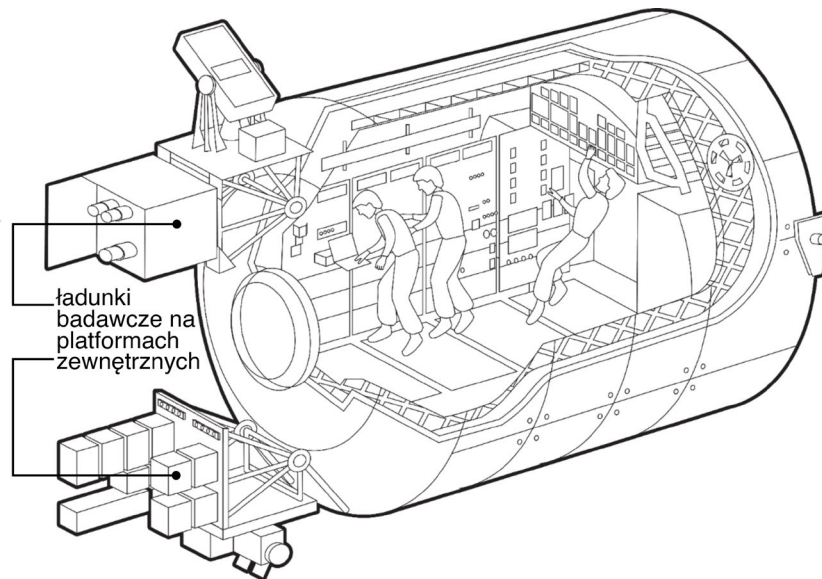
dodatkowo w różnych kierunkach i z różnymi prędkościami, implikuje w czasie znaczną redukcję wartości działającego na obiekt wypadkowego wektora grawitacji [9].



Rys. 2 Schematyczne przedstawienie wybranych symulatorów mikrogravitacji: a) RWV z jedną osią obrotu; b) RPM z dwiema osiami obrotu.

Eksperymenty na obiektach żywych bezpośrednio w przestrzeni kosmicznej rozpoczęły się niemal równocześnie z pierwszymi misjami kosmicznymi pod koniec lat pięćdziesiątych ubiegłego wieku. Różne rodzaje mikroorganizmów, roślin czy niewielkich zwierząt badano przy okazji amerykańskich lotów załogowych (programy Gemini i Apollo) oraz lotów wahadłowców, na pokładach których umieszczono pierwsze przeznaczone do badań biologicznych moduły SpaceHub i SpaceLab. Wiele doświadczeń zebrano, prowadząc badania na statkach bezzałogowych, np. serii kilkutonowych satelitów Bion/Kosmos wyprodukowanych w ZSRR oraz Biosatellite produkcji amerykańskiej [5].

Usystematyzowanie metod i celów badawczych nastąpiło dzięki działalności prowadzonej na pokładach stacji kosmicznych, m.in. na niesfunkcjonujących już stacjach rosyjskich Salut i Mir oraz na amerykańskiej stacji Skylab [5]. Natomiast nieprzerwanie od roku 1998, na wysokości ok. 400 km orbituje największa jak dotąd i o najszerszym spektrum możliwości logistycznych oraz naukowych – Międzynarodowa Stacja Kosmiczna (ISS – *International Space Station*). Udokumentowano, że dotychczas na jej pokładzie przeprowadzono ponad 2700 eksperymentów naukowych, w tym ponad 720 w dziedzinie biologii i biotechnologii [10]. ISS dysponuje czterema głównymi modułami badawczymi: Destiny (USA), Columbus (UE, Rys. 3), Kibo (Japonia) oraz Nauka (Rosja). Ich wyposażenie obejmuje urządzenia wewnętrzne, takie jak np. ISPR (*International Standard Payload Rack*) oraz część platform zewnętrznych ISS, m.in. CEPF (*Columbus External Payload Facility*). ISPR z wbudowanym systemem podtrzymywania życia (*life support*) pozwala na prowadzenie badań głównie w kontekście wpływu warunków mikrogravitacji. Platformy zewnętrzne pozwalają dodatkowo badać wpływ ekstremalnych warunków kosmicznych, m.in. cyklicznych zmian strumienia ciepła, próżni, promieniowania [11].



Rys. 3 Europejski moduł Columbus o długości 6,9 m, średnicy 4,5 m i masie 10,3 ton. Wyposażony jest m.in. w urządzenia ISPR do prowadzenia eksperymentów w warunkach mikrogravitacji z zakresu nauk przyrodniczych, materiałoznawstwa, fizyki płynów. Dodatkowo posiada platformy zewnętrzne CEPF, które umożliwiają prowadzenie badań dotyczących bezpośredniego narażenia na warunki środowiska kosmicznego [11].

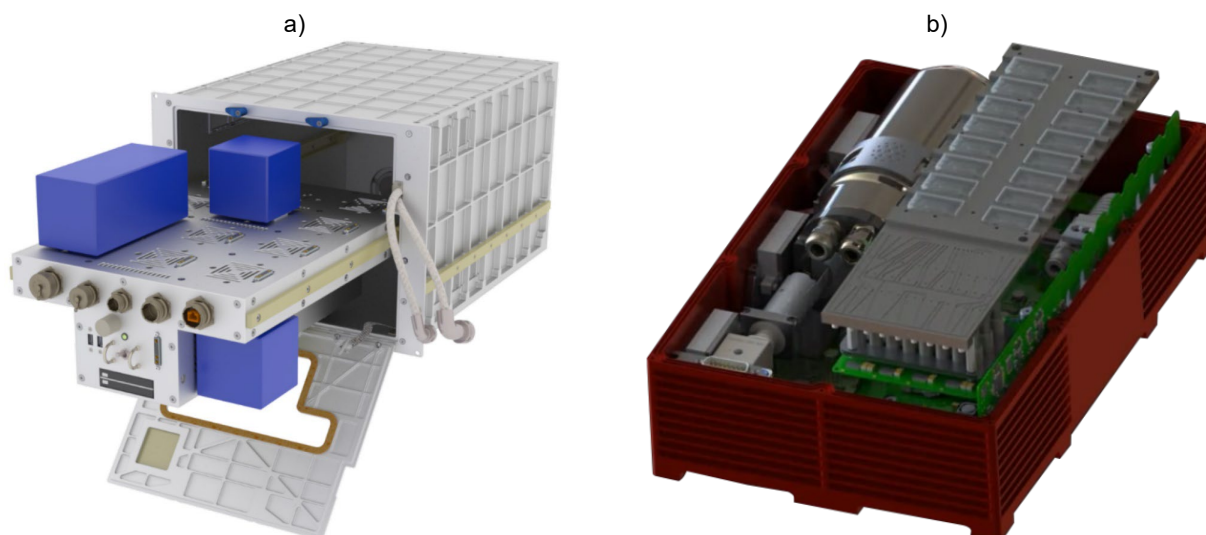
Funkcjonowanie ISS przewidziane jest maksymalnie do 2030 r. [12]. Z końcem 2022 roku natomiast, w ramach chińskiego programu kosmicznego, na orbicie umieszczono ostatni moduł najnowszej stacji kosmicznej Tiangong [13]. Oczekuje się, że stacja będzie działać na orbicie jako chińskie laboratorium kosmiczne przez kolejne 10 lat. Ponieważ jednak zadeklarowano prowadzenie badań również w ramach współpracy międzynarodowej [14], to jest możliwe, że po deorbitacji ISS, Tiangong na krótko i częściowo pokryje zapotrzebowanie światowe na kosmiczną platformę do prowadzenia kolejnych eksperymentów.

Badania biologiczne na stacji kosmicznej są wspierane, w większym bądź mniejszym stopniu, przez infrastrukturę i aparaturę dostępną na stacji, niezależnie od rodzaju i sposobu ich prowadzenia. W zależności od wymagań zapewnione zostają: zasilanie, obsługa akwizycji i transmisji danych pomiarowych, odpowiednie warunki termiczne czy doprowadzanie/odprowadzanie medium [11]. Co najważniejsze, w przypadku badań nad próbkami biologicznymi możliwe jest dostarczenie ich na pokład stacji np. w postaci zamrożonej oraz odzyskanie z powrotem, celem przeprowadzenia dokładniejszej analizy z wykorzystaniem aparatury naziemnej. Może być to zapewnione m.in. dzięki profesjonalnej obsłudze eksperymentów przez załogę.

Dotychczasowe misje załogowe statków kosmicznych nie były zorientowane na badania biologiczne, naukowy ładunek użyteczny (*scientific payload*) był niejako ładunkiem dodatkowym. Misje Gemini czy Apollo skupiały się na operacjach logistycznych i inżynieryjnych. Na pokładach ich statków wynoszono tylko nieliczne, niewymagające

specyficznej kontroli ładunki biologiczne w konfiguracji *piggyback*¹ [5], [15]. Wspomniane natomiast odpowiednio dostosowane satelity biologiczne, m.in. ze względu na duże rozmiary, były bardzo kosztowe i wymagały dedykowanych lotów raketowych, co tylko pogłębiało problem budżetowy. W rezultacie twórcami takich misji były właściwie tylko organizacje państwowe. Podobny problem występował również w przypadku badań na stacjach kosmicznych, gdzie ze względu na potrzebę obsługi załogowej koszty przeprowadzenia eksperymentu znacząco wzrastały. Uzyskanie miejsca i zgody na prowadzenie badania było procesem bardzo skomplikowanym i zarezerwowanym dla niewielkiego kręgu zainteresowanych. Problem wzmacniały bardzo restrykcyjne wymagania dotyczące przygotowania i przeprowadzenia eksperymentu, wynikające głównie ze względów bezpieczeństwa [16].

W odpowiedzi na wymienione ograniczenia w ostatnim czasie pojawiają się nowe możliwości prowadzenia badań w przestrzeni kosmicznej, w tym badań biologicznych. Oferowane są kompleksowe usługi, m.in. przygotowanie oraz umieszczenie i obsługa ładunku badawczego na ISS przez firmy pośredniczące. Przykłady platform wspierających lub w pełni realizujących wymagany przez klienta eksperyment to, m.in.: ICE Cubes (Space Applications Services, Rys. 4a) [17], [18], Bartolomeo (Airbus) [19], CubeLab (SpaceTango, Rys. 4b) [20], Nexus/SPAd (SpacePharma) [21], czy BioChip SpaceLab (Scorpio-V) [22].



Rys. 4 Wizualizacje komercyjnych platform do obsługi i/lub przeprowadzenia eksperymentu na ISS: a) platforma ICE Cubes z orientacyjnie rozmieszczonymi ładunkami badawczymi zapewnia zasilanie, regulację temperatury, zapis i transfer danych [18]; b) platforma Space Tango, w zależności od wymagań eksperymentu, oferuje podsystemy: przepływowy, kontroli temperatury, obserwacji, zarządzania eksperymentem i jego danymi [20].

¹ *Piggybacking* – rodzaj kooperacji między dwiema firmami, która polega na przewozie produktów z reguły mniejszej firmy, kanałami dystrybucyjnymi większego przedsiębiorstwa, które ma zasięg globalny [15]. Termin stosowany również w przemyśle kosmicznym, np. w przypadku integracji dodatkowych, mniejszych ładunków na pokładach dużych raket, przy okazji wynoszenia ładunku głównego.

Dzięki większej transparentności procesu umieszczania ładunków badawczych na stacji, jak również dzięki funkcjonowaniu tam nowych, kompaktowych i w dużej mierze autonomicznych urządzeń, zaangażowanie załogi zostało znacznie ograniczone. Dodatkowo, przy odpowiedniej opłacie i spełnieniu wymagań programowych, dostęp do przeprowadzenia tam badań możliwy jest dla szerszego kręgu zainteresowanych.

Opisane powyżej usprawnienia są przede wszystkim wynikiem rozwijającego się podejścia określanego terminem *NewSpace* [23], gdzie widoczne jest masowe zaangażowanie się w przemysł kosmiczny firm prywatnych. Nurt ten dąży m.in. do zmniejszania ograniczeń, takich jak wysokie koszty (produkcji, wyniesienia i obsługi statku kosmicznego), długi czas zwrotu naukowego i/lub usługowego oraz skomplikowane procesy logistyczne, finansowania oraz bezpieczeństwa. Obecnie na rynku funkcjonuje kilka nowych, prywatnych firm świadczących usługi wynoszenia ładunku na wybrane orbity, praktycznie w każdym kwartale roku [24], [25], [26]. Niekwestionowanym liderem jest firma SpaceX, produkująca rakiety z rodziny Falcon [27], [28]. Dzięki m.in. możliwości ponownego wykorzystania ich wybranych segmentów, firma wykazuje najniższe w historii koszty wyniesienia ładunku na LEO [29].

Miniaturyzacja, dostępność, modułowość i standaryzacja znajdują również odzwierciedlenie w konstrukcjach satelitarnych. Najpopularniejsze stają się satelity mikro- (do ok. 100 kg), nano- (do ok. 10 kg) i piko- (do ok. 1 kg) [30]. Standard *CubeSat* [31], realizowany najczęściej dla przedziału nano-, polega na wytworzeniu satelity w kształcie sześciianu o boku ok. 10 cm (jednostka U) i/lub jej powielaniu z zachowaniem odpowiednich reguł mechanicznych, elektronicznych oraz programistycznych, najczęściej z wykorzystaniem komponentów typu COTS (*Commercial Off-The-Shelf*) [32]. Podobnie jak w ogólnym podejściu konstruowania satelitów, w budowie CubeSata wyszczególnić można dwie główne części. Tzw. platforma satelitarna to struktura nośna o ustandaryzowanych wymiarach wraz z modułami elektronicznymi (np. zasilania, komunikacji), które realizują podstawowe funkcje satelitarne. Druga część to tzw. *payload*, inaczej ładunek użyteczny, czyli system realizujący zadanie stanowiące zazwyczaj główny cel misji satelitarnej (np. układ optyczny w satelitach obserwacyjnych). Choć standard *CubeSat* wywodzi się ze środowiska uniwersyteckiego i jego wytyczne przyjęto na podstawie realizacji projektów studenckich [31], szybko zyskał on zastosowanie w projektach komercyjnych i naukowych. Miniaturyzacja oraz standaryzacja wymiarów, procesów montażu, integracji i testowania (AIT – *Assembly, Integration and Testing*), integracji z rakieta i sposobu umieszczenia na orbicie, a ostatecznie często również możliwość naturalnej utylizacji urządzenia poprzez

spalenie w atmosferze, zaowocowała rozpowszechnieniem się tego rozwiązania na skalę globalną.

Przy właściwym reżymie projektowym i doborze odpowiednich próbek badawczych, realizacja nawet tak wymagającej misji, jak ta z udziałem obiektów żywych, jest możliwa do przeprowadzenia również z użyciem satelitów w standardzie CubeSat [32]. Demonstratorem tej technologii była udana misja nanosatelity GeneSat-1. Stosując podejście iteracyjne, gdzie kolejne projekty dziedziczą sprawdzone rozwiązania projektów poprzednich, w następnych latach NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) z powodzeniem realizowała dalsze misje tego typu. Pojawiły się również doniesienia o podobnych przedsięwzięciach przeprowadzonych przez inne prywatne i państwowe instytucje. W Tab. 1 zestawiono dotychczasowe misje CubeSatów z payloadem biologicznym. Jak można zauważyć, w okresie opracowywania ładunku będącego przedmiotem tej pracy, niekwestionowanym liderem tego zagadnienia było (i wciąż jest) NASA; dwie misje o charakterze komercyjnym zrealizowały wspólnie firmy SpacePharma (payload) oraz ISISpace (platforma satelitarna); jedną misję o charakterze edukacyjnym zrealizował Uniwersytet Chosun z Korei Południowej. Misje nr 9-11 rozpoczęto po zakończonym teście orbitalnym urządzenia opracowanego w ramach niniejszej pracy.

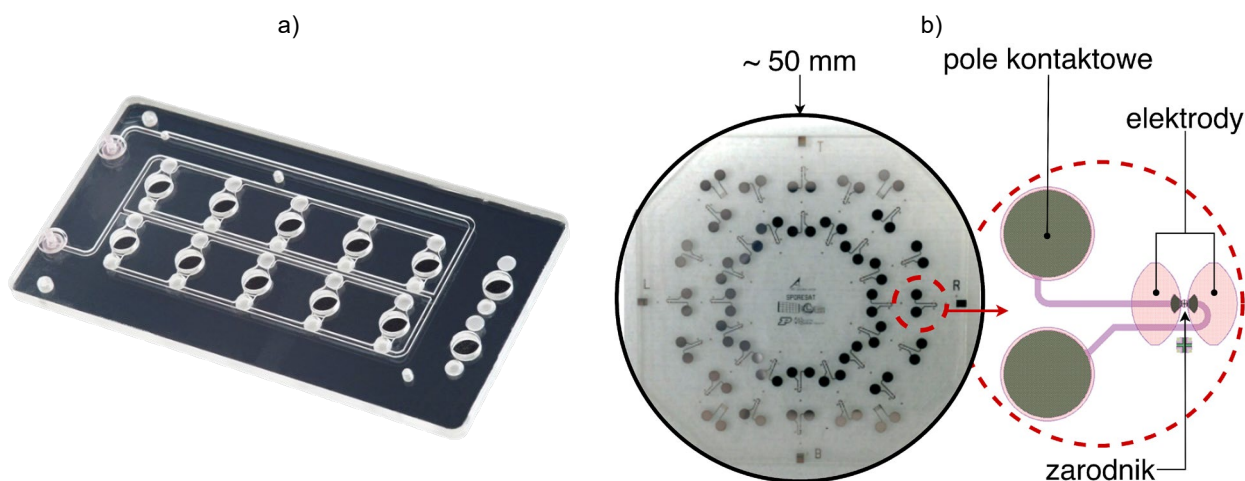
Tab. 1 Zestawienie zrealizowanych misji satelitów w standardzie CubeSat z payloadem do prowadzenia badań biologicznych. Opracowano głównie na podstawie [3], [33], [34].

nr	nazwa satelity	rozmiar satelity (payloadu)	badanie	metoda oceny przebiegu badania	orbita: wysokość; nachylenie	rok	realizacja
1	GeneSat-1	3U(2U)	badanie wzrostu i metabolizmu bakterii <i>E. coli</i>	fluorymetria (pomiar ekspresji GFP) oraz pomiar gęstości optycznej	413-424 km; 40°	IV kw. 2006	NASA
2	PharmaSat	3U(2U)	badanie wzrostu, metabolizmu i podatności na leki przeciwgrzybiczne drożdży <i>S. cerevisiae</i>	kolorymetria i pomiar gęstości optycznej	432-467 km; 40°	II kw. 2009	NASA
3	O/OREOS	3U (2x1U)	badanie stabilności związków organicznych: PAH, metaloporfiryna, aminokwas, chinon	spektroskopia od UV do IR	621-646 km; 72°	IV kw. 2010	NASA
			badanie wzrostu i metabolizmu bakterii <i>B. subtilis</i>	kolorymetria i pomiar gęstości optycznej			
4	SporeSat	3U(2U)	charakteryzacja procesu detekcji grawitacji przez zarodniki paproci wodnej <i>C. richardii</i>	pomiar stężenia jonów wapnia	325 km; 51.6°	II kw. 2014	NASA
5	DIDO-2	3U	badanie procesu krystalizacji białek, kinetyki reakcji enzymatycznej i zachowania się mieszanin koloidalnych	spektroskopia i mikroskopia	≈ 500 km; 97,5°	I kw. 2017	Space-Pharma, ISISpace
6	EcAMSat	6U(3U)	badanie wzrostu, metabolizmu i antybiotykooporności bakterii <i>E. coli</i>	kolorymetria i pomiar gęstości optycznej	408-410 km; 51.6°, ISS	IV kw. 2017	NASA
7	DIDO-3	3U XL	badanie, m.in. kinetyki reakcji enzymatycznych, antybiotykooporności oraz rekonfiguracji struktur i funkcji DNA	prawdopodobnie spektroskopia i mikroskopia - nie znaleziono jednoznacznych danych	≈ 536 km; 97,5°	III kw. 2020	Space-Pharma, ISISpace
8	KSML	3U	uprawa biologiczna w ekstremalnym środowisku mikrogravitacji, próżni i promieniowania kosmicznego	brak danych	≈ 550 km; 97,5°	I kw. 2021	Uniwersytet Chosun
9	PlantSat	3U	monitorowanie wzrostu rośliny <i>Tillandsia L.</i>	brak danych	≈ 500 km; 97,4°	II kw. 2022	Uniwersytet Chile
10	GreenCube	3U	hydroponiczna uprawa rzeżuchy ogrodowej <i>L. sativum</i>	detekcja optyczna (zdjęcia)	≈ 5 850 km; 70,2°	III kw. 2022	Uniwersytet Sapienza
11	Biosentinel	6U(4U)	badanie uszkodzeń DNA drożdży <i>S. cerevisiae</i>	kolorymetria i pomiar gęstości optycznej oraz pomiar energii i dawki promieniowania spektrometrem LET	głęboki kosmos, heliocentryczna	IV kw. 2022	NASA

Celem misji GeneSat-1 było potwierdzenie możliwości przeprowadzenia całkowicie autonomicznej hodowli komórkowej na pokładzie nanosatelity standardu CubeSat. Bakterie *E. coli* umieszczono tzw. mikrostudniach (*microwells*) o objętości 110 μ l. Charakteryzacji ich wzrostu i metabolizmu dokonywano metodami rozpraszania światła i fluorescencji GFP (*Green Fluorescent Protein*) [35], [36]. Opracowaną dla tego payloadu kartę mikrofluidyczną [37] przedstawiono na Rys. 5a, podobne wykorzystywano w następnych misjach. Na satelicie PharmaSat ocenę hodowli, w tym przypadku drożdży *S. cerevisiae*, rozbudowano o charakteryzację dynamiki działania środka przeciwdrobnoustrojowego (worykonazolu). Zastosowana metoda oceny aktywności komórkowej poprzez kolorymetrię z użyciem substancji zmieniającej zabarwienie pod wpływem procesów metabolicznych (alamarBlue) stała się standardem stosowanym w późniejszych projektach [38]. O/OREOS (*Organism/Organics Exposure to Orbital Stresses*) był pierwszym CubeSatem do prowadzenia badań astrobiologicznych. Parametry orbity zostały dobrane tak, by zwiększyć oddziaływanie promieniowania radiacyjnego [39]. Platforma satelitarna obsługiwała dwa niezależne payloady (2U każdy). W ładunku SESLO (*Space Environment Survivability of Live Organisms*) badano rozwój i przeżywalność bakterii *B. subtilis* oraz *H. chaoviatoris* dla różnych czasów aktywacji hodowli z postaci zarodnikowej (14, 97 i 180 dni) [40]. W ładunku SEVO (*Space Environment Viability of Organics*) przez 10 miesięcy dokonywano spektroskopowej oceny stabilności związków organicznych takich jak: PAH (*Polycyclic Aromatic Hydrocarbons*), metaloporfiryny, aminokwasy, chinony [41]. Misja SporeSat miała dostarczyć danych na temat procesu „detekcji” grawitacji przez obiekt biologiczny. W tym celu po raz pierwszy na pokładzie CubeSata zaproponowano eksperyment z wykorzystaniem roślin. Zadaniem było wyznaczenie progów grawitacyjnych do aktywacji kanałów wapniowych w jednokomórkowych zarodnikach paproci wodnej (*C. richardii*). Na potrzeby misji opracowano dysk tzw. bioCD (Rys. 5b), należący do kategorii urządzeń określanych jako laboratoria na chipie (LOC – *Lab-On-Chip*²) [42], [43]. Na dwóch obracających się dyskach symulowano wektor grawitacji w postaci siły odśrodkowej, na trzecim (nieruchomym) panowała mikrograwitacja. Rozwój zarodnika charakteryzowany był na podstawie pomiaru stężenia jonów wapnia na dwóch końcach zarodnika przez mikroelektrody jonoselektywne. Sama misja satelity okazała się jednak niepowodzeniem ze względu na awarię źródła światła [3]. Przy realizacji kolejnego satelity EcAMSat powrócono

² LOC (*Lab-On-Chip*) lub po prostu lab - chip – miniaturowe urządzenie do prowadzenia analiz biochemicznych wytwarzane metodami mikroinżynieryjnymi, wykorzystując i/lub szkło, krzem, ceramikę, polimery. Wg prekursora Prof. P. Bergvelde – system mikrofluidyczny integrujący wiele podzespołów, takich jak kanały, dozowniki, zawory czy separatory, pozwalający na dokonanie kompleksowej analizy próbki laboratoryjnej w obrębie jednej struktury.

do tematyki badań oraz rozwiązań technicznych z misji GeneSat-1 oraz PharmaSat. Charakteryzowano wzrost i metabolizm dwóch szczepów bakterii *E. coli* oraz skuteczność działania antybiotyku (gentamycyny) [44]. Główną różnicą strukturalną był zwiększony rozmiar całego satelity (6U), podyktowany m.in. wysokim zapotrzebowaniem energetycznym payloadu.



Rys. 5 Przykłady „nośników” próbek biologicznych w misjach NASA: a) tzw. karta mikrofluidyczna z misji GeneSat-1; 12 mikrostudni (*microwells*) o średnicy 3,3 mm i głębokości 6,5 mm [37]; b) Lab-On-Chip, tzw. bioCD o średnicy ok. 5 cm z misji SporeSat; 32 pary elektrod, a pomiędzy każdą z nich umieszczono pojedynczy zarodnik paproci o średnicy ok. 0,126 mm [42].

Wyniki badań przeprowadzonych przez NASA w ramach pierwszych misji GeneSat-1, PharmaSat, O/OREOS wskazują na zjawisko spowolnienia rozwoju hodowli w warunkach orbitalnych w porównaniu z hodowlami referencyjnymi przeprowadzanymi na Ziemi [38], [40], [45]. Przypuszcza się m.in., że ograniczenie konwekcji w warunkach mikrogravitacji wpływa na spowolnienie transportu składników odżywczych do komórek oraz metabolitów z komórek, hamując wzrost hodowli [38], [46]. Niemniej jednak, fakt ogólnej odporności bakterii *B. subtilis* na działanie mikrogravitacji, promieniowania jonizującego i ciężkich jonów w misji O/OREOS uznaje się za uwiarygodnienie hipotezy panspermii³ [40], [47]. Z kolei w przypadku bakterii *E. coli* w misji EcAMSat, obydwa szczepy wykazały podobne wzorce wzrostu zarówno w warunkach mikrogravitacji, jak i grawitacji ziemskiej. Jednak dla hodowli w mikrogravitacji obserwowano wolniejszy metabolizm i co więcej, nie stwierdzono zwiększonej antybiotykooporności, a wręcz podatność na działanie gentamycyny [48].

Misje CubeSatów DIDO-2 oraz DIDO-3 przeprowadzone przez firmy PharmaSat i ISISpace miały charakter komercyjny. Dane dotyczące sposobu realizacji platformy

³ Panspermia [gr.], jedna z koncepcji powstania życia na Ziemi (biogeneza). Sugeruje, że życie lub jego podstawowe składniki mogą być rozprzestrzeniane we wszechświecie przez meteoroidy, asteroidy, komety lub pył kosmiczny. Hipoteza ta zakłada, że życie na Ziemi mogło powstać z mikroorganizmów lub związków organicznych pochodzących z kosmosu i podobnie, życie z Ziemi może potencjalnie zostać przeniesione na inne ciała niebieskie [47].

satelitarnej i payloadu (laboratorium mikrograwitacyjnego o nazwie SPmg) oraz informacje na temat przebiegu badań i ich wyników są cząstkowe [21], [49], [50], [51]. Udokumentowano, że w ramach testu payloadu w misji DIDO-2 przeprowadzone zostały eksperymenty dotyczące formowania się kryształów, kinetyki reakcji enzymatycznej oraz samoorganizacji makrocząsteczek [51]. Natomiast w ramach misji DIDO-3 ponownie podjęto m.in. temat antybiotykooporności. Użyto innych niż w przypadku wspomnianej misji EcAMSat, szczepów bakterii *E.coli* i antybiotyków. W hodowli na orbicie stwierdzono wyraźny i stabilny wzrost bakterii po dodaniu tetracykliny i kanamycyny, a tym samym „nabycie” przez hodowlę oporności na zastosowane antybiotyki [50]. W przypadku misji KMSL oraz PlantSat poza informacją, że nanosatelita został zbudowany oraz że w ramach misji otrzymano „pewne dane” nie znaleziono innych doniesień [52], [53], [54]. W ramach misji GreenCube, realizowanej na orbicie z zakresu średnich wysokości MEO (*Medium Earth Orbit*), zaproponowano badanie dotyczące wpływu warunków kosmicznych na wzrost roślin (rzeżuchy). Stwierdzono poprawne działanie platformy satelitarnej oraz ładunku na orbicie. Niemniej jednak dane liczbowe lub obrazowe dokumentujące i wyjaśniające funkcjonowanie urządzenia w przestrzeni kosmicznej, jak dotąd nie zostały opublikowane [55], [56], [57], [58]. W najbliższym czasie wyniki badań astrobiologicznych mogą zostać wzbogacone o rezultaty z misji BioSentinel. Trajektoria ruchu tego satelity przekracza ziemską magnetosferę, znacznie zwiększając narażenie eksperymentu na oddziaływanie promieniowania. Pozwala to symulować wpływ długotrwałej podróży kosmicznej na kod genetyczny drożdży *S. cerevisiae*, których proces naprawy DNA jest zbliżony do występującego u ludzi [59]. Wstępna publikacja wskazuje jednak na niepowodzenie eksperymentu. Nie zaobserwowano wzrostu drożdży w payloadzie na orbicie, jak i w kontrolnym na Ziemi [60].

Poza zrealizowanymi już misjami, wykazanymi w Tab. 1, planowane są kolejne misje biologiczne na CubeSatach. W zakresie badań astrobiologicznych, obiecującym przedsięwzięciem jest misja SpectroCube (6U), opracowywana przez ESA (*European Space Agency*). Ładunek badawczy ma monitorować fotostabilność związków organicznych podczas ekspozycji na promieniowanie słoneczne UV i cząstek wysokoenergetycznych spoza LEO [61]. Na różnych etapach realizacji udokumentowanych zostało kilka projektów CubeSatów ze środowisk uniwersyteckich [32], m.in misja RVSat-1 (2U), która zakłada badanie hodowli bakterii *C. perfringens*, istotnego czynnika chorobotwórczego u ludzi [62]. Poza tym ciekawymi projektami edukacyjnymi są, m.in. misja Bixo (2U), mająca na celu charakteryzację procesu komunikacji międzykomórkowej bakterii *C. violaceum* [63] oraz

AcubeSAT (3U), czyli projekt misji *open source*, demonstrujący możliwości platform lab-on-chip w badaniach na komórkach [64].

Podsumowując powyższe, w konstrukcji ładunków (payloadów) do prowadzenia badań biologicznych w kosmosie, zarówno tych korzystających z udogodnień pokładu ISS, jak i tych umieszczanych na nanosatelitarnych platformach CubeSat, dominującą tendencją jest miniaturyzacja. Jako nośniki próbek biologicznych stosuje się tzw. karty fluidyczne (*fluidic cards*) [38], [44], mikrofluidyczne (*microfluidic cards*) [35], [59] oraz rozwiązania zaczerpnięte z technologii LOC [42], [50], [51]. Do realizacji układów wspierających wykorzystywane są układy mikroelektroniczne, optoelektroniczne i mikrosystemowe, pozwalające na przeprowadzenie coraz to bardziej zaawansowanych procesów wykonawczych i analitycznych. Rosnący stopień skomplikowania i możliwości badawczych konstruowanych ładunków, przy jednoczesnym zachowaniu niewielkich wymiarów, pozwala nazwać je miniaturowymi laboratoriami autonomicznymi. Dalszy rozwój tego typu laboratoriów jest istotny m.in. ze względu na szereg zalet i możliwości, jakie niesie ze sobą wykorzystanie ich na platformach nanosatelitarnych, szczególnie w standardzie CubeSat, gdzie najważniejszymi są: skrócenie ścieżki od integracji do operacji na orbicie, wyłączenie czynnika ludzkiego (bezpośrednia obsługa) oraz dostęp do różnych środowisk badawczych (wybór orbity lub przeloty międzyplanetarne).

Jak przedstawiono wcześniej, istnieją przykłady platform do obsługi i/lub przeprowadzania eksperymentów biologicznych, których działanie zostało zweryfikowane na ISS i posiadają tzw. "dziedzictwo kosmiczne" (*space heritage*). Teoretycznie istnieje możliwość dostosowania ich jako ładunków satelitarnych, niemniej jednak raczej dla satelitów z zakresu mikro. Udokumentowanych zostało również kilka przykładów miniaturowych platform laboratoryjnych o wysokim stopniu gotowości technologicznej (TRL⁴) [65] do prowadzenia eksperymentów z materiałem biologicznym na Ziemi [66], [67], [68]. Każda z nich jednak, by stać się nanosatelitarnym laboratorium autonomicznym, wymaga znacznej optymalizacji.

Budowa nanosatelity do prowadzenia badań biologicznych jest zagadnieniem bardzo złożonym, gdyż oznacza zarówno rozwiązanie zagadnień konstrukcji i działania platformy satelitarnej, jak i ładunku użytecznego, jakim jest miniaturowe laboratorium. Dotychczas tak

⁴ TRL (*Technology Readiness Levels*) – poziomy gotowości technologicznej, skala stosowana przy określaniu postępu lub poziomu dojrzałości technologii, obejmuje zakres od 1 do 9, gdzie TRL 1 jest najniższy, a TRL 9 najwyższy. Wg ESA na poziomie TRL 1, rozpoczynają się badania naukowe, których wyniki przekładają się na przyszłe badania i rozwój technologii, natomiast na poziomie TRL 9 technologia została już sprawdzona w działaniu podczas misji w przestrzeni kosmicznej [65].

holistyczne zagadnienie realizowało jedynie NASA Ames Research Center, czyli jeden z największych ośrodków naukowych w dziedzinie technologii kosmicznych. Przykładem innego obiecującego podejścia, wpisującego się w definicję nurtu NewSpace są satelity DIDO. Ich konstrukcje powstały w wyniku współpracy dwóch firm, gdzie jedna opracowała platformę satelitarną, a druga miniaturowe laboratorium. Realizacja platform satelitarnych CubeSat, oczywiście w zależności od zdefiniowanych celów misji, jest stosunkowo dobrze rozpoznana i ustandaryzowana. Wiele firm oferuje gotowe moduły elektroniczne i struktury nośne [69], [70], [71], [72]. Odmienna sytuacja ma miejsce w przypadku konstrukcji laboratorium kompatybilnego z platformą w standardzie CubeSat. Zgodnie z najlepszą wiedzą, obecnie jedyną firmą na świecie oferującą taki system jest SpacePharma [21], [51].

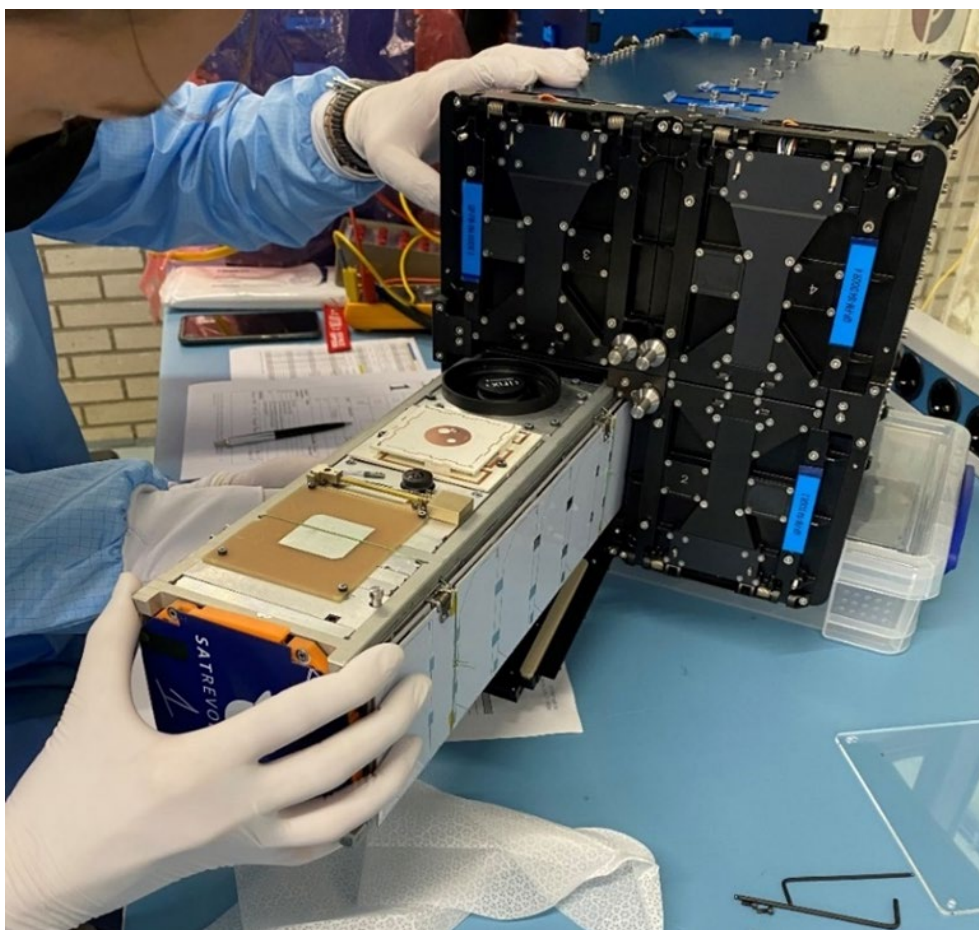
Reasumując, zidentyfikowano niewiele udanych realizacji miniaturowych laboratoriów nanosatelitarnych do badań nad obiektami biologicznymi, pomimo wielu korzyści wynikających z ich zastosowania. Jest to zagadnienie bardzo złożone, a co się z tym wiąże – niszowe. Dowodem na to może być fakt, że przy liczbie tysięcy CubeSatów dotychczas wysłanych na orbitę [73], tylko kilka jest, bądź było, ich wersją biologiczną. Konstrukcje powstałych laboratoriów są wąsko specjalizowane. Wypracowanie standardu ogranicza potrzebę dostosowania ich do obiektu biologicznego oraz samego przebiegu eksperymentu. Nie udokumentowano realizacji nanosatelitarnych laboratoriów do prowadzenia badań nad bardziej zróżnicowanymi próbkami biologicznymi, takimi jak np. hodowle komórek *in vitro*, tkanek i grzybów. Równolegle zidentyfikowano potrzebę konstruowania miniaturowych laboratoriów autonomicznych, przeznaczonych do prowadzenia badań m.in. nad komórkami onkologicznymi, celem opracowywania w ramach tzw. medycyny kosmicznej, nowych sposobów leczenia, jakie oferuje środowisko mikrogravitacji [74], [75], [76], [77], [78]. Uznano zatem, że realizacja ładunku użytecznego dla nanosatelity w standardzie CubeSat do prowadzenia badań biologicznych na LEO nie tylko wzbogaci stan wiedzy i techniki w zakresie miniaturowych laboratoriów orbitalnych, ale może również przyczynić się do postępu w opracowywaniu narzędzi medycyny kosmicznej.

Jak wspomiano na początku tego rozdziału, środowisko w przestrzeni kosmicznej charakteryzuje się wymagającymi warunkami pracy dla projektowanych i wysyłanych tam urządzeń. Struktura powinna być odporna na oddziaływanie zmiennych strumieni ciepła z uwzględnieniem faktu, że rozpraszanie energii cieplnej na drodze naturalnej konwekcji jest praktycznie niemożliwe. Występowanie wysokiej próżni ogranicza m.in. możliwość wykorzystania wybranych materiałów konstrukcyjnych. Z kolei praktycznie zerowa grawitacja może wpływać na funkcjonalność podsystemów, dotychczas z powodzeniem

użytkowanych na Ziemi. Ponadto konstrukcja cały czas jest narażona na zmienne promieniowanie jonizujące o różnym pochodzeniu i sposobie oddziaływania, a także na kolizje z niesklasyfikowanymi obiektami, poruszającymi się z dużymi prędkościami, takimi jak mikrometeoroidy czy drobne fragmenty innych statków kosmicznych (kosmiczne śmieci). W przypadku opracowywania payloadu będącego przedmiotem tej pracy, poza wymaganiami definiowanymi na podstawie samych warunków panujących w przestrzeni kosmicznej, pozostają te wynikające ze sposobu wyniesienia na orbitę – głównie wysokie przeciążenia podczas startu rakiety oraz te definiowane przez standard CubeSat – głównie ograniczenia gabarytowe i energetyczne. Ostatecznie, wpływ na sposób realizacji payloadu ma charakter eksperymentu biologicznego. Uogólniając jednak, niezależnie od jego rodzaju i od ww. zmiennych zewnętrznych, payload powinien autonomicznie zapewniać odpowiednie warunki dla obiektu biologicznego i przebiegu eksperymentu oraz umożliwiać zdalną ocenę jego stanu. Wszystkie te czynniki sprawiają, że podjęta w tej pracy tematyka badawcza jest znaczącym problemem naukowym.

3 Założenia i koncepcja

Realizacja misji kosmicznych na LEO z wykorzystaniem platform satelitarnych w standardzie CubeSat jest bardzo rozpowszechniona. Zapewne ze względu na aspekt ekonomiczny, m.in. obniżone koszty produkcji, procesu AIT i wyniesienia na orbitę, najczęstsze implementacje to nanosatelity w rozmiarze 3U oraz 6U [73], [79]. Integracja⁵ tego typu nanosatelitów z rakiętą nośną realizowana jest z wykorzystaniem urządzenia zwanego *deployerem*. Deployer to zasobnik sterowany z pokładu pojazdu kosmicznego, który realizuje wyrzucenie (umieszczenie) CubeSata na orbicie za pomocą energii zgromadzonej w jego wewnętrznym mechanizmie sprężynowym (prędkość wyrzucenia jest funkcją m.in. masy wypychanego obiektu). Na Rys. 6 przedstawiono proces integracji nanosatelity do przykładowego deployera firmy ISISpace, mieszczącego łącznie cztery CubeSaty w rozmiarze 3U.



Rys. 6 CubeSat 3U integrowany do deployera firmy ISISpace o objętości 12U: 4 x 3U (z prac własnych autorki).

⁵ Integracja – w przemyśle kosmicznym bardzo często wykorzystywany termin, określający proces montażu podsystemów, systemów, urządzeń, statków/pojazdów kosmicznych we współpracujący układ.

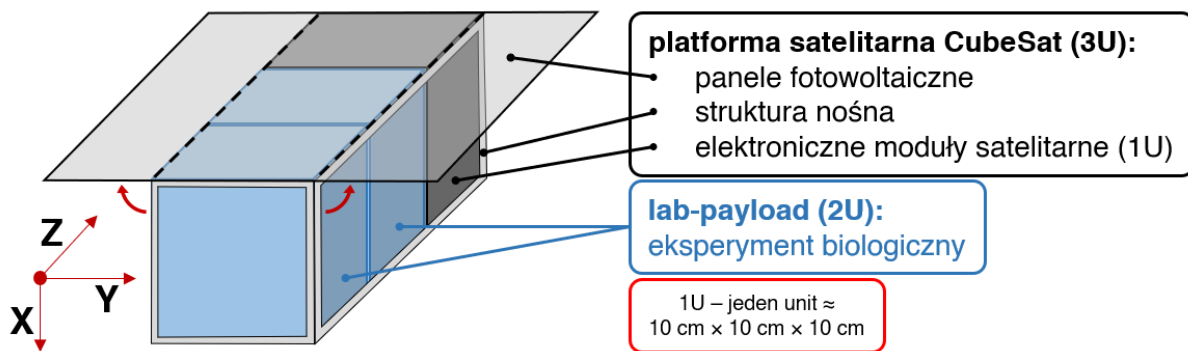
Nanosatelity zintegrowane w deployery montowane są na pojazdach wynoszących je na orbitę, a następnie zostają na niej bezpośrednio lub pośrednio rozmieszczone [80], [81]⁶. Ze względu na stosunkowo małe gabaryty takiego ładunku, w przeważającej części są to loty współdzielone z innymi ładunkami, m.in. usługa *rideshare mission* firmy SpaceX [24]. Pozwala to na obniżenie ceny usługi wyniesienia na orbitę dla każdego z poszczególnych satelitów, z drugiej strony natomiast m.in. parametry orbity czy terminy poszczególnych etapów kampanii integracyjnej i lotnej⁷ ustalane są odgórnie, pod wymagania klienta głównego ładunku (*primary payload*).

Jak wspomniano wcześniej, w satelicie wyróżnia się dwa podstawowe podsystemy – payload i platformę satelitarną. Payload realizuje zadania bezpośrednio związane z celem misji na orbicie. Platforma satelitarna (struktura nośna i moduły elektroniczne) umożliwia poprawne funkcjonowanie payloadu na orbicie oraz jego obsługę z Ziemi z wykorzystaniem łącza radiowego (jeśli sam payload nie jest modułem radiowym). Założono, że payload w postaci zminiaturyzowanego laboratorium, będący przedmiotem tej pracy (dalej zwany lab - payloadem), zostanie zintegrowany z platformą satelitarną wyposażoną w zestaw podstawowych modułów elektronicznych, tj. komputer pokładowy OBC (*On-Board Computer*), moduł radiowy CM (*Communication Module*), system określania i kontroli pozycji ADCS (*Attitude Determination and Control System*) oraz system zasilania EPS (*Electrical Power Supply*) wraz z ogniwami fotowoltaicznymi.

Uwzględniając te aspekty, rozmiar całego nanosatelity ustalono jako 3U. Poglądowy schemat realizacji przedstawiono na Rys. 7. Dwie jednostki (2U) to objętość przeznaczona na lab - payload, a 1U na zestaw modułów satelitarnych. Ogniwa fotowoltaiczne, będące elementem funkcjonalnym modułu EPS, montowane są na dodatkowych panelach tzw. skrzydłach. Skrzydła otwierają się, tworząc płaszczyznę, dopiero na orbicie.

⁶ Autorka pracy proponuje podział na rozmieszczanie bezpośrednie oraz pośrednie. Rozmieszczanie bezpośrednie ma miejsce wtedy, kiedy CubeSat jest wyrzucany z deployera (zamontowanego na górnym stopniu raketowym), niedługo po osiągnięciu przez ten stopień docelowych parametrów orbity. Rozmieszczanie pośrednie odbywa się z udziałem innych statków kosmicznych. Na przykład firma D-Orbit integruje CubeSaty na własnym, większym satelicie transportowym (z ang. *satellite carrier*), a następnie realizuje ich samodzielne, sekwencyjne rozmieszczanie po odłączeniu się od rakiety [80]. Firma Nanoracks natomiast, dostarcza nanosatelity m.in. jako ładunek (z ang. *cargo*) na ISS. Stamtąd satelity umieszczane są na orbicie z wykorzystaniem stacjonarnych deployerów znajdujących się w module Kibo [81].

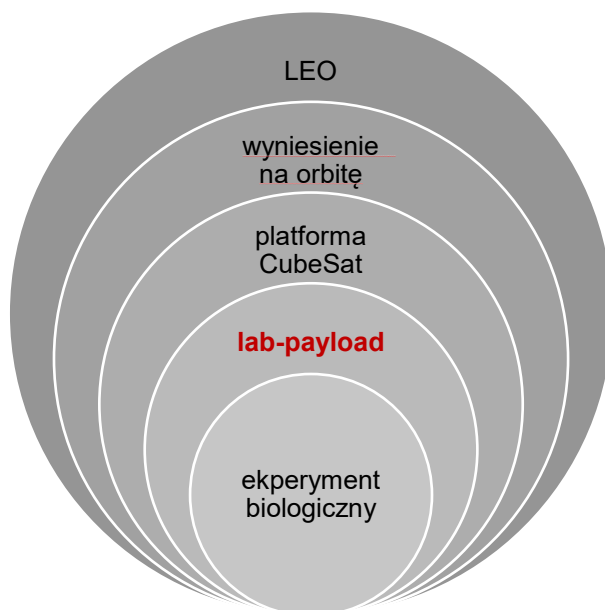
⁷ Kampania – termin często stosowany w inżynierii kosmicznej, odnosi się do serii powiązanych działań, zaplanowanych do wykonania w określonym czasie, które mają doprowadzić do osiągnięcia celu, pozwolić na przejście do kolejnego etapu.



Rys. 7 Schemat CubeSata (3U): lab - payload (2U), moduły elektroniczne (1U) oraz rozkładane panele z ogniwami fotowoltaicznymi.

3.1 Wymagania wstępne

Proces projektowy lab - payloadu rozpoczęto od analizy wymagań, które schematycznie rozdzielono na „warstwy” według źródła ich pochodzenia (Rys. 8). Uwzględnić należało wymagania wynikające z konieczności pracy urządzenia w przestrzeni kosmicznej (LEO), wytyczne określone przez wybranego usługodawcę wyniesienia nanosatelity na orbitę, jak i dostawcę platformy w standardzie CubeSat, a także warunki potrzebne do przeprowadzenia eksperymentu biologicznego.



Rys. 8 Źródła wymagań dla realizacji lab - payloadu CubeSata do prowadzenia badań biologicznych na LEO.

3.1.1 LEO

Spośród wspomnianych wcześniej warunków środowiskowych na LEO wyodrębniono trzy, których występowanie musi być uwzględnione w procesie projektowania ładunku satelitarnego. Są to: cykliczne zmiany strumienia ciepła docierającego do satelity, a co za

tym idzie - zmiany jego temperatury, promieniowanie jonizujące i wysoka próżnia. Na te czynniki konstrukcja lab - payloadu musi być odporna. Dodatkowo powinna niwelować ich wpływ na przebieg eksperymentu biologicznego. Występujące na skutek orbitowania zjawisko obniżonej grawitacji jest czynnikiem, który nie będzie intencjonalnie modyfikowany. Jego wpływ na próbkę biologiczną jest przedmiotem badania, jednocześnie ewentualny wpływ na poprawność działania układów lab - payloadu powinien zostać uwzględniony.

Podstawowy opis środowiska termicznego satelity poruszającego się na LEO sprowadza się do identyfikacji dwóch źródeł ciepła – Słońca oraz Ziemi. Pochodzące od nich strumienie ciepła, oddziaływujące na orbitujący obiekt, opisać można uproszczonym wzorem [82]:

$$Q_{sum}(t) = Q_S(t) + Q_A(t) + Q_Z(t); \quad (1)$$

$Q_{sum}(t)$ – sumaryczny strumień ciepła oddziaływujący na orbitujący obiekt;

$Q_S(t)$ – bezpośrednie promieniowanie Słońca;

$Q_A(t)$ – albedo, promieniowanie Słońca odbite od powierzchni Ziemi;

$Q_Z(t)$ – IR emitowane z Ziemi.

Dla promieniowania bezpośredniego ze Słońca przyjmuje się wartość ok. $1358 \pm 5 \text{ W/m}^2$. Wartość albedo, czyli promieniowania słonecznego odbitego od powierzchni Ziemi, jest różna w zależności, czy odbicie następuje od powierzchni lądu, czy lustra wody, przyjmuje się ok. $(30 \pm 5)\%$ bezpośredniego promieniowania Słońca (407 W/m^2). Promieniowanie podczerwone (IR) określone jest jako $237 \pm 21 \text{ W/m}^2$ [83]. Każda ze składowych jest zmienna w czasie i zależy, m.in. od orbity, po której porusza się satelita, czy jego chwilowego położenia oraz orientacji. Z kolei wartość wygenerowanej przez strumień ciepła temperatury na/w obiekcie zależy, m.in. od pojemności cieplnej konstrukcji i parametrów fizycznych jej powierzchni.

Zagadnienie termiczne powinno być zatem rozpatrywane indywidualnie dla specyficznej orbity i konstrukcji satelity, z uwzględnieniem energii cieplnej generowanej na skutek pracy jego własnych układów, której możliwość rozpraszania jest naturalnie ograniczona do jednej drogi – wypromieniowywania. Bez ukierunkowanej analizy, literatura przedmiotu podaje jedynie orientacyjne zakresy temperatury pracy statków kosmicznych. Dla komponentów zewnętrznych zakres wynosi od -170°C do $+90^\circ\text{C}$ (anteny) i od -160°C do $+80^\circ\text{C}$ (panele z ogniwami fotowoltaicznymi), a dla komponentów wewnętrznych od -40°C do $+50^\circ\text{C}$ [4].

W opisie oddziaływania radiacyjnego na LEO wykorzystywany jest podział na trzy główne oddziaływania. Pierwsze z nich to oddziaływanie protonów i elektronów

pułapkowanych przez ziemskie pole magnetyczne. Obszary ich największej koncentracji zostały nazwane Pasami Van Allena. Drugim rodzajem jest oddziaływanie promieniowania słonecznego, składającego się w przeważającej części z protonów - SCR (*Solar Cosmic Radiation*). Trzeci z nich to złożone z różnych cząstek, promieniowanie wysokoenergetyczne - GCR (*Galactic Cosmic Radiation*). Za jego źródło uznaje się m.in. wybuchy supernowych [84]. Podobnie jak w przypadku temperatury, wartość dla powszechnie stosowanego parametru – skumulowanej dawki promieniowania TID (*Total Ionizing Dose*) – jest zależna od wielu zmiennych. Literatura przedmiotu podaje orientacyjny zakres dawki 400 Gy – 10000 Gy (4×10^4 rad – 1×10^6 rad) na rok, gdzie wartość dokładna zależy m.in. od wysokości orbitowania czy materiału, przez który promieniowanie przenika (*shielding*) i w którym dawka jest kumulowana (*target*) [85].

Wartości szczątkowego ciśnienia oraz szczątkowej grawitacji na LEO zależą głównie od wysokości, na której dokonuje się pomiaru. Orientacyjny zakres zmian ciśnienia wynosi 10^{-7} – 10^{-4} Pa, natomiast grawitacji 10^{-6} – 10^{-3} m/s² [85].

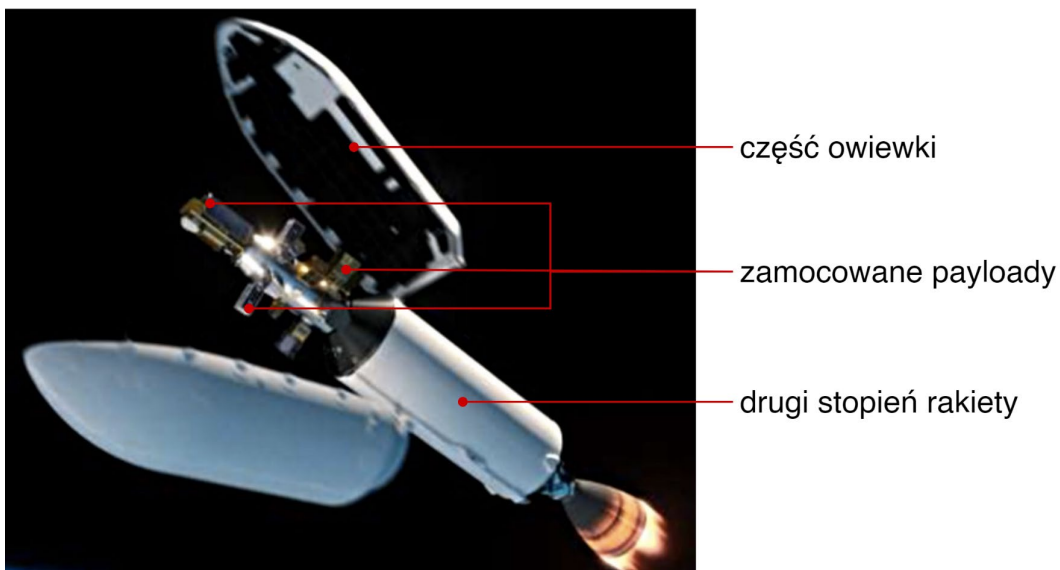
3.1.2 Wyniesienie na orbitę

Jednym z pierwszych wymogów, które należy wziąć pod uwagę już na etapie koncepcji konstrukcji urządzenia przeznaczonego do pracy w przestrzeni kosmicznej i, co się z tym wiąże, zapewnienia jego bezpiecznego i skutecznego transportu na orbitę, jest wybór stosowanych do jego budowy materiałów. Dozwolone jest wykorzystywanie tych o niskich parametrach odgazowania⁸ tj. $TML \leq 1.0\%$ (*Total Mass Loss*) oraz $CVCM \leq 0.1\%$ (*Collected Volatile Condensable Material*) [31], celem ograniczenia potencjalnego zanieczyszczenia produktami odgazowania otoczenia oraz samego wnętrza statku kosmicznego [4]. Wyklucza to w zasadzie możliwość stosowania większości tworzyw sztucznych i materiałów porowatych. Ograniczenia wprowadzane są również w postaci listy materiałów potencjalnie niebezpiecznych (*Hazardous Materials Table 49 CFR §172.101*) [86], co wpływa m.in. na możliwości wykorzystania wybranych rodzajów akumulatorów i paliw napędowych. Odstępstwa od dwóch powyższych zasad są możliwe, niemniej jednak wiąże się to m.in. z wydłużonym okresem akceptacji do lotu lub/i wzrostem kosztów usługi.

Jak wspomniano wcześniej, umieszczenie CubeSata na orbicie może odbyć się bezpośrednio lub pośrednio. Niezależnie jednak od sposobu, podstawowe warunki

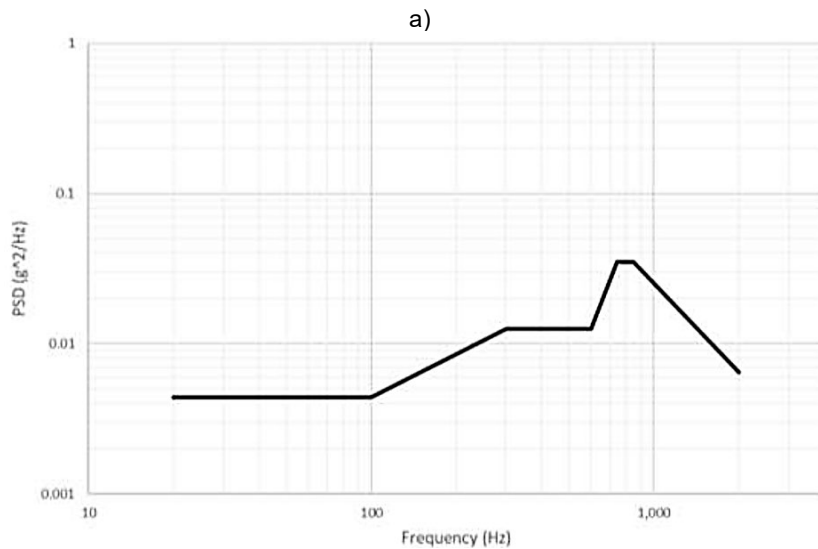
⁸ Odgazowywanie (*outgassing*) – zjawisko ulatniania się pary wodnej, gazów, cząsteczek z materiału, pod wpływem bardzo niskiego ciśnienia. Powoduje utratę masy i zmianę właściwości materiału. Produkty odgazowania zanieczyszczają otoczenie oraz wnętrza statku kosmicznego (*contamination*), stanowiąc zagrożenie m.in. dla instrumentów optycznych, powłok termicznych, układów elektronicznych wysokiego napięcia [4].

i wymagania lotu orbitalnego definiuje producent pojazdu wynoszącego (najczęściej rakietą dwustopniową). Jedną z najpopularniejszych i najbardziej niezawodnych rakiet jest Falcon 9 firmy SpaceX [27]. Dlatego też na etapie koncepcji lab - payloadu brano pod uwagę głównie wymagania misji współdzielonej (*rideshare mission*) na tej właśnie rakiecie. Na Rys. 9 przedstawiono wizualizację sposobu montażu payloadów w misji współdzielonej, na drugim stopniu rakiety Falcon 9 pod tzw. owiewką. Mikrosatelity mogą być montowane bezpośrednio do struktury drugiego stopnia, nanosatelity natomiast za pośrednictwem deployera.



Rys. 9 Drugi stopień rakiety Falcon 9 po odrzuceniu owiewki na orbicie. Widoczne liczne payloady montowane do struktury (*rideshare plate*) z wykorzystaniem standaryzowanych pierścieni mocujących [87].

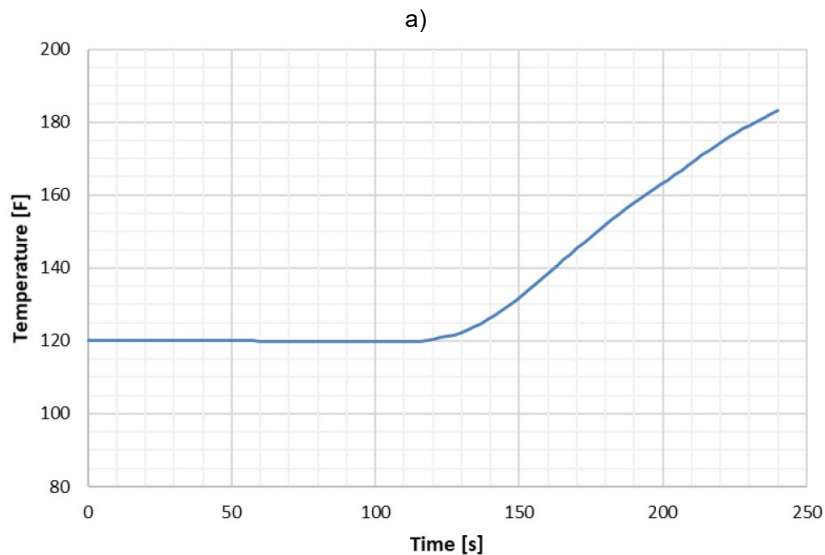
Warunki dla mniejszych payloadów misji współdzielonej (*secondary payloads*) na rakiecie Falcon 9 opisywane są w dokumencie *Rideshare Payload User's Guide* (dalej zwanym RPUG), którego kolejne rewizje publikowane są na stronie producenta [24]. RPUG (styczeń 2020) [87] wskazuje, że payload rakietowy może być narażony m.in. na przyspieszenia kwazistatyczne (przeciążenia bezwładnościowe), drgania mechaniczne (sinusoidalne, losowe, wstrząsy), gwałtowne zmiany ciśnienia, obciążenia cieplne i promieniowanie elektromagnetyczne. Zgodnie z praktyką [88], dla każdego z tych zjawisk zawarto informacje o maksymalnych spodziewanych wartościach. Na Rys. 10 oraz Rys. 11 przedstawiono odpowiednio MPE (*Maximum Predicted Environment*) drgań losowych oraz spodziewane obciążenia cieplne w postaci MPT (*Maximum and Minimum Predicted Temperatures*). Są to warunki najistotniejsze z punktu widzenia tematu tej pracy.



b)

Frequency (Hz)	Random Vibration MPE (P95/50), Block 5, All Axes
20	0.0044
100	0.0044
300	0.0126
600	0.0126
740	0.035
850	0.035
2000	0.00644
GRMS	5.48

Rys. 10 MPE drgań losowych podczas wynoszenia ładunku na rakiemie Falcon 9 w konfiguracji *rideshare*: a) krzywa widmowej gęstości mocy drgań (PSD – *Power Spectral Density*); b) odpowiadająca krzywej tabela wartości wraz z wynikowym parametrem GRMS (*Global Root Mean Square*) określającym całkowitą energię drgań (pierwiastek kwadratowy z powierzchni pod krzywą PSD). MPE tożsame dla każdej z osi ładunku. Oryginalne grafiki RPUG [87].



b)

Time (s)	Hot Temperature (°C)	Cold Temperature (°C)	Min Conductance (W/°C)	Max Conductance (W/°C)
0	40	-5	0	7.7
1000	42	-10	0	7.7
2000	52	-15	0	7.7
3000	52	-20	0	7.7
5100	36	-20	0	7.7

Rys. 11 MPT podczas wynoszenia ładunku na rakiemie Falcon 9 w konfiguracji *rideshare*: a) temperatura owiewki od strony payloadu, maksymalna wartość osiąga ok. 93°C (emisyjność materiału owiewki ok. 0.9); b) tabela granicznych wartości temperatury wraz z definicją przewodności cieplnej na interfejsie pomiędzy ładunkiem a rakieta. Oryginalne grafiki RPUG [87].

Większość z wymienionych zjawisk odtwarzanych jest na Ziemi, w tzw. kampaniach testowych satelitów z wykorzystaniem urządzeń, takich jak wzbudniki, wirówki czy komory ciśnieniowe i termiczno-próżniowe. Weryfikacja urządzenia jest pożądana z punktu widzenia usługodawcy – potwierdza, że obiekt nie wpłynie na jakość i bezpieczeństwo współdzielonego transportu oraz, co oczywiste, z punktu widzenia samego projektanta urządzenia – narażenia podczas lotu nie wpłyną na jego dalszą funkcjonalność na orbicie. Na podstawie definicji maksymalnych spodziewanych wartości dla różnych rodzajów zmiennych (np. MPT) projektant ma możliwość samodzielnego zdefiniowania i przeprowadzenia testów, które uzna za istotne. Jednakże, aby satelita został zakwalifikowany do lotu orbitalnego, niezbędne jest dostarczenie usługodawcy potwierdzenia prawidłowego przeprowadzenia oraz pomyślnego zakończenia testów obowiązkowych. Z reguły wymagane są przynajmniej – test drgań losowych (RVT – *Random Vibration Test*) oraz badanie kompatybilności elektromagnetycznej. Zakres i specyfikacja testów kwalifikacyjnych zmieniają się w zależności m.in. od przyjętego podejścia testowego⁹[89], producenta rakiety, wersji rakiety (w ramach tego samego modelu), czy nawet konkretnej misji rakiety ze względu na payloady współtowarzyszące, zwłaszcza payload główny (*primary payload*).

Ostatnią cechą charakterystyczną dla CubeSatów w misjach współdzielonych jest kilkietapowy okres "oczekiwania" na uruchomienie na orbicie. W większości przypadków satelita jest wyłączony m.in. podczas procesu integracji (np. satelity z deployerem, deployera na drugim stopniu raketowym, całej rakiety w hangarze i na płycie wyrzutni raketowej), jak również podczas umieszczania go na orbicie. W zależności m.in. od konfiguracji lotu (rozieszczanie pośrednie, bezpośrednie) i wymagań integratora ładunku¹⁰, okres ten trwa zazwyczaj ok. 3 - 5 miesięcy. Odstępstwa są dopuszczalne, niemniej jednak wiąże się to z rozszerzonym procesem dokumentacyjnym oraz dodatkowymi kosztami.

3.1.3 Platforma CubeSat

Wymagania objętościowo-masowe dla CubeSatów zostały określone przez wprowadzone wcześniej pojęcie „unitów” (1 U = 10 cm x 10 cm x 10 cm, ok. 1,33 kg),

⁹ Według standardu ECSS-E-ST-10-03C [89], w przypadku testowania w pełni zintegrowanych satelitów (systemów), wyróżnia się dwa warianty testowe. W pierwszym, testowanych jest kilka identycznych satelitów, z których jeden testowany jest wg wyższych wymagań (*qualification*). Jeśli test zakończony jest powodzeniem, pozostałe satelity testowane są wg wymagań nieco niższych (*acceptance*). W wariantcie drugim, testowany jest jeden satelita, wg podejścia tzw. *protoflight*, które można określić jako pośrednie, między podejściem *qualification*, a *acceptance*.

¹⁰ Integrator ładunku raketowego – ogólnie przyjęta nazwa pośrednika, który zajmuje się integracją mniejszego satelity z deployerem i/lub pojazdem pośrednim, a następnie instalacją lub koordynacją instalacji przygotowanego ładunku na górnym stopniu raketowym.

w ogólnym dokumencie dotyczącym standardu [31]. Dokładne maksymalne gabaryty nanosatelity określa producent deployera, z kolei dostępną przestrzeń dla payloadu – producent platformy satelitarnej. W przedstawionym wcześniej deployerze QuadPack 4.3 (Rys. 6, str. 24), możliwe jest zintegrowanie czterech CubeSatów o wymiarach zewnętrznych do 118 mm x 118 mm x 340,5 mm¹¹, każdy oraz o łącznej ich masie do 31,6 kg [90]. Biorąc pod uwagę wymiary struktury satelitarnej 3U i założoną konfigurację modułów elektronicznych (Rys. 7, str. 26), ustalono, że konstrukcja lab - payloadu powinna zostać wpisana w prostopadłościan o maksymalnych wymiarach 98 mm x 98 mm x 200 mm. Poza tym należy zadbać o równomierny rozkład masy, ponieważ odległość środka ciężkości całego CubeSata względem jego środka geometrycznego nie może przekroczyć 20 mm w płaszczyźnie przekroju XY [31]. Definicję układu współrzędnych CubeSata wskazano na Rys. 7, na str. 26.

Ze względu na charakterystykę wybranej platformy satelitarnej firmy SatRev, ograniczona jest możliwość wykorzystania w lab - payloadzie materiałów ferromagnetycznych. Ich obecność może negatywnie wpływać na poprawność działania modułu ADCS. Poza tym satelitarny komputer pokładowy – moduł OBC nie odpowiada za obsługę i nie pośredniczy w zarządzaniu lab - payloadem. Lab-payload powinien zatem posiadać własny, autonomiczny moduł elektroniczny do akwizycji danych i zarządzania eksperymentem. Zasady komunikacji międzymodułowej na platformie satelitarnej SatRev są specyficzne dla zaimplementowanej tam architektury programistycznej. Niemniej jednak zakłada się wykorzystanie magistrali CAN (*Controller Area Network*) na warstwie fizycznej oraz protokołu CSP (*CubeSat Space Protocol*) przynajmniej na warstwie transportowej oraz sieci¹². Szacunkowa prędkość transmisji międzymodułowej wynosi nie więcej niż 550 kb/s. Dostępna dla lab - payloadu moc wynosi ok. 15 W (pobór ciągły), przy napięciu zasilania 5 V i maksymalnym natężeniu prądu do 3 A [91].

Ze strony producenta platformy wymagania dotyczące kompatybilności elektromagnetycznej (EMC) nie zostały zdefiniowane. Niemniej jednak w procesie projektowym lab - payloadu zakłada się stosowanie elementów/metod ograniczających możliwe zakłócenia elektromagnetyczne EMI (*Electromagnetic Interference*), zarówno urządzeń wewnętrznych, jak i współpracujących urządzeń zewnętrznych, w tym modułów platformy satelitarnej.

¹¹ Co więcej, wykorzystanie wolnej przestrzeni mechanizmu sprężynowego tzw. *tunacan*, daje możliwość powiększenia rozmiaru satelity o dodatkową cylindryczną objętość, np. $\varnothing 80 \times 40$ mm [90].

¹² Według siedmiowarstwowego modelu komunikacji sieciowej ISO/OSI.

3.1.4 Eksperyment biologiczny

Założono, że badanymi w lab - payloadzie próbkami biologicznymi mogą być komórki i/lub mikroorganizmy i/lub rośliny, wspólnie określane jako obiekt biologiczny. W większości przypadków hodowla obiektu biologicznego wymaga odpowiedniego środowiska gazowego i odpowiedniej temperatury oraz dostarczania substancji odżywczych i odprowadzania metabolitów. Wymagany skład mieszaniny gazowej jest różny, w zależności od obiektu biologicznego. Przy wykorzystaniu pożywek hodowlanych, tzw. *CO₂ independent*, hodowla może odbywać się bez atmosfery dwutlenku węgla i wystarczająca może okazać się mieszanina powietrza o ciśnieniu atmosferycznym [92]. Orientacyjny zakres pożądanej temperatury nie jest możliwy do określenia bez definicji biologicznego obiektu badania. W większości przypadków konieczne jest utrzymywanie temperatury dodatniej, najlepiej w wąskim przedziale [93]. Dostarczanie substancji odżywczych odbywa się za pośrednictwem medium w stanie ciekłym. Wobec wspomnianych problemów z ograniczonym transferem masy w mikrogravitacji, a co się z tym wiąże spowolnionym wzrostem hodowli (ze względu m.in. na zaburzoną wymianę substancji odżywczych) [38], proponuje się realizację hodowli przepływowej. Prędkość przepływu substancji odżywczych i odprowadzenia metabolitów jest parametrem specyficznym m.in. dla rodzaju hodowli i obiektu biologicznego. Spodziewany zakres to od $\mu\text{l}/\text{min}$ do ml/min [94], [95], [96]. Dokładna wartość zostanie dobrana na podstawie testów na docelowej próbce i w docelowym układzie hodowlanym.

Wilgotność środowiska hodowli jest parametrem istotnym w prowadzeniu hodowli tradycyjnych [93]. W przypadku lab - payloadu uznano, że kwestie pomiaru lub/i kontroli tego parametru zostaną szerzej rozpatrzone po zdefiniowaniu wymagań hodowli wybranego obiektu biologicznego. Ponadto absolutnie kluczową sprawą jest realizacja układu autonomicznej detekcji sygnałów biologicznych. Wybrana (nieinwazyjna) metoda nie powinna mieć wpływu na stan obiektu biologicznego oraz na przebieg samego eksperymentu. Z punktu widzenia przydatności wyników eksperymentu ważne jest, by obserwowane w obiekcie biologicznym zmiany można było przypisać działaniu najlepiej jednej zmiennej. W przypadku tego projektu badanie polega na ocenie wpływu mikrogravitacji na rozwój obiektu biologicznego. Struktura lab - payloadu powinna zatem zapewnić maksymalne ograniczenie wpływu promieniowania kosmicznego. Ograniczenie wpływu warunków, m.in. lotu raketowego czy pośrednich etapów przygotowania lab - payloadu do wyniesienia na orbitę, również powinno zostać uwzględnione.

Na podstawie powyższych przesłanek sporządzono zestawienie wymagań do realizacji lab - payloadu (Tab. 2).

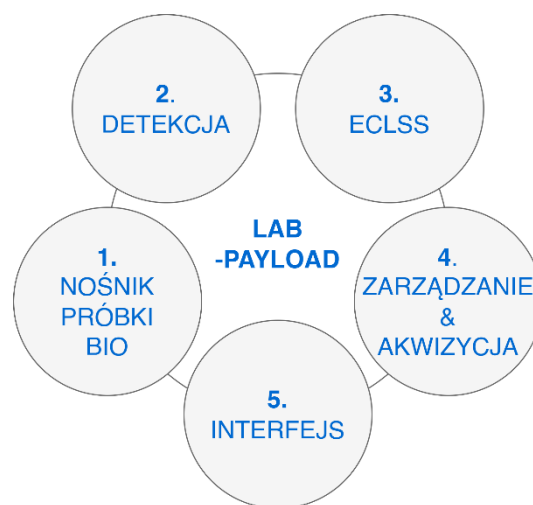
Tab. 2 Podsumowanie wymagań do realizacji lab - payloadu.

	WYMAGANIE	KOMENTARZ
LEO	lab - payload zachowuje funkcjonalność podczas ekspozycji satelity na promieniowanie kosmiczne (w przeważającej części protony i elektrony) i chroni przed jego wpływem obiekt biologiczny	dokładna wartość TID zależy m.in. od czasu i parametrów orbity oraz sposobu realizacji konstrukcji lab - payloadu i platformy satelitarnej
	lab - payload zachowuje funkcjonalność podczas ekspozycji satelity na zmienne strumienie ciepła	zakres temperatur pracy dla komponentów wewnętrznych satelity: od -40°C do +50°C [3]
	lab - payload zachowuje funkcjonalność podczas ekspozycji na próżnię	zakres zmian: $10^{-7} - 10^{-4}$ Pa [84]
	lab - payload zachowuje funkcjonalność w warunkach mikrogravitacji	zakres zmian: $10^{-6} - 10^{-3}$ m/s ² [84]
WYNIESIENIE NA ORBITE	materiały wykorzystywane do konstrukcji lab - payloadu (zwłaszcza obudowy zewnętrznej i elementów montażowych) cechują się bardzo niskimi współczynnikami gazowania w próżni	TML $\leq 1.0\%$ oraz CVCM $\leq 0.1\%$ zgodnie z 3.1.8.1 oraz 3.1.8.2 [30]
	materiały wykorzystywane do konstrukcji lab - payloadu nie zostały wykazane na liście materiałów niebezpiecznych	zgodnie ze specyfikacją <i>Hazardous Materials Table 49</i> CFR §172.101 [85]
	lab - payload spełnia wymagania kompatybilności elektromagnetycznej	wymagana weryfikacja wg specyfikacji dostarczonej przez dostawcę/dostawców usługi wyniesienia na orbitę dla podejścia <i>protoflight</i>
	lab - payload zachowuje funkcjonalność po narażeniu satelity na wymuszenia mechaniczne lotu raketowego	wymagana weryfikacja przynajmniej w teście drgań losowych RVT wg specyfikacji dostarczonej przez dostawcę/dostawców usługi wyniesienia na orbitę dla podejścia <i>protoflight</i>
	lab - payload zachowuje funkcjonalność po narażeniu satelity na obciążenia cieplne lotu raketowego	zalecana weryfikacja w teście termiczno-próżniowym, specyfikacja testu na podstawie MPT dostarczonego przez dostawcę/dostawców usługi wyniesienia na orbitę
	eksperyment biologiczny lab - payloadu jest dostosowany do czasu „oczekiwania” na uruchomienie na orbicie (tryb wstrzymania/wyłączenia)	wyłączenie CubeSata potrwa ok. 3-5 miesięcy, eksperyment biologiczny lab - payloadu może być wstrzymany nawet na dłużej ze względu na konieczność przeprowadzenia AIT dla samego lab - payloadu, jak i lab - payloadu z platformą nanosatelitarną
PLATFORMA CUBESAT	objętość lab - payloadu $\approx 2U$	na wybranej platformie satelitarnej 3U (SatRev) ≤ 98 mm x 98 mm x 200 mm z uwzględnieniem elementów montażowych
	masa lab - payloadu $\approx 2,66$ kg	zgodnie z 3.2.13 [30] z uwzględnieniem, że środek ciężkości CubeSata powinien znajdować się w odległości ≤ 20 mm od jego środka geometrycznego w kierunkach X i Y (3.2.14 [30])
	materiały wykorzystywane do konstrukcji lab - payloadu (zwłaszcza obudowy zewnętrznej i elementów montażowych) nie mają właściwości ferromagnetycznych	eliminacja potencjalnego źródła zaburzeń pracy innych modułów satelitarnych
	maksymalne natężenie prądu pobierane przez lab - payload: 3 A	według specyfikacji uniwersalnej platformy satelitarnej firmy SatRev: <i>Interface Control Document rev 2.1</i> [91]
	dostępne napięcia do obsługi lab - payloadu: 3,3 V, 5 V, 12 V	
	stały pobór mocy lab - payloadu przy napięciu 5 V: maks. 15 W	
	lab - payload posiada własny moduł elektroniczny do zarządzania eksperymentem oraz do zapisu danych eksperymentu	moduł OBC jest komputerem pokładowym wyłącznie dla modułów platformy satelitarnej
	wymiana danych lab - payloadu z modułami platformy z wykorzystaniem magistrali CAN	warstwa transportowa i sieciowa zdefiniowana przez protokół CSP
	transmisja pakietów danych lab - payloadu z prędkością ≤ 550 kb/s	bezpośrednie adresowanie do modułu CM

EKSPERYMENT BIOLOGICZNY	lab - payload utrzymuje mieszaninę gazów hodowlanych o ciśnieniu ok. atmosferycznym	skład mieszaniny gazów hodowlanych jest różny w zależności od obiektu biologicznego
	lab - payload utrzymuje odpowiednią temperaturę próbek biologicznych i cieczy hodowlanej	temperatury dodatnie, dokładne wartości/zakres są różne w zależności od obiektu biologicznego
	lab - payload zapewnia przepływ cieczy hodowlanej	zakres od $\mu\text{l}/\text{min}$ do ml/min , dokładne wartości zależą od sposobu realizacji nośnika próbki biologicznej i układu mikrofluidycznego oraz badanego obiektu biologicznego
	lab - payload zapewnia pomiar lub pomiar i kontrolę wilgotności atmosfery wewnętrznej	wilgotność ma znaczenie dla prowadzenia hodowli tradycyjnych; wymagany zakres jest różny w zależności od obiektu biologicznego
	lab - payload chroni przed promieniowaniem kosmicznym	lab - payload ma umożliwić ocenę wpływu mikrogravitacji na obiekt biologiczny
	lab - payload realizuje detekcję/obserwację próbki biologicznej i przebiegu eksperymentu	wymagana metoda nieinwazyjna, niemająca wpływu na stan obiektu biologicznego oraz na przebieg eksperymentu

3.2 Konfiguracja lab-payloadu

Na podstawie przeglądu wcześniejszych misji biologicznych i ww. wymagań wstępnych, opracowano schemat ogólnej realizacji ładunku użytecznego, umożliwiającego przeprowadzenie badania biologicznego na platformie satelitarnej. Rozpoznano pięć głównych elementów funkcjonalnych (Rys. 12). Dokładna implementacja każdego z nich zależy m.in. od wybranego obiektu biologicznego, rodzaju i celu badania, specyfikacji platformy nanosatelitarnej oraz przebiegu kampanii lotnej.



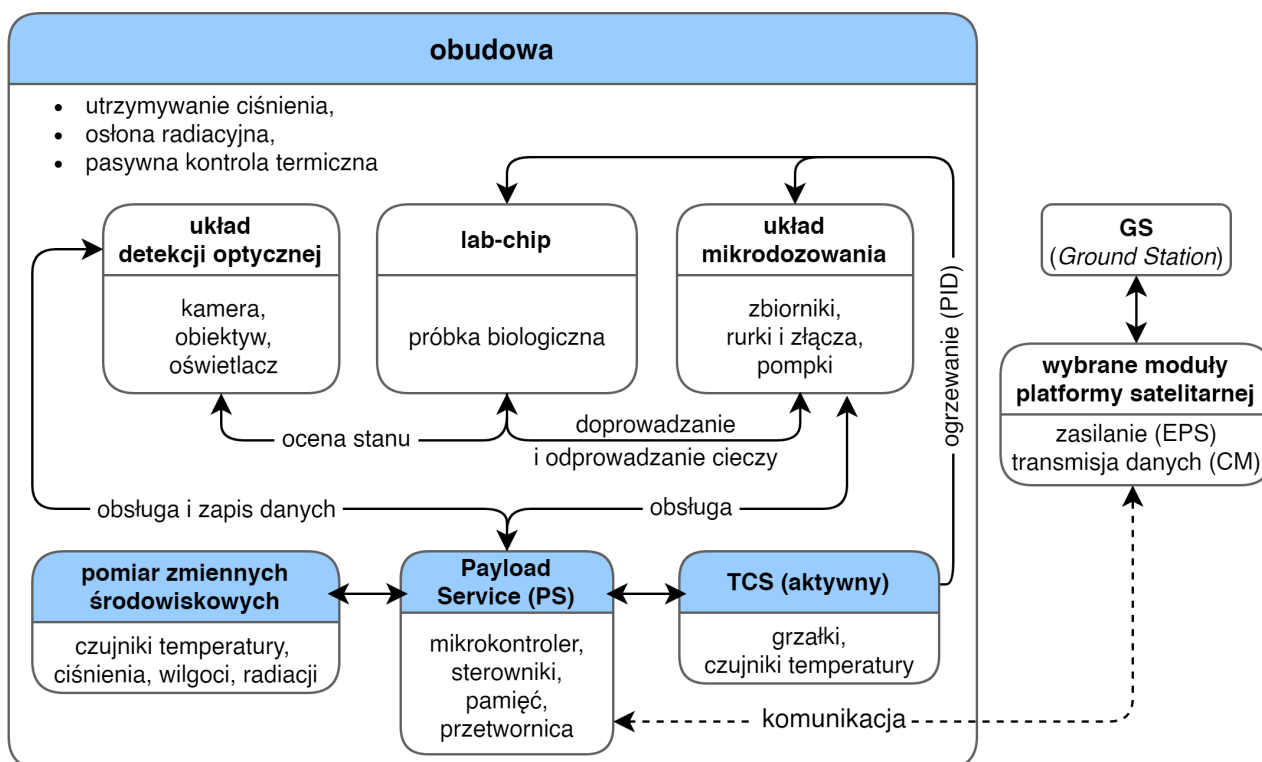
Rys. 12 Pięć elementów funkcjonalnych lab - payloadu; ECLSS – *Environmental Control and Life Support System*.

Pierwszy z elementów to nośnik próbki biologicznej. Zabezpiecza on obiekt biologiczny, umożliwiając jego hodowlę. Układ detekcji dostarcza danych, na podstawie których możliwa jest ocena stanu obiektu i przebiegu eksperymentu. Element trzeci to zmodyfikowana wersja systemu statków załogowych do kontroli i podtrzymywania życia ECLSS (*Environmental Control and Life Support System*) [32], [83], czyli współpracujących ze sobą sensorów i aktuatorów, odpowiadających za monitorowanie i/lub kontrolowanie warunków środowiskowych, m.in. temperatury czy doprowadzania/odprowadzania medium.

Elementem czwartym jest układ zarządzania przebiegiem eksperymentu i akwizycji danych, realizowany przez układ elektroniczny z wbudowanym oprogramowaniem. Element piąty to interfejs payload-platforma satelitarna, czyli okablowanie elektryczne i sygnałowe z implementacją magistrali komunikacyjnej. Odpowiada on m.in. za doprowadzenie zasilania do lab - payloadu oraz wymianę poleceń i danych z modułami platformy satelitarnej.

Jak przedstawiono w [92], [97], [98], [99], [100], [101] istnieją sprawdzone rozwiązania laboratoriów chipowych (LOC), układów mikrodozowania medium oraz układów detekcji i akwizycji optycznej, które razem tworzą kompleksową platformę służącą do badania i oceny rozwoju różnych obiektów biologicznych na Ziemi (dalej zwane platformami LOC). Zauważono, że przy odpowiedniej adaptacji wybrane elementy tych rozwiązań mogą zostać wykorzystane do realizacji wspomnianych pięciu elementów lab - payloadu (Rys. 12, str. 35). Plany tej adaptacji z powodzeniem prezentowano na licznych konferencjach [102], [103], [104], [105].

Ostatecznie uwzględniając wykorzystanie technologii sprawdzonych w ramach ww. naziemnych platform LOC, zaproponowano uszczegółowioną koncepcję budowy lab - payloadu (Rys. 13).



Rys. 13 Schemat koncepcyjny lab - payloadu definiujący jego kluczowe komponenty oraz funkcjonalności.

Próbka biologiczna zostaje umieszczona w lab-chipie. Potrzebna do jej rozwoju ciecz odżywcza jest doprowadzana i wyprowadzana do/z lab-chipu przez układ mikrodozowania. Układ ten składa się ze zbiorników z cieczą, rurek i złącz mikrofluidycznych oraz pompek. Ocena stanu próbki dokonywana jest przede wszystkim na podstawie obrazów wykonanych przez układ detekcji optycznej. Układ zawiera kamerę z obiektywem oraz oświetlacz. Wartości zmiennych środowiskowych wewnątrz lab - payloadu mierzone są czujnikami temperatury, ciśnienia, wilgotności oraz promieniowania. Za utrzymanie odpowiedniej temperatury próbki, jak i cieczy odpowiada TCS (*Temperature Control System*) [32]. Część aktywna to element grzejny z czujnikami temperatury, natomiast część pasywna to struktura obudowy lab - payloadu, która izoluje komponenty wewnętrzne lab - payloadu od obciążeń cieplnych z zewnątrz. Elektroniczny moduł obsługi lab - payloadu, dalej zwany PS (*Payload Service*) zarządza wykonaniem eksperymentu, w tym obsługuje działanie ww. układów i zapis wybranych danych. Dane lab - payloadu przekazuje do magistrali komunikacyjnej, adresując je bezpośrednio do modułu radiowego (CM). Moduł radiowy z kolei transmituje je do odbiorczo-nadawczej radiowej stacji naziemnej (GS – *Ground Station*). Moduł PS korzysta z zasilania doprowadzanego z satelitarnego modułu EPS oraz zapewnia je poszczególnym blokom funkcjonalnym lab - payloadu. Wspomniana wcześniej obudowa lab - payloadu jest hermetyczna, utrzymuje wymaganą wartość ciśnienia mieszaniny gazów niezależnie od czynników zewnętrznych. Pełni również funkcję osłony radiacyjnej dla eksperymentu biologicznego, jak i wewnętrznych układów elektronicznych. Ostatecznie umożliwia montaż w strukturze platformy satelitarnej.

Dla ładunku z próbkami biologicznymi problematyczny jest przebieg kampanii integracyjnej oraz lotnej. Jak wspomniano, czas „oczekiwania” próbek na rozpoczęcie eksperymentu na orbicie jest liczony w miesiącach. Co więcej, warunki środowiskowe w tym okresie oczekiwania są zmiennie. Np. podczas przygotowywania payloadu w hangarze, w rejonie miejsca wylotu (*launch site*), temperatura utrzymywana jest na poziomie ok. $21\pm 3^{\circ}\text{C}$. Natomiast podczas oczekiwania rakiety do wystrzelenia na wyrzutni (tzw. *launch pad*) warunki dla payloadu pod owiewką zależą w dużej mierze od bieżących warunków pogodowych [87]. Co więcej, jak przedstawiono wcześniej na Rys. 11, na str. 30, podczas samego lotu rakiety temperatura otoczenia payloadu może osiągać wartości dużo wyższe (do ok. 93°C). Wpływ drgań/przeciążeń podczas wieloetapowego transportu ładunku, jak i podczas samego wynoszenia satelity na orbitę, również nie może zostać pominięty.

W związku z powyższym w projekcie konstrukcji lab - payloadu wykorzystane zostaną pasywne metody izolacji termicznej i mechanicznej obiektu biologicznego. Niemniej jednak,

standardowo w trakcie etapów pośrednich, działanie systemu ECLSS w lab - payloadzie nie będzie możliwe. Wydaje się zatem, że najskuteczniejszą metodą ograniczenia wpływu narażeń z etapów pośrednich, na obiekt biologiczny, jest utrzymywanie go na Ziemi w stanie zatrzymania/ograniczenia funkcji życiowych. Ich zainicjowanie musiałoby nastąpić dopiero na orbicie. Badania biologiczne na LEO będą prowadzone równoległe do referencyjnego eksperymentu na Ziemi. Do tego celu przygotowana zostanie identyczna konstrukcja lab - payloadu tzw. bliźniak (*twin*). Zakłada się również prowadzenie eksperymentów na symulatorach mikrogravitacji.

Przed przygotowaniem ostatecznej konstrukcji lab - payloadu, tzw. modelu lotnego (FM – *Flight Model*), zakłada się przygotowanie do procesów walidacji i weryfikacji tzw. modelu inżynierskiego (EM – *Engineering Model*). Model FM jest przetestowaną i ostateczną wersją konstrukcji, która zostaje wyniesiona do przestrzeni kosmicznej. Dla tej wersji urządzenia dopuszcza się tylko drobne i wymagane modyfikacje [106]. Założono, że na modelu EM wykonane zostaną wstępne testy montażu i funkcjonalne oraz dodatkowe testy środowiskowe termiczno-próżniowe i drgań losowych. Natomiast na modelu FM przeprowadzone zostaną ostateczne testy montażu, kilkukrotne funkcjonalne oraz wymagane testy kwalifikacyjne do lotu raketowego według podejścia *protoflight*.

4 Badania, projekt i realizacja

4.1 Obiekt biologiczny

Na podstawie analizy stanu rzeczy i wielu negocjacji przeprowadzonych z dostawcami usług, m.in. wynoszenia na orbitę, uzyskano dokładniejsze dane dotyczące czasu „oczekiwania” CubeSata na uruchomienie na orbicie. Dla misji współdzielonych na dużych/średnich raketach, najkrótszy czas od momentu zapakowania satelity do momentu umieszczenia go na orbicie określono na ok. 2 miesiące. W przypadkach szczególnych natomiast, tj. misji dedykowanych i/lub na mniejszych raketach, podano możliwość skrócenia tego czasu do ok. 2-3 tygodni (tzw. *late-access* [3], [32]).

W projekcie, w ramach którego realizowana była niniejsza praca, przeprowadzenie skróconej kampanii integracyjnej i lotnej okazało się nieosiągalne. Niemniej jednak *late-access* był brany pod uwagę na wstępnym etapie prac dotyczących identyfikacji obiektów biologicznych, możliwych do umieszczenia w lab - payloadzie. Dlatego też, równolegle z pracami autorki, we współpracujących zespołach badawczych, przeprowadzono szersze badania nad hodowlą różnych obiektów biologicznych w lab - chipach szklanych. Badania te obejmowały:

1. linie ludzkich komórek nowotworowych, m.in.: HaCaT (keratynocyty), A375 (czerniak), SKOV - 3 (rak jajnika), HAPAF - 2 (rak trzustki)¹³ oraz UM – UC - 3, RT - 112 (linie raka pęcherza moczowego)¹⁴;
2. mysie regulatorowe limfocyty T (myszy szczepu: C57BL/6 - Tg(Foxp3 - GFP)90Pkraj/J)¹⁵;
3. zarodniki mikroskopijnych grzybów, m.in.: *Penicillium chrysogenum*, *Sordaria fimicola*, *Fusarium Culmorum*¹⁶.

Linie HaCaT, A375 [92] oraz zarodniki *F. Culmorum* [107] badano dodatkowo na symulatorach mikrogravitacji. Stwierdzono, że hodowle przebiegały prawidłowo. Najdłuższe w czasie hodowle stacjonarne utrzymano dla linii UM - UC - 3 (52 dni) i RT - 112 (41 dni). Co więcej, dla linii UM - UC - 3 z sukcesem przeprowadzono eksperyment ograniczenia

¹³ Prace prowadzono w zespole dr hab. inż. J. Kulbackiej w Katedrze i Zakładzie Biologii Molekularnej i Komórkowej Uniwersytetu Medycznego we Wrocławiu.

¹⁴ Prace prowadzono w zespole prof. J. Wietrzyk w Laboratorium Doświadczalnej Terapii Przeciwnowotworowej Instytutu Immunologii i Terapii Doświadczalnej PAN.

¹⁵ Prace prowadzono w zespole prof. A. Soyty-Chełmońskiej w Laboratorium Immunologii Rozrodu Instytutu Immunologii i Terapii Doświadczalnej PAN.

¹⁶ Prace prowadzono w zespole prof. K. Matkowskiego w Katedrze Ochrony Roślin i Zakładzie Fitopatologii i Mykologii Uniwersytetu Przyrodniczego we Wrocławiu.

namnażania się komórek (prolifracji) w temperaturze 22°C przez ponad 14 dni, po czym kontynuowano hodowlę w docelowej temperaturze 37°C przez kolejne 21 dni [108]. Oprócz hodowli wymienionych powyżej, w lab - chipie polimerowym przeprowadzano wstępne kiełkowanie nasiona rzeżuchy ogrodowej (*Lepidium sativum*), również stwierdzając prawidłowy wzrost w warunkach stacjonarnych. Dodatkowo udokumentowano wpływ na wzrost ziarna symulowanych warunków mikrogravitacji [109].

Biorąc pod uwagę uzyskane wyniki hodowli oraz stosunkowo długi czas oczekiwania na umieszczenie satelity na orbicie – w trakcie, którego nie jest możliwa praca układów realizujących funkcje ECLSS – uznano, że w dalszych badaniach uwaga zostanie skupiona na dwóch rodzajach próbek biologicznych: grzybach *F. culmorum* oraz nasionach *L. sativum*. Obiekty te mogą być przetrzymywane w stanie bezwodnym (w uśpieniu) w bardzo szerokim zakresie temperatur. Po dostarczeniu cieczy hodowlanych oraz przy zachowaniu odpowiednich warunków (temperatura, atmosfera, wilgotność), rozpoczynają one swój wzrost. W szczegółowych badaniach nad wybranymi obiektami biologicznymi uzyskano szerszą charakteryzację warunków prowadzenia eksperymentu.

W ramach badań nad *F. culmorum* opracowana została procedura wprowadzania próbki w stan anabiozy¹⁷. Wykazano, że w temperaturze pokojowej struktury *F. culmorum* mogą bezpiecznie pozostawać w tym stanie przez okres ok. 8 miesięcy. Z kolei narażenie na zbyt wysokie temperatury, możliwe przede wszystkim podczas samego lotu raketowego, może spowodować skrócenie czasu utrzymania tego stanu do 10 dni przy temp. 46°C, do 120 min przy temp. ok. 60°C i do 30 min przy temp. 75°C. Natomiast po dostarczeniu cieczy hodowlanej – wody i rozpoczęciu wzrostu, temperatura inkubacji nie może przekraczać 35°C i nie powinna być niższa niż 10°C¹⁸. W przypadku *L. sativum* metoda zabezpieczenia próbki do czasu uruchomienia eksperymentu na orbicie polega na utrzymywaniu nierozwiniętego, suchego i wcześniej nienawodnionego ziarna w zacienionym i suchym środowisku. Przejście ze stanu uśpienia do wzrostu wymaga podania cieczy hodowlanej – wody oraz utrzymania temperatury, podobnie jak w przypadku *F. culmorum*, w zakresie od 10°C do 35°C. W obydwu przypadkach światło nie jest wymagane na wczesnym etapie hodowli, z wyjątkiem momentu obserwacji optycznej. Uzyskane obrazy próbek mają z kolei umożliwić ocenę ich aktywności migracyjnej oraz dynamiki wzrostu.

¹⁷ Anabioza [gr. anabiosis 'ożywianie'], życie utajone, w naukach biologicznych, odwracalny, przejściowy stan pozornej śmierci, występujący u organizmów jednokomórkowych i wielokomórkowych.

¹⁸ Prace własne zespołu prof. K. Matkowskiego w Katedrze Ochrony Roślin i Zakładzie Fitopatologii i Mykologii Uniwersytetu Przyrodniczego we Wrocławiu.

W Tab. 3 przedstawiono podsumowanie warunków istotnych z punktu widzenia wykorzystania wybranych próbek jako obiektów biologicznych w lab - payloadzie.

Tab. 3 Warunki dla eksperymentu hodowlanego w lab - payloadzie, charakterystyczne dla wybranych obiektów biologicznych.

		GRZYB (<i>Fusarium culmorum</i>)	ZIARNO (<i>Lepidium sativum</i>)
1	mieszanina gazów hodowlanych	mieszanina powietrza o ciśnieniu ~1000 hPa	mieszanina powietrza o ciśnieniu ~1000 hPa
2	wilgotność	wysoka > 70 %	wysoka > 70 %
3	optymalna temp. hodowli [°C]	27 - 28	15 - 30
4	tolerancja temp. hodowli [°C]	10 - 35	
5	ciecz hodowlana	woda o temp. zbliżonej do optymalnej temp. hodowli (3)	
6	czas trwania hodowli [dni]	ok. 15 - 30	ok. 5 - 14
7	spektrum światła (obserwacja)	białe	
8	kryterium sukcesu hodowli (na podstawie obserwacji optycznej)	rozrost grzybni	wykiełkowanie nasiona
9	ilość obrazowań na dobę	1	2
10	przewidywana dynamika wzrostu, wymiary	wstępne: ok. 6 µm - 10 µm; po hodowli: ok. 300 µm	wstępne: ok. 1,5 mm x 3 mm; po hodowli: ok. 2 mm x 10 mm
11	ilość pojedynczych obiektów	10000 jtk*/µl	1

*jtk – jednostka tworząca kolonie

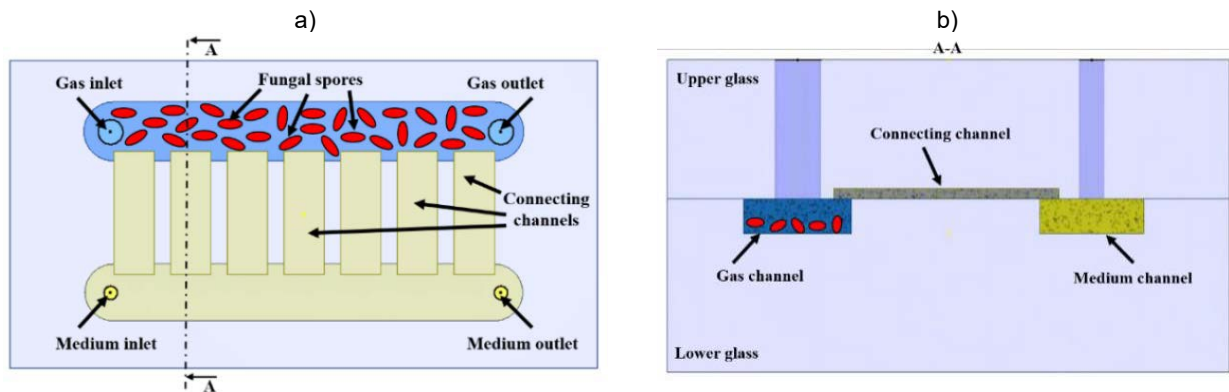
4.2 Platforma LOC

4.2.1 Lab–chip

Rozmiary wybranych obiektów biologicznych oraz sposób ich wzrostu definiują kształty kanałów hodowlanych w lab-chipach. Spośród różnorodnych rozwiązań [92], [97], [98], [99], [100], [101], [107], [109], [110], [111], opracowanych w Katedrze Mikrosystemów Politechniki Wrocławskiej, do hodowli *F. culmorum* wybrano dwukanałowy chip szklany, gdzie możliwa jest obserwacja rozrostu grzybni i dalej jej ilościowa parametryzacja [107], [112], natomiast dla *L. sativum* chip polimerowy z gniazdem na nasiono oraz elementami umożliwiającymi wyznaczenie siły wzrostu łodygi i korzenia [109].

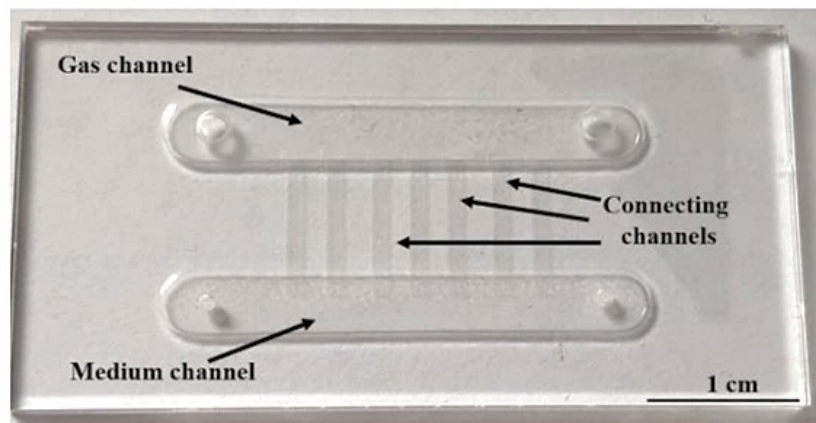
Wybrany lab-chip szklany pozwala utrzymywać zarodniki w stanie suchym w czasie oczekiwania na eksperyment orbitalny, a po rozpoczęciu hodowli na orbicie (podanie wody), zapewnia poziom wilgotności odpowiedni dla rozrostu grzybni. Zasadę działania schematycznie przedstawiono na Rys. 14. Lab-chip tworzą dwa podłoża szklane (górne i dolne). Podłoże dolne posiada dwa kanały, wymiary pojedynczego kanału to 3,5 mm × 30 mm, a głębokość 550 µm. W jednym z nich przepływa ciecz (*medium channel*), w drugim prowadzona jest hodowla (*gas channel*). W podłożu górnym wytworzone zostały otwory w dwóch rozmiarach. Mniejsze (ø 1 mm), pozwalające wprowadzić i wyprowadzić wodę do/z kanału przepływowego oraz większe (ø 2 mm), które zapewniają swobodną dyfuzję gazu w kanale hodowlanym. Górne podłoże posiada również matrycę siedmiu płytszych mikrokanalów (*connecting channels*), każdy o wymiarach 8,8 mm × 1 mm

i głębokości 20 μm . Łączą one kanały cieczowy oraz gazowy, zapewniając w kanale gazowym (hodowlanym) wilgotność odpowiednią dla rozrostu grzybnii [107], [112].



Rys. 14 Schemat lab - chipu do hodowli grzybów: a) widok z góry; b) przekrój poprzeczny. Oryginalne grafiki z [107].

Gotowy do założenia hodowli lab-chip przedstawiono na Rys. 15. Lab-chip wykonano z borokrzemowych podłoży szklanych Borofloat 33 (Schott) o standardowych wymiarach 50 mm \times 25 mm \times 1,1 mm, z wykorzystaniem metod ksurografii¹⁹, głębokiego mokrego trawienia chemicznego w zoptymalizowanym roztworze HF z dodatkami (40%HF/65%HNO₃; 10:1 obj./obj.; prędkość trawienia: \sim 3 $\mu\text{m}/\text{min}$), precyzyjnego wiercenia mechanicznego oraz bondingu termicznego (650°C) [113].



Rys. 15 Dwukanałowy lab-chip szklany do hodowli grzybów. Oryginalna grafika z [107].

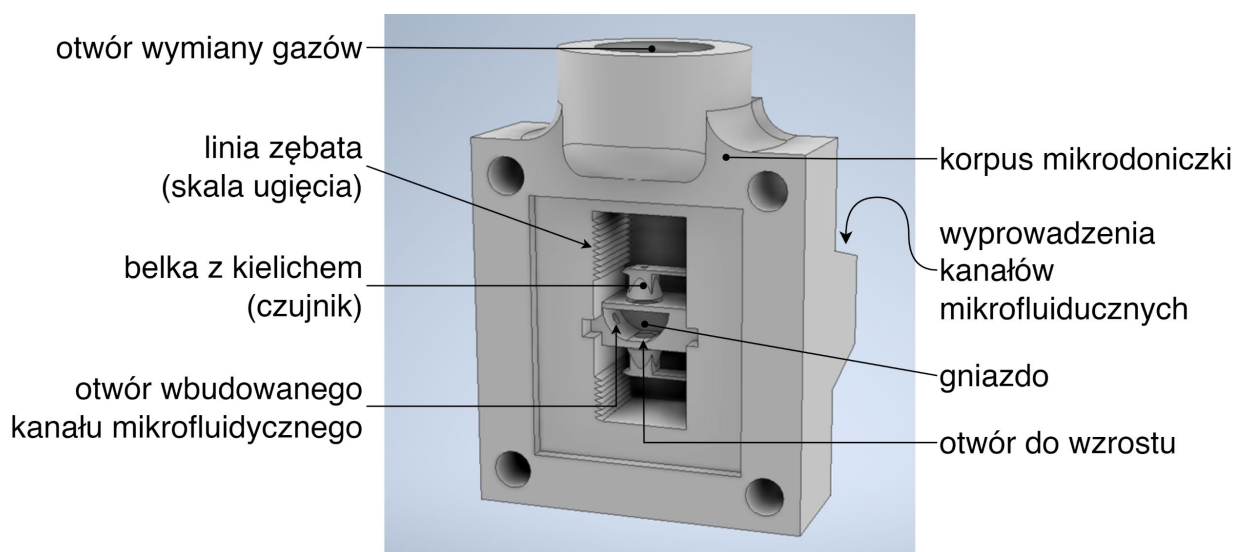
Lab-chip z Rys. 15 spełnia wymagania dotyczące hodowli zarodników grzyba, zapewnia stały dopływ powietrza oraz utrzymanie wymaganej wilgotności. Prawidłowa praca laboratorium chipowego została potwierdzona eksperymentalnie przez uzyskanie bardzo zbliżonych wyników prowadzenia hodowli w tym lab-chipie oraz w hodowli referencyjnej na szalce Petriego [107]. Dodatkowo prowadzono badania hodowli w lab-chipie na symulatorze

¹⁹ Ksurografia – metoda wykorzystująca ploter tnący do wytwarzania wzorów na cienkich foliach (grec.: *xuron* – ostrze, *graphê* – rysowanie).

mikrogravitacji typu RWV. Wykazano powtarzalny zwiększony wzrost grzybni w lab-chipie umieszczonym na symulatorze w porównaniu z hodowlą referencyjną (1g) [107].

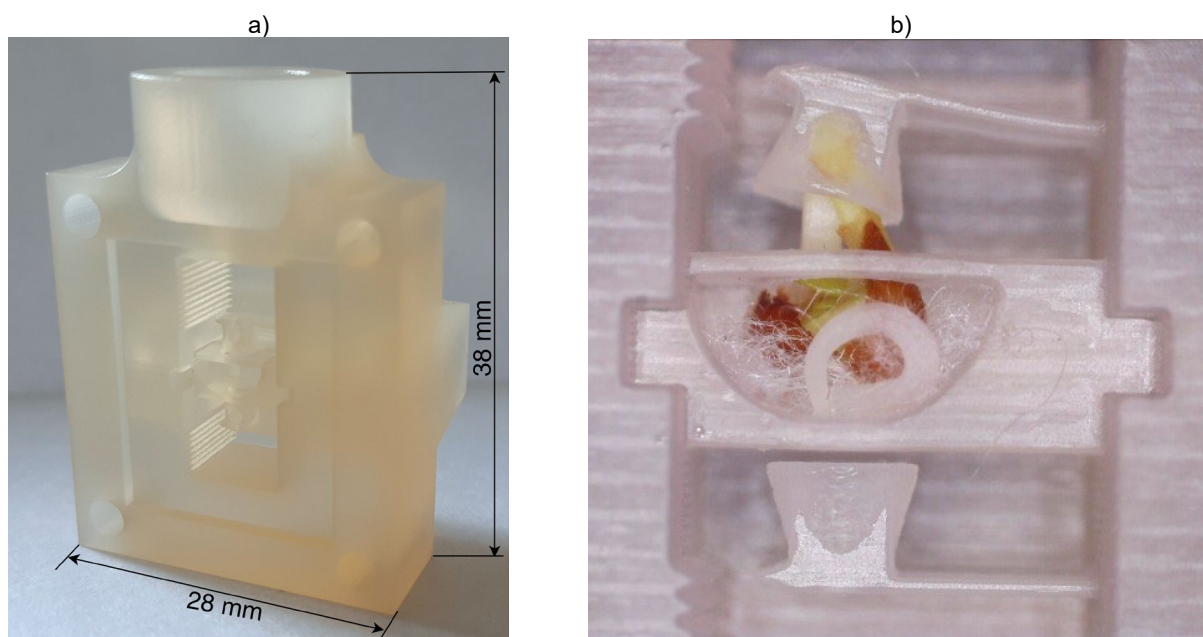
Szklany materiał lab-chipu jest transparentny dla spektrum UV-VIS-NIR [114], co umożliwia obserwację optyczną próbek. Dodatkowo materiał ten jest biokompatybilny oraz może być poddawany kilkukrotnej sterylizacji (np. w celu ponownego użycia w testach naziemnych). Niemniej jednak, pomimo wysokiej twardości i odporności mechanicznej szkła na ściskanie, lab-chip musi zostać zabezpieczony przed pęknięciem lub skruszeniem, co może nastąpić w wyniku oddziaływania przeciążeń oraz drgań na etapach integracji, transportu, lotu raketowego czy separacji ładunku.

Lab-chip polimerowy do hodowli ziarna rzeżuchy wytworzony został w technologii druku 3D, bazując na koncepcji przedstawionej w [98]. Model 3D lab-chipu, dalej zwanego mikrodoniczką, zilustrowano na Rys. 16. Gniazdo na nasiono posiada cztery otwory. Otwory boczne umożliwią doprowadzenie i odprowadzenie wody przez wewnętrzny kanał mikrofluidyczny, którego doprowadzenia znajdują się na drugiej stronie korpusu doniczki (niewidoczne). Otwory górny i dolny gniazda pozwalają przedostać się korzeniowi oraz łodydze rozwijającego się ziarna do kielichów znajdujących się na krańcach elastycznych belek. Ugięcie belek może być określone dzięki linii zębatej na lewej krawędzi przestrzeni hodowlanej. Odchylenie belki jest następnie przeliczane na oddziaływującą na belkę siłę. Reasumując, pomiar ugięcia czujników wykorzystywany jest do określenia siły generowanej przez korzeń/łodygę, a w efekcie do określenia potencjału biologicznego nasiona. Duży górny otwór umożliwia wymianę gazów [109].



Rys. 16 Model 3D ilustrujący wnętrze mikrodoniczki.

Na Rys. 17 przedstawiono gotowy korpus lab-chipu oraz widok wzrastającego w nim ziarna (testy na Ziemi). Mikrodoniczka została wykonana technologią druku 3D InkJet z wykorzystaniem urządzenia ProJet 3510 HD (3D Systems) o rozdzielczości 650x650 dpi i grubości warstwy 16 μm . Jako materiał budulcowy wykorzystano żywicę światłoutwardzalną VisiJet M3 Crystal. Jako materiał podporowy/wypełniający - parafinowy materiał VisiJet S300. Docelowy element uzyskano w procesie *postprocessingu*, obejmującym m.in wytopienie materiału podporowego (temp. 60°C, czas: 2,5 h) oraz dokładne oczyszczenie metodą ultradźwiękową [115].



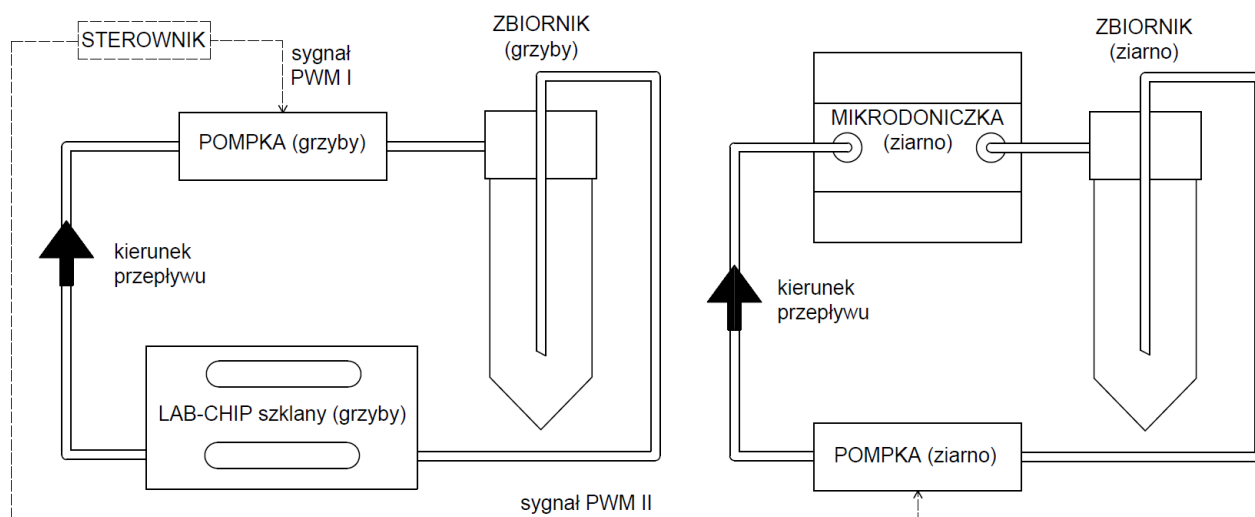
Rys. 17 Lab-chip polimerowy (mikrodoniczka) do hodowli ziarna: a) struktura przygotowana do założenia hodowli; b) zdjęcie w powiększeniu hodowli ziarna.

Biokompatybilność żywicy, z której wydrukowana została mikrodoniczka, potwierdzono w licznych testach hodowli naziemnej [98]. Struktura mikrodoniczki jest zwarta i odporna na wstrząsy. Jak ilustruje Rys. 17b, detekcja optyczna w postaci wysokorozdzielczych obrazowań w powiększeniu, pozwala na pełną ocenę stanu obiektu.

4.2.2 Mikrodozowanie cieczy

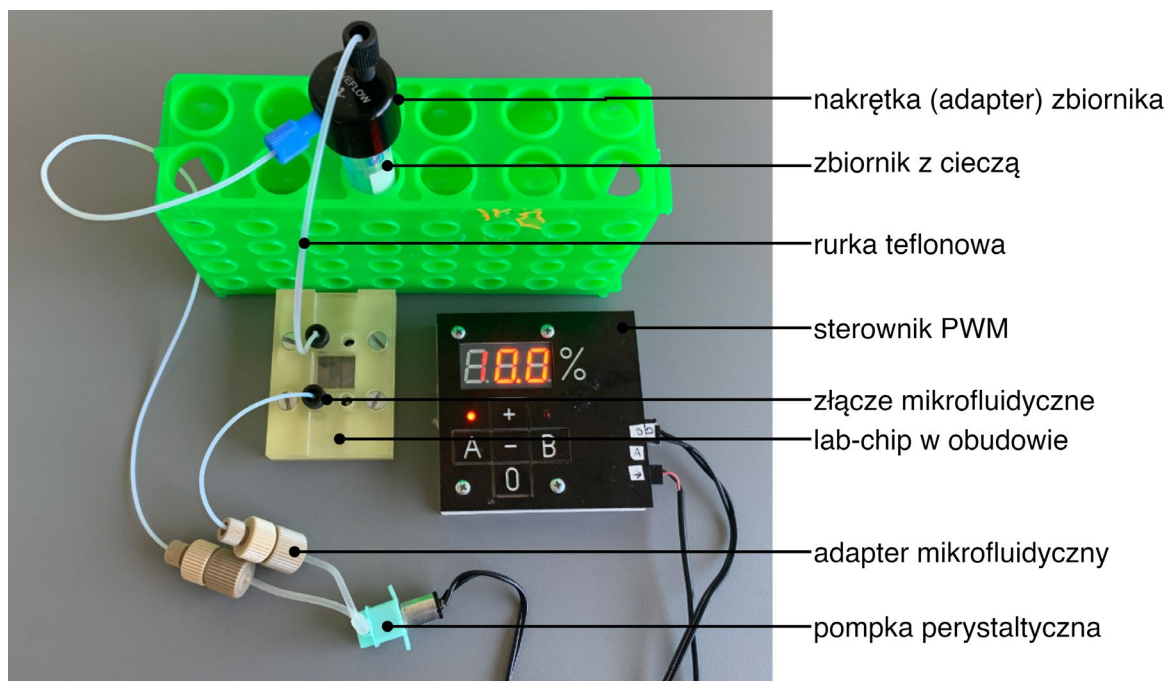
Zagadnienie przepływu cieczy w warunkach mikrogravitacji jest oddzielnym tematem badawczym [116], [117]. W omawianym tu zagadnieniu, układ mikrofluidyczny będzie odpowiadał za kontrolowane dostarczenie wody do lab-chipów. Wykorzystany zostanie sposób mechanicznego wymuszenia przepływu cieczy metodą perystaltyczną, która ze względu na szczelność i sterylność jest powszechnie wykorzystywana w sprzęcie medycznym. Schemat układu mikrodozowania cieczy dla lab-chipu szklanego i mikrodoniczki przedstawiono na Rys. 18. Z kanału cieczowego lab-chipu woda jest

wypompowywana, natomiast do gniazda mikrodoniczki woda jest wpompowywana. W obydwu przypadkach zaproponowano zamknięty obieg cieczy (brak rozróżnienia na ciecz „świeżą” i „zużyta”). Pompka sterowana jest napięciowym sygnałem PWM (*Pulse-Width Modulation*), co pozwala na zmianę przepływu z wysoką dokładnością.



Rys. 18 Schemat połączenia elementów w układach mikrodozowania cieczy dla lab-chipu z hodowlą grzybów oraz mikrodoniczki z hodowlą ziarna.

Rys. 19 ilustruje pojedynczy układu mikrodozowania cieczy. Przepływ zapewnia pompka perystaltyczna z serii RP-Q (Takasago Fluidic Systems). Sterylizowana probówka laboratoryjna – z gwintowaną nakrętką (Elveflow), pozwalającą na szczelne wprowadzenie rurek mikrofluidycznych – pełni rolę zbiornika wody. Testy wykazały, że pojemność zbiornika 15 ml jest wystarczająca, zarówno w przypadku hodowli ziarna (do 14 dni), jak i grzybów (do 30 dni), by obieg mógł być zamknięty. Elementy połączone rurką teflonową o średnicy wewnętrznej 0,15 mm z wykorzystaniem gwintowanych złączy z uszczelkami i adapterów (IDEX). Założono, że połączenia gwintowe, zamiast powszechnie stosowanych w hodowlach naziemnych – wtykowych, zapewnią szczelne połączenie układu w warunkach spodziewanych drgań mechanicznych. Silnik DC pompki perystaltycznej zasilony został pośrednio, z wykorzystaniem sterownika z funkcją pracy cyklicznej (doprowadzanie bądź odcięcie zasilania pompki przez zadany czas) oraz dwoma kanałami generującymi napięciowy sygnał PWM (amplituda stała: 5 V, częstotliwość 125 Hz, rozdzielczość 0,1%) [107]. Sterownik wykorzystywał 8-bitowy mikrokontroler ATtiny48 (ATmel).



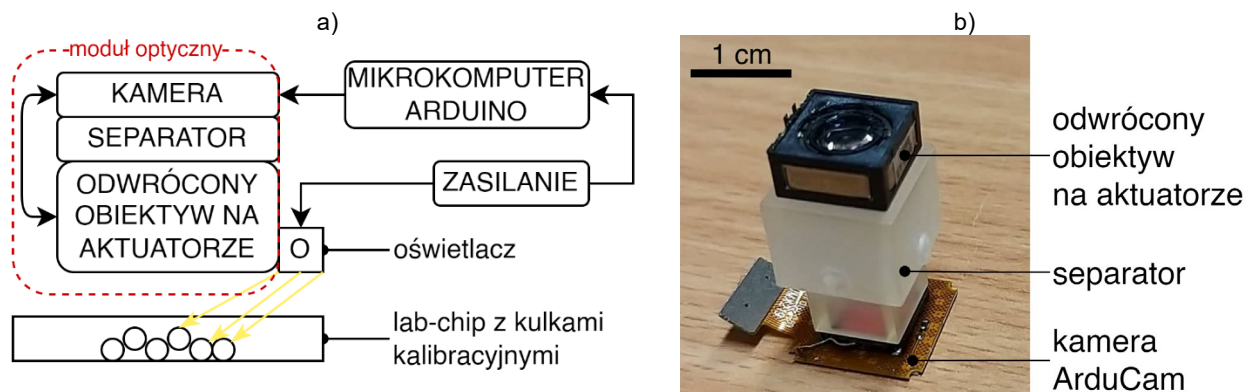
Rys. 19 Układ mikrodozowania cieczy do lab-chipu.

Poprawne działanie układu mikrodozowania potwierdzono w licznych hodowlach naziemnych, w tym w warunkach symulowanej mikrogravitacji. W badaniach tych wyznaczono optymalne parametry przepływu cieczy: dla hodowli zarodków grzybów 200 $\mu\text{l}/\text{min}$ (13% PWM) przez 60 s co 10 h, natomiast dla ziarna 500 $\mu\text{l}/\text{min}$ (30% PWM) przez 25 s co 12 h [107], [109]. Z wykorzystaniem przedstawionego tu układu mikrodozowania, prowadzono testy hodowli ziarna w mikrodoniczce na symulatorze mikrogravitacji typu RPM. Wykazano, że w przypadku hodowli mikrogravitacyjnej, w porównaniu ze statyczną hodowlą referencyjną, mniej nasion kiełkowało i przechodziło do ostatniego etapu rozwoju i formowania się prawidłowej rośliny, a dodatkowo liść oraz korzeń były w większości przypadków skręcone do wnętrza gniazda mikrodoniczki [109].

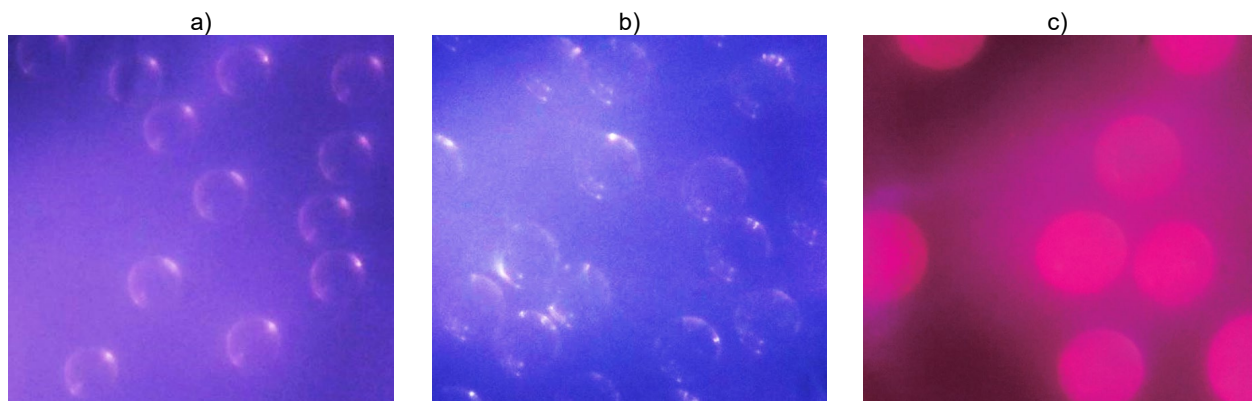
4.2.3 Detekcja optyczna

Kluczowe wymagania do realizacji układu obrazowania w lab-payloadzie to możliwość uzyskania znacznego powiększenia i wysokiej rozdzielczości obrazu oraz możliwość sterowania wyostreniem obrazu – płaszczyzna ostrości będzie zmieniać się wraz ze wzrostem próbki biologicznej. Spośród dostępnych na rynku gotowych modułów kamer spełniających te założenia, żaden nie spełniał wymogu nadrzędnego – miniaturowych wymiarów. Zestawiono zatem własny testowy układ obrazowania (Rys. 20a), wykorzystujący metodę uzyskiwania powiększenia przez odwrotny montaż obiektywu [118]. Zastosowany w nim moduł optyczny (Rys. 20b) składa się z tzw. kamery płytkowej ArduCam B0182 z matrycą światłoczułą Sony IMX219 8MPx, wykonaną w technologii CMOS

(Complementary Metal Oxide Semiconductor) oraz obiektywu umieszczonego na akuatorze elektromagnetycznym w pozycji odwróconej. Odległość matryca-obiektyw została dobrana empirycznie (separator). Na Rys. 21 przedstawiono przykłady zadawalających zobrazowań, uzyskanych z wykorzystaniem zestawionego układu. Sprawdzoną metodę postanowiono zatem wykorzystać również w docelowych układach do obrazowania obiektów biologicznych w kanale lab-chipa i gnieździe mikrodoniczki.

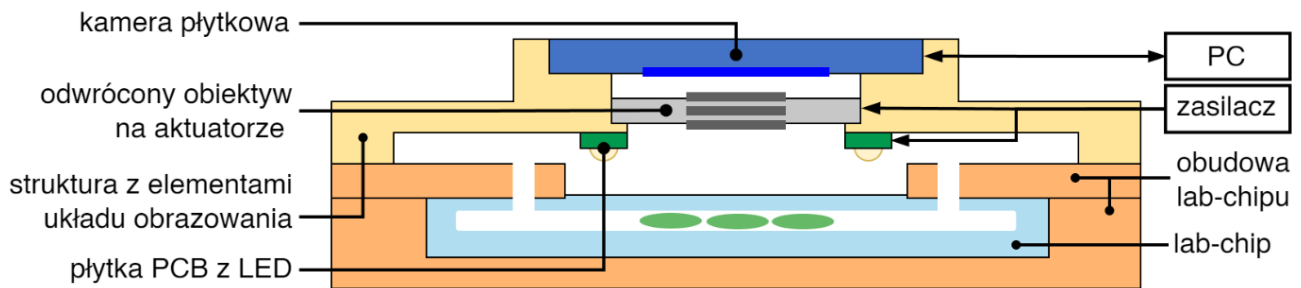


Rys. 20 Testowy miniaturowy układ do obrazowania obiektu biologicznego: a) schemat układu; b) moduł optyczny tj. kamera ArduCam, separator, obrócony obiektyw na akuatorze elektromagnetycznym.



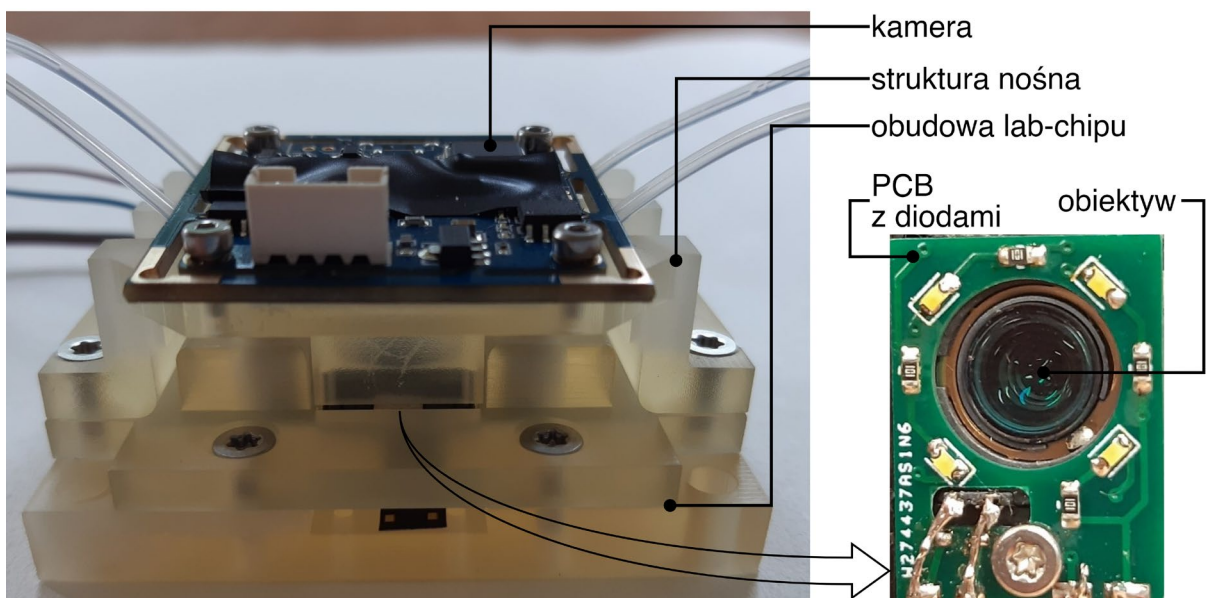
Rys. 21 Zdjęcia kulki kalibracyjne zawieszonych w kolorowej cieczy w kanale lab-chipu szklanego, wykonane z wykorzystaniem testowego układu obrazowania: a) kulki przezroczyste w rozmiarze 40 µm; b) kulki przezroczyste w rozmiarze 60 µm; c) kulki białe w rozmiarze 100 µm.

Na Rys. 22 przedstawiono schemat docelowego układu obrazowania, na przykładzie konfiguracji z lab-chipem szklanym. Lab-chip zostaje umieszczony w obudowie, do której bezpośrednio nad lab-chipem montowana jest struktura z elementami układu obrazowania, czyli kamerą płytkową, obiektywem na akuatorze elektromagnetycznym (montowanym w pozycji odwróconej) oraz miniaturowym układem PCB (*Printed Circuit Board*) z diodami LED (*Light Emitting Diode*). Kamera zasilana i obsługiwana jest z zewnętrznego komputera PC. Zasilanie do sterowania położeniem obiektywu oraz jasnością świecenia diod doprowadzone jest z zasilacza (5 V).



Rys. 22 Schemat układu obrazowania zintegrowanego z lab-chipem w obudowie (przekrój).

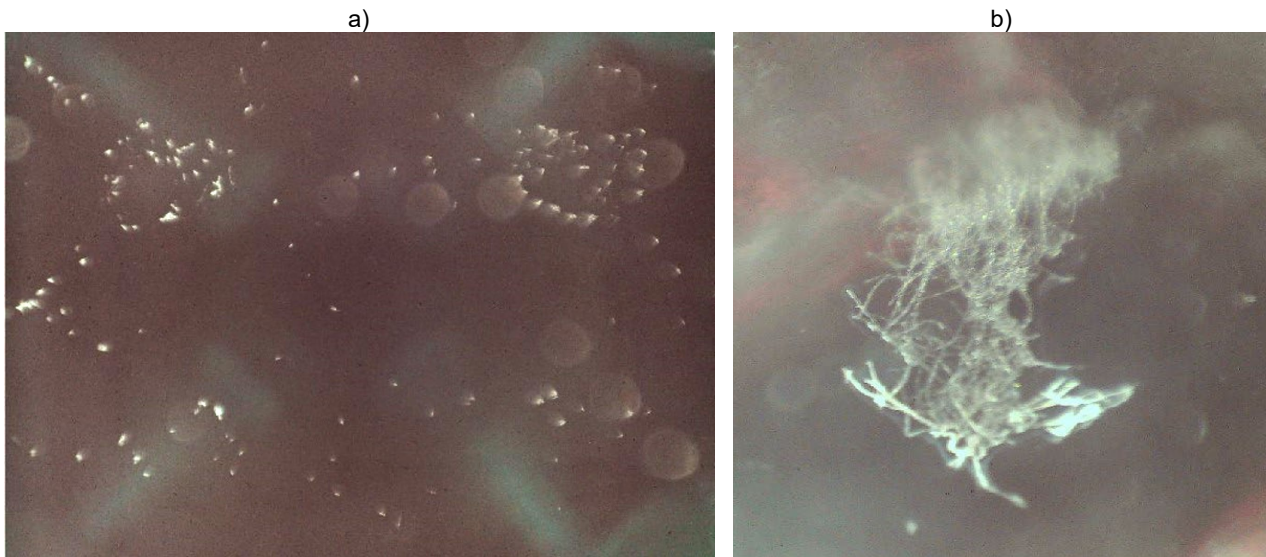
Rys. 23 ilustruje elementy docelowego układu obrazowania, również na przykładzie konfiguracji z lab-chipem szklanym. Wykorzystano moduł kamery cyfrowej ELP-USB8MP02G z matrycą CMOS Sony IMX179 8MPx (3264 x 2448 pikseli, rozmiar piksela 1,4 μm) i interfejsem USB 2.0 oraz obiektyw z akuatorem elektromagnetycznym z kamery Logitech C615 Portable HD Webcam. Na oddzielnej, miniaturowej płytce PCB, po obwodzie obiektywu, rozmieszczono cztery białe diody LED. Ww. elementy układu obrazowania, tj.: kamera, sterowany, odwrocony obiektyw oraz PCB z diodami, zamontowano w dedykowanej strukturze nośnej, wytworzonej metodą druku 3D i dokręcono do obudowy lab-chipu. Wymiary tej struktury definiują odległość moduł optyczny-obiekt biologiczny i jest to tzw. wyostrzenie wstępne. Precyzyjne „doostrzenie” obrazu realizowane jest przez sterowanie prądowe elektromagnesem obiektywu, w zakresie od 100 mA do 120 mA. Intensywność oświetlenia dobrano empirycznie regulując wartość napięcia.



Rys. 23 Lab-chip szklany w obudowie z zamocowaną strukturą układu obrazowania.

Przykładowe zobrazowania próbek *F. culmorum* otrzymanych z wykorzystaniem docelowego układu przedstawiono na Rys. 24. Uzyskano możliwość obrazowania obszaru

w kanale hodowlanym o wymiarach ok. 2,2 mm x 3,5 mm, z niewielkim zniekształceniem i rozmyciem na obwodzie (winietowanie, będące efektem modyfikacji układu optycznego). Potwierdzono możliwość uzyskiwania wystarczającej jakości zobrazowań (odpowiednie wyostwienie) na różnych etapach rozwoju obiektu.



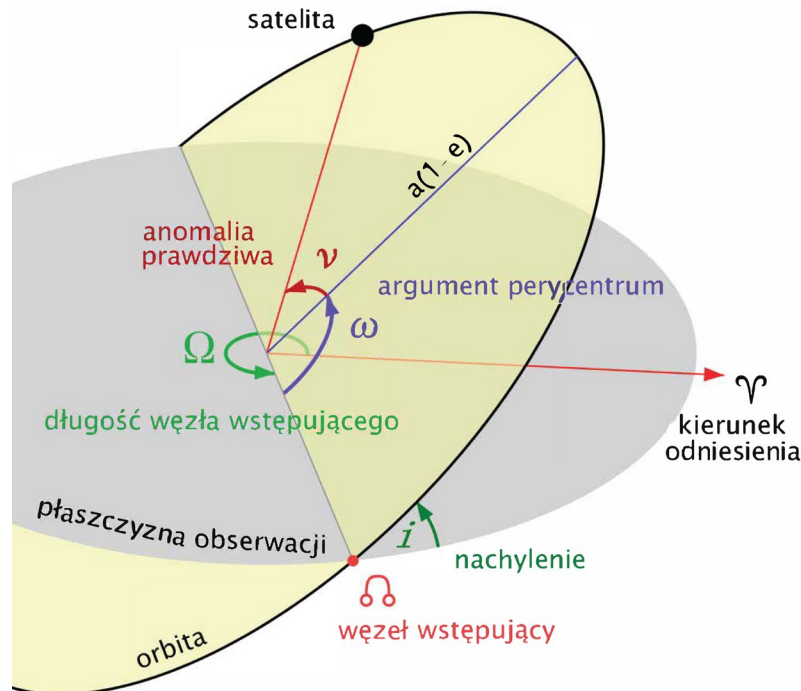
Rys. 24 Przykłady zobrazowań próbki *F. culmorum*: a) zarodniki (jasne punkty); b) rozwijająca się grzybnia.

W celu obsłużenia elementów układu obrazowania w lab-payloadzie w module PS zaimplementowane zostanie źródło prądowe do sterowania elektromagnesem, oświetlenie natomiast sterowane będzie sygnałem PWM. Interfejs kamery USB 2.0 wprowadza konieczność umieszczenia na module PS, poza mikrokontrolerem, mikrokomputera z systemem Linux. W przypadku obserwacji ziarna w mikrodoniczce wykorzystane zostaną te same elementy układu obrazowania (kamera, sterowany obiektyw, oświetlacz), z tymże zamocowane zostaną w strukturze o innym kształcie i w większej odległości od obiektu biologicznego.

4.3 System kontroli temperatury (TCS)

System kontroli temperatury w lab - payloadzie powinien zapewnić optymalne warunki termiczne do prowadzenia eksperymentu biologicznego, co wymaga utrzymywania temperatury w zakresie 27°C - 28°C (grzyb) oraz 15°C - 30°C (ziarno). W obydwu przypadkach możliwe są krótkotrwałe odstępstwa od tych wartości w zakresie 10°C - 35°C (Tab. 3, str. 41). Jak opisano wcześniej (3.1.1), warunki termiczne w satelicie są funkcją wielu zmiennych. Zmienne te podzielono na zewnętrzne, wynikające z parametrów orbitowania i zmian środowiska kosmicznego, oraz wewnętrzne, które są rezultatem właściwości konstrukcji satelity i sposobu jego pracy.

W przypadku zmiennych zewnętrznych środowisko termiczne dla statku kosmicznego można opisać uwzględniając warunki jego orbitowania, określone przez wysokość i płaszczyznę orbity oraz zmienny w ciągu roku – kąt beta (β)²⁰. Na Rys. 25 przedstawiono graficzną definicję elementów orbitalnych, czyli parametrów wykorzystywanych celem jednoznacznego zdefiniowania położenia obiektu na orbicie opisanej krzywą stożkową [2].



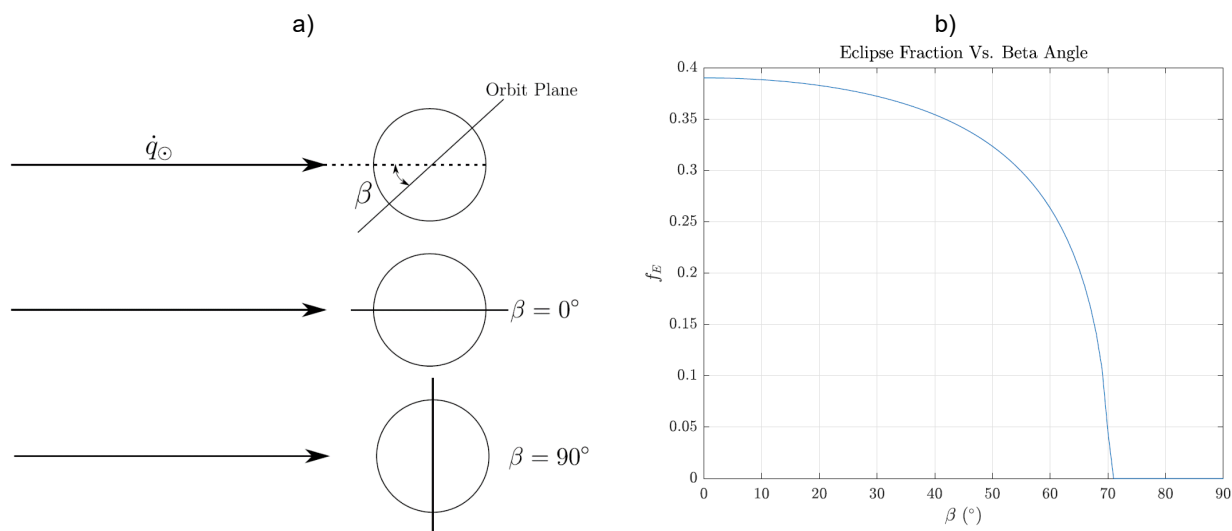
Rys. 25 Elementy orbitalne na przykładzie eliptycznej orbity wokół Ziemi: a – pół wielka; e – mimośród, ekscentryczność; i – inklinacja; Ω – długość węzła wstępującego; ω – argument perycentrum; ν – anomalia prawdziwa. Opracowano na podstawie [2].

Wysokość orbity można wyznaczyć na podstawie takich elementów, jak „ a ” – pół wielka (połowa dłuższej osi elipsy) i „ e ” – mimośród (wielkość charakteryzująca kształt orbity). Określenie płaszczyzny orbity wymaga podania takich wartości, jak „ i ” – inklinacja (nachylenie orbity do płaszczyzny równikowej Ziemi) oraz „ Ω ” – długość węzła wstępującego (wartość kątowa wyznaczająca punkt, w którym satelita poruszający się południowej części orbity, w kierunku północnej, przecina płaszczyznę równikową Ziemi) [2]. Szczególnym przypadkiem są orbity synchroniczne ze Słońcem (SSO – *Sun-Synchronous Orbit*)²¹, których wysokość i inklinacja są dobrane tak, że moment, w którym satelita przechodzi przez wspomniany węzeł wstępujący, występuje zawsze o tej samej porze dnia. Dla tych orbit stosuje się dodatkowy termin LTAN (*Local Time of Ascending Node*). Dla misji

²⁰ Kąt beta (β) – kąt między płaszczyzną orbity, a kierunkiem wektora słonecznego, teoretyczny zakres zmian wynosi od -90° do $+90^\circ$. Kąt beta bezpośrednio determinuje stosunek czasu orbitowania satelity w oświetleniu i w cieniu [120].

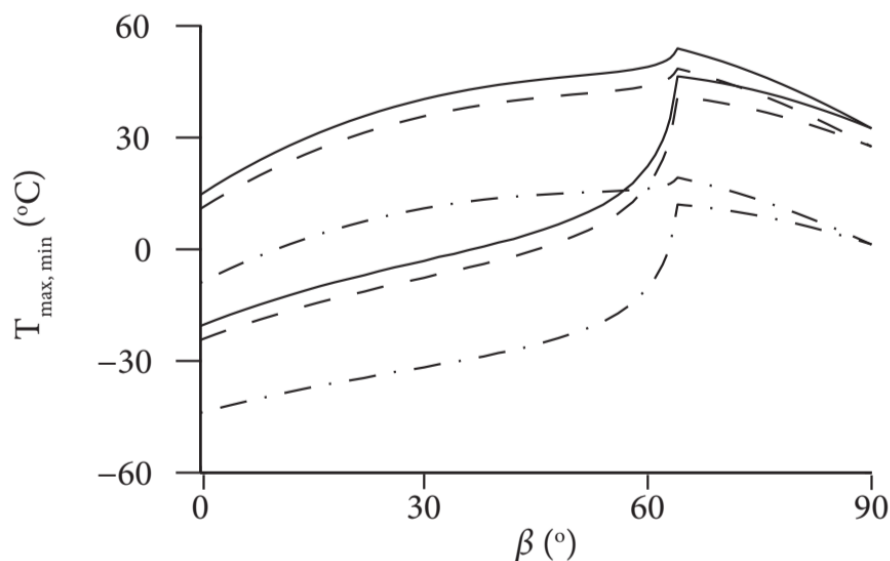
²¹ SSO (*Sun-Synchronous Orbit*) – typ orbity, na której satelita obiega Ziemię w taki sposób, że porusza nad danymi punktami na powierzchni Ziemi o tej samej porze każdego dnia. Charakteryzuje się ścisłą wartością inklinacji dla danej wysokości orbity. Dla zakresu 400 km - 600 km jest to ok. 97° .

nanosatelitarnych najczęściej wybierane są orbity z zakresu 400 km – 600 km [73]. Dla tego zakresu, przy założeniu orbity kołowej ($e \approx 0$), średni czas obiegu Ziemi przez satelitę zajmuje ok. 95 minut. W ramach tego można przyjąć, że stosunek czasu poruszania się w cieniu Ziemi (zaćmienie, *eclipse*) do czasu poruszania się w oświetleniu Słońca wynosi 2/3 [38], [119]. Dokładne wartości mogą być jednak określone po uwzględnieniu płaszczyzny orbity, a co się z tym wiąże, zmian dla kąta beta (Rys. 26).



Rys. 26 Wpływ zmian kąta beta na czas trwania zaćmienia (*eclipse*): a) schemat ilustrujący definicję kąta beta, zawartego między wektorem słonecznym (\dot{q}_{\odot}), a płaszczyzną orbity (*orbit plane*); b) wykres ilustrujący skracanie się czasu trwania zaćmienia (*eclipse*) wraz ze wzrostem wartości dla kąta beta, przykład dla orbity kołowej o wysokości 400 km. Oryginalne grafiki z [120].

W przypadku uwzględnienia zmiennych wewnętrznych, bardzo istotne są parametry takie jak generacja mocy przez układy własne satelity, sposób orientacji satelity na orbicie, parametry materiałów, z których wykonany jest satelita, w tym właściwości optyczne (m.in. emisyjność ϵ , absorpcyjność α) i termofizyczne (m.in. przewodność, ciepło właściwe, gęstość), a ostatecznie sposób połączenia poszczególnych komponentów satelity (definicja kontaktu) [121]. Na Rys. 27 przedstawiono symulowany zakres temperatur dla CubeSata 3U w zależności od zmian kąta beta oraz parametru emisyjności materiału struktury zewnętrznej nanosatelity [82]. Szczególnym przypadkiem jest teoretyczny kąt β , gdzie strumień energii cieplnej docierający do nanosatelity jest stały, dlatego też temperatura minimalna odpowiada temperaturze maksymalnej, $T_{\min}(\beta) = T_{\max}(\beta)$. Dla każdej innej wartości kąta β im wyższa wartość emisyjności ϵ , tym niższe wartości temperatury zarówno maksymalnej, jak i minimalnej.



Rys. 27 Maksimum – T_{\max} (górną gałąź) oraz minimum – T_{\min} , (dolną gałąź) oscylacji temperatury jako funkcje kąta β , dla wartości emisyjności $\varepsilon = 0,05$ (linia ciągła), $\varepsilon = 0,1$ (linia przerywana) oraz $\varepsilon = 0,5$ (linia przerywana kropkami). Oryginalna grafika z [82].

Ze względu na złożoność zagadnienia, jak wspomniano wcześniej, analiza termiczna nanosatelitów jest oddzielnym tematem badawczym, będącym przedmiotem wielu publikacji [82], [120], [121], [122], [123], [124]. Najczęściej przeprowadza się modelowanie analityczne, zakładając bilans energetyczny opisany wzorem nr 1 na str. 27, gdzie uwzględniane są tylko powierzchnie i elementy zewnętrzne satelity [82], [120], lub modelowanie bardziej szczegółowe – metodą elementów skończonych w programach takich, jak ESATAN-TMS, Thermal Desktop czy NX Space Systems Thermal [123], z wykorzystaniem uproszczonego modelu 3D satelity z uwzględnieniem komponentów zewnętrznych i wewnętrznych [123]. Obydwa procesy mogą być wspomagane weryfikacją testową w komorach termiczno-próżniowych (TVAC – *Thermal Vacuum Chamber*) [121]. Na ówczesnym etapie projektu zakładana struktura nanosatelity 3U z payloadem 2U i rozkładanymi panelami słonecznymi, przedstawiona na Rys. 7, na str. 26, była zbyt złożona dla podejścia analitycznego [2]. Z kolei wstępny model 3D okazał się nie dość szczegółowy dla analizy metodą elementów skończonych. W obydwu przypadkach wprowadzone założenia lub uproszczenia mogłyby skutkować zbyt wysoką niepewnością analizy. Dlatego też jako dane wejściowe i warunki brzegowe do realizacji aktywnego systemu termicznego przyjęto wyniki analiz/eksperymentów z ww. źródeł literaturowych, warunki termiczne określone dla odbytych już misji nanosatelitarnych (Światowid, KRAKsat, AmicalSat), realizowanych przez firmę SatRev (dostawca platformy nanosatelitarniej) oraz ograniczenia energetyczno-masowe dla payloadu wynikające ze specyfikacji platformy nanosatelitarniej [91].

W Tab. 4 przedstawiono porównanie warunków orbitowania dla nanosatelitów KRAKsat, Światowid, AmicalSat oraz temperatury osiągniętej na ich wybranych elementach wewnętrznych [125], [126]. Dane wskazują, że temperatura wewnątrz nanosatelitów 1-2U może wahać się od -12°C do $+60^{\circ}\text{C}$.

Tab. 4 Warunki orbitowania oraz mierzona temperatura dla CubeSatów KRAKsat, Światowid oraz AmicalSat [125], [126].

		KRAKSAT	ŚWIATOWID	AMICALSAT
numer katalogowy (NORAD ID ²²)		44427	44426	46287
rozmiar w standardzie CubeSat [U]		1	2	2
początkowe parametry orbitowania: średnia wysokość [km]; inklinacja [°];		~ 412; 51,6		~ 537; 97,5 (SSO)
czas trwania zaćmienia w okresie dekodowania danych temperaturowych	wartość średnia na jeden obieg Ziemi (orbite) [min]	29,9	32,0	34,6
	odchylenie przeciętne ²³ [127]	6,2	4,2	0,2
procesor	temp. min. [°C]	8,0	19,0	-12,0
	temp. maks. [°C]	31	58,0	16,0
	temp. średnia [°C]	23,9	32,1	-1,4
	odchylenie przeciętne	4,2	4,8	4,3
wzmacniacz	temp. min. [°C]	12,0	17,0	-
	temp. maks. [°C]	39,0	60,0	-
	temp. średnia [°C]	23,2	30,5	-
	odchylenie przeciętne	3,7	5,4	-

Dane dotyczące temperatury z nanosatelitów KRAKsat, Światowid oraz AmicalSat pobierano odpowiednio przez 16 dni, 15 miesięcy oraz 5 miesięcy. W każdym z przypadków należy założyć losową orientację statku (możliwe obroty). Pomiar nie był dokonywany w sposób ciągły (odczyt na komendę z Ziemi w czasie trwania okna komunikacyjnego). W nanosatelitach KRAKsat oraz Światowid temperaturę mierzono na obudowie wzmacniacza znajdującego się w torze radiowym modułu UHF oraz na procesorze, a dla nanosatelity AmicalSat wyłącznie na procesorze. Zatem w każdym z przedstawionych przypadków temperaturę mierzono na elementach aktywnych, których to wzrost temperatury w wyniku pracy własnej w warunkach próżni nie może zostać pominięty.

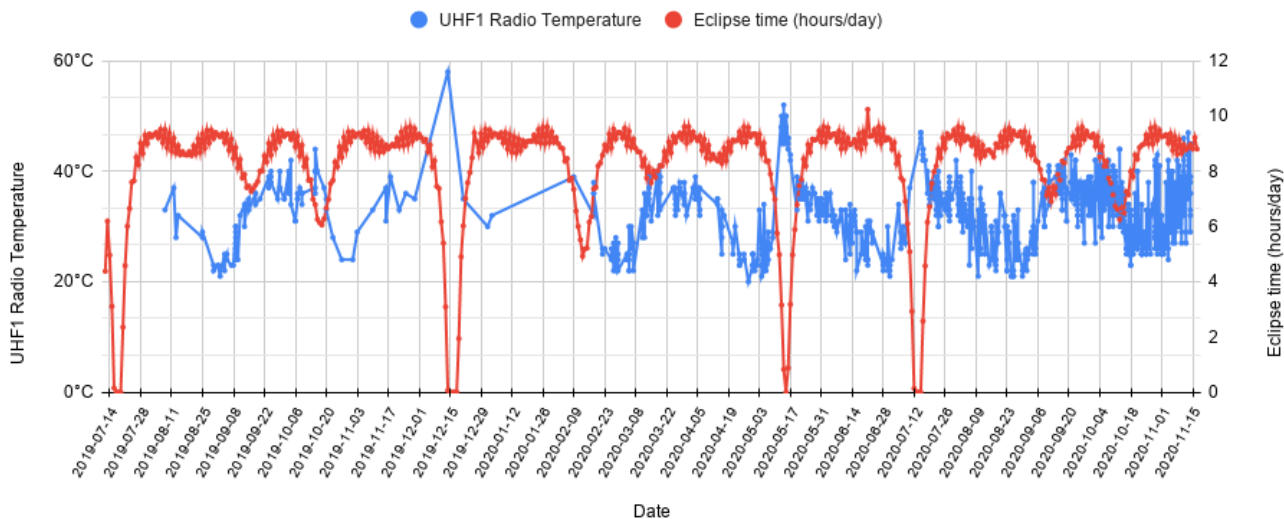
Najniższe odchylenie przeciętne temperatury (4,2 oraz 3,7) w przypadku nanosatelity KRAKsat może wynikać z jego mniejszych gabarytów, co sprzyja szybszej i bardziej równomiernej wymianie ciepła w strukturze. Nie można wykluczyć również, że nanosatelita powoli się obracał, co pozwalało utrzymać relatywnie stały strumień ciepła docierającego do powierzchni jego zewnętrznych ścian. Ponieważ nanosatelity Światowid oraz AmicalSat są bardzo podobne pod względem strukturalnym (gabaryty, użyte materiały), jako przyczynę

22 NORAD ID (*North American Aerospace Defense Identifier*) – numer katalogowy nadawany sztucznym obiektom wynoszonym w przestrzeń kosmiczną.

23 Odchylenie przeciętne lub średnie odchylenie bezwzględne – jest miarą rozproszenia danych, która określa średnią wartość bezwzględnych różnic między poszczególnymi punktami danych a centralną wartością zestawu danych, zwykle średnią lub medianą [127].

znaczących różnic w wartościach temperatury upatruje się w zupełnie odmiennych warunkach orbitowania.

Orbita nanosatelitów KRAKsat oraz Światowid charakteryzuje się szerokim zakresem zmian kąta β w ciągu roku, w przedziale ok. $\pm 75^\circ$, a co się z tym wiąże, znacznymi zmianami dla czasu poruszania się w cieniu (Rys. 26, str. 51). Jak przedstawiono na Rys. 28, najwyższe wartości temperatury dla nanosatelity Światowid występowały w momentach znacznego skrócenia czasu zaćmienia (*eclipse*) i/lub jego zupełnego braku.



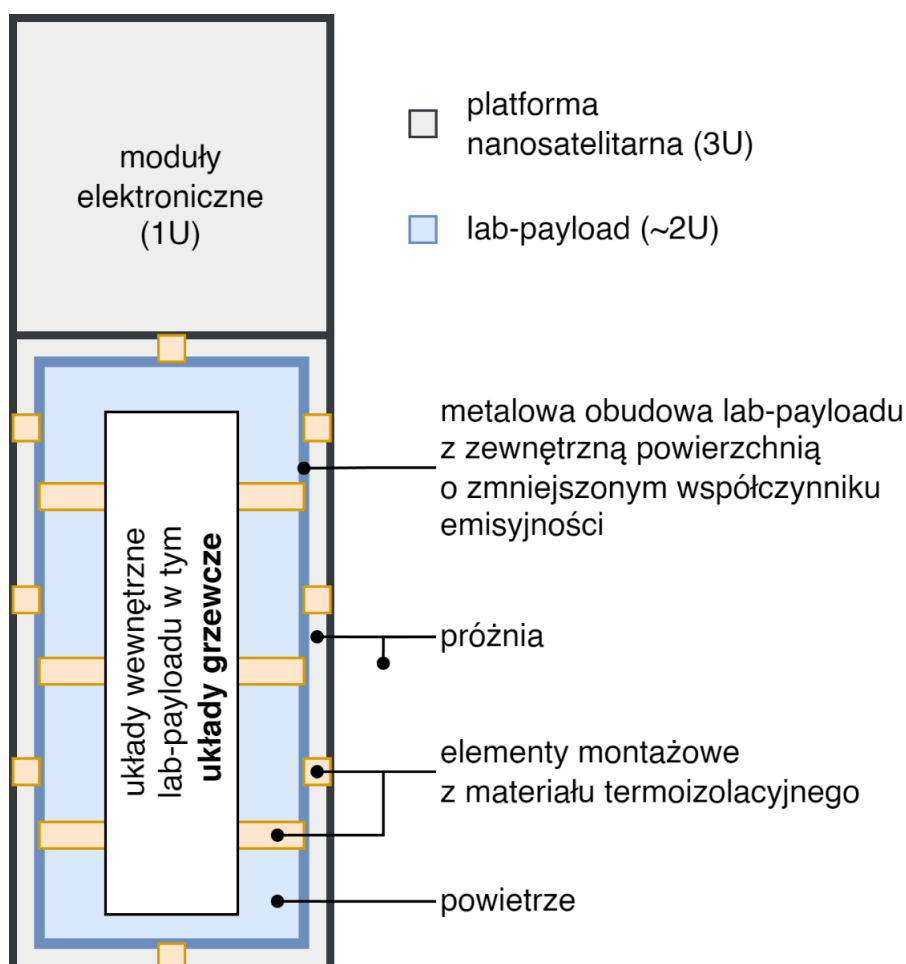
Rys. 28 Wykres zmian temperatury oraz czasu trwania zaćmienia (*eclipse*) w misji nanosatelity Światowid [125].

Orbita nanosatelity AmicalSat typu SSO (inklinacja: $97,5^\circ$, LTAN: $\sim 22:30$, okres obiegu: 95,4 min), charakteryzuje się dużo węższym zakresem zmian kąta β w ciągu roku, w przedziale ok. od 20° do 28° . Skutkuje to stosunkowo stałą wartością czasu poruszania się w cieniu (odchylenie przeciętne: 0,2), a co za tym idzie stabilnymi warunkami termicznymi (niższe odchylenie przeciętne dla wartości temperatur niż w przypadku nanosatelity Światowid). Niemniej jednak czas zaćmienia jest najdłuższy spośród rozpatrywanych i wynosi 34,6 min na jeden obieg Ziemi. Może być to powód odnotowania na tym nanosatelicie najniższej temperatury średniej ($-1,4^\circ\text{C}$).

Biorąc od uwagę wykazaną istotność parametrów orbity, uznano, że dla nanosatelity z lab-payloadem najlepsza będzie orbita o jak najmniejszym zakresie zmian kąta β , co zapewni większą stabilność warunków termicznych. Spośród dostępnych ofert wyniesienia wybrano typ SSO o wysokości z zakresu 500 km – 600 km z wyłączeniem orbit o LTAN w okolicach 06:00 oraz 18:00, gdzie satelita porusza się przez większość czasu w ciągu roku w całkowitym oświetleniu. Jak wykazano w [123], dla tych przypadków, nawet przy zastosowaniu materiałów o bardzo wysokiej emisyjności i jednocześnie niskiej absorpcyjności (biała farba; $\epsilon = 0,92$; $\alpha = 0,19$ [2]), średnia temperatura dla nanosatelity 3U

o wewnętrznej generacji mocy na poziomie 5 W może przekraczać górny zakres tolerancji temperaturowej wybranych próbek biologicznych (35°C, Tab. 3, str. 41).

W przypadku nanosatelity z lab-payloadem, temperatury skrajne, jak i średnie na elementach pasywnych (w tym na/w układach hodowlanych) mogą być niższe niż te podane jako przykład i rejestrowane na elementach aktywnych nanosatelitów KRAKsat, Światowid i AmicalSat. W celu zapewnienia optymalnych warunków prowadzenia hodowli obiektów biologicznych na orbicie konieczna będzie zatem implementacja w lab-payloadzie układu grzewczego z regulatorem PID (*proportional–integral–derivative controller*). Aktywna część systemu kontroli temperatury uzupełniona zostanie o część pasywną, w tym wypadku odpowiednio przygotowaną i zamocowaną obudowę lab-payloadu, co objaśniono w dalszym tekście. Ideę realizacji systemu kontroli temperatury, w tym elementów układów aktywnego i pasywnego, przedstawiono na Rys. 29.



Rys. 29 Schemat ilustrujący zależności między elementami systemu kontroli temperatury (TCS).

Lab-payload zostanie zamocowany w platformie nanosatelitarnej za pośrednictwem elementów montażowych wykonanych z materiału termoizolacyjnego. Funkcję dodatkowej izolacji pełnić będzie przestrzeń między ich ścianami (próżnia). Lab-payload będzie zatem

możliwie odizolowany od zmiennych strumieni ciepła, pochodzących od elementów platformy nanosatelitarnej, wynikających m.in. z działania modułów elektronicznych platformy czy narażenia na zmienne warunki oświetlenia, podczas orbitowania nanosatelity. Ustalono, że w celu redukcji zużycia energii przez lab-payload, wytracanie ciepła generowanego przez jego wewnętrzne układy grzewcze musi zostać ograniczone. W związku z tym, elementy wewnętrzne lab-payloadu zamontowane zostaną na strukturze, która izoluje je od wewnętrznej ściany obudowy, natomiast współczynnik emisyjności zewnętrznej powierzchni obudowy zostanie zmniejszony przez jej obróbkę.

W konstrukcjach nanosatelitów aktywne układy grzewcze najczęściej realizowane są w postaci elektrycznych grzejników rezystancyjnych [128]. Jak pokazują rezultaty misji GeneSat, PharmaSat, O/OREOS, EcAMSat oraz BioSentinel [3], tego typu grzejniki, sterowane w zamkniętej pętli sprzężenia zwrotnego, pozwalają na precyzyjne utrzymywanie temperatury. Co więcej, ze względu na niewielkie wymiary i masę stosowanych nośników próbek biologicznych ogrzanie wymaga stosunkowo niewielkiej mocy. Na przykład, podczas eksperymentu na orbicie w misji PharmaSat średni pobór mocy przez układy grzewcze utrzymujące temperaturę karty fluidycznej na poziomie 27°C (bardzo zbliżonym do wymaganego 27°C - 28°C dla hodowli grzybów w lab-payloadzie, Tab. 3, str. 41), wynosił ok. 2 W [3], [38]. Oddzielną kwestią jest potrzeba osiągnięcia i utrzymywania temperatury cieczy hodowlanej, czyli medium o ciepłe właściwym kilkukrotnie wyższym niż materiałów rozpatrywanych nośników próbek biologicznych (polimer/szkło). W tym jednak wypadku ważne jest, by temperatura cieczy była zbliżona do temperatury prowadzenia wybranej hodowli, duża dokładność nie jest zatem wymagana (Tab. 3, str. 41).

Oszacowano, że grzejniki do lab-chipów szklanych będą pobierać maks. $2 \pm 0,5$ W, natomiast grzejniki zbiorników na ciecz maks. $2,5 \pm 0,5$ W. Ze względu na szeroki zakres tolerancji temperaturowej dla ziarna (Tab. 3, str. 41) uznano, że grzejnik dla mikrodoniczki nie jest krytyczny. Dodatkowo biorąc pod uwagę ograniczenia energetyczne dla lab-payloadu (Tab. 2, str. 34), ustalono, że w rzeczywistości żaden z układów nie powinien pobierać mocy większej niż 3 W.

Ustalono, że grzejnik rezystancyjny umieszczony zostanie bezpośrednio pod lab-chipem szklanym o powierzchni 50 mm x 25 mm i na cylindrycznym zbiorniku z cieczą o poj. 15 ml. Powinien zatem być jak najcieńszy, a dodatkowo w przypadku zbiornika – elastyczny. Czujnik temperatury, którego pomiar jest wartością wejściową dla regulatora PID, nie może zostać umieszczony bezpośrednio w kanale i w cieczy hodowlanej, dlatego umieszczony zostanie na lab-chipie/zbiorniku lub bezpośrednio na grzejniku. Pożądane są również

parametry takie, jak równomierny rozkład temperatury na całej warstwie grzejnej i dobra wytrzymałość mechaniczna. Uwzględniając ww. oczekiwania, zaproponowano wykonanie dopasowanych do lab-chipu i zbiornika, rezystancyjnych warstw grzejnych na przylepnej folii tzw. FPCB (*Flex Printed Circuit Board*). Wytworzenie grzejników FPCB na podstawie własnego projektu zlecono firmie zewnętrznej (PCBWay).

Grzejnik dla lab-chipu szklanego przedstawiono na Rys. 30. Założono wymiar zewnętrzny 49 mm x 24 mm oraz możliwe najgęstsze wypełnienie ścieżką rezystancyjną obszaru grzewczego. Zakładając maks. moc pobieraną przez jeden grzejnik $2 \pm 0,5$ W i maks. napięcie zasilnia 5 V sterowane sygnałem PWM (tak samo, jak w przypadku układu mikrofluidycznego) oraz spodziewaną dokładność wykonania grzejnika nie gorszą niż $\pm 20\%$ (zgodnie z ówczesną informacją podaną na stronie producenta, w procesie „medium difficulty” - pośrednia jakość), wyznaczono, że rezystancja ścieżki powinna zawierać się w zakresie ok. 12Ω - $13,3 \Omega$. Do wykonania grzejnika wybrano laminat kaptonowy z najcieńszą, dostępną u wykonawcy, warstwą miedzi ($18 \mu\text{m}$) i założono jedną z najniższych zalecanych wartości szerokości ścieżki – $0,2 \text{ mm}$ [129]. Stosując wzory (2) oraz (3), oszacowano wymaganą długość ścieżki rezystancyjnej.

$$R = \rho \frac{l}{S} \quad (2)$$

$$l = \frac{R * w * h}{\rho} \approx 2,64 \text{ [m]} \quad (3)$$

R – zakładana rezystancja ścieżki [Ω]: 12,65

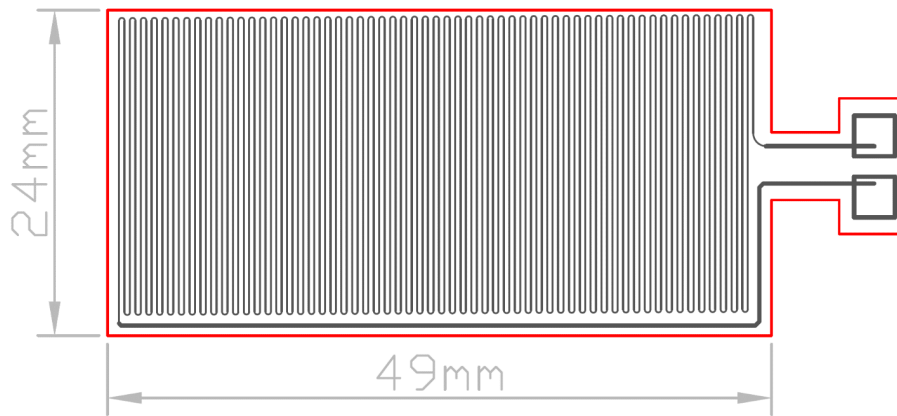
ρ – rezystywność miedzi w temp. 20°C [$\Omega \cdot \text{m}$]: $1,72 \cdot 10^{-8}$

l – minimalna długość ścieżki [m]

S – pole przekroju poprzecznego ścieżki [m^2]

w – szerokość ścieżki [m]: $2 \cdot 10^{-4}$

h – wysokość ścieżki [m]: $18 \cdot 10^{-6}$

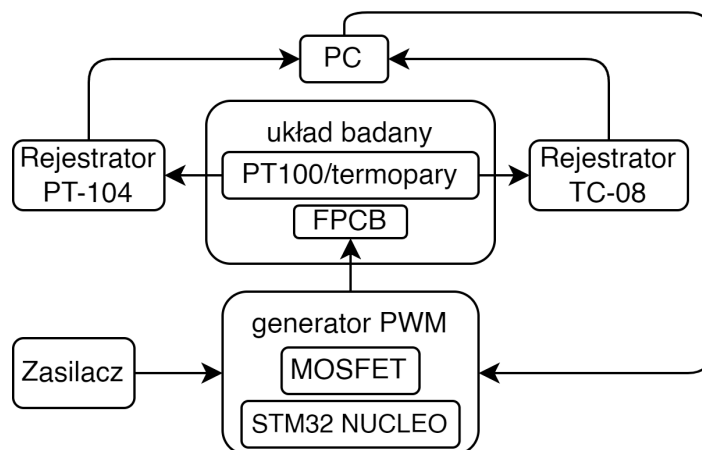


Rys. 30 Projekt testowego grzejnika FPCB.

Ścieżkę grzejną o szerokości 0,2 mm i długości ok. 2760 mm poprowadzono w kształcie meandra, zachowując zalecany przez producenta odstęp pomiędzy ścieżkami – 0,2 mm [129]. Wyrowadzenia ścieżki do pól lutowniczych, zrealizowano jako fragmenty o większej szerokości – 0,5 mm (minimalizacja nagrzewania) i łącznej długości ok. 80 mm. Zakładana całkowita rezystancja mozaiki powinna była wynosić ok. 13,4 Ω . Niemniej jednak, w procesie wytwórczym niedokładność wykonania okazała się dużo wyższa od deklarowanej przez producenta. W efekcie, rezystancje otrzymanych egzemplarzy oscylowały w zakresie 7,3 Ω - 7,4 Ω ²⁴. Po dolutowaniu przewodów zasilających rezystancja grzejnika nieco wzrosła i przy maksymalnym napięciu zasilania 5 V pobór mocy wynosił ok. 3 W.

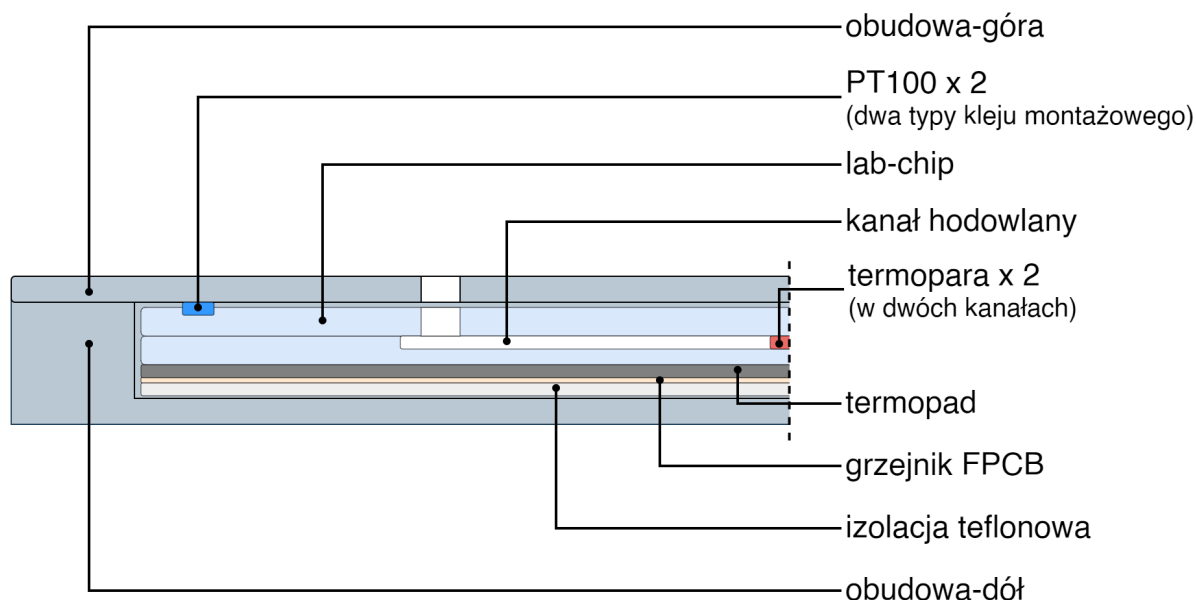
Mimo błędów wykonania, grzejniki postanowiono wykorzystać do weryfikacji procesu nagrzewania układu złożonego m.in. z lab-chipu i jego obudowy. Schemat stanowiska pomiarowego przedstawiono na Rys. 31. Zakładany prąd zasilający grzejnik (do wartości ok. 0,6 A) znacznie przekracza możliwości obsługi bezpośrednio z dedykowanych wyjść PWM mikroprocesorów (z reguły kilkadziesiąt mA). Źródło sygnału PWM dla grzejników zrealizowano zatem wykorzystując mikroprocesor STM32 (moduł Nucleo) oraz wykonano układ pośredni z tranzystorem MOSFET (AU1RLR014N), umożliwiający sterowane wyższym prądem.

²⁴ Po wykonaniu zglądu z przekrojem poprzecznym grzejnika i jego pomiarze na mikroskopie optycznym wykazano, iż tak wysoki błąd wynikał z faktu, że producent wykonał grzejniki na laminacie o grubości warstwy miedzi 35 μm , a nie jak zamawiano 18 μm .

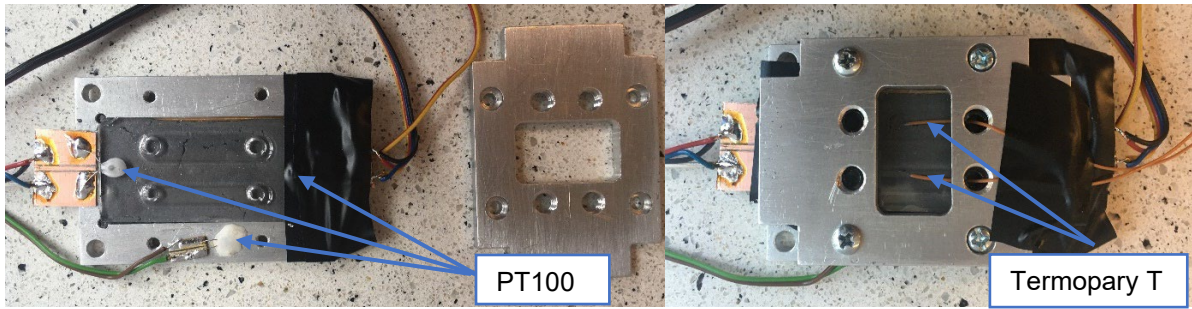


Rys. 31 Schemat stanowiska pomiarowego do weryfikacji procesu nagrzewania układu (lab - chip w obudowie). FPCB zasilony z zasilacza za pośrednictwem generatora PWM kluczującego prąd. Dwa rodzaje czujników temperatury w układzie badanym podłączone do rejestratorów temperatury firmy Picolog.

Schematyczny przekrój oraz widok badanego układu przedstawiają odpowiednio Rys. 32 oraz Rys. 33. Układ umieszczono w komorze termostatycznej z regulacją PID. Testy jego nagrzewania wykonano dla temperatur w komorze wynoszących 15°C, 18°C oraz 23°C. Test pozwolił wyznaczyć orientacyjną szybkość osiągnięcia na lab-chipie temperatury docelowej 28°C oraz różnice w wartościach temperatury rejestrowanej w różnych miejscach pomiarowych.

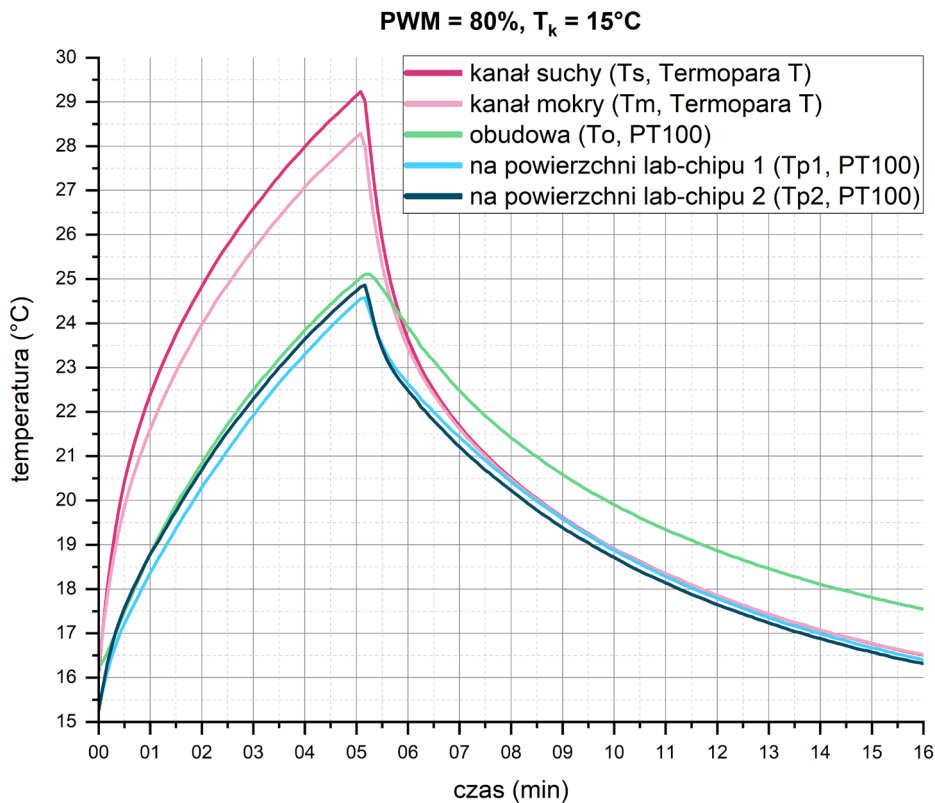


Rys. 32 Schematyczny przekrój poprzeczny badanego układu: lab-chip w obudowie na warstwach – izolacyjnej, FPCB i termoprzewodzącej (termopad).



Rys. 33 Badany układ ze wskazaniem umieszczenia czujników temperatury.

Temperaturę w kanałach mierzono termoparami typu T, natomiast na powierzchni lab-chipu oraz na obudowie – czujnikami PT100. Sensory na powierzchni lab-chipu wklejono w podfrezowaniach, jeden z użyciem kleju termoprzewodzącego, drugi z użyciem kleju epoksydowego. Przykład zarejestrowanego pomiaru przedstawiono na Rys. 34.



Rys. 34 Wykres zmian temperatury w badanym układzie. Zasilanie grzejnika PWM 100% dla napięcia 5V, temperatura w komorze 15°C .

Odnotowano niewielkie różnice między temperaturą mierzoną termoparami w kanale mokrym (T_m) i suchym (T_s). W przypadku dwóch pomiarów na powierzchni lab-chipu (T_{p1} i T_{p2}), pomimo użycia innego kleju do wklejania sensorów PT100, różnica w zmierzonych wartościach temperatury nie jest znacząca. Niemniej jednak współbieżność tych przebiegów ze zmianą temperatury na obudowie (T_o) uwidacznia, że czujniki w tej konfiguracji lepiej rejestrują temperaturę obudowy niż na/w lab-chipie. W tabeli Tab. 5

zestawiono wyniki pomiarów przeprowadzonych dla trzech różnych stabilizowanych temperatur w komorze (T_k) i różnych mocy zasilania układu.

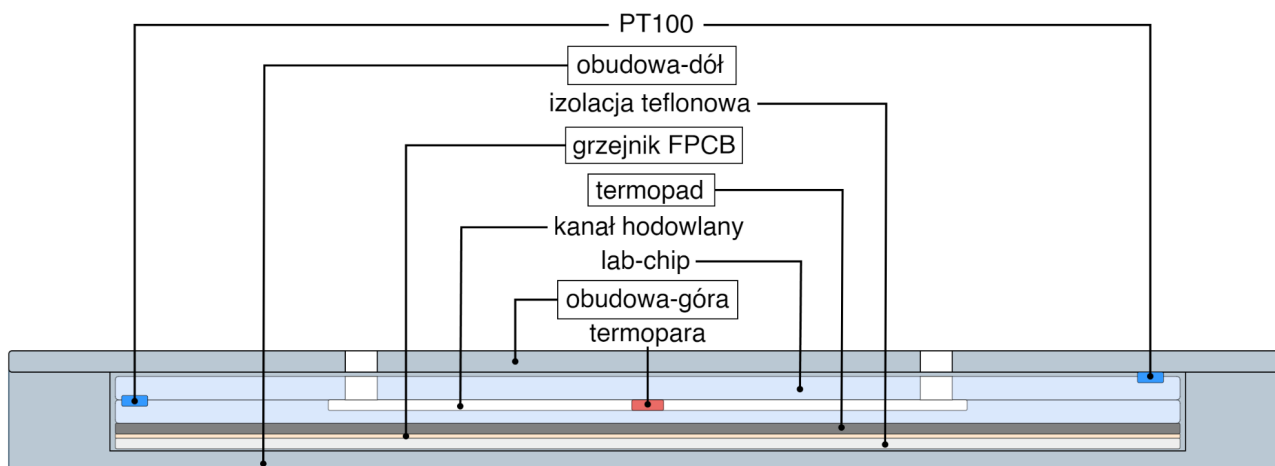
Tab. 5 Porównanie temperatur zmierzonych w różnych punktach lab - chipu w teście w komorze termostatycznej.

temp. w komorze	współczynnik wypełnienia	prąd	moc	czas do osiągnięcia temperatury 28°C w kanale suchym	temp. w kanale suchym	średnia temp. na powierzchni lab-chipu	różnica wart. temp.
T_k	PWM	I	P	t	T_s	\bar{T}_p	$\Delta T = T_s - \bar{T}_p$
[°C]	[%]	[A]	[W]	[mm:ss]	[°C]	[°C]	[°C]
15	60	0,342	1,026	9:45	28,021	24,724	3,298
	80	0,466	1,864	4:00	27,987	23,475	4,513
	100	0,588	2,940	2:00	28,058	22,433	5,625
18	60	0,337	1,011	5:45	28,024	24,650	3,374
	80	0,464	1,856	2:25	27,972	23,577	4,396
	100	0,589	2,945	1:25	28,129	22,947	5,182
23	60	0,335	1,005	1:05	28,088	25,259	2,829
	80	0,451	1,804	0:30	27,864	25,063	2,801
	100	0,568	2,840	0:20	27,796	24,939	2,857
							$\bar{\Delta T} = 3,875$

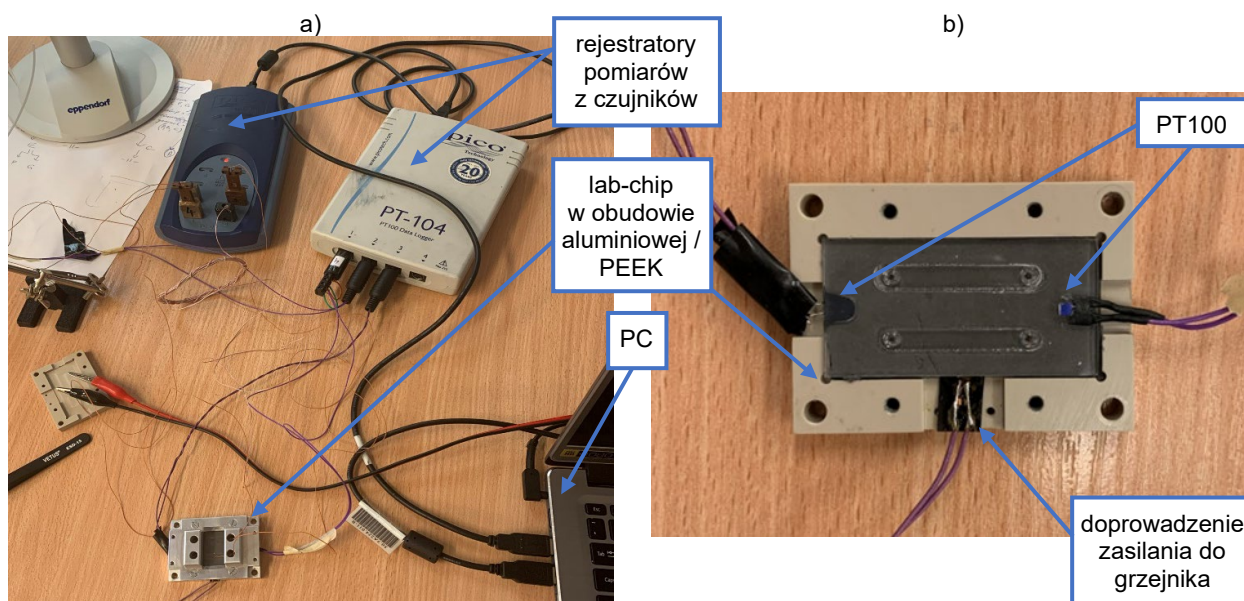
Dla każdej z temperatur T_k wykonano trzy pomiary nagrzewania i chłodzenia badanego układu, dla trzech wartości PWM napięcia zasilania grzejnika (60%, 80% i 100%). Wyniki dla przypadku 80% PWM uznano za najbardziej miarodajne, gdyż wtedy moc pobierana przez grzejnik odpowiadała zakładanej dla pojedynczego układu w docelowym lab-payloadzie ($2 \pm 0,5$ W). Otrzymany dla tej mocy czas nagrzewania od najniższej z temperatur T_k (15°C) do temperatury docelowej (28°C) wynosił 4 min. Uznano, że jest on akceptowalny, jednak powinien być krótszy. Dodatkowo biorąc pod uwagę wszystkie pomiary, różnice w wartościach temperatury mierzonej w miejscu docelowym (hodowlanym kanale suchym) oraz na powierzchni lab - chipu (potencjalna wartość wejściowa dla regulatora PID) osiągnęły zbyt wysokie wartości, a ich wartość średnia wyniosła 3,9°C.

Celem skrócenia czasu osiągania temperatury docelowej zaproponowano wykonanie obudowy lab-chipu z materiału polimerowego PEEK oraz umieszczenie warstwy termoprzewodzącej pomiędzy lab-chipem a grzejnikiem. Natomiast by uzyskać mniejszy błąd przy określaniu temperatury w samym kanale – inne umieszczenie czujnika temperatury. Wykonano kilkanaście pomiarów, dokonując porównania obudów wykonanych z dwóch różnych materiałów (PEEK, aluminium), dwóch różnych warstw termoprzewodzących (termopadów) oraz innych grzejników (ten sam projekt, ocena powtarzalności wykonania). Wykorzystano termopady o przewodności cieplnej 0,9 W/m*K

(Bergquist Sil-Pad TSP 900, Henkel) oraz 13 W/m²K (Graphite-PAD, Panasonic). Schemat oraz wygląd badanego układu przedstawiają odpowiednio Rys. 35 i Rys. 36.

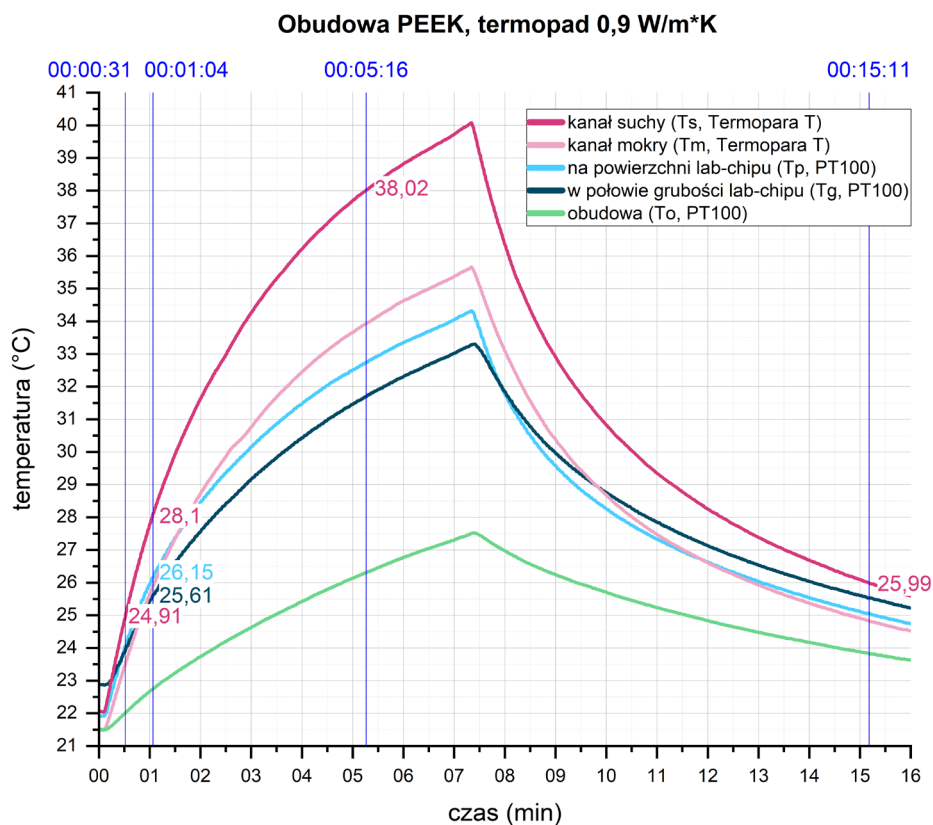


Rys. 35 Uproszczony przekrój poprzeczny badanego układu: lab-chip w obudowie na warstwach izolacyjnej, FPCB i termoprzewodzącej (termopad). Czujniki zostały umieszczone na powierzchni lab - chipa, w połowie grubości lab - chipa, wewnątrz kanałów (mokry i suchy) oraz pomiędzy obudową górną i dolną (niewidoczne na przekroju). Elementy, których opis zaznaczono ramką, wymieniają w przedstawionej konfiguracji celem przeprowadzenia badania porównawczego.

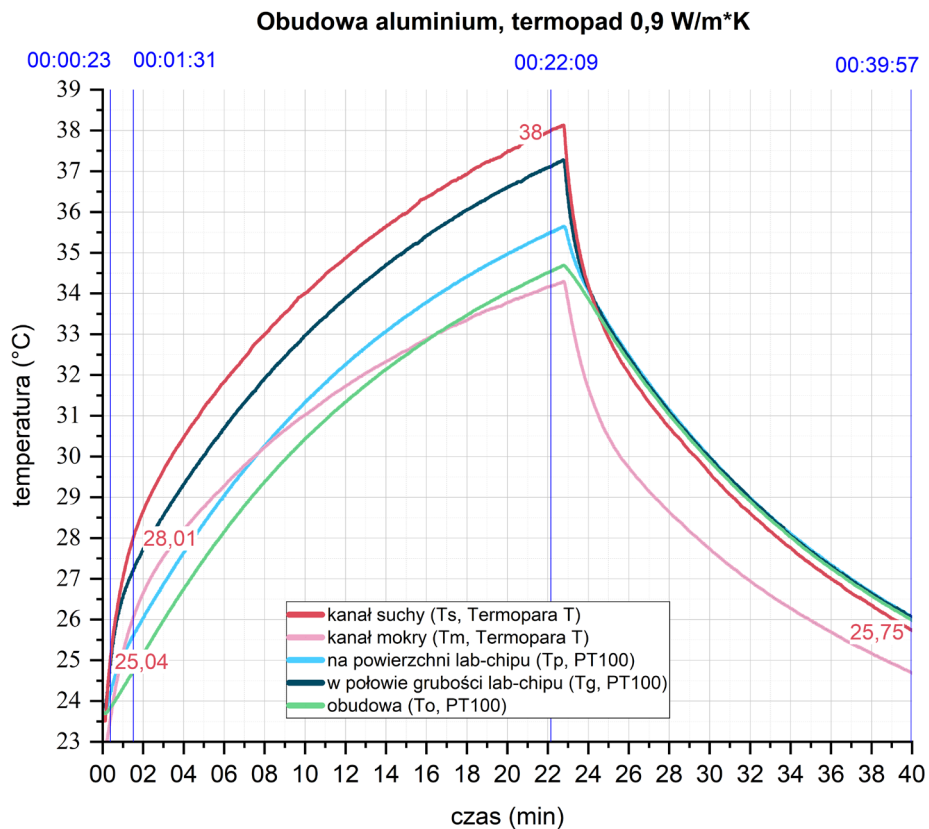


Rys. 36 Stanowisko do pomiaru temperatury w układzie lab-chip w obudowie w temperaturze pokojowej: a) układ dla przypadku obudowy aluminiowej, b) czujniki w/na lab-chipie.

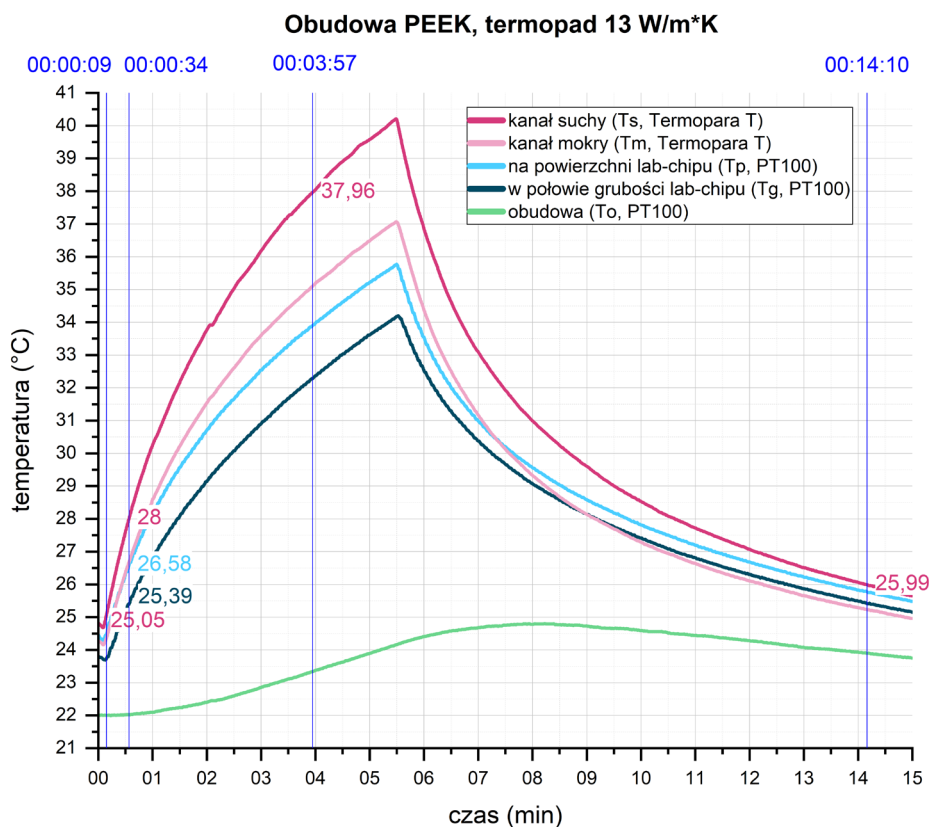
Pomiary wykonywano w temperaturze pokojowej. Wykorzystano nowo wytworzone grzejniki o mniejszej mocy (ok. 16 Ω) zasilane z napięcia 5 V (PWM 100%, ok. 1,5 W). Układ nagrzewano do temp. ok. 38°C - 40°C, po czym odłączano zasilanie. Zarejestrowane przebiegi zmian temperatury przedstawiają wykresy (Rys. 37, Rys. 38, Rys. 39).



Rys. 37 Wykres zmian temperatury w różnych miejscach układu lab-chipu w obudowie polimerowej z termopadem niskoprzewodzącym (0,9 W/m*K).



Rys. 38 Wykres zmian temperatury w różnych miejscach układu lab-chipu w obudowie aluminiowej z termopadem niskoprzewodzącym (0,9 W/m*K).

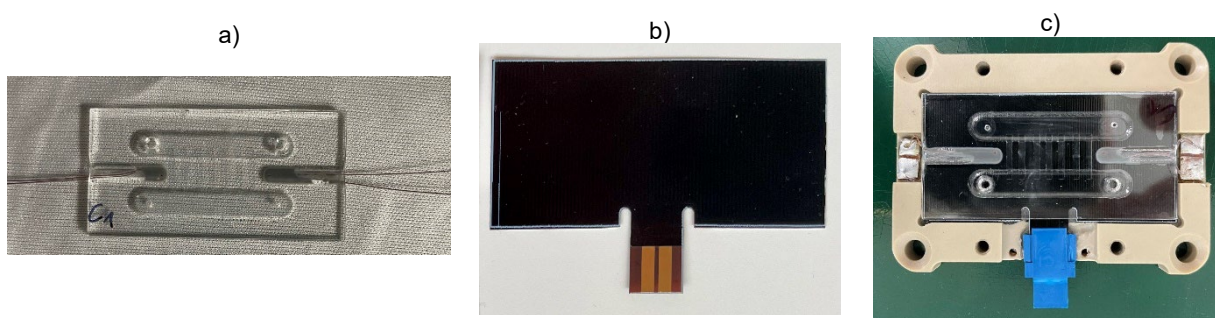


Rys. 39 Wykres zmian temperatury w różnych miejscach układu lab - chipu w obudowie polimerowej z termopadem wysokoprzewodzącym (13 W/m²K).

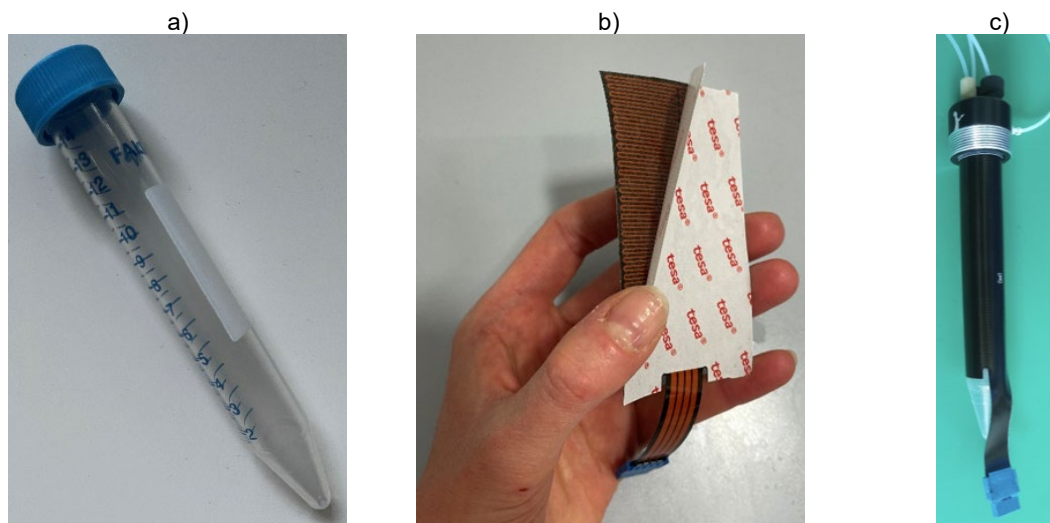
Porównanie wykresów (Rys. 37 i Rys. 38) wskazuje, że użycie obudowy z izolatora znacząco skróciło czas osiągnięcia temperatury docelowej w kanale suchym (miejsce umieszczenia próbek). Około dwukrotnie w przypadku wąskiego zakresu 25°C - 28°C oraz ponad czterokrotnie w zakresie 28°C - 38°C. Natomiast porównanie wykresów (Rys. 38, Rys. 39) wskazuje, że użycie termopada o wyższym współczynniku przewodności nie wprowadza istotnego skrócenia czasu osiągnięcia temperatury docelowej w kanale suchym.

Na podstawie przeprowadzonych testów opracowano końcową wersję aktywnego systemu kontroli temperatury. Wykonanie oraz montaż ostatecznych warstw grzejnych ilustrują Rys. 40 oraz Rys. 41. Lab-chip szklany zmodyfikowano o dodatkowe kanały pozwalające na wprowadzenie miniaturowych czujników NTC B57541G1103F000 (TDK) bardzo blisko kanału hodowlanego, w połowie grubości lab - chipa. Zastosowano klej epoksydowy Scotch-Weld Epoxy Adhesive 2216 Gray (3M) o niskich współczynnikach gazowania (TML 0,77% oraz CVCM 0,04% [130]). Dla lab-chipu zaprojektowano grzejnik o rezystancji ok. 10,2 Ω, otrzymano egzemplarze o wartości 11,7 Ω (błąd 15%) i maksymalnej mocy ok. 2,1 W. Grzejnik wklejono do dolnej części obudowy frezowanej w PEEK. Lab-chip umieszczono w obudowie bezpośrednio na grzejniku. Czarny kolor warstwy pokrycia grzejnika (soldermaska) pozwolił uzyskać dobry kontrast dla zobrażeń

zarodników. Wyprowadzenia czujników NTC z lab-chipu lutowano bezpośrednio do pól lutowniczych na krawędziach dolnej części obudowy. Wyprowadzenie zasilania dla grzejnika wzmocniono taśmą akrylową i zabezpieczono złączem (Amphenol FCI Clincher, 2 wtyki). Grzejnik zbiornika zaprojektowano tak by uzyskać rezystancję ok. 8,3 Ω . Otrzymano egzemplarze o wartości 9,4 Ω (błąd 13%) i o mocy maksymalnej ok. 2,7 W. Czujnik temperatury PT100 zalutowano na powierzchni grzejnika. Wyprowadzenie zasilania dla grzejnika i czujnika także wzmocniono taśmą akrylową i zabezpieczono złączem (Amphenol FCI Clincher, 4 wtyki).



Rys. 40 Elementy układu kontroli temperatury w lab-chipie: a) lab-chip z wklejonymi czujnikami (NTC); b) grzejnik FPCB; c) lab-chip na grzejniku w dolnej części obudowy.



Rys. 41 Elementy układu kontroli temperatury cieczy w zbiorniku: a) zbiornik; b) grzejnik FPCB; c) grzejnik z czujnikiem temperatury naklejony na zbiornik.

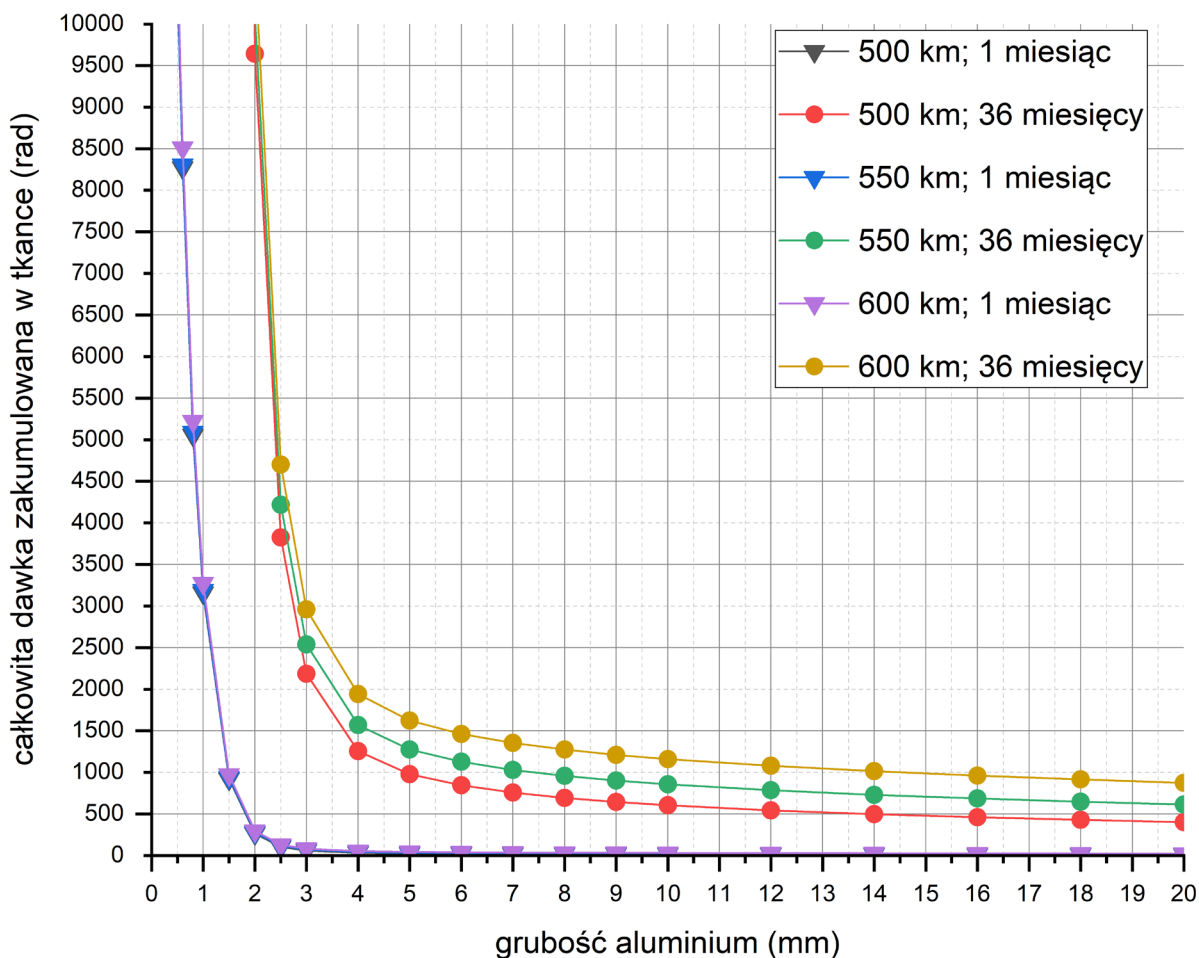
4.4 Pomiar zmiennych środowiskowych

Poza układami hodowlanymi umieszczone zostaną dodatkowe czujniki do pomiaru zmiennych środowiskowych. Pozyskane wyniki umożliwią ocenę warunków panujących w objętości, wewnątrz obudowy lab-payloadu w trakcie trwania eksperymentu biologicznego. Zdecydowano, że odczytywane będą wartości: ciśnienia, temperatury,

wilgotności i promieniowania. Obsługę czujników i zapis danych pomiarowych zrealizuje mikrokontroler na module PS.

Do pomiaru ciśnienia, temperatury i wilgotności wybrano zintegrowany układ BME280 (Bosch). W zależności od zmian temperatury ciśnienie wewnątrz hermetycznej obudowy będzie oscylowało wokół wartości ok. 1000 hPa. Jednoczesny odczyt temperatury przez ten sam układ czujnika, pozwoli na wiarygodną ocenę wyników pomiaru ciśnienia. Odpowiedni poziom wilgotności dla obiektów biologicznych zostaje zapewniony przez zamknięty układ, jaki tworzą – lab-chip i układ mikrodozowania cieczy, dlatego też pomiar wilgotności względnej panującej w objętości lab-payloadu jest orientacyjny. Poza pomiarem temperatury układem BME280, zaproponowano umieszczenie kilku dodatkowych czujników temperatury NTC (10 k Ω), które wyprowadzone zostaną poza układ PS, do wnętrza lab-payloadu i możliwie blisko układów hodowlanych.

Ustalono, że mierzona będzie kumulowana, a nie chwilowa wartość promieniowania. Celem oszacowania zakresu pomiarowego czujnika, przeprowadzono symulacje spodziewanej wartości TID z wykorzystaniem interfejsu sieciowego do oceny środowiska kosmicznego – SPENVIS. Zgodnie z zakresem zadeklarowanym w poprzedzającym podrozdziale, w symulacji uwzględniono kołowe orbity synchroniczne ze Słońcem (SSO), o trzech różnych wysokościach 500 km, 550 km i 600 km, definicję LTAN pominięto. Założono rozpoczęcie misji z dniem 1 stycznia 2022, czas orbitowania CubeSata na 36 miesięcy, w tym maksymalny czas trwania eksperymentu biologicznego na 1 miesiąc. Wykorzystując modele promieniowania tj. SAMPEX/PET PSB97, CRRESELE (średni strumień) oraz ESP-PSYCHIC (strumień całkowity) wyznaczono rozkład koncentracji odpowiednio protonów, elektronów oraz cząstek słonecznych, w funkcji współrzędnych geograficznych [131]. Wpływ promieniowania GCR został pominięty, gdyż niewielka jego ilość dociera na LEO [132]. Następnie, do wyznaczenia całkowitej dawki skumulowanej (TID) w strukturze CubeSata wykorzystano model SHIELDOSE-2. Ścianę satelity zdefiniowano jako prostą geometrię w postaci skończonej płyty aluminiowej. Jako materiał akumulujący promieniowanie – cel (*target*) wybrano tkankę, która z dostępnych w bazie materiałów SPENVIS, najlepiej oddaje właściwości badanych próbek biologicznych. Wykres (Rys. 42) oraz tabela (Tab. 6) ilustrują zmianę wartości TID w materiale akumulującym (*target*), dla trzech różnych wysokości orbit (500 km, 550 km, 600km) i dwóch okresów akumulacji (1 miesiąc – eksperyment biologiczny, 36 miesięcy – szacunkowy czas orbitowania CubeSata), w funkcji grubości aluminiowej ściany struktury nanosatelitarnej, będącą w tym przypadku jedyną osłoną przed promieniowaniem.



Rys. 42 Wykres zmian dla wartości TID pochłanianej przez element tkanki w funkcji grubości aluminiowej osłony dla trzech wysokości orbit i dwóch okresów akumulacji (symulacja SPENVIS).

Tab. 6 Tabela wartości TID pochłanianej przez element tkanki w funkcji grubości aluminiowej osłony dla trzech wysokości orbit i dwóch okresów akumulacji (symulacja SPENVIS).

grubość osłony z aluminium [mm]	TID [rad] 500 km 36m	TID [rad] 550 km 36m	TID [rad] 600 km 36m	TID [rad] 500 km 1m	TID [rad] 550 km 1m	TID [rad] 600 km 1m
0,1	6,97E+05	6,98E+05	7,15E+05	1,94E+04	1,94E+04	1,99E+04
0,1	6,60E+05	6,60E+05	6,77E+05	1,83E+04	1,83E+04	1,87E+04
0,2	6,00E+05	6,00E+05	6,15E+05	1,65E+04	1,65E+04	1,69E+04
0,3	5,35E+05	5,36E+05	5,49E+05	1,47E+04	1,47E+04	1,51E+04
0,4	4,61E+05	4,62E+05	4,73E+05	1,27E+04	1,27E+04	1,30E+04
0,5	3,80E+05	3,81E+05	3,90E+05	1,04E+04	1,05E+04	1,07E+04
0,6	3,01E+05	3,03E+05	3,10E+05	8,27E+03	8,30E+03	8,51E+03
0,8	1,84E+05	1,86E+05	1,90E+05	5,05E+03	5,09E+03	5,22E+03
1	1,15E+05	1,16E+05	1,19E+05	3,16E+03	3,19E+03	3,28E+03
1,5	3,36E+04	3,43E+04	3,55E+04	9,21E+02	9,40E+02	9,73E+02
2	9,64E+03	1,01E+04	1,08E+04	2,65E+02	2,78E+02	2,96E+02
3	3,83E+03	4,22E+03	4,70E+03	1,05E+02	1,16E+02	1,29E+02
3	2,19E+03	2,54E+03	2,96E+03	5,97E+01	6,93E+01	8,09E+01
4	1,26E+03	1,57E+03	1,94E+03	3,41E+01	4,27E+01	5,29E+01

5	9,79E+02	1,27E+03	1,62E+03	2,65E+01	3,45E+01	4,41E+01
6	8,45E+02	1,13E+03	1,46E+03	2,28E+01	3,05E+01	3,97E+01
7	7,57E+02	1,03E+03	1,35E+03	2,04E+01	2,79E+01	3,67E+01
8	6,94E+02	9,58E+02	1,27E+03	1,87E+01	2,59E+01	3,46E+01
9	6,44E+02	9,02E+02	1,21E+03	1,74E+01	2,44E+01	3,29E+01
10	6,04E+02	8,56E+02	1,16E+03	1,63E+01	2,32E+01	3,15E+01
12	5,43E+02	7,85E+02	1,08E+03	1,47E+01	2,13E+01	2,93E+01
14	4,96E+02	7,30E+02	1,02E+03	1,34E+01	1,98E+01	2,76E+01
16	4,60E+02	6,86E+02	9,62E+02	1,25E+01	1,86E+01	2,62E+01
18	4,29E+02	6,48E+02	9,16E+02	1,16E+01	1,76E+01	2,50E+01
20	4,03E+02	6,15E+02	8,75E+02	1,09E+01	1,67E+01	2,39E+01

Jak można odczytać z wykresu oraz tabeli, warstwa aluminium o grubości 1 mm pozwala znacząco zmniejszyć dawkę kumulowanego promieniowania, natomiast zwiększanie grubości osłony powyżej 4 mm wpływa na ten proces w dużo mniejszym stopniu. Niezależnie zatem od sposobu realizacji drugiej osłony – obudowy lab-payloadu, mając na uwadze fakt, że grubość aluminiowej ścianki w strukturze nanosatelitarnej firmy SatRev wynosi ok. 2 mm, założono, że przez szacowany czas trwania misji wartość TID nie będzie wyższa niż 11 krad. Ostatecznie wybrano dozymetr półprzewodnikowy RADFET (*Radiation Sensing Field Effect Transistor*) VT01 400 nm (Varadis) o szerokim zakresie pomiarowym 1 rad - 100 krad [133].

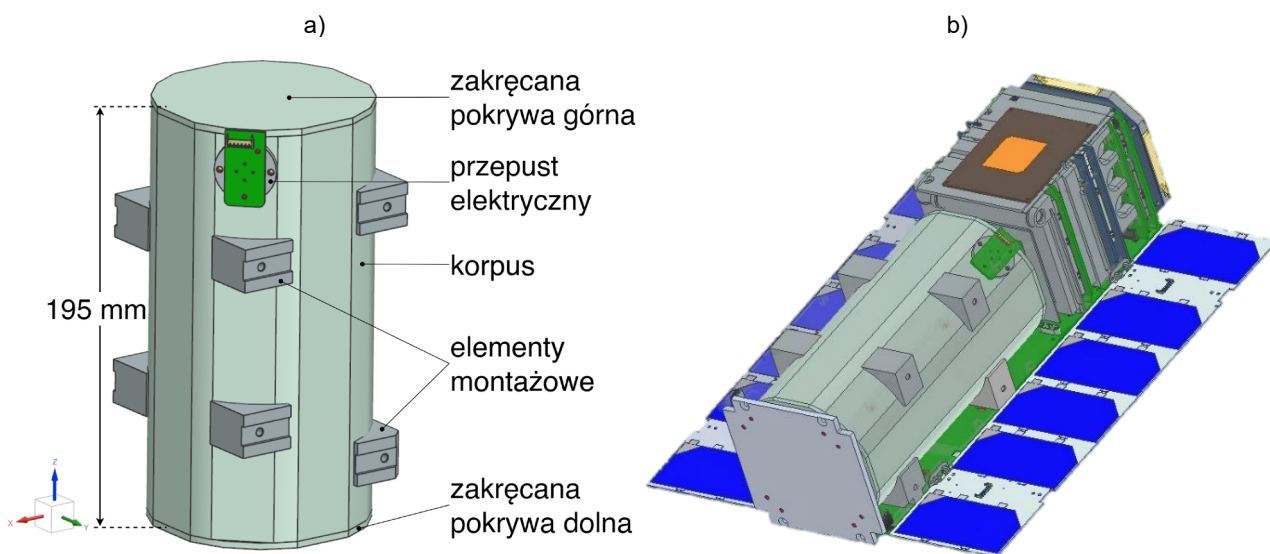
Reasumując, pomiar zmiennych środowiskowych w objętości lab-payloadu będzie realizowany na orbicie z użyciem zintegrowanego układu BME280, termistorów NTC oraz czujnika dawki radiacji RADFET. Poszczególne czujnik/układ czujników zostanie powielony, co zwiększy szansę na pozyskanie danych pomiarowych. Układy BME280 oraz RADFET zostaną umieszczone bezpośrednio na module PS, natomiast czujniki NTC zostaną „zalutowane na przewodach”.

4.5 Obudowa

Obudowa pełni funkcję osłony mechanicznej, radiacyjnej i termicznej, a w warunkach próżniowych utrzymuje wewnątrz powietrze o ciśnieniu ok. 1000 hPa. Na materiał konstrukcyjny obudowy wybrano stop aluminium, powszechnie stosowany w przemyśle lotniczym i kosmicznym. Stopy aluminium cechuje wysoki stosunek wytrzymałości do masy, łatwość obróbki oraz niskie gazowanie. Aluminium stosunkowo skutecznie pochłania nisko- i średnio- energetycznie naładowaną część promieniowania kosmicznego. Jak wykazano w symulacji na str. 67 (Rys. 42), osłona aluminiowa o grubości 1 mm wystarcza, by znacząco zredukować wartość TID, warstwy grubsze natomiast nie wprowadzają istotnej

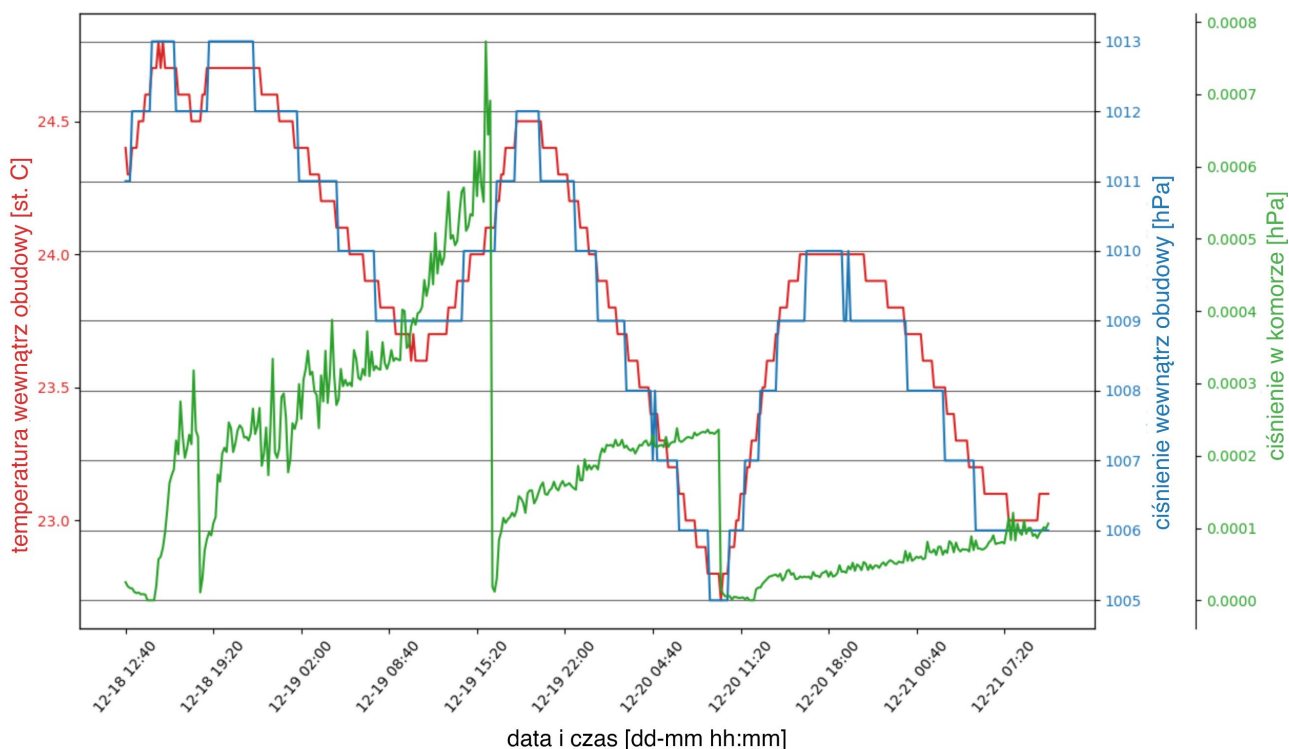
poprawy. Dla aluminium powszechnie stosowane są metody umożliwiające modyfikację parametrów optycznych powierzchni. Współczynnik emisyjności, określający zdolność do emisji promieniowania z zakresu termicznego ($10^{-1} \mu\text{m} - 10^2 \mu\text{m}$) [128], przyjmuje wartości z zakresu 0,04 - 0,095 ($50 - 500^\circ\text{C}$) dla aluminium polerowanego oraz 0,55 (100°C) dla anodyzowanego [134].

Zaproponowano polerowaną obudowę cylindryczną (dalej zwaną termosem) z przepustem elektrycznym na powierzchni bocznej i montowaną w strukturze za pomocą elementów dociskowych (Rys. 43).



Rys. 43 Model 3D cylindrycznej obudowy lab-payloadu (termosu): a) opis elementów; b) widok w platformie 3U, ilustracja pogładowa.

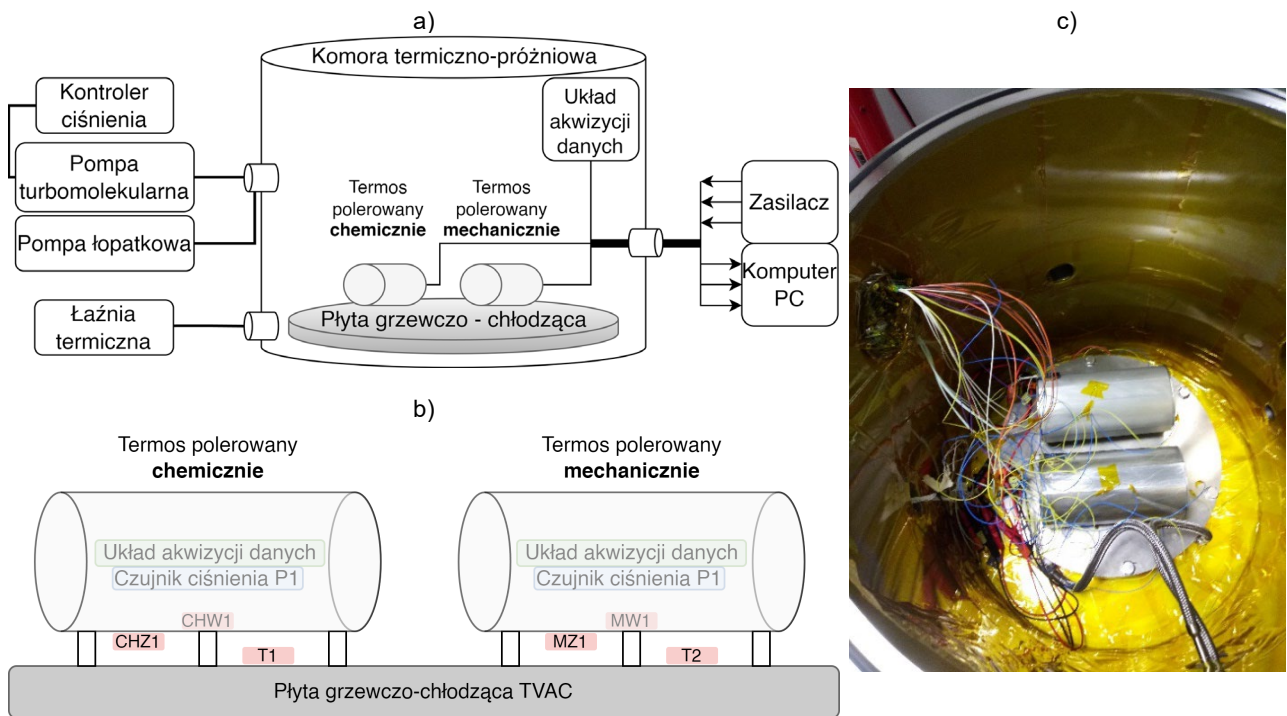
Wymaganą szczelność egzemplarza wykonanego wg powyższego projektu potwierdzono w trzydniowym teście w komorze termiczno-próżniowej (TVAC). Ciśnienie wewnątrz komory utrzymywano na poziomie 10^{-4} hPa, temperatura wewnątrz komory nie była kontrolowana. Rys. 44 ilustruje zarejestrowane ciśnienie oraz temperaturę wewnątrz termosu w czasie trwania testu. Stwierdzono, że obudowa jest próznouszczelna dostatecznie by utrzymać ciśnienie wewnętrznego powietrza w próżni na poziomie co najmniej 900 hPa przez minimum jeden miesiąc.



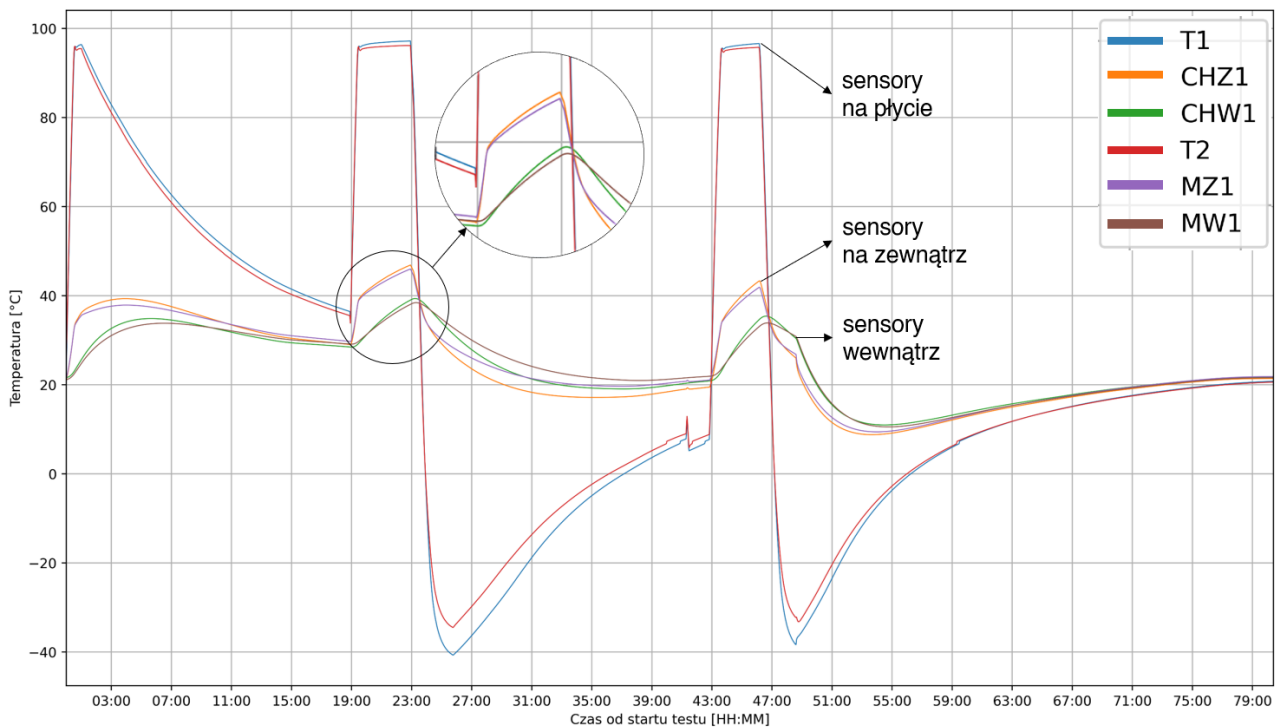
Rys. 44 Ciśnienie oraz temperatura wewnątrz termosu podczas trzydniowego testu próżniowego w TVAC. Dwukrotne obniżenie wartości ciśnienia w komorze jest skutkiem ponownego, czasowego uruchomienia pompy drugiego stopnia. Fluktuacje temperatury, a tym samym ciśnienia wewnątrz obudowy, wywołane są zmianami temperatury w ciągu doby w pomieszczeniu testowym.

Powierzchnia zewnętrzna termosu została wypolerowana metodą mechaniczną, stosując proszki/pasty polerskie oraz metodą chemiczną, gdzie zastosowano roztwór na bazie kwasów ortofosforowego i azotowego z dodatkami. W obydwu przypadkach termos pasywowano stężonym roztworem kwasu azotowego (65%) o temp. ok. 60°C.

Następnie zweryfikowano efektywność wybranych metod polerowania, przeprowadzając ponowny trzydniowy test w TVAC (Rys. 45). Obudowy umieszczono na stole grzewczo-chłodzącym na dystansach z izolatora (PTFE). Czujniki temperatury NTC B57541G1103F000 (TDK) naklejono na ścianach zewnętrznej (CHZ1, MZ1) oraz wewnętrznej (CHW1, MW1) termosów, oraz tuż pod nimi na powierzchni płyty grzewczo-chłodzącej (T1 i T2). Czujniki ciśnienia (BME280) umieszczono wewnątrz termosów (P1 i P2) oraz w komorze (P3) wraz z układami akwizycji danych. Test przeprowadzono z ciśnieniem wewnątrz komory rzędu 10^{-4} hPa, zmieniając temperaturę płyty grzewczo-chłodzącej w zakresie od -40°C do +120°C. Na Rys. 46 przedstawiono wykres zmiany temperatury rejestrowanej w czasie trwania testu przez ww. czujniki.



Rys. 45 Stanowisko do testu termiczno-próżniowego termosów: a) schemat stanowiska; b) schemat (zbliżenie na badane obiekty) – rozmieszenie elementów pomiarowych; c) wewnątrz komory.

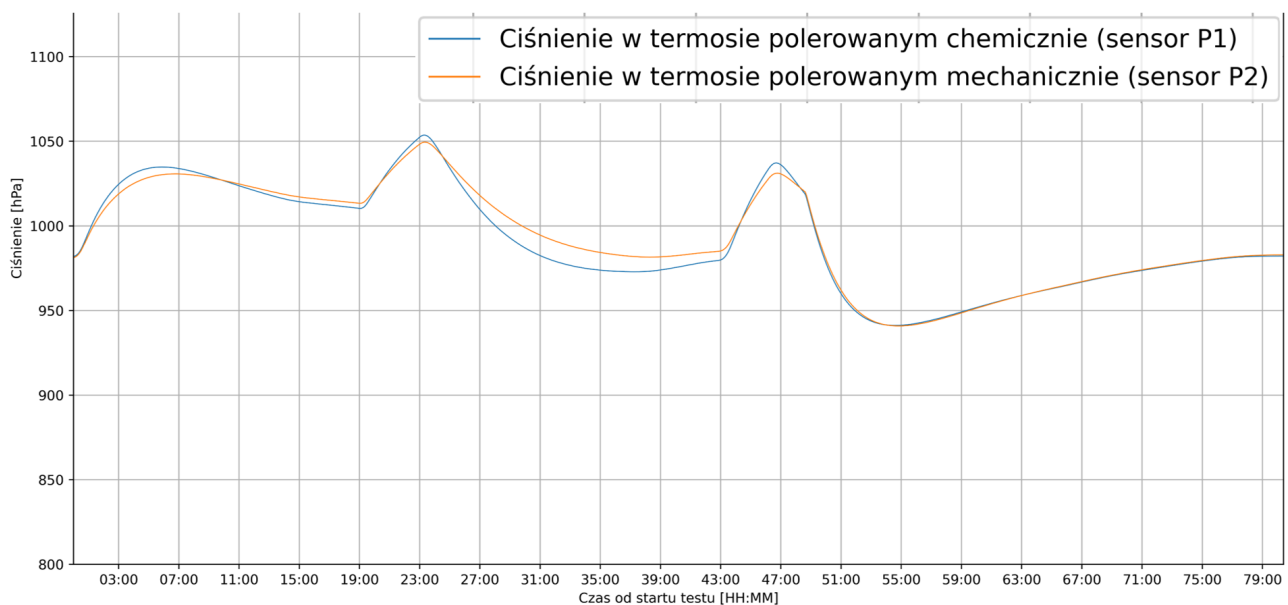


Rys. 46 Zmiana temperatury w trzydniowym teście termiczno-próżniowym.

W teście potwierdzono osiągnięcie pożądaných cech obudowy, jakimi są ochrona przed wpływem wysokiej temperatury (spoza górnego zakresu tolerancji próbek biologicznych tj. +35°C) w przypadku intensywnego ogrzewania oraz bardzo łagodne wytracanie ciepła w czasie intensywnego chłodzenia. Dla termosu polerowanego chemicznie temperatury wyższe w czasie grzania oraz niższe podczas chłodzenia wynikają prawdopodobnie

z nierównomiernego rozkładu temperatury na płycie grzewczo-chłodzącej. Czujnik T1 pod tym termosem zarejestrował również wyższe amplitudy temperatury względem czujnika T2, umieszczonego pod termosem polerowanym mechanicznie. Na tej podstawie uznano, że metoda polerowania powierzchni nie wpływa znacząco na funkcjonalność obudowy. Polerowanie mechaniczne jest procesem prostszym, dlatego tą metodę zastosowano dla obudowy docelowej.

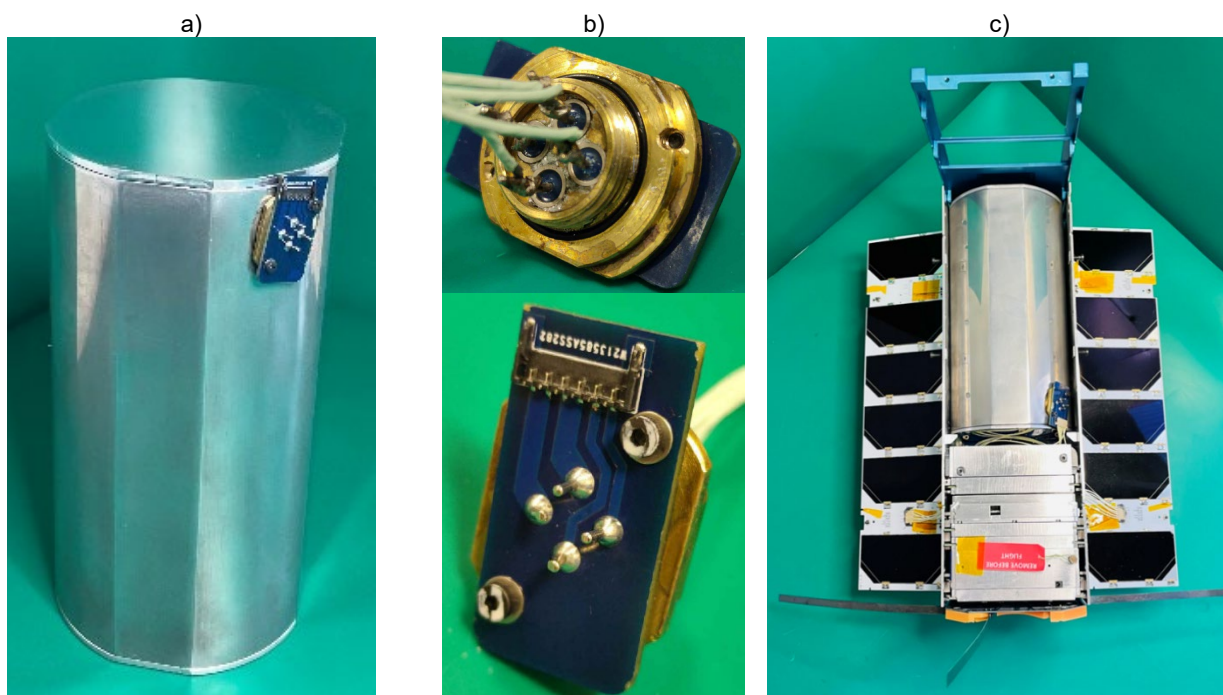
Rys. 47 ilustruje również wykres zmian ciśnienia wewnątrz termosów. Fluktuacje wartości ciśnienia korespondują ze zmianami temperatury. Obydwa termosy są szczelne.



Rys. 47 Zmiana ciśnienia w termosach w trzydniowym teście termiczno-próżniowym.

Rys. 48 przedstawia ostateczną realizację obudowy. Korpus to rura aluminiowa PA5 (3004 AlMn1Mg1) o średnicy zewnętrznej 100 mm i wewnętrznej 90 mm oraz wysokości 189 mm. Na wewnętrznych krawędziach rury wytoczono gwint drobnozwojny (skok 1,75). W odległości 16 mm od krawędzi rury wykonano miejscowe planowanie (\varnothing 24 mm) zewnętrznej powierzchni cylindrycznej, a następnie otwór na przepust z gwintem wewnętrznym 5/8". Umieszczenie przepustu elektrycznego na płaszczyźnie bocznej pozwoliło uniknąć skręcenia przewodów przy końcowym montażu laboratorium w obudowie. Pokrywy z gwintem zewnętrznym o grubości ścianki 1,5 mm wyfrezowano z blachy aluminiowej PA6 (2017A, AlCu4MgSi). Uwzględniono rowek pod uszczelkę oring (FPM, \varnothing 88 mm x 1,5 mm). Na skręconej obudowie wykonano cztery ścięcia płaszczyzny zewnętrznej, uzyskując minimalny wymiar przekroju poprzecznego 96 mm x 96 mm i możliwość jej swobodnego montażu w prostokątnej strukturze nanosatellitej z zachowaniem dystansu ściana platformy-obudowa. Zewnętrzne powierzchnie termosu

wypolerowano mechanicznie. W szacunkowym pomiarze z wykorzystaniem nakładki termowizyjnej (Flir) wyznaczono otrzymany po tym zabiegu współczynnik emisyjności²⁵. Wynikowa wartość ok. 0,083 to akceptowalny, niski współczynnik odpowiadający wartościom tabelarycznym dla aluminium polerowanego [134]. Przepust wytoczono z mosiądzu uwzględniając rowek pod uszczelkę oring (FPM, $\varnothing 17$ mm x 0.5 mm). W przepuście zalutowano cztery piny w tulejach ($\varnothing 4,5$ mm x 0,5 mm) w osnowie żywicznej. Dolutowano i dokręcono płytkę PCB z gniazdem na złącze – wyprowadzanie sygnałów CAN oraz zasilania

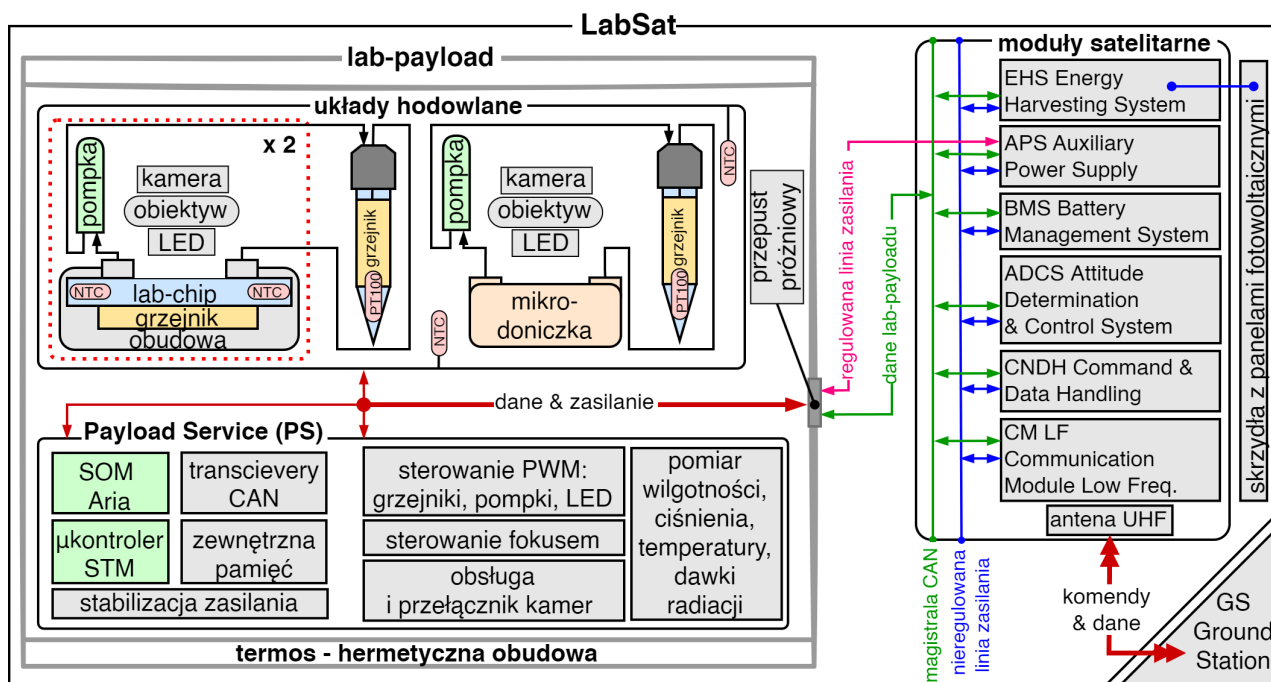


Rys. 48 Obudowa lab-payloadu (termos): a) gotowa obudowa polerowana mechanicznie; b) zastosowany przepust miedziany z płytką PCB umożliwiającą podłączenie złącza do platformy nanosatelitarnej; c) termos w platformie nanosatelitarnej – sprawdzenie dopasowania.

4.6 Elektroniczny moduł obsługi

Moduł PS (*Payload Service*) jest wewnętrznym układem elektronicznym lab - payloadu z oprogramowaniem wbudowanym. Odpowiada za przeprowadzenie doświadczenia biologicznego na orbicie i współpracuje z wybranymi modułami platformy satelitarnej. Ostateczny schemat realizacji całego nanosatelity, dla którego przyjęto nazwę LabSat, przedstawiono na Rys. 49.

²⁵ Na potrzeby tego orientacyjnego pomiaru, rozgrzano obiekt (pokrywą termosu) do temperatury ok. 400°C, by zwiększyć ilość emitowanego promieniowania, a tym samym zmniejszyć istotność „zakłóceń”, czyli światła odbijanego przez obiekt z otoczenia. Następnie zmierzono temperaturę jego powierzchni termoparą oraz kamerą smartfonu z nakładką termowizyjną (Flir). Na tej podstawie, z prawa Stefana-Boltzmana, oszacowano emisyjność powierzchni.



Rys. 49 Schemat nanosatellity LabSat.

Moduł PS korzysta z zasilania platformy satelitarnej EPS, który składa się z trzech modułów. Moduł EHS (*Energy Harvesting System*) przetwarza energię z paneli słonecznych. Moduł BMS (*Battery Management System*) zarządza pakietem akumulatorów 3S (Li-ion 21700). Moduł APS (*Auxiliary Power System*) odpowiada za włączanie/wyłączanie lab - payloadu i zawiera sekcje stabilizacji jego napięcia zasilania ($5\text{ V} \pm 2\%$, maks. 3 A). Ponadto, na tym module zrealizowano pomiar napięcia i prądu pobieranego przez lab - payload oraz sekcje zabezpieczenia nadprądowego oraz zabezpieczenia przed zbyt wysokim i zbyt niskim napięciem zasilania lab - payloadu.

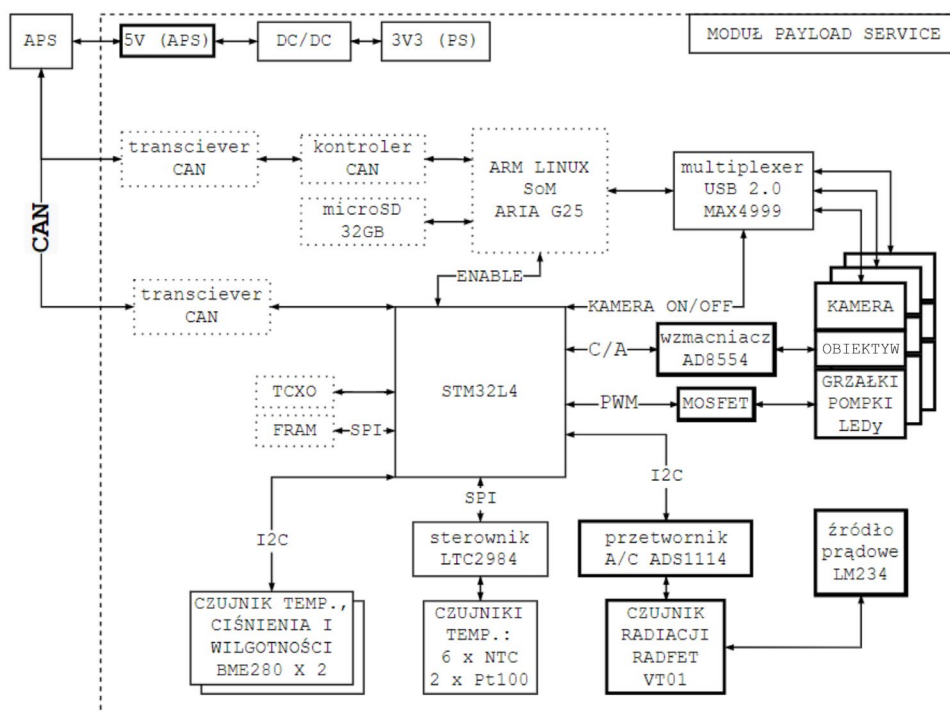
Moduł PS obsługuje hodowlę trzech próbek biologicznych, tj. hodowlę ziarna rzeżuchy w mikrodoniczce oraz dwie hodowle zarodników grzybów w lab - chipach (jeden układ redundantny). Realizuje cykliczne dozowanie wody do lab - chipów i mikrodoniczki, pomiar i kontrolę temperatury hodowli grzybów oraz zbiorników z wodą dla grzybów i ziarna, akwizycję i zapis zdjęć grzybów i ziarna, w tym sterowanie wyostrzeniem i oświetleniem, pomiar na żądanie wartości ciśnienia, wilgotności, temperatury i skumulowanej dawki promieniowania wewnątrz lab - payloadu oraz komunikację z modułami platformy satelitarnej po magistrali CAN.

Uwzględniając dobrany model kamery (ELP-USB8MP02G), a w tym konieczność obsługi protokołu USB 2.0, zdecydowano, że wykorzystany zostanie układ z systemem operacyjnym Linux. Ze względu na wymagany stosunkowo krótki czas trwania eksperymentu biologicznego i osłonę radiacyjną (termos) nie rozpatrywano komponentów

o zwiększonej odporności na promieniowanie (*Radiation-Tolerant* lub *Radiation-Hardened*). Wybrano gotowe rozwiązanie tzw. SOM (*System-On-Module*) Aria G25, m.in. ze względu na niewielkie wymiary. W celu ograniczenia zużycia energii (ok. 0,3 W podczas normalnej pracy [135]), moduł Aria G25 realizuje niezbędne minimum funkcji koniecznych do przeprowadzenia eksperymentu, tj. obsługę komunikacji z kamerami i zapis zdjęć na karcie microSD oraz wysyłanie ich na magistralę CAN. Do realizacji pozostałych funkcji PS wybrano niskomocowy mikrokontroler STM32L496VG [136], wykorzystywany również na pozostałych modułach platformy nanosatelitarnej.

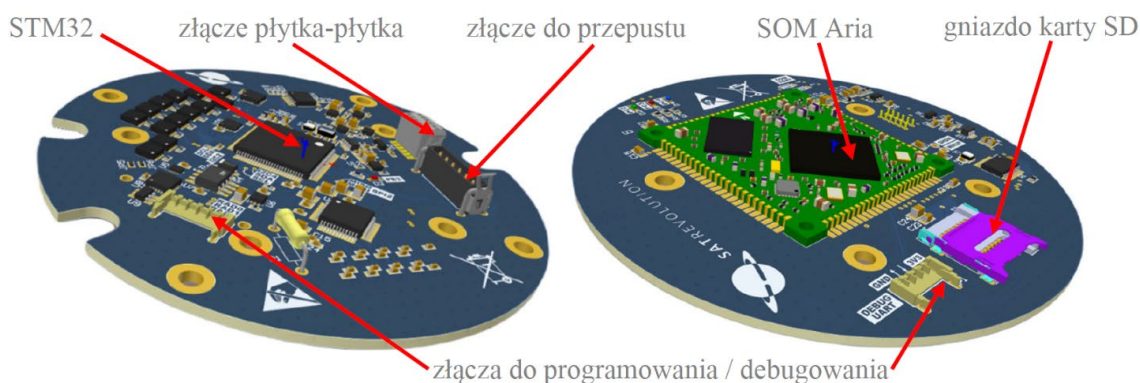
Uproszczony schemat elektroniczny modułu PS przedstawiono na Rys. 50. Moduł zasilany jest z satelitarnego modułu APS (5 V). Dodatkowo na module umieszczono przetwornicę DC-DC *step-down* 5V/3V3 (LT8608), która stabilizuje zasilanie m.in. dla mikrokontrolera. Mikrokontroler STM32 posiada zewnętrzną nieulotną pamięć FRAM (CY15B108QN) i zewnętrzny oscylator TCXO (ECS-TXO-2016-33-160-TR). Jest układem nadrzędnym (*masterem*) dla układu SOM Aria G25 z zewnętrzną pamięcią w postaci karty microSD 32GB. *Transceiver* (nadajnik-odbiornik) CAN (TCAN330G) jest interfejsem pomiędzy mikrokontrolerami, a magistralą nanosatelity. Układ Aria G25 nie posiada peryferium kontrolera CAN, dlatego też oprócz transceivera dodano zewnętrzny kontroler MCP2515 z interfejsem SPI. Pomiar skumulowanej dawki promieniowania realizowany jest przez odczyt napięcia jednego z dwóch tranzystorów układu RADFET VT01 (zasilonego ze źródła prądowego LM234). Wykorzystano przetwornik analogowo-cyfrowy ADS1114 z interfejsem I2C. Pomiar wilgotności, ciśnienia i temperatury wykonywany jest z użyciem układu BME280. Ponieważ wartość ciśnienia jest parametrem krytycznym, umieszczono dwa układy BME280, podłączone do tej samej magistrali I2C z różnymi konfiguracjami adresu. Układ LTC2984 posiada 20 konfigurowalnych kanałów dla różnych typów sensorów temperatury. W module PS, układ obsługuje sześć termistorów NTC 10k (B57541G1103F000) do pomiaru temperatury lab - chipów i w objętości lab - payloadu oraz dwa czujniki PT100 (32208550) na zbiornikach. Sterowanie wyborem, która kamera wykona zdjęcie, realizowane jest przez multiplexer USB (MAX4999). Multiplexer przełącza między kamerami linię USB poprowadzoną z modułu Aria G25. Sygnał *enable* z mikrokontrolera STM32 do SOM Aria, inicjuje przełączenie pomiędzy trzema kamerami linii sygnałowej USB poprowadzonej z modułu Aria G25 oraz przełączenie zasilania do kamer i sterowania obiektywem (wyostrzenie). W danym momencie, może być aktywny tylko jeden sygnał *enable*. Źródło prądowe do sterowania obiektywem (na aktuatorze elektromagnetycznym), zrealizowano wykorzystując wzmacniacze operacyjne (AD8554) sterowane sygnałem

analogowym (0 V – 3,3 V) z peryferium przetwornika cyfrowo-analogowego mikrokontrolera STM32. W rezultacie, aktuator elektromagnetyczny sterowany jest prądem w zakresie 0 mA – 100 mA. Grzałki, diody LED oraz pompki sterowane są z linii PWM (peryferium STM32) modulowanych tranzystorem MOSFET (BSZ028N04LS). Optymalna temperatura dla grzybów na lab-chipach (28°C) oraz zbiornikach z wodą dla grzybów (28°C) i dla ziarna (15°C - 30°C) utrzymywana jest przez regulator PID. W wielu miejscach wykorzystano układy TPS2553 tzw. LCL (*Latching Current Limiter*), które zabezpieczają i umożliwiają reset poszczególnych układów i całych sekcji.



Rys. 50 Schemat modułu PS. Obramowanie linią pogrubioną wskazuje na zasilane z napięcia 5 V z modułu APS, linią kropkowaną z napięcia 3,3 V z mikrokontrolera STM, linią ciągłą z napięcia 3,3 V stabilizowanego na module PS.

Ze względu na cylindryczny kształt obudowy lab - payloadu i w tym ograniczenie średnicy PCB do 86mm, moduł PS zrealizowano jako dwa moduły PS1 i PS2 (Rys. 51).



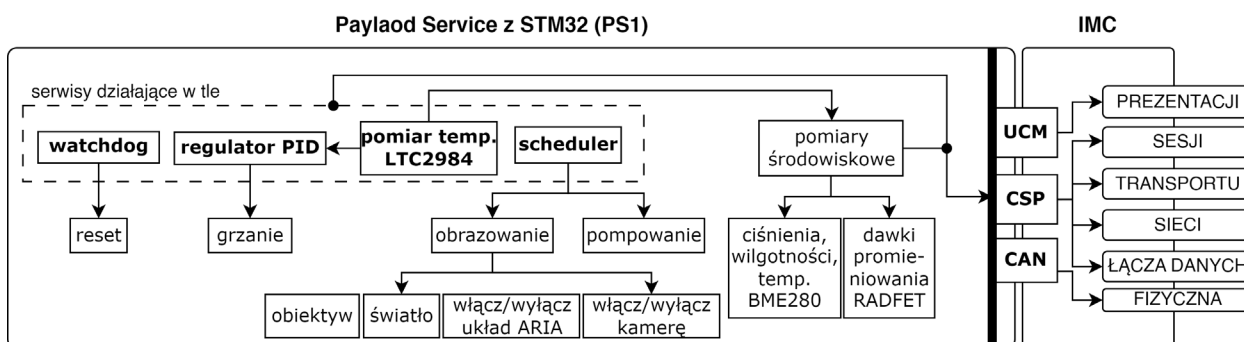
Rys. 51 Modele modułów PS1 (lewa) oraz PS2 (prawa).

Podczas integracji lab - payloadu, moduły te zostają połączone ze sobą złączem płytka-płytką Samtec RSM-106-02-S-D (CAN, USB, zasilanie 3,3 V) z zachowaniem odpowiedniego dystansu, co umożliwia wyprowadzenie okablowania do przepustu próżniowego w obudowie. Poszczególne komponenty przedstawione na schemacie (Rys. 50), rozmieszczono tak, że na module PS2 znajduje się układ SOM Aria G25, pamięć (karta microSD) i układy do komunikacji układu Aria po magistrali CAN (transceiver i kontroler), natomiast na module PS1 znajduje się mikrokontroler STM32 oraz wszystkie układy pozostałe, głównie kontrolno-pomiarowe. Poza komponentami ze schematu, na każdym z modułów umieszczono wymagane elementy dodatkowe.

Na widocznej powierzchni modułu PS1, umieszczono wtyk złącza płytka-płytką, gniazdo złącza Harwin M80-8820642 do przepustu próżniowego (CAN, zasilanie 5 V) oraz gniazdo złącza Hirose DF65-5P-1.7V(21) do programowania mikrokontrolera STM. Na niewidocznej, drugiej stronie PCB, umieszczono gniazdo złącza Harwin G125-MS12605L3P do sensorów temperatury, gniazdo złącza Harwin G125-MS12005L3P do sygnałów kamer (zasilanie 5 V, pary różnicowe USB, sterowanie obiektywem) oraz gniazdo złącza Harwin G125-MS12605L3P do sygnałów PWM (grzałki, pompki i diody LED). Na module PS2 umieszczono gniazdo na kartę microSD, gniazdo złącza Hirose DF65-4P-1.7V(21), które umożliwia debugowanie (odpluskwanie) oprogramowania układu Aria (UART) oraz gniazdo złącza płytka-płytką (strona niewidoczna). Moduł PS1 wykonano w technologii czterowarstwowej, a prostszy PS2, w technologii dwuwarstwowej. Wytworzenie zlecono firmie PCBWay [129]. Na znaczącej powierzchni płytek wykonano miedziane przelotki (0,3 mm), tzw. *via stitching*, które pozwalają ujednoczyć „masę” między warstwami. Zapewnia to lepszy tzw. *return path* sygnałów [137] oraz ułatwia rozprowadzanie i odprowadzanie ciepła w objętości całego modułu.

Oprogramowanie modułu PS2 z układem Aria bazuje na systemie Linux i zostało rozbudowane o obsługę kamer, transceivera i kontrolera CAN oraz zapis obrazowań z metadanymi (*timestamp*) na karcie microSD (system plików ext4). Jest modułem podrzędnym (*slave*) dla PS1, włączanym tylko w momencie wykonywania, zapisywania i pobierania zdjęcia. Oprogramowanie na moduł PS1 z mikrokontrolerem STM32L496VG zostało napisane w języku C++ z wykorzystaniem narzędzia CubeMX (konfiguracja portów mikrokontrolera i generacja kodu inicjalizacyjnego) oraz niektórych gotowych bibliotek STM32Cube HAL [138], [139], m.in. do obsługi interfejsów komunikacyjnych: CAN, I2C, SPI. Na Rys. 52 zilustrowano najważniejsze bloki funkcyjne oprogramowania na module PS1.

Wyróżniono cztery podstawowe serwisy działające w pętli. Są to: karmienie *watchdog'a*²⁶, pomiary temperatury, działanie regulatora PID oraz wykonywanie tzw. grafiku eksperymentu (*scheduler*). Pomiary wartości środowiskowych są wykonywane na żądanie (komenda po CAN lub łączu radiowym). Komunikacja z magistralą satelitarną IMC (*Inter-module Communication*) do warstwy prezentacji modelu ISO/OSI obejmuje: CAN, CSP (*Cubesat Space Protocol*) [140] oraz UCM (*Unibus Communication Module*). UCM to dostarczona przez producenta platformy satelitarnej specyfikacja typów wiadomości, które mogą być przesyłane pomiędzy modułami nanosatelity oraz modułem radiowym, tzw. *wire format*.



Rys. 52 Schemat blokowy oprogramowania na module PS1.

Licznik *watchdog*a ustawiony jest na 30 s, natomiast karmienie *watchdog*a odbywa się co 5 s. Pomiar temperatury wykonuje w pętli następującą sekwencję: inicjalizuje wielokanałowy pomiar temperatury na układzie LTC2984, notyfikuje serwis regulatora PID o dostępności nowego pomiaru z poprzedniej pętli, czeka około 2 sekundy na wykonanie pomiaru (255 milisekund na każdy sensor) i zapisuje wynik do obiektów²⁷ odpowiadających poszczególnym sensorom. Serwis PID czeka na notyfikację o dostępności nowego pomiaru temperatury, następnie pobiera wartości temperatury z obiektów odpowiadających poszczególnym sensorom, wykonuje algorytm regulatora PID i wystawia sygnał PWM dla odpowiedniej grzałki. Sam serwis PID nie wykonuje pomiarów temperatury. W module stale działają cztery instancje serwisu PID, które regulują grzałkę wspólnego zbiornika z cieczą dla grzybów, grzałkę zbiornika z cieczą dla ziarna, grzałkę pierwszego chipu z grzybami, grzałkę drugiego chipu z grzybami. Dwie ostatnie instancje wykorzystują do regulowania temperatury po dwa sensory. Jeżeli wartości temperatury z obydwu sensorów

²⁶ *Watchdog* – mechanizm, którego zadaniem jest przywrócenie systemu do działania po zawieszeniu programu. Jest to licznik, który dekrementuje od zadanej wartości. W momencie, osiągnięcia wartości zero, wymusza reset procesora. Aby uniknąć resetu w trybie normalnej pracy, aplikacja co pewien czas powinna ustawiać licznik z powrotem na początkową wartość. Czynność ta jest nazywana karmieniem (*feeding*), albo kopaniem (*kicking*) *watchdog*a.

²⁷W języku programowania C++ program komputerowy definiowany jest za pomocą *obiektów*, czyli elementów łączących stan (czyli dane, inaczej *attributy*) i zachowanie (czyli procedury, inaczej *metody*).

są poprawne, tj. nie zawierają żadnego z kodu błędów definiowanych przez układ LTC2984, wartością regulowaną przez PID jest średnia z tych dwóch sensorów. Jeżeli wartość jednego z sensorów jest niepoprawna, wartością regulowaną przez PID jest wartość drugiego sensora. Jeżeli wartość obu z sensorów jest niepoprawna, regulator jest wyłączony. Serwis schedulera uruchamia dwa cykliczne zadania – pompowanie cieczy oraz wykonywanie zdjęć próbkom biologicznym. Dla tych zadań, w oprogramowaniu zdefiniowane zostają parametry, które mogą różnić się w zależności od próbki. W przypadku pompowania są to okres, czas trwania oraz współczynnik wypełnienia sygnału PWM sterującego pompkami. Dla akwizycji zdjęcia są to okres oraz wartości współczynnika wypełnienia sygnału PWM dla sterowania obiektywem (wyostrzeniem) oraz oświetleniem. Scheduler można włączyć lub wyłączyć komendą, co nie zaburza zależności czasowych pomiędzy kolejnymi cyklami zadań. Jeżeli w momencie, w którym zadanie ma zostać wykonane, scheduler jest wyłączony, to ten cykl zadań zostaje pominięty, a następny cykl zostanie wykonany standardowo, po upływie okresu zdefiniowanego dla zadania.

Poza wymienionymi serwisami w tle, moduł PS1 obsługuje polecenia/zapytania sformułowane w formie komend UCM. Tab. 7 to spis komend charakterystycznych tylko dla modułu PS1, wraz z opisem ich działania oraz przyjmowanymi parametrami.

Tab. 7 Spis najważniejszych komend obsługiwanych przez moduł PS1.

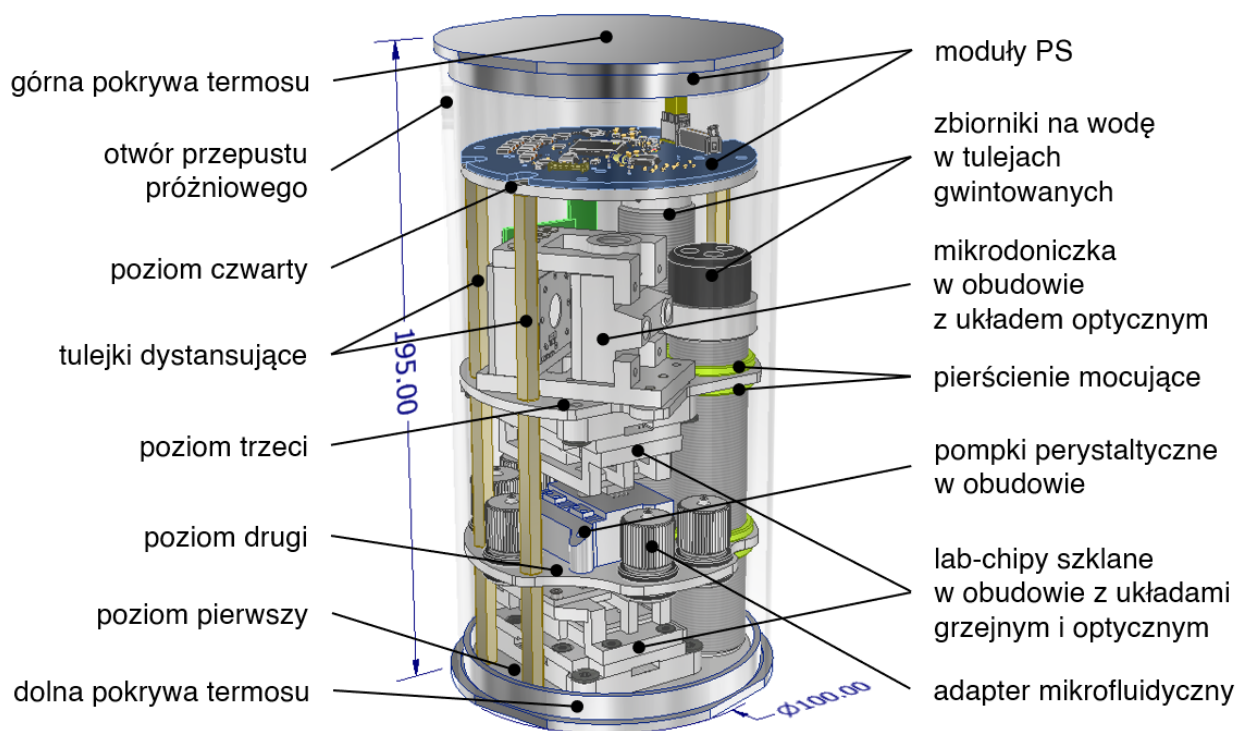
Nr	Nazwa komendy	Opis komendy	Parametry komendy ²⁸
1	włącz/wyłącz scheduler <i>switch_scheduler</i>	włącza lub wyłącza wykonywanie wszystkich zadań schedulera i zapisuje ten stan w pamięci FRAM; scheduler jest domyślnie włączony	zasilanie: ON/OFF
2	pompuj wodę <i>water_the_sample</i>	uruchamia pompowanie wody dla danej próbki	wybór nr. próbki: 0, 1, 2 czas pompowania: 0-600 ms PWM: 0-100%;
3	podaj wartości zmiennych środowiskowych <i>stm_telemetry_request</i>	pobiera wyniki pomiaru z czujników BME280, RADFET oraz wszystkich czujników temperatury (układ LTC2984)	brak
4	włącz/wyłącz kamerę <i>switch_camera</i>	włącza lub wyłącza zasilanie wybranej kamery	zasilanie: ON/OFF; wybór nr. próbki: 0, 1, 2
5	włącz/wyłącz moduł Aria <i>switch_aria</i>	włącza lub wyłącza zasilanie dla układu Aria na PS2; po zasileniu, układ potrzebuje ok. 30 s na uruchomienie, zanim obsłuży inne zadania	zasilanie: ON/OFF
6	ustaw jasność oświetlenia <i>set_led_brightness_percent</i>	włącza lub wyłącza oraz ustawia wartość jasności dla wybranego układu LED	zasilanie: ON/OFF wybór nr. próbki: 0, 1, 2 PWM: 1-100 [%]
7	ustaw wartość wyostrzenia <i>set_camera_focus_percent</i>	włącza lub wyłącza oraz ustawia wartość prądu sterowania wybranym obiektywem	zasilanie: ON/OFF wybór nr. próbki: 0, 1, 2 PWM: 1-100 [%]
8	zrób zdjęcie <i>capture_photo</i>	uruchamia procedurę wykonania zdjęcia zawierającą m.in komendy nr 4, 5, 6, 7 i zapisuje je na karcie microSD z metadanymi (<i>timestamp</i>)	wybór nr. próbki: 0, 1, 2; rozdzielczość: 320x240, 640x480, 1600x1200; jakość zdjęcia: 0-100; PWM LED: 0-100%; PWM obiektyw: 0-100%

²⁸ W przypadku parametrów o definiowanych zakresach, wartość „100” odpowiada najwyższej/najlepszej i odpowiednio „0” – najniższej/najgorszej.

Moduły przetestowano po podłączeniu wszystkich obsługiwanych komponentów. Po wykonaniu testów wysyłania stosunkowo dużej ilości danych po magistrali CAN (transfer zdjęć), układ MCP2515 okazał się niewystarczający ze względu na zbyt mały bufor ramek. W module wykorzystano więc konwerter UART-CAN UCCB z wirtualnym portem COM na USB i wyłączyło obsługę układu MCP2515. Po czym potwierdzono poprawne działanie czterech serwisów oraz poprawne wykonywanie wszystkich wymienionych komend.

4.7 Złożenie i testy modelu inżynierskiego (EM)

Wewnętrzna struktura nośna lab - payloadu zabezpiecza oraz odpowiednio pozycjonuje komponenty w cylindrycznej obudowie. Zaprojektowana została w programie Inventor (Autodesk). Uwzględniono konieczność prowadzenia znacznej ilości przewodów elektrycznych i rurek mikrofluidycznych. Struktura wraz z komponentami, dalej zwana lab-insertem, jest widoczna na modelu lab - payloadu przedstawionym na Rys. 53.

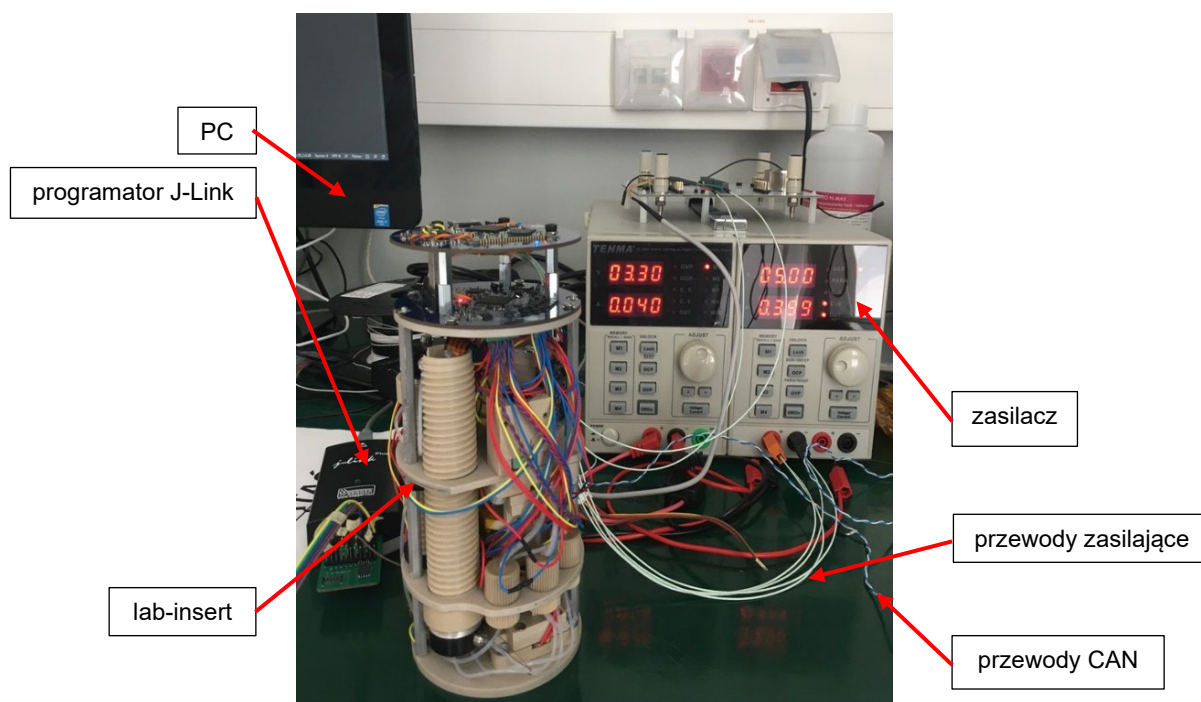


Rys. 53 Model 3D lab-payloadu z widocznymi wewnętrznymi elementami zamocowanymi na strukturze nośnej (lab-insert).

Strukturę lab-insertu tworzą cztery okrągłe dyski (poziome), połączone ze sobą w odpowiedniej odległości z użyciem aluminiowych tulejek dystansujących. Na poziomie pierwszym i dolnej powierzchni poziomu trzeciego, umieszczono lab - chipy szklane w obudowach z układami grzejnym oraz optycznym. Na poziomie drugim, wszystkie złącza mikrofluidyczne IDEX oraz dwie pompki zasilające obwód cieczy dla grzybów. Na górnej

powierzchni poziomu trzeciego, zestawiono mikrodoniczkę z układem optycznym oraz pompkę zasilającą obwód cieczy dla ziarna. W poziomach drugim oraz trzecim zamocowano dwa zbiorniki na ciecz, oddzielny dla grzybów oraz oddzielny dla ziarna. Zbiorniki wkręcono do gwintowanych tulei, które zabezpieczają przed ewentualnym przemieszczeniem się warstw grzejnych oraz umożliwiają mocowanie i pozycjonowanie zbiorników z użyciem gwintowanych pierścieni. Na poziomie czwartym, pod próżniowym przepustem elektrycznym, umieszczono moduł PS1. Do złącz na powierzchni dolnej modułu PS1 doprowadzone zostają wszystkie przewody od komponentów lab - payloadu. Natomiast złącza na powierzchni górnej modułu PS1 umożliwiają wyprowadzenie okablowania na piny przepustu próżniowego oraz połączenie z modułem PS2. Moduł PS2 montowany jest z wykorzystaniem tulejek dystansujących nad przepustem, bezpośrednio pod pokrywą obudowy. Elementy konstrukcji wydrukowano technologią FDM (*Fused Deposition Modeling*) i wstępnie zmontowano celem zweryfikowania ewentualnych kolizji. Elementy wg ostatecznej wersji projektu zlecono do frezowania w PEEK (polieteroeteroketon). Materiał ten wybrano m.in. ze względu na niewielką masę, dobre parametry wytrzymałościowe i izolacyjne oraz biokompatybilność i niskie współczynniki gazowania (TML: 0,14%, 0,00% CVCM [104]).

Wstępne złożenie i testy działania lab-insertu oraz testy działania lab - payloadu w platformie nanosatelitarnej przeprowadzono w pomieszczeniu o podwyższonej klasie czystości ISO-6 (w temperaturze pokojowej, przy ciśnieniu atmosferycznym i wilgotności ok. 30% - 50%). W pierwszej kolejności wykonano testy działania lab-insertu, poza jego obudową i bez modułów platformy nanosatelitarnej. Zasilanie do modułu PS1 doprowadzono z zasilacza (5 V) z ograniczeniem prądowym do 3 A. Dane z modułów PS przesyłano po magistrali CAN z użyciem konwertera UCCB USB - CAN wpiętego do PC. Do złącza na module PS1 podłączono obsługiwany z PC programator J-Link Plus (Segger), umożliwiający przeprogramowanie mikrokontrolera STM32 (w tym zastosowaniu parametrów schedulera). W lab-insercie zostały zabudowane lab - chipy oraz mikrodoniczka z testowymi próbkami biologicznymi. Nie prowadzono hodowli. Próbek użyto wyłącznie w celu potwierdzenia możliwości uzyskania zadawalających obrazowań w ostatecznej konfiguracji lab-insertu. Stanowisko testowe przedstawiono na Rys. 54.

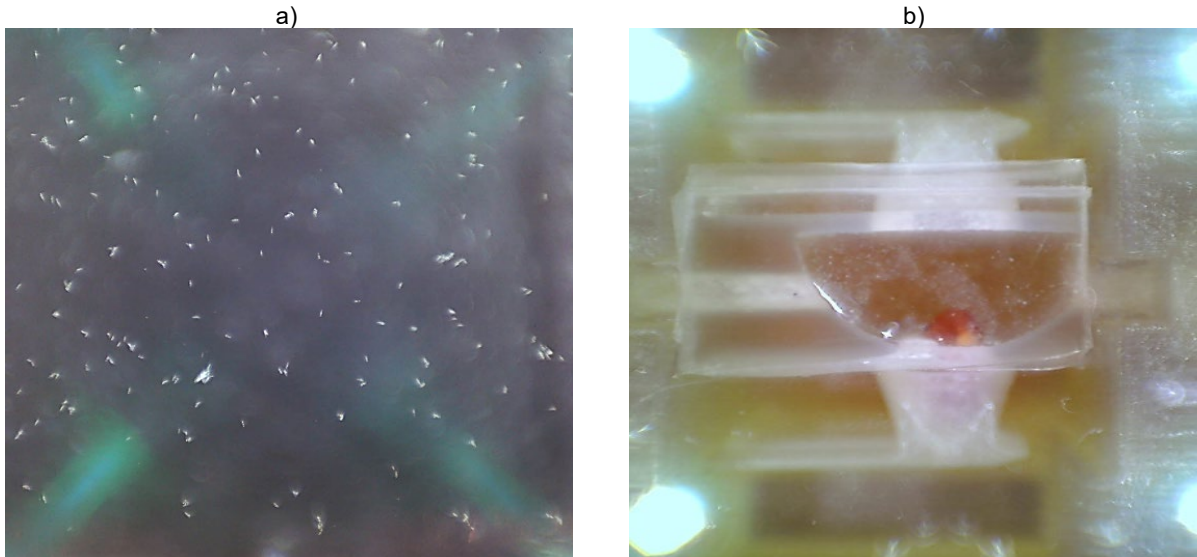


Rys. 54 Lab-insert podłączony do zasilacza oraz do PC przez konwerter USB-CAN i przez programator J-Link.

Zweryfikowano wymagane funkcje lab-insertu takie jak: osiągnięcie temperatury o zadanej wartości, akwizycja i zapis zdjęć próbek, pomiar zmiennych środowiskowych (temperatura, ciśnienie, wilgotność, dawka promieniowania) oraz pompowanie wody. Poza tym, dla możliwie najmniejszego przepływu cieczy, wyznaczono czas pompowania wstępnego, czyli czas wypełniania cieczą początkowo pustych rurek mikrofluidycznych²⁹. W przypadku akwizycji zdjęć, wyznaczono możliwie najlepszą płaszczyznę ostrości układu optycznego, a w zaciemnieniu dobrano intensywność oświetlenia próbek diodami LED³⁰. Wyznaczone wartości czasu oraz współczynników wypełnienia sygnałów PWM zmieniono w kodzie serwisu schedulera (przeprogramowanie układu STM32). Na Rys. 55 przedstawiono przykłady zdjęć zarodników grzybów i ziarna rzeżuchy wykonane z dobranymi nastawami. Testy lab-insertu wykazały, że zaprojektowana konfiguracja działa prawidłowo, a na podstawie uzyskanych zobrażeń możliwa jest dalsza ocena rozwoju próbek.

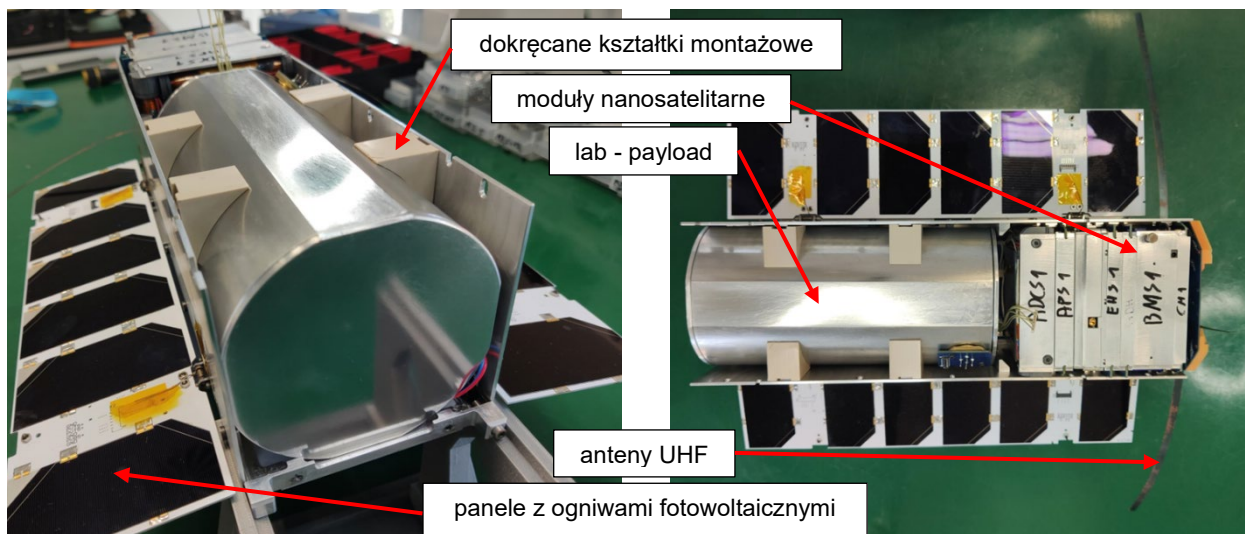
²⁹ Czas pompowania wstępnego wody w lab-insercie jest różny w zależności m.in. od sposobu prowadzenia i długości rurek mikrofluidycznych, zadanej prędkości przepływu (ustalanej w tym przypadku jako współczynnik wypełnienia sygnału PWM sterującego pompkami) czy oddziaływania ziemskiej siły grawitacji lub mikrogravitacji.

³⁰ Parametry obrazowania próbek w lab-insercie, czyli jasność i wyostrenie zdjęć (ustalanych w tym przypadku jako współczynnik wypełnienia sygnałów PWM sterujących odpowiednio diodami LED i obiektywem) mogą być różne w zależności m.in. od sposobu rozmieszczenia zarodników w kanale lab - chipu czy wielkości ziarna w gnieździe mikrodoniczki.



Rys. 55 Zdjęcia próbek biologicznych uzyskane podczas testu lab-insertu: a) zarodniki *F. culmorum* w kanale suchym lab - chipu szklanego (jasne, rozproszone i wrzecionowate obiekty); b) ziarno *L. sativum* w gnieździe mikrodoniczki (jeszcze niespęczniałe, na krótko po zalaniu wodą). Cztery refleksy w rogach zdjęć wynikają z oświetlenia próbek od góry diodami LED.

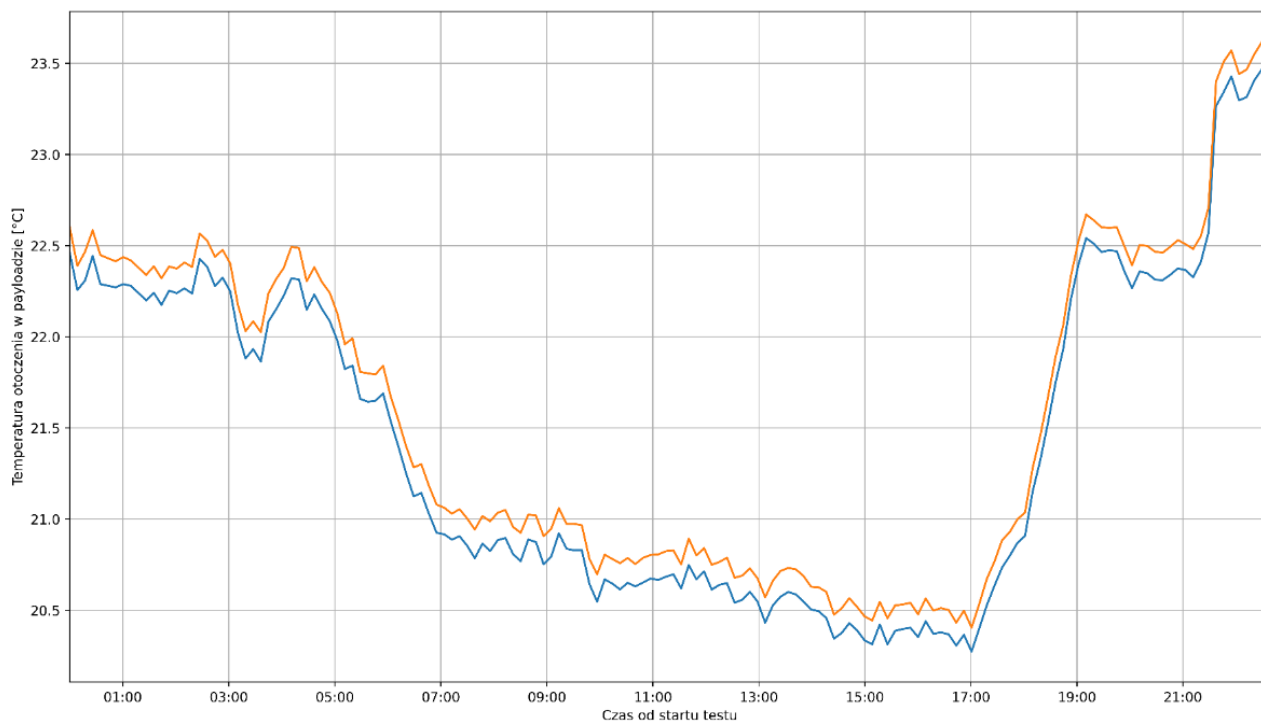
Lab-insert zamontowano i zamknięto w termosie. Celem kolejnego kroku testowego było ponowne potwierdzenie wymaganych funkcjonalności, tym razem kompletnego już lab - payloadu oraz przeprowadzenie testu jego działania w platformie nanosatelitarnej. Sygnały z modułu PS1 (zasilanie, CAN) wyprowadzono na piny przepustu próżniowego, te z kolei podłączono do magistrali platformy nanosatelitarnej z wykorzystaniem złącza Hirose (wymaganie dostawcy platformy nanosatelitarnej). Lab - payload zamontowano w platformie wykorzystując izolujące termicznie kształtki frezowane w PEEK. Na Rys. 56 przedstawiono jeszcze nie w pełni skręconą strukturę nośną nanosatelity (brak ścian X+ oraz Z-), gdzie widoczny jest sposób montażu lab - payloadu.



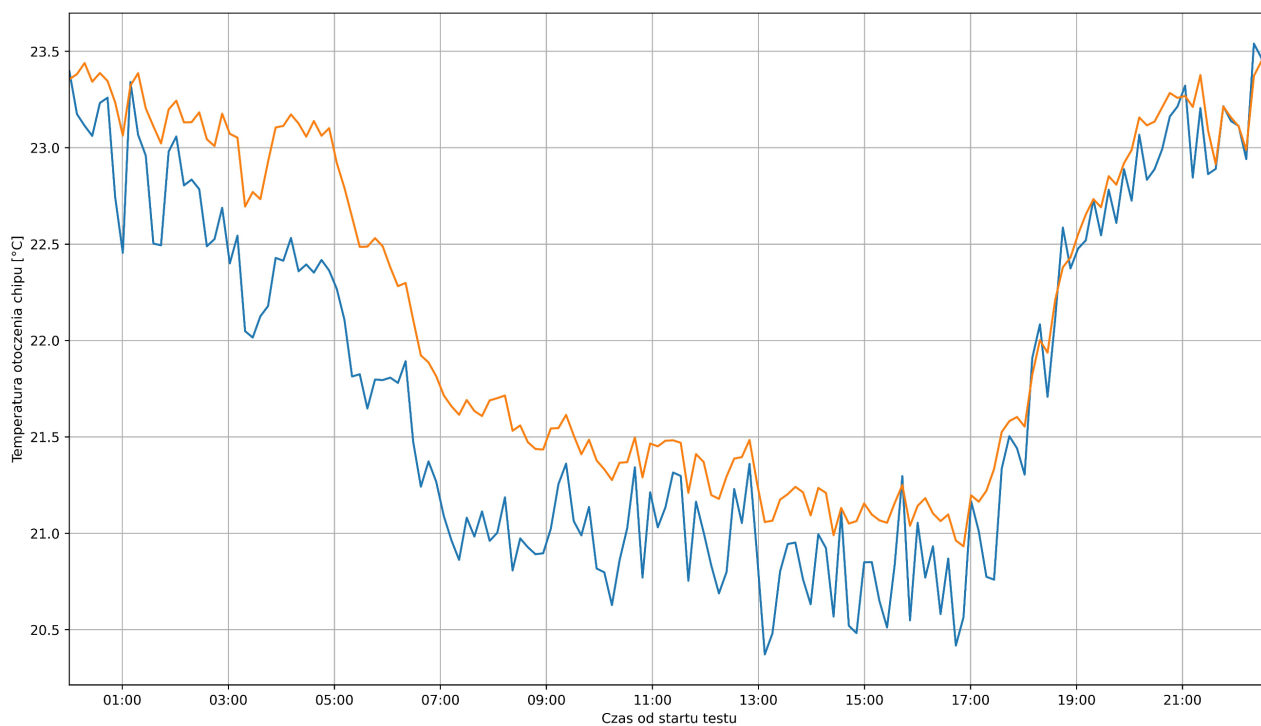
Rys. 56 Lab - payload umieszczony w modelu inżynierskim (EM) platformy nanosatelitarnej 3U firmy SatRev. Anteny modułu komunikacyjnego UHF są rozłożone, komunikacja z nanosatelitą odbywa się drogą radiową.

W tej konfiguracji zasilanie dla całego nanosatelity zapewnia moduł bateryjny BMS, a dla lab - payloadu dodatkowo za pośrednictwem modułu APS. Wymiana danych z nanosatelitą odbywała się na drodze radiowej w paśmie UHF ($401 \pm 0,15$ MHz). Do tego celu wykorzystano PC z wpiętym układem SDR (*Software-Defined Radio*) firmy Lime Microsystems (model LMS7002M). Komendą *set_PID_config* zmieniono nastawę PID na wartość 30°C, tak by zwiększyć różnicę temperatury regulowanej, względem temperatury otoczenia w pomieszczeniu testowym. Uruchomiono skrypt, który co 5 min wysyłał zapytanie o dane pomiarowe do modułów PS1 (komenda: *stm_telemetry_request*), BMS i APS oraz zapytanie o status, do każdego z modułów nanosatelity (komenda: *device_info*). Przeprowadzono całodobowy test działania nanosatelity. Otrzymane dane przedstawiono na kolejnych wykresach (Rys. 57-65).

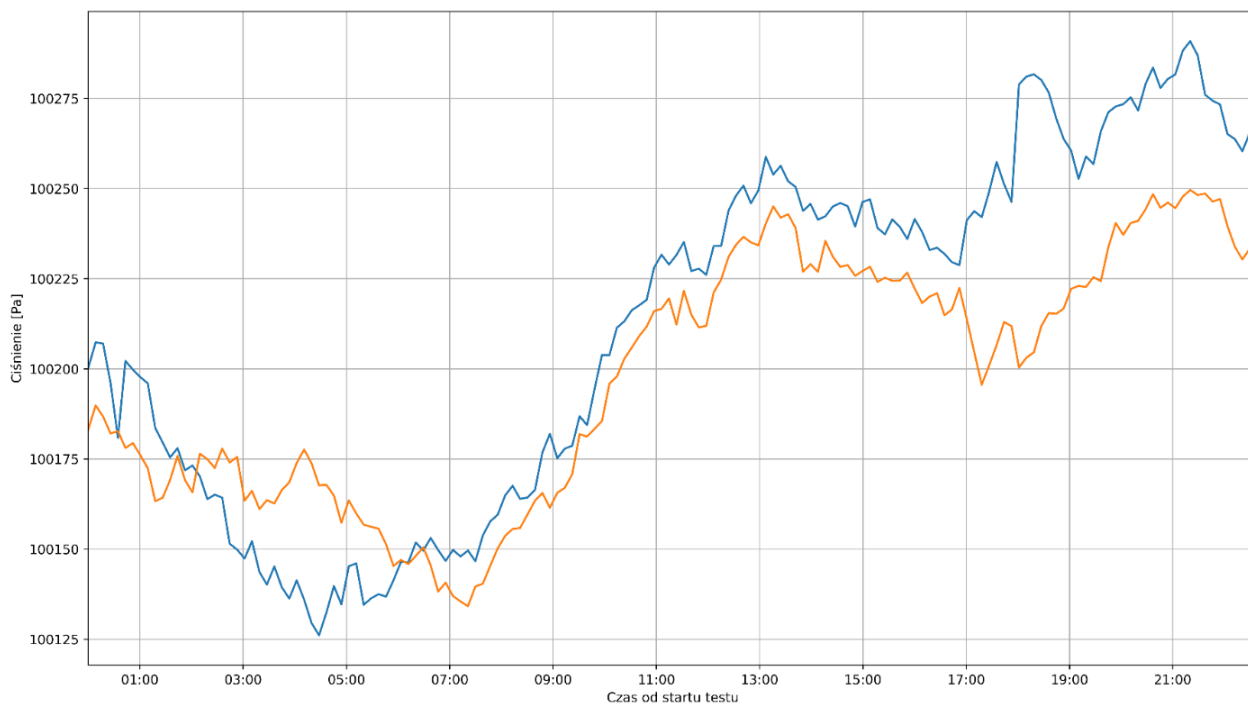
Na Rys. 57 i Rys. 58 przedstawiono temperaturę rejestrowaną odpowiednio, przez dwa układy BME280 (na module PS1) oraz przez dwa czujniki NTC (na przewodach, w objętości lab - payloadu). Rys. 59 i Rys. 60 ilustrują odpowiednio, zmiany ciśnienia oraz wilgotności w lab - payloadzie, mierzone układem BME280. Następnie na Rys. 61 i Rys. 62 przedstawiono warunki temperaturowe hodowli z zarodnikami grzybów, odpowiednio, regulowaną temperaturę na lab - chipie w porównaniu z temperaturą mierzoną przez NTC w objętości lab - payloadu oraz regulowaną temperaturę zbiornika z wodą. Rys. 63 potwierdza osiągnięcie tej samej wartości temperatury regulowanej dla zbiornika z wodą dla ziarna. Rys. 64 to wartość mierzonej dawki promieniowania wyznaczonej układem RADFET. Ostatecznie Rys. 65 przedstawia specyficzny dla modułów platformy nanosatelitarnej parametr *uptime*, czyli czas nieprzerwanej pracy modułu.



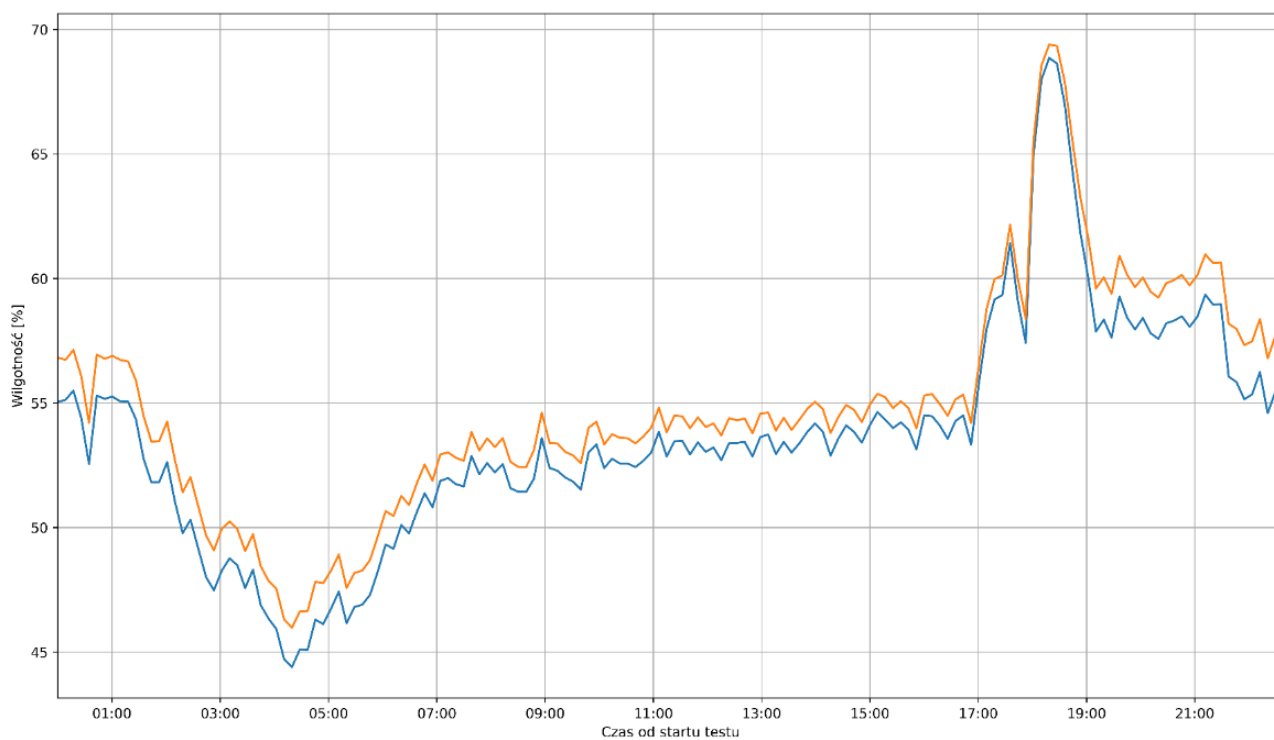
Rys. 57 Temperatura w funkcji czasu rejestrowana przez dwa układy BME280 (moduł PS1).



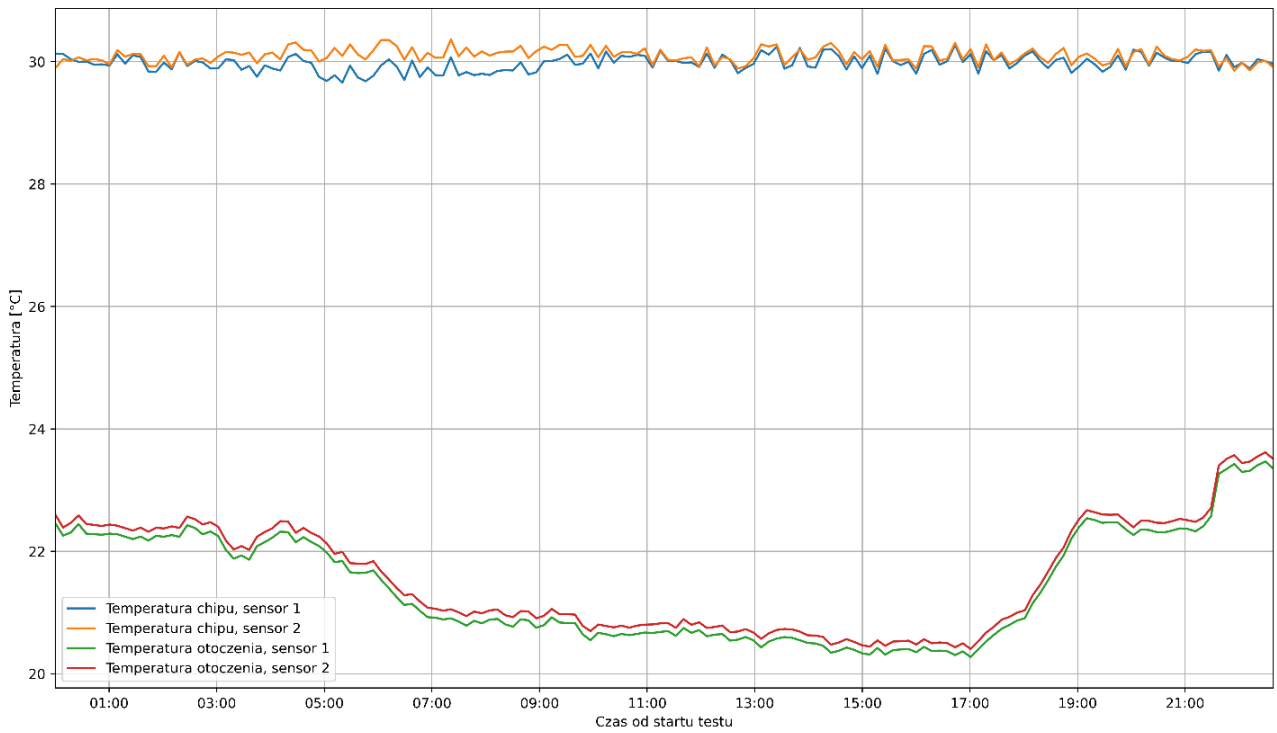
Rys. 58 Temperatura w funkcji czasu rejestrowana przez dwa czujniki NTC (w objętości lab - payloadu).



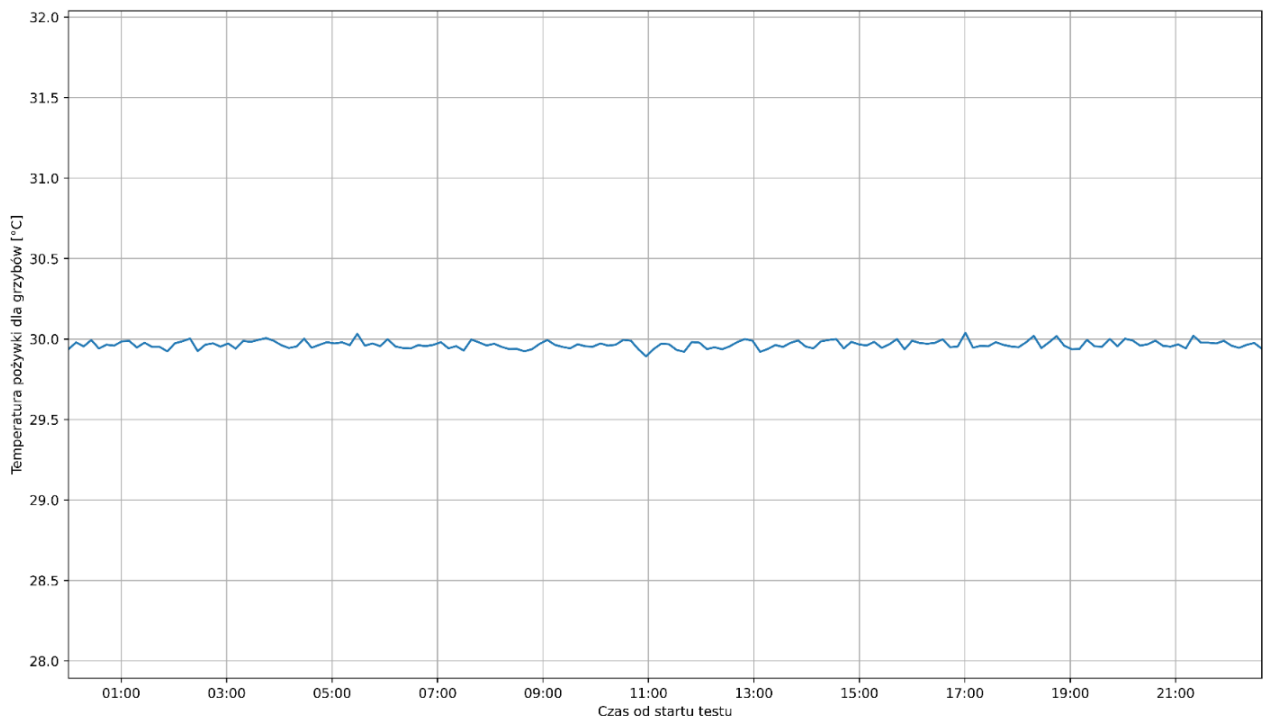
Rys. 59 Ciśnienie w funkcji czasu rejestrowane przez dwa układy BME280 (moduł PS1).



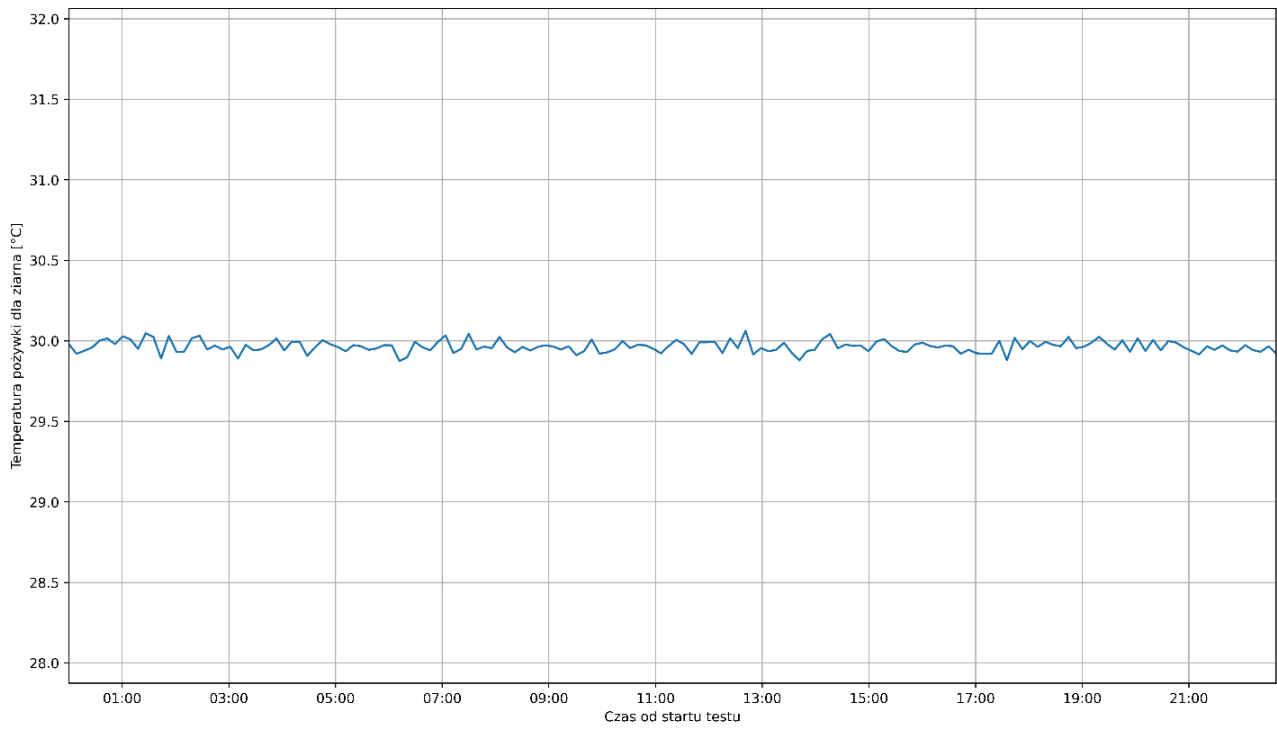
Rys. 60 Wilgotność w funkcji czasu rejestrowana przez dwa układy BME280 (moduł PS1).



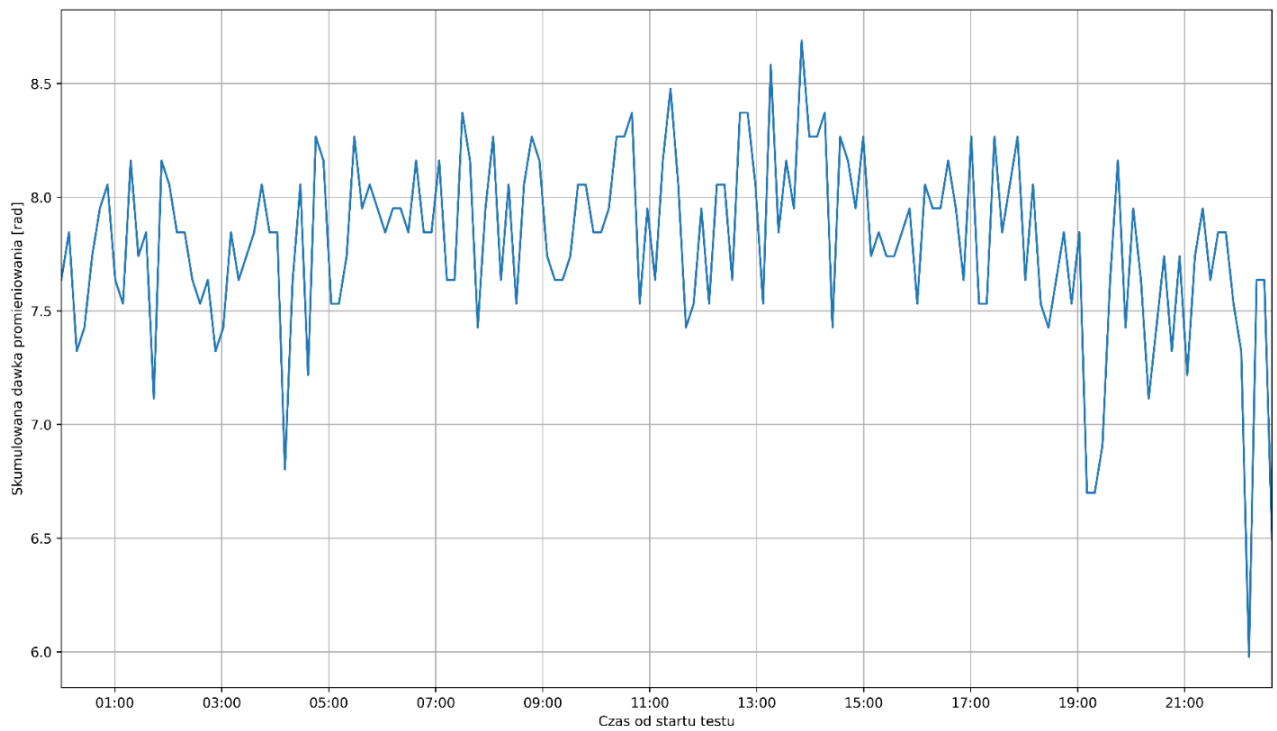
Rys. 61 Temperatura w funkcji czasu rejestrowana przez dwa czujniki NTC wklejone w jeden z lab - chipów szklanych oraz przez dwa czujniki NTC w objętości lab - payloadu.



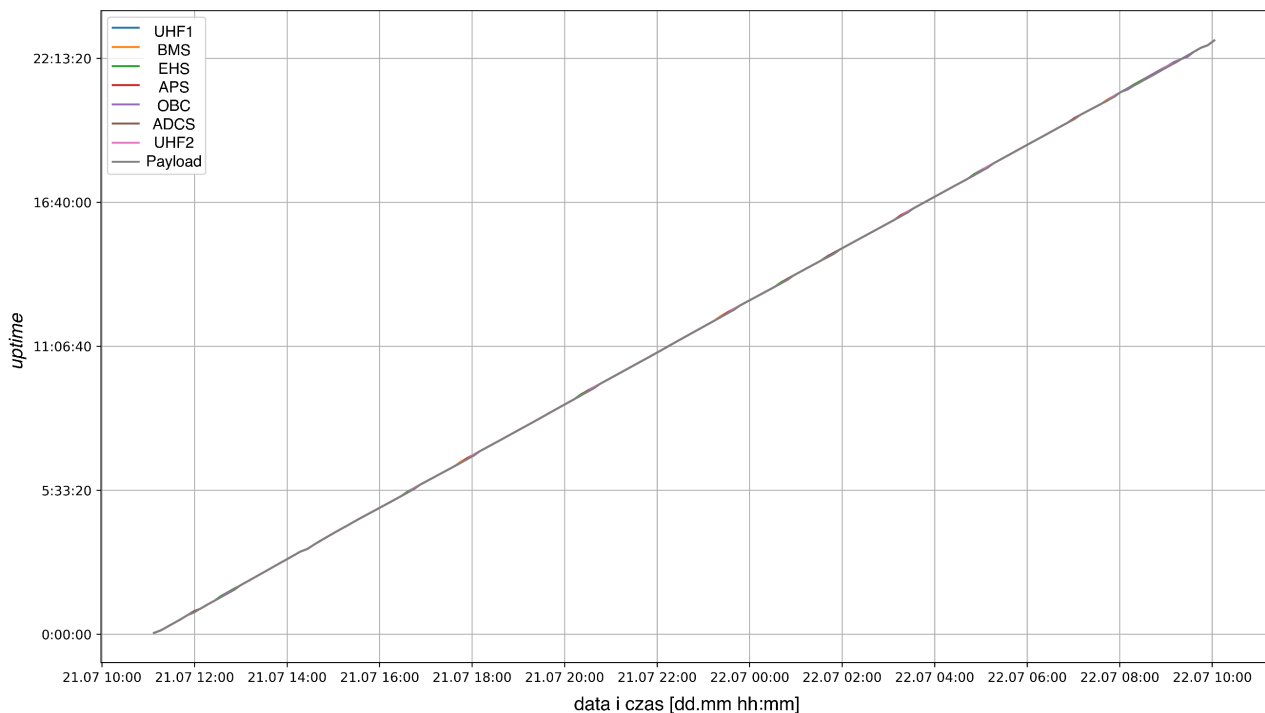
Rys. 62 Temperatura rejestrowana przez czujnik PT100 na grzejniku zbiornika wody dla hodowli grzybów.



Rys. 63 Temperatura rejestrowana przez czujnik PT100 na grzejniku zbiornika wody dla hodowli ziarna.



Rys. 64 Dawka radiacji rejestrowana przez układ RADFET VT01.



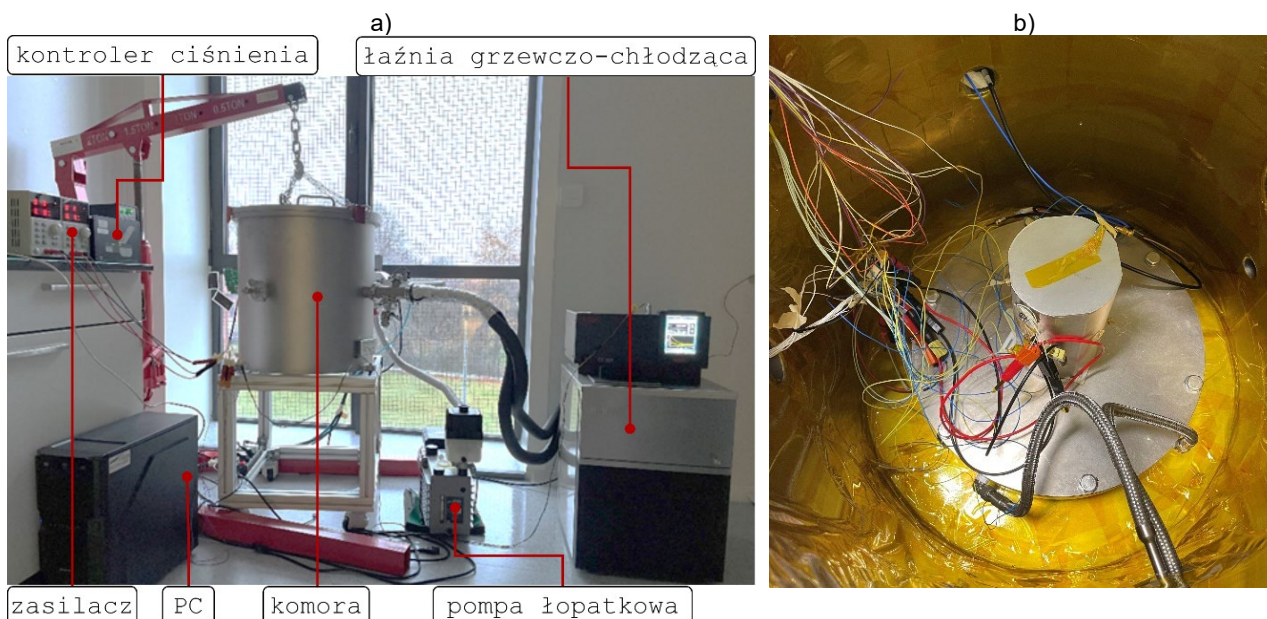
Rys. 65 Wartość *uptime* czyli czasu trwania uruchomienia modułu w funkcji czasu trwania testu dobowego. Wartości *uptime* dla wszystkich modułów nanosatellity wskazują, że przez całą dobę żaden z modułów nie zresetował się, linie pokrywają się (liniowa funkcja rosnąca).

Temperatura wewnątrz lab - payloadu mierzona dwoma układami BME280 (Rys. 57) i dwoma czujnikami NTC (Rys. 58) osiąga spodziewane wartości z zakresu 20,25°C - 23,5°C. Zmiany temperatury mają bardzo podobny trend dla obu metod pomiarowych. Maksymalna różnica w wartościach mierzonych przez poszczególne czujniki BME1 oraz BME2 wynosi ok. 0,2°C i mieści się w polu tolerancji parametru dokładności czujnika ($\pm 1^\circ$) [141]. Zmiany ciśnienia i wilgotności zilustrowane odpowiednio na Rys. 59 oraz Rys. 60, mogą wynikać nie tylko ze zmian temperatury wewnątrz lab - payloadu, ale również ze zmian atmosfery zewnętrznej (obudowę dokręcono ręcznie, bez potwierdzenia hermetyczności). Maksymalne różnice w wartościach mierzonych przez poszczególne układy BME wynoszą ok. 0,73 hPa (ciśnienie) oraz ok. 2,75% (wilgotność). Różnice te mieszczą się w polach tolerancji parametrów dokładności czujnika, które wynoszą ± 1.5 hPa w przypadku pomiaru ciśnienia oraz $\pm 3\%$ (w temp. 25°C) w przypadku pomiaru wilgotności [141]. Zakresy zmierzonych wartości ciśnienia oraz wilgotności są akceptowalne i wynoszą odpowiednio ok. 1001 hPa – 1003 hPa oraz ok. 45% - 70%. Wykresy (Rys. 61, Rys. 62, Rys. 63) potwierdzają zdolność utrzymywania zadanej temperatury na obiektach (lab - chipy, zbiorniki), niezależnie od niższej temperatury w objętości lab - payloadu. Pomiar dawki promieniowania czujnikiem RADFET (Rys. 64), pozwolił potwierdzić komunikację z układem. Ze względu na stosunkowo krótki czas trwania testu i niską dawkę

promieniowania na Ziemi, otrzymane wartości nie są jednak miarodajne. Odnotowane dawki z zakresu ok. 6 rad - 8,5 rad, odpowiadają początkowi zakresu pomiarowego czujnika (1 rad - 1 krad) [133] i są skokowo zmienne, głównie w wyniku zmian temperatury. Czułość sensora wynosi bowiem 0,55 mV/rad, gdzie wartość napięcia bramka-źródło tranzystora zmienia się nie tylko w wyniku pochłoniętej energii promieniowania, ale również wraz z temperaturą (Fig. 3, [133]). Wykres czasu uruchomienia poszczególnych modułów (Rys. 65), potwierdza, że przez całą dobę trwania testu żaden moduł nie zresetował się. Dodatkowo odnotowano, że napięcie zasilania dla lab - payloadu z układu APS miało stałą wartość 5,15 V. W testach wykazano pełną funkcjonalność lab - payloadu w warunkach pokojowych. Niemniej jednak skokowy wzrost poziomu wilgotności spowodowany niewielkim wyciekami wody (Rys. 60), zwrócił uwagę na konieczność wprowadzenia drobnych poprawek (zabezpieczenia obiegu cieczy).

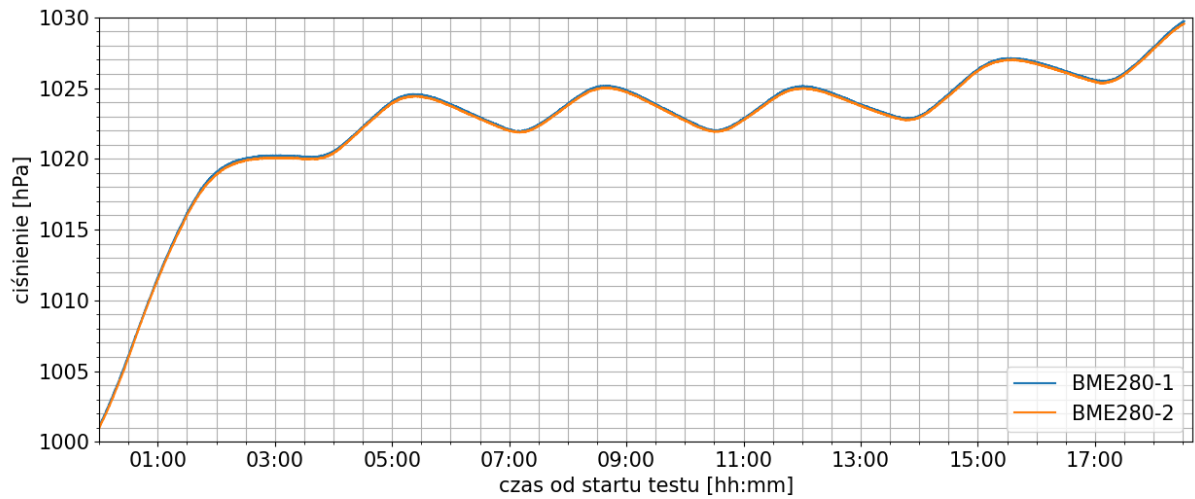
Ponownie złożono lab-insert wprowadzając zmiany. Złącza mikrofluidyczne dokręcono ze stałym momentem, stosując uszczelnienie teflonowe. Otwory dotleniające lab - chipów i mikrodoniczki zabezpieczono parafilmem, tak by umożliwić wyłącznie wymianę gazową. Dodatkowo w wolnej przestrzeni pomiędzy modułami PS zamontowano pochłaniacz wilgoci z granulowanym żelazem krzemionkowym. Lab-insert zamontowano w obudowie i sprawdzono działanie lab - payloadu w warunkach pokojowych. Po potwierdzeniu działania bez odchyłań, urządzenie zakwalifikowano do ostatniego etapu weryfikacyjnego, czyli testów w warunkach symulowanych. Celem tych testów było potwierdzenie funkcjonalności lab - payloadu w zmiennych warunkach temperaturowych i w próżni (TVAC) oraz po narażeniu na drgania losowe (RVT). Testy w TVAC zostały przeprowadzone w firmie SatRev, RVT zlecono do wykonania w centrum testowym Tristone (Wałbrzych).

Wygląd stanowiska do testu termiczno-próżniowego lab - payloadu przedstawiono na Rys. 66.

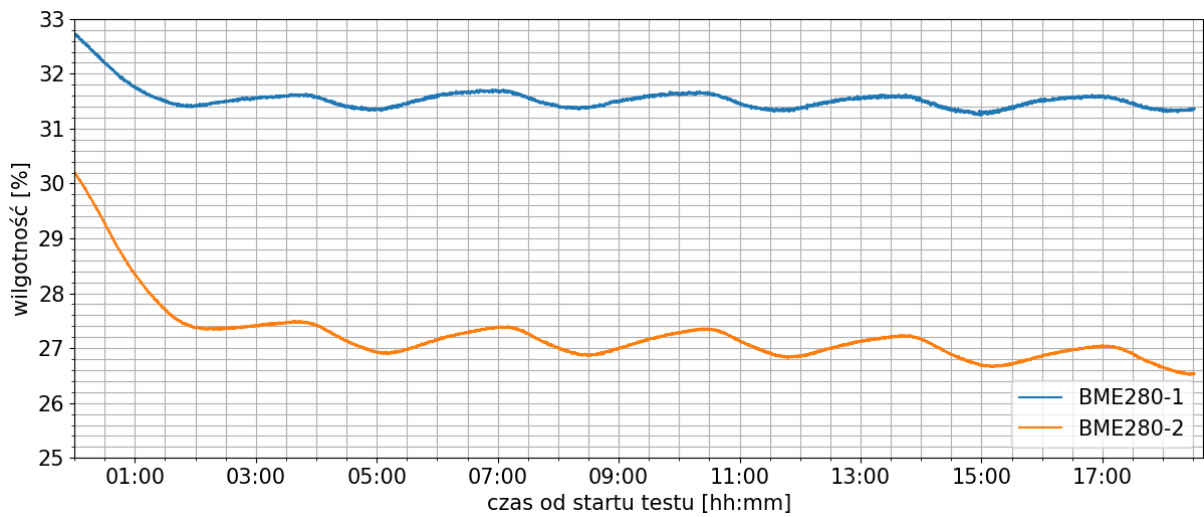


Rys. 66 Stanowisko do testów termiczno-próżniowych: a) komora termiczno-próżniowa, pompa łopatkowa E1M18 1-go stopnia, pompa turbomolekularna Turbotronik NY20 (niewidoczna) 2-go stopnia, kontroler ciśnienia Edwards ADC, łaźnia grzewczo-chłodząca ze sterownikiem HUBER CC-505, zasilacz, PC; b) lab - payload w komorze na płycie grzewczo-chłodzącej.

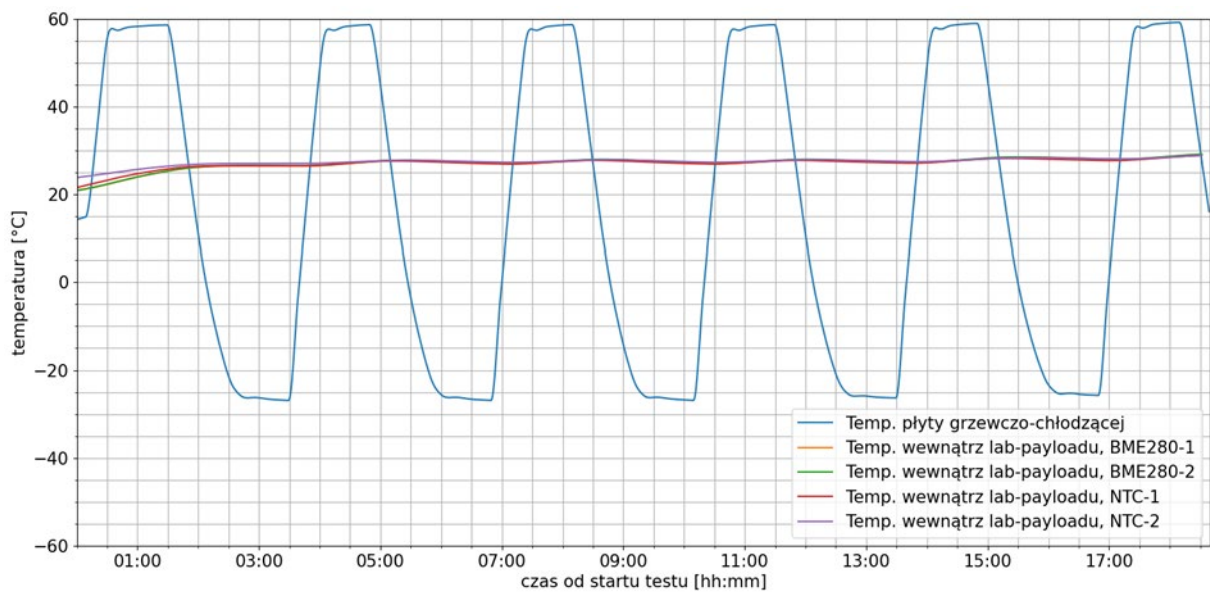
Lab - payload umieszczono w komorze na płycie grzewczo-chłodzącej na dystansach (PTFE) i podłączono do zewnętrznego zasilacza i PC przez przepust próżniowy komory. Wewnątrz komory utrzymywano ciśnienie rzędu 10^{-4} hPa. Na płycie grzewczo-chłodzącej zapewniono zakres zamian temperatury, zbliżony do rekomendowanego do testowania przez dostawcę raketowego (od -25°C do $+65^{\circ}\text{C}$) [142]. Zakres ten jest szerszy niż notowany podczas misji orbitalnych (Tab. 4, str. 53). Okres utrzymywania skrajnej temperatury (tzw. *dwell time*) ustalono na 45 min, czyli w przybliżeniu połowę czasu orbity. Test trwał ok. 18h, wykonano 5 pełnych cykli. Wykresy (Rys. 67, Rys. 68, Rys. 69, Rys. 70) potwierdzają odpowiednio, szczelność obudowy (ciśnienie w zakresie ok. 1020 hPa - 1025 hPa), stabilną wartość wilgotności w zakresie ok. 27% - 32%, odpowiednią temperaturę wewnątrz lab-payloadu („temperatura pokojowa”), niezależnie od zmian temperatury na płycie grzewczo-chłodzącej oraz dokładną regulację temperatury na wybranych obiektach (28°C), praktycznie niezależnie od zmian temperatury w objętości lab - payloadu. W trakcie trwania testu w komorze, wywoływano dodatkowo polecenia pompowania wody oraz wykonywania zdjęć. Potwierdzono prawidłowe działanie lab - payloadu. Przez cały czas trwania testu w komorze, wartość mocy pobieranej przez lab-payload fluktuowała w zależności od temperatury na płycie i aktywności podsystemów obrazowania i dozowania, niemniej jednak nie przekroczyła wartości 7,5 W (dla napięcia 5 V). Uznano to za wartość „bezpieczną”, w kontekście możliwego ciągłego zużycia energii (15 W [91]), ramach działania na wybranej platformie nanosatelitarnej (Tab. 2, str. 34).



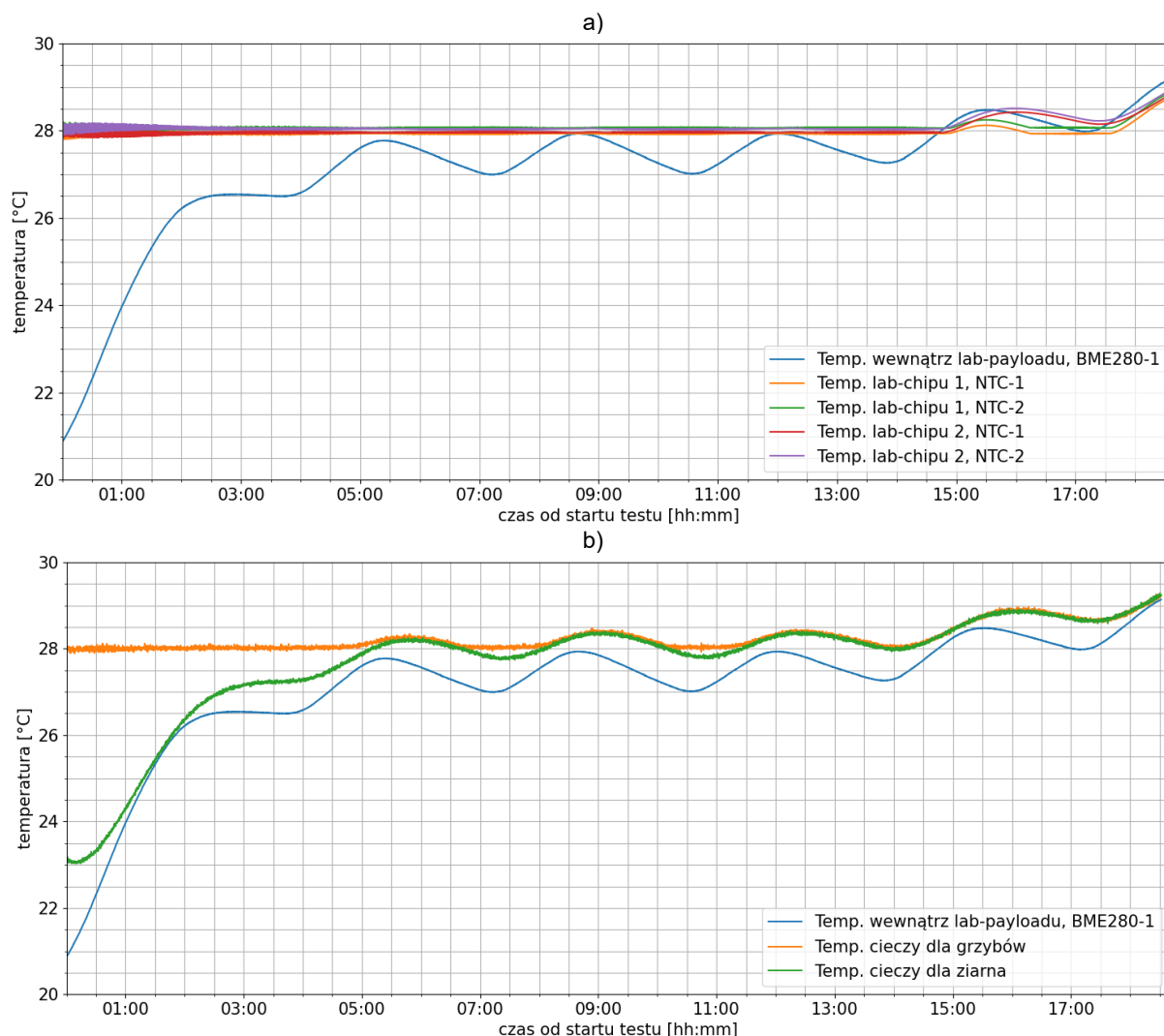
Rys. 67 Ciśnienie rejestrowane przez dwa układy BME280 (moduł PS1) podczas testu w TVAC.



Rys. 68 Wilgotność rejestrowana przez dwa układy BME280 (moduł PS1) podczas testu w TVAC.



Rys. 69 Temperatura wewnątrz lab-payloadu rejestrowana przez czujniki BME i NTC w porównaniu ze zmianami temperatury na powierzchni płyty grzewczo-chłodzącej.



Rys. 70 Temperatura wybranych obiektów lab-payloadu podczas testu w TVAC: a) temperatura rejestrowana przez czujniki w dwóch lab - chipach szklanych w porównaniu z temperaturą w objętości lab – payloadu; c) temperatura rejestrowana przez czujniki na dwóch zbiornikach z cieczą w porównaniu z temperaturą w objętości lab – payloadu.

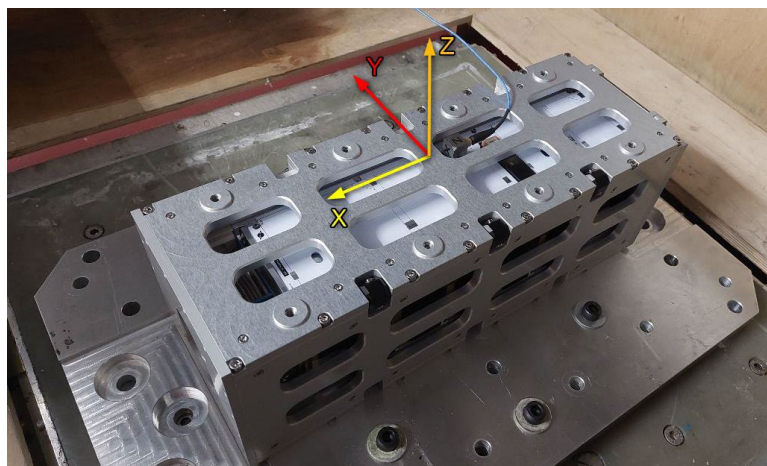
Testy drgań mechanicznych lab - payloadu przeprowadzono głównie w celu weryfikacji możliwości działania układów mikrofluidycznych oraz układu optycznego po wyniesieniu w przestrzeń kosmiczną. Jak wspomniano, niezależnie od sposobu wyniesienia nanosatelity na orbitę, test drgań losowych (RVT) uznaje się jako podstawę kwalifikacji do lotu. W związku z tym uznano, że ten typ testu zostanie przeprowadzony również w przypadku weryfikacji lab - payloadu. Procedura testowa polega na pobudzeniu testowanego obiektu sygnałem sinusoidalnym o niewielkiej amplitudzie, tzw. *sine sweep* w szerokim zakresie częstotliwości (20 Hz - 2000 Hz) w celu sporządzenia charakterystyki rezonansowej obiektu. Następnie przeprowadzany jest docelowy test drgań losowych (RVT), czyli pobudzenie sygnałem losowym o znanej amplitudzie w tym samym zakresie częstotliwości. Wg ECSS-E-ST-10-03C [89], jest to bezpośrednio widmo MPE (przykład dla rakiety Falcon 9 na Rys. 10, na str. 30) zmodyfikowane o współczynnik bezpieczeństwa

(np. +3 dB). Parametrem charakterystycznym RVT jest wartość GRMS, czyli całkowita energia drgań losowych. Po teście docelowym obiekt ponownie pobudzany jest sygnałem *sine sweep* o tych samych parametrach jak w kroku pierwszym. Oceny stanu obiektu po teście, dokonuje się przez inspekcję wizualną, sprawdzenie jego działania oraz porównanie widm odpowiedzi na wymuszenie *sine sweep* przed i po RVT. Zmiany w widmie odpowiedzi obiektu wskazują bowiem na przemieszczenia, poluzowania lub pęknięcia w konstrukcji. Ponieważ, jak wspomniano, same wartości dla RVT mogą być definiowane indywidualnie dla poszczególnej misji, dokonano analizy dokumentacji kilku usług wyniesienia na orbitę i na ich podstawie do weryfikacji lab - payloadu zaproponowano profil własny. Parametry przeprowadzonego testu przedstawiono w Tab. 8.

Tab. 8 Parametry RVT do weryfikacji funkcjonalności lab-payloadu.

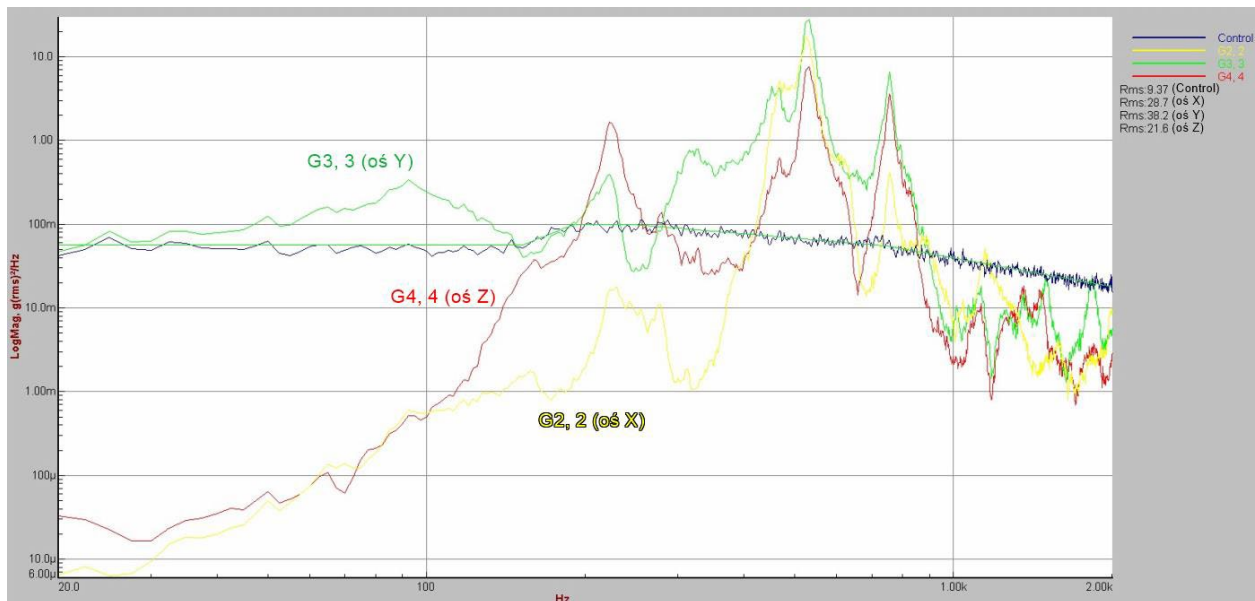
sine sweep	
zakres częstotliwości	20 Hz – 2000 Hz
amplituda	1 g w pełnym zakresie 20 Hz – 2000 Hz
zmiany częstotliwości	w obu kierunkach 20 Hz → 2000 Hz i 2000 Hz → 20 Hz; prędkość: 1 oktawa na minutę
RVT	
zakres częstotliwości	20 Hz – 2000 Hz
czas	60 s na każdą oś (XYZ)
energia całkowita	9,47 GRMS

By odtworzyć warunki zbliżone do rzeczywistego układu w locie raketowym, lab - payload został zamontowany w modelu inżynierskim platformy nanosatelitarnej, a następnie w strukturze testowego deployera 3U (ISISpace). Nanosatelitę w deployerze zamocowano na płycie montażowej, będącej interfejsem do stołu wzbudnika drgań. Układ testowy przedstawiono na Rys. 71. Wykorzystano dwa akcelerometry. Akcelerometr kontrolny umieszczono na stole wzbudnika. Akcelerometr trójosiowy zamocowano na badanym obiekcie.

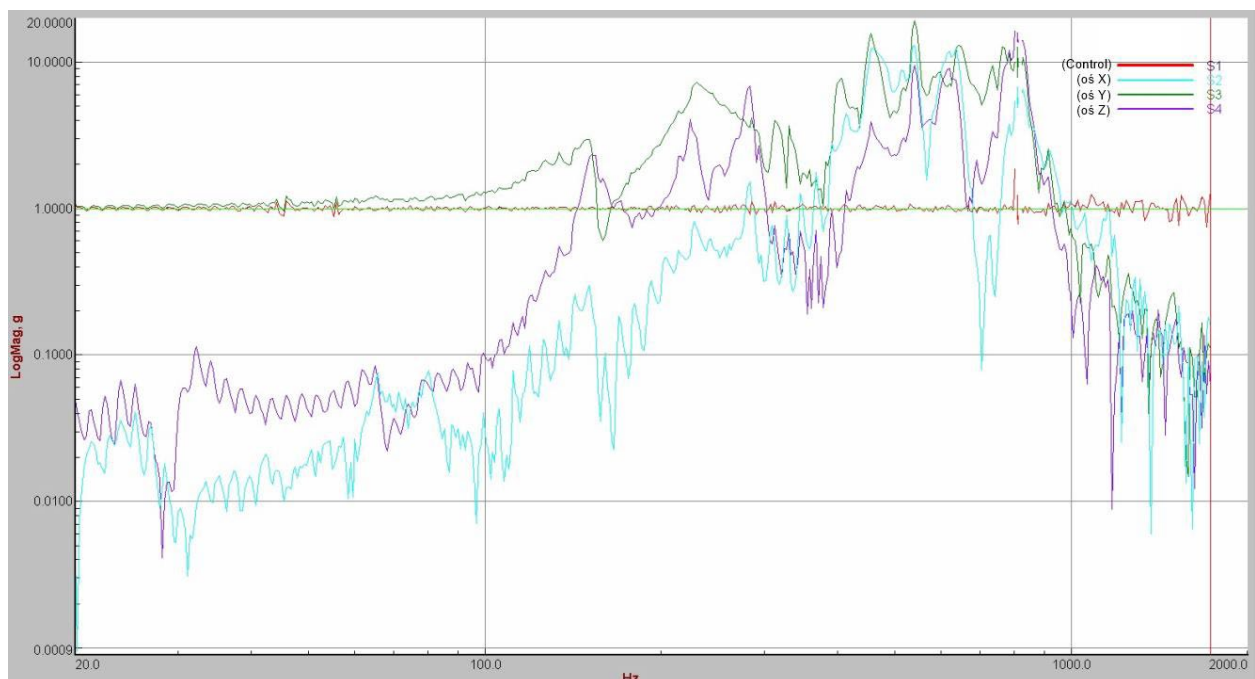


Rys. 71 Obiekt testowany w RVT z zamocowanym akcelerometrem trójosiowym i oznaczeniem osi współrzędnych (materiał z raportu testowego firmy Tristone).

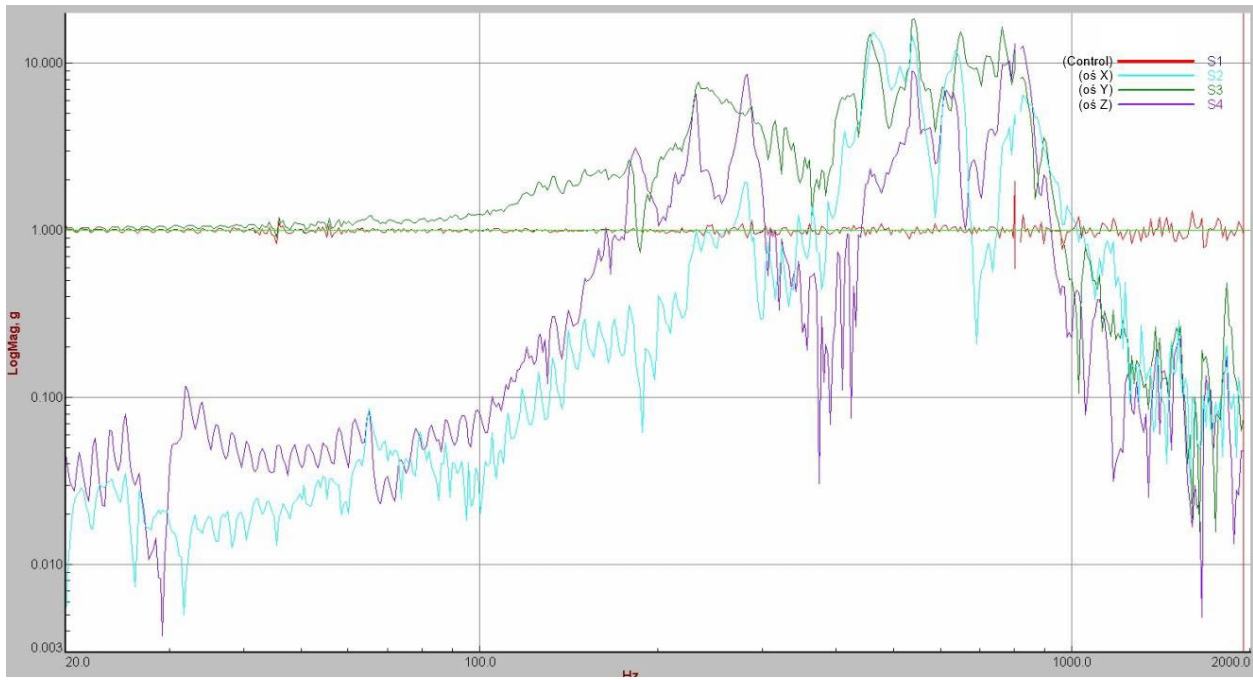
Dla każdej z osi X, Y, Z przeprowadzono sekwencje testową: *sine sweep* z narostem i spadkiem częstotliwości, test docelowy i ponownie *sine sweep* z narostem i spadkiem częstotliwości. Na wykresach (Rys. 72, Rys. 73, Rys. 74) przedstawiono przykładowe rezultaty dla osi Y, widomo RVT oraz widma *sine sweep* przed i po RVT. Różnice w widmach *sine sweep* przed i po RVT są w granicach tolerancji i nie wskazują na znaczące zmiany w układzie. Po zakończonym teście wibracyjnym zdemontowano układ testowy. Nie odnotowano żadnych uszkodzeń struktury nanosatelity ani zmian w jego funkcjonalności.



Rys. 72 RVT dla osi Y (oryginalny zapis z raportu testowego firmy Tristone).



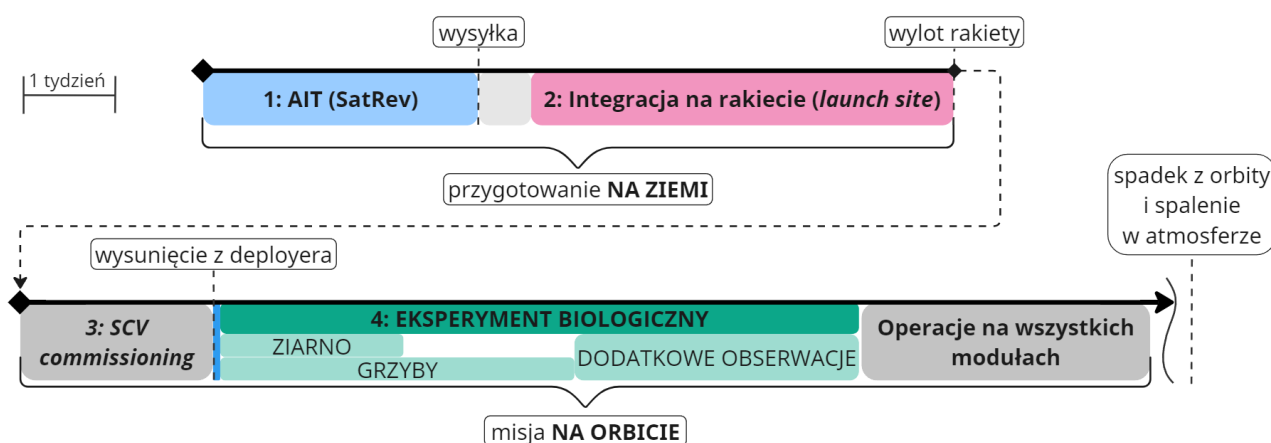
Rys. 73 Widmo drgań obiektu przy wymuszeniu *sine sweep* w górę dla osi Y **przed** RVT (oryginalny zapis z raportu testowego firmy Tristone).



Rys. 74 Widmo drgań obiektu przy wymuszeniu *sine sweep* w górę dla osi Y po RVT (oryginalny zapis z raportu testowego firmy Tristone).

5 Złożenie i testy modelu lotnego (FM) oraz kampania integracyjna i lotna

Ostateczny plan przygotowania nanosatellity LabSat i realizacji jego misji na orbicie przedstawiono na Rys. 75.



Rys. 75 Etapy ostatecznego przygotowania nanosatellity LabSat (na Ziemi) i przeprowadzenia jego misji (na orbicie).

Etap pierwszy (AIT) to w pierwszej kolejności zintegrowanie nanosatellity w wersji lotnej (FM) i przeprowadzenie procedury weryfikacji jego parametrów. Następnie wykonany zostaje test drgań losowych (RVT), wymagany do kwalifikacji do lotu raketowego. Po nim znów przeprowadzana jest procedura weryfikacyjna, tożsama jak przed RVT. W dalszej kolejności następuje ponowne złożenie nanosatellity (FM), pełne testy jego funkcjonalności i przygotowanie LabSata do wysłania na miejsce integracji z rakieta Falcon 9 (SpaceX) w misji Transporter-3³¹. Dwa kolejne etapy obejmują działania realizowane przez pośredników (m.in. D-Orbit, SpaceX). Etap drugi przeprowadzany jest bezpośrednio na miejscu przygotowywania rakiety do lotu (*launch site*) i obejmuje sekwencyjną integrację LabSata na rakiecie, a ostatecznie wystrzelenie rakiety. Po osiągnięciu docelowej orbity przez drugi stopień raketowy, rozpoczyna się etap trzeci, czyli odseparowanie i rozruch (*commissioning*) większego satelity transportującego, tzw. SCV (*Satellite Carrier Vehicle*) firmy D - Orbit. Po zakończonym etapie rozruchowym, satelita ten realizuje rozmieszczanie na orbicie mniejszych satelitów, w tym LabSata. Etap czwarty (eksperyment biologiczny) rozpoczyna się z chwilą wysunięcia LabSata z deployera. Etap ten uwzględnia czas hodowli ziarna i grzybów oraz czas dodatkowy na ewentualne prowadzenie obserwacji

³¹ Lot ten został wybrany m.in. ze względu na odpowiednie parametry docelowej orbity oraz deklarowany przez pośrednika (firma D-Orbit), najkrótszy czas „oczekiwania” na uruchomienie LabSata na orbicie (najkrótszy wśród rozpatrywanych misji współdzielonych).

wspomagających. Po zakończeniu eksperymentu biologicznego, misja nanosatelity trwa dalej, a czas operacyjny zostaje w pełni poświęcony aktywnościom na pozostałych modułach platformy.

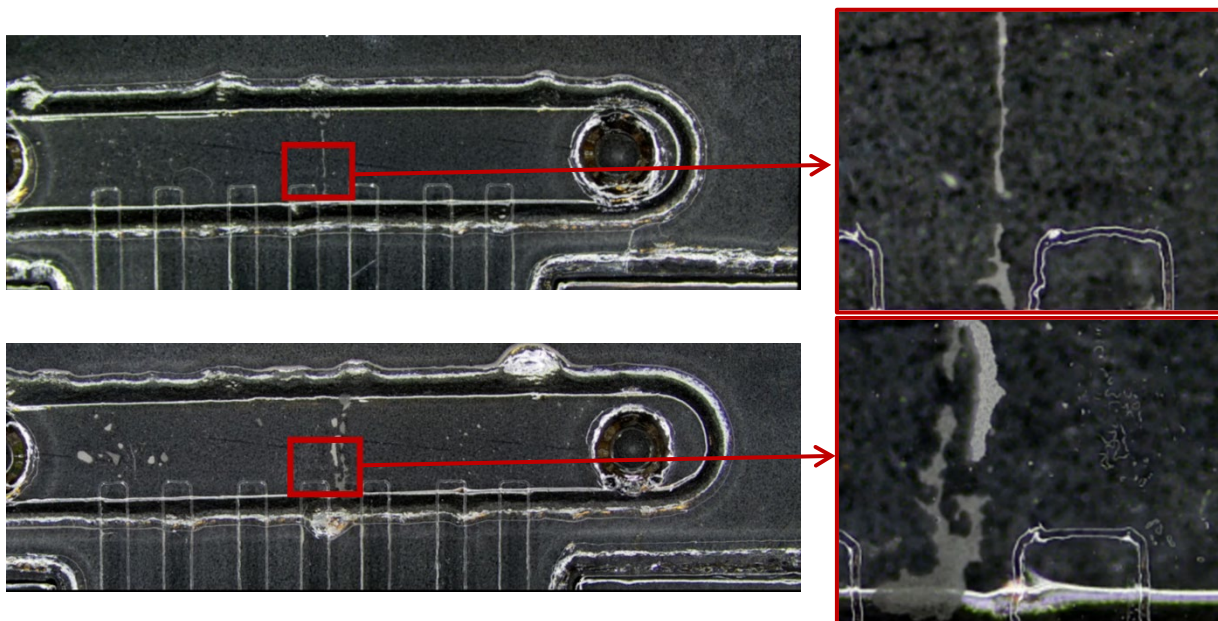
5.1 Przygotowanie na Ziemi

Przygotowanie na Ziemi rozpoczęto od przeprowadzenia pierwszej integracji LabSata w wersji lotnej (FM) wraz z procedurą weryfikacji jego parametrów. Następnie nanosatelita został dostarczony do centrum testowego (Tristone), celem wykonania testu drgań losowych (RVT), wymaganego do akceptacji do misji współdzielonej Transporter-3. Procedura wykonania testu była tożsama z opisaną wcześniej dla modelu EM w podrozdziale 4.7, od str. 94 (*sine sweep*, RVT, *sine sweep*). Zmiana dotyczyła widma drgań losowych, którego energia całkowita została zmniejszona do wartości 5,13 GRMS [142]. Testy przeprowadzono z sukcesem, nie odnotowano znaczących zmian w widmach odpowiedzi na wymuszenie sygnałem *sine sweep*, jak również w strukturze mechanicznej nanosatelity. Po testach drgań losowych przeprowadzono procedurę weryfikacji funkcjonalnej urządzenia, tożsamą z procedurą przeprowadzoną przed testem wibracyjnym. Nie odnotowano zmian w funkcjonowaniu urządzenia. W przypadku lab - payloadu również potwierdzono pełną funkcjonalność oraz zachowanie tych samych parametrów obrazowania próbek. Po rozmontowaniu urządzenia potwierdzono również trwałość połączeń mikrofluidycznych i szczelność układu. Nie odnotowano konieczności wprowadzenia znaczących zmian ani w strukturze lab - payloadu ani platformy nanosatelitarnej³². Te same komponenty i moduły przygotowano do ponownego złożenia. Wymiana dotyczyła wyłącznie próbek biologicznych i obwodu cieczowego. W dalszej części tego podrozdziału przedstawiono detaliczny opis drugiego (ostatniego) procesu integracji i weryfikacji nanosatelity LabSat wersji lotnej (FM), po którym to urządzenie zostało bezpośrednio przekazane do integratora ładunku raketowego.

Lab - payload w wersji FM w niewielkim stopniu różni się od modelu zilustrowanego wcześniej (Rys. 53, str. 80), w podrozdziale dotyczącym opracowania wersji inżynierskiej (EM). Większą uwagę zwrócono natomiast na kwestię zabezpieczenia transportu cieczy. Poza tym na podstawie kilku prób integracji lab - payloadu opracowano sekwencyjną procedurę montażu jego komponentów, w tym określono długości, sposób połączenia i prowadzenia przewodów elektrycznych oraz rurek mikrofluidycznych. Próbki *F. culmorum*

³² Na tyle znaczących, że wymagałyby ponownych testów drgań losowych, kwalifikujących do lotu raketowego.

dostarczył Uniwersytet Przyrodniczy³³. Zarodniki zostały wprowadzone do lab - chipów w formie płynnej i zasuszone bezpośrednio w kanale suchym każdego z nich, w polu widzenia (FOV - *Field of View*) układu obrazowania (Rys. 76).

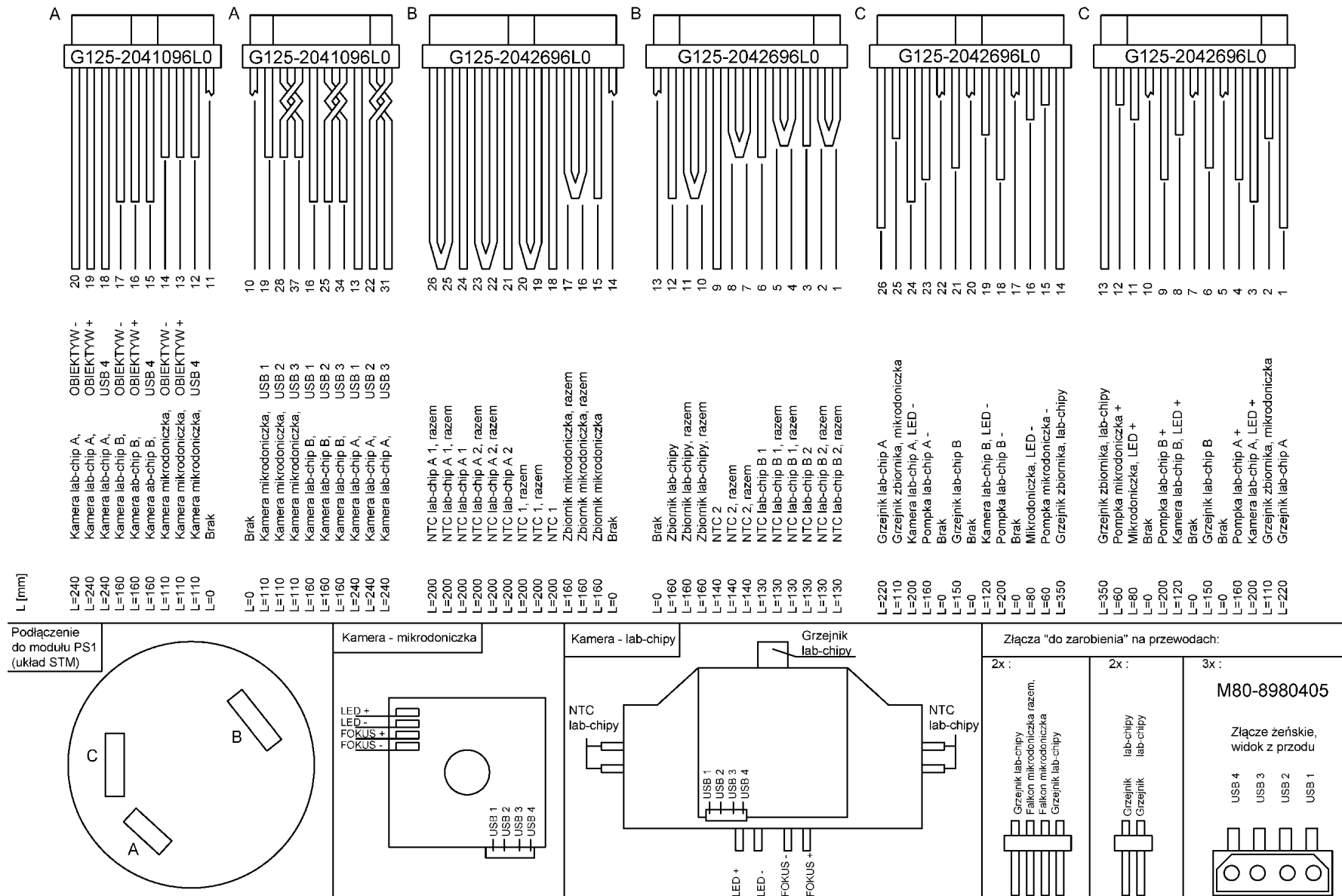


Rys. 76 Kanäle hodowlane (suche) z zarodnikami grzyba *F. culmorum* dwóch lab - chipów szklanych przeznaczonych do integracji w FM lab - payloadu. Zdjęcia wykonane kamerą stołowego mikroskopu optycznego. Czerwoną ramką oznaczono FOV kamery lab - payloadu (2368 μm x 3157 μm).

Proces złożenia lab - payloadu w wersji lotnej przeprowadzono w pomieszczeniu o podwyższonej klasie czystości w firmie SatRev. Każdy komponent (mechaniczno-elektryczny) czyszczono alkoholem izopropylowym, a po podłączeniu przewodów elektrycznych przeprowadzano test połączenia, by na bieżąco weryfikować potencjalne błędy. Połączenia gwintowe układu mikrofluidycznego (złącza i adaptory mikrofluidyczne) uszczelniono stosując uszczelki oring i taśmę teflonową. Gwinty i uszczelki oring w termosie (połączenia pokrywa-korpus oraz korpus-przepust), zabezpieczono smarem silikonowym (CX80). W przypadku pozostałych połączeń gwintowych stosowano klej do gwintów (Loctite). Połączenia elektryczne i lutowane zabezpieczono wspomnianym już klejem Scotch-Weld Epoxy Adhesive 2216 B/A Gray (3M).

Proces złożenia lab - payloadu poprzedzono przygotowaniem przewodów elektrycznych i rurek mikrofluidycznych zgodnie z Rys. 77 oraz Rys. 78.

³³ Grupa prof. K. Matkowskiego w Katedrze Ochrony Roślin i Zakładzie Fitopatologii i Mykologii Uniwersytetu Przyrodniczego we Wrocławiu.



Rys. 77 Schemat połączeń elektrycznych w wersji FM. Opracowano na podstawie dokumentacji technicznej z kampanii integracyjnej firmy SatRev.

Orientacyjna długość rurek mikrofluidycznych [mm]:

Grzyby:

Górna próbka - pompka	280
Górna próbka - zbiornik	300
Dolna próbka - pompka	100
Dolna próbka - zbiornik	200
Pompka grzyb - zbiornik	100
Pompka grzyb - zbiornik	100

Ziarno:

Ziarno - pompka	230
Ziarno - zbiornik	80
Zbiornik - pompka	300

Konstrukcję lab-payloadu należy składać z uprzednio dokręconymi rurkami mikrofluidycznymi w układach lab-chipów szklanych (grzyby). Pozostałe połączenia mikrofluidyczne powinny zostać poprowadzone i dokręcone po całkowitym złożeniu konstrukcji.

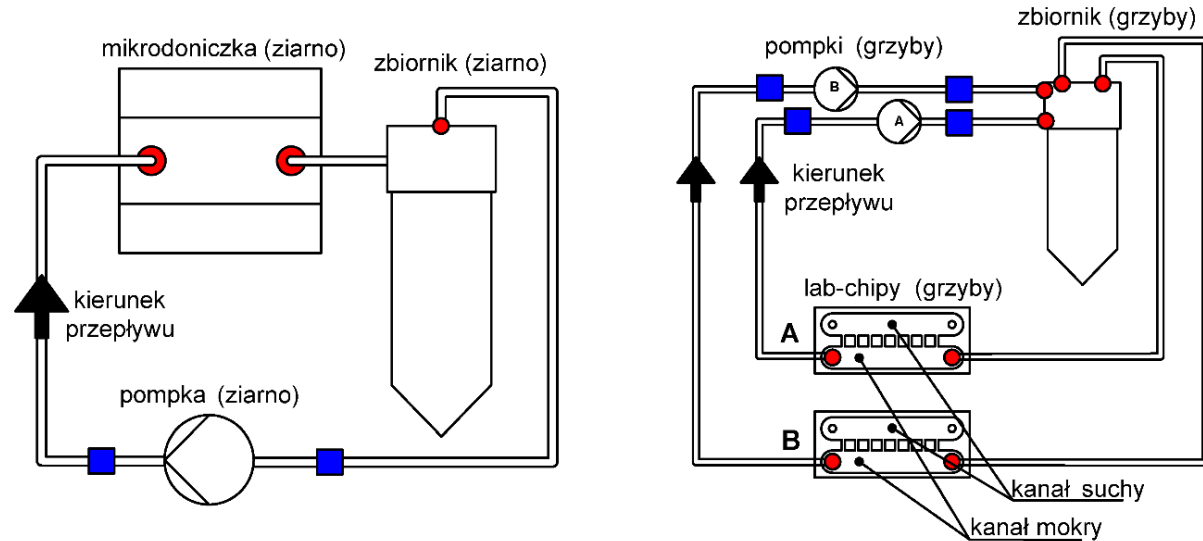
Najdłuższe rurki, wprowadzane do zbiorników (pobierające wodę) powinny zostać „zawieszane” na wysokości ok. 20 mm od dna falkonu.

Woda w zbiornikach powinna być uzupełniona na samym końcu (strzykawką), po doprowadzeniu i dokręceniu wszystkich połączeń mikrofluidycznych.

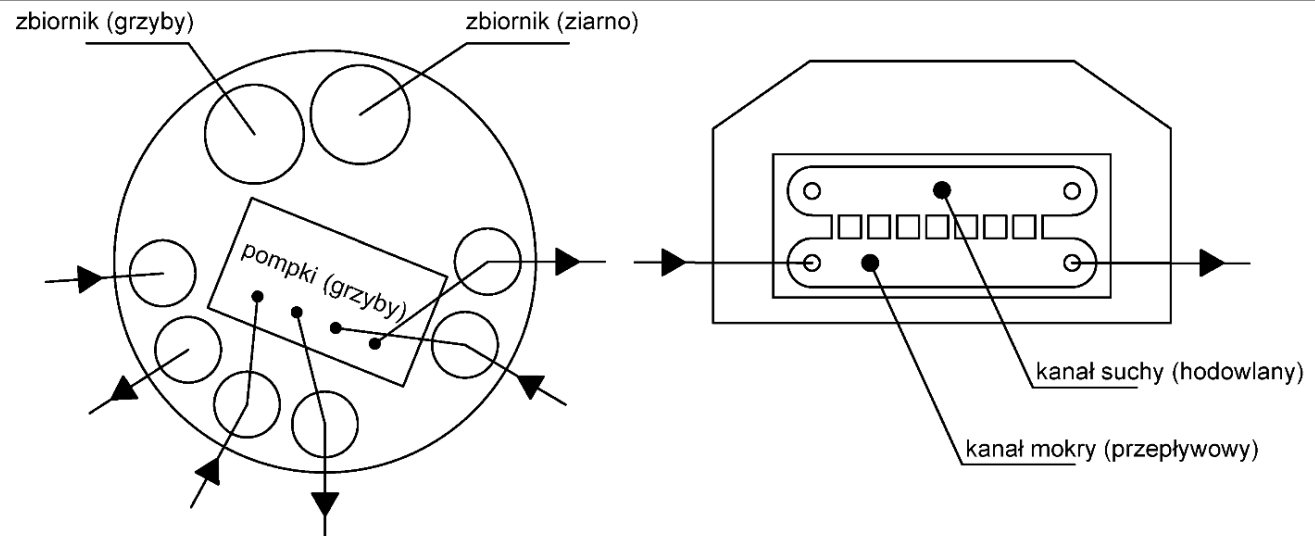
Zbiorniki należy wypełnić wodą:
zbiornik (grzyby) - destylowaną
zbiornik (ziarno) - mineralną

Schemat podłączenia układów mikrofluidycznych:

- - adapter mikrofluidyczny
- - złącze mikrofluidyczne

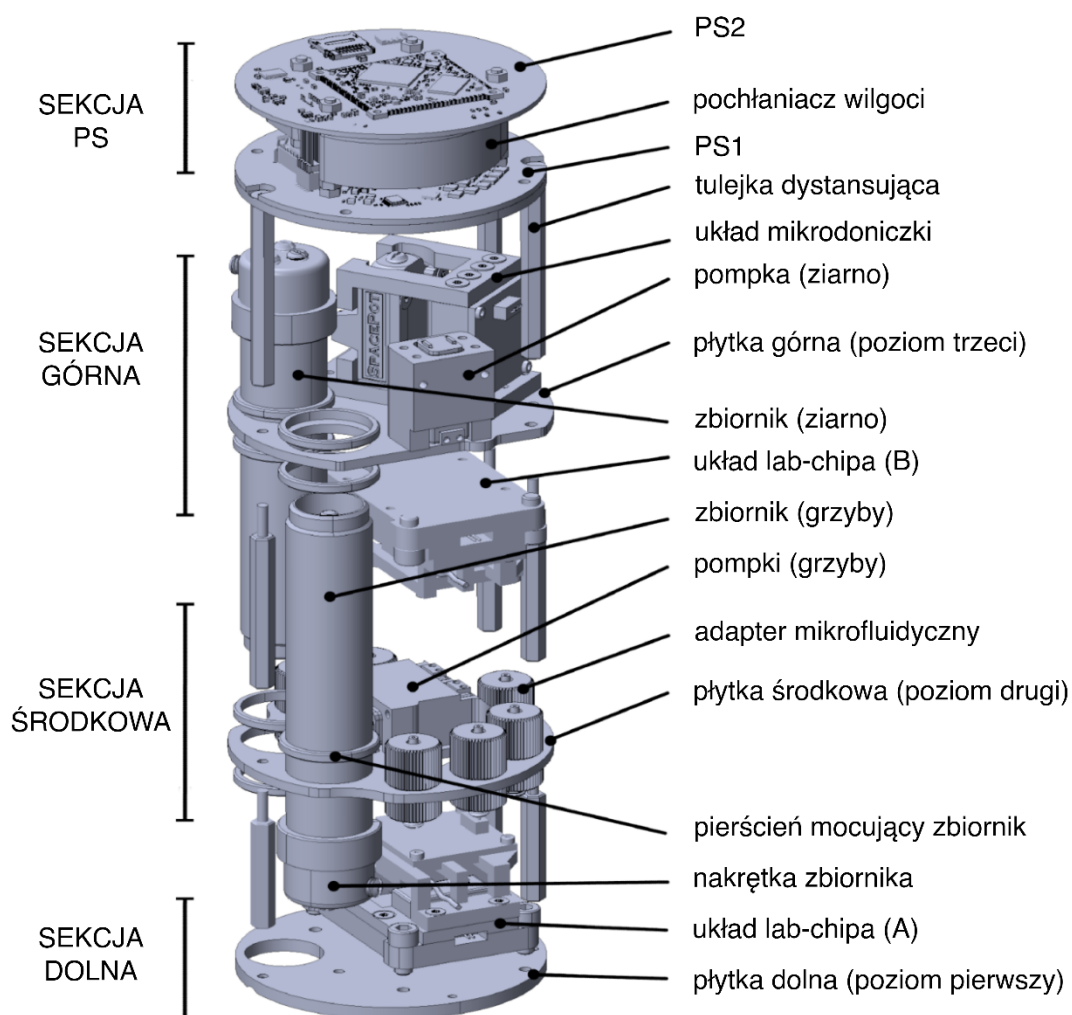


Schemat montażu złącz pompki oraz próbek:



Rys. 78 Schemat połączeń mikrofluidycznych w wersji FM. Opracowano na podstawie dokumentacji technicznej z kampanii integracyjnej firmy SatRev.

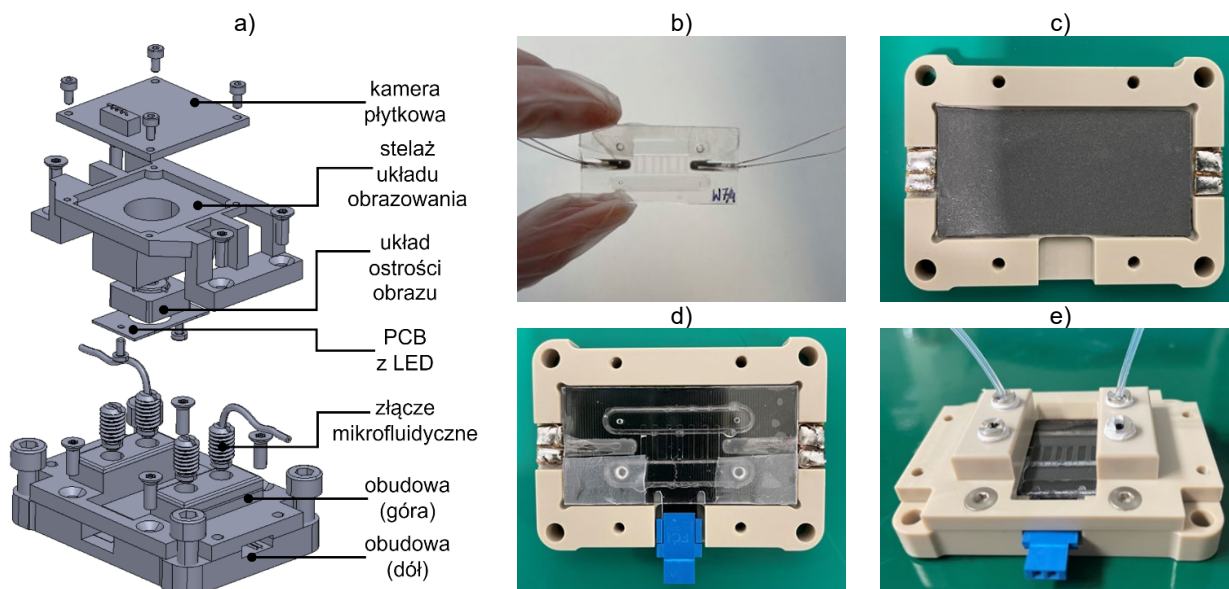
Rozmieszczenie komponentów lab-insertu w wersji FM przedstawiono na Rys. 79. Zaznaczono podział lab-insertu na sekcje, względem których przeprowadzano jego sekwencyjny montaż.



Rys. 79 Uproszczony model 3D lab-insertu z opisem rozmieszczenia komponentów i podziałem na sekcje wg których przeprowadzano jego złożenie. Opracowano na podstawie dokumentacji technicznej z kampanii integracyjnej firmy SatRev.

Pierwszym etapem procesu złożenia lab - payloadu było przygotowanie układów z lab - chipami szklanymi do hodowli grzybów (Rys. 80a). Otwory kanału hodowlanego (kanał suchy) zaklejono parafilmem. Do dwóch bocznych kanałów wklejono czujniki NTC (Rys. 80b). Klej pozostawiono do wyschnięcia, ponieważ wygrzewanie (celem przyspieszenia tego procesu), było niemożliwe ze względu na obecność próbek biologicznych w kanale suchym. Na krawędziach dolnej części obudowy dla lab - chipa, przygotowano pola lutowicze, a na spodzie wklejono elastyczną matę amortyzującą (Rys. 80c). Na matę przyklejono grzejnik rezystancyjny ze złączem. Następnie, bezpośrednio na grzejniku umieszczono lab - chip, a do pól na krawędziach obudowy przylutowano czujniki NTC (Rys. 80d). Na powierzchni lab - chipa, dookoła wszystkich otworów

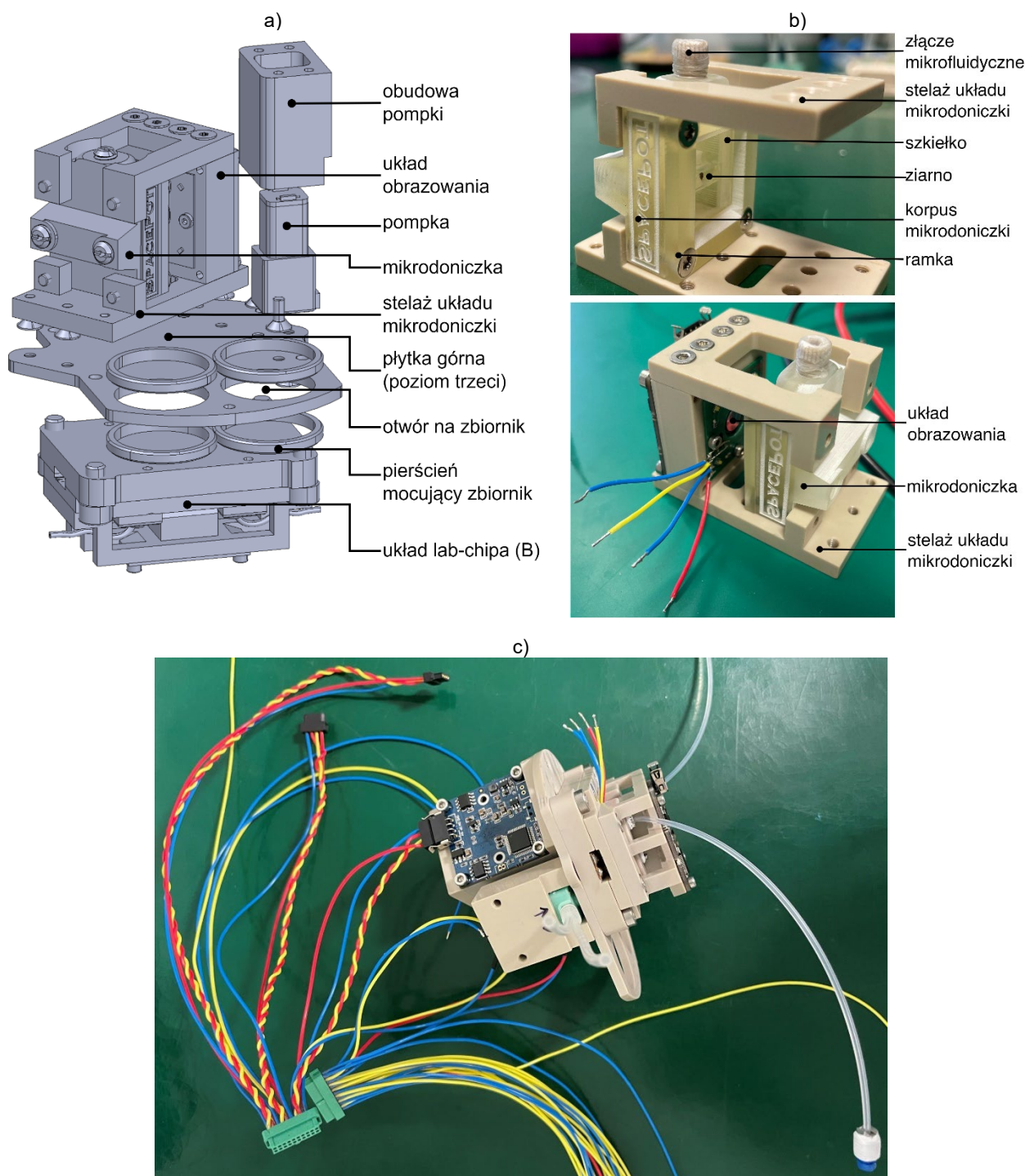
wlotowo/wylotowych, umieszczono uszczelki. Dokręcono górną część obudowy. Złącza mikrofluidyczne wkręcono we wszystkie otwory wlotowo/wylotowe w górnej części obudowy. W przypadku kanału mokrego, złącza wkręcono wraz z przewodami mikrofluidycznymi (Rys. 80e).



Rys. 80 Elementy układu do hodowli grzybów w lab - chipie szklanym: a) model 3D; b) lab - chip szklany z czujnikami NTC; c) dolna część obudowy z matą amortyzującą i polami lutowniczymi; d) lab - chip na grzejniku; e) lab - chip w obudowie ze złączami mikrofluidycznymi.

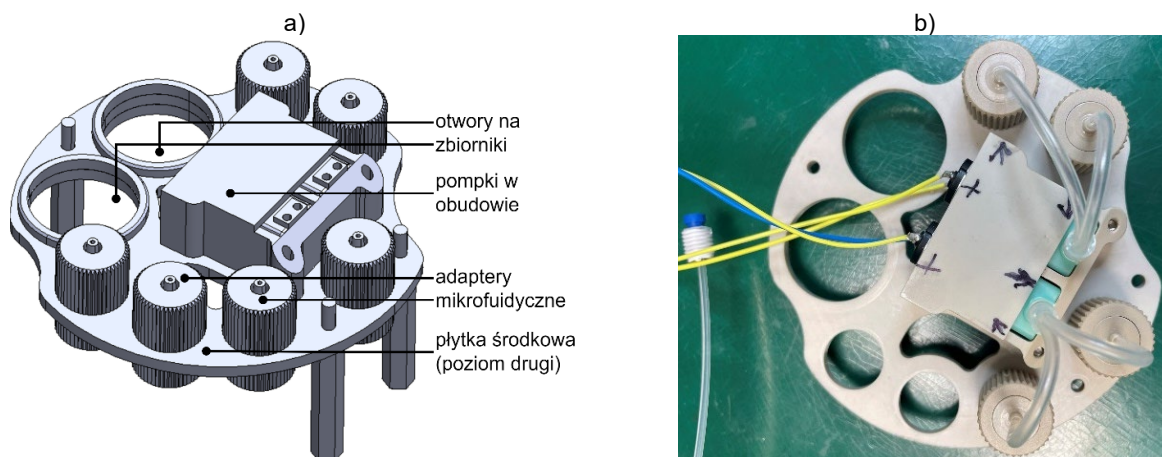
Do górnej części obudowy zamocowano układ obrazowania. Potwierdzono odpowiednie pole widzenia kamery (widoczność zarodników). Przygotowano dwa tożsame układy z lab - chipami szklanymi, lab - chip A, montowany w sekcji dolnej oraz lab - chip B, montowany w sekcji górnej. Następnie lab-insert składano sekwencyjnie, rozpoczynając od sekcji górnej, następnie środkowej i na końcu dolnej, zgodnie z opisem na Rys. 79.

Sekcja górna lab-insertu to płytka górna (poziom trzeci), układ mikrodoniczki, pompa układu cieczowego dla ziarna oraz opisany wcześniej układ lab - chipu B (Rys. 81a). W gnieździe doniczki umieszczono ziarno rzeżuchy wraz z podłożem hodowlanym. Całość została zabezpieczona szkłem oraz ramką zewnętrzną. W górny otwór mikrodoniczki (do wymiany gazów), wkręcono złącze mikrofluidyczne owinięte parafilmem. Tak przygotowaną mikrodoniczkę zestawiono z układem obrazowania w odległości zdefiniowanej przez stelaż mocujący (Rys. 81b). Następnie zamontowano wymagane elementy na płycie górnej w kolejności: układ mikrodoniczki, pompa, układ lab - chipu B (Rys. 81c) i podłączono do nich odpowiednie przewody zgodnie z Rys. 77.



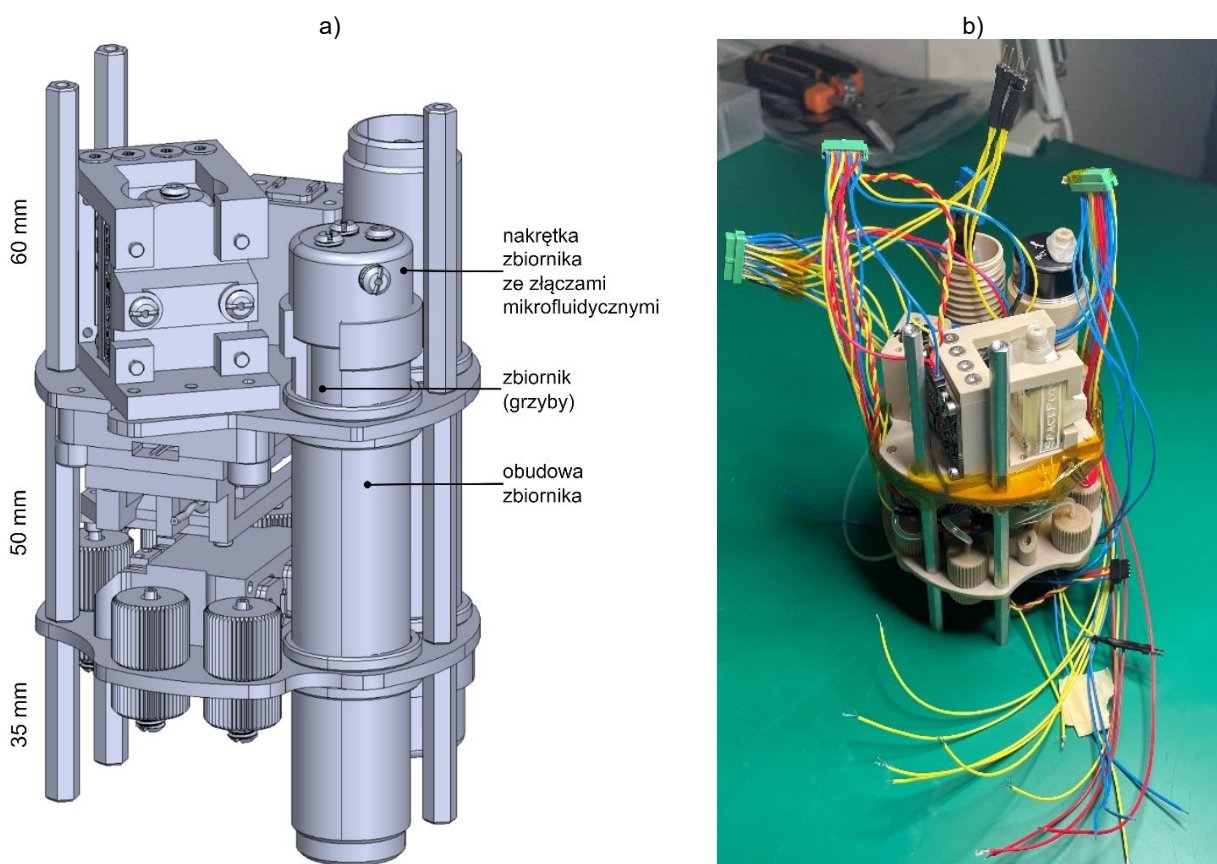
Rys. 81 Elementy sekcji górnej lab-insertu: a) sekcja górna – model 3D; b) układ mikrodoniczki; c) sekcja górna – złożenie.

Sekcja środkowa lab-insertu to płytkę środkowa (poziom drugi), adaptory mikrofluidyczne, umożliwiające połączenie rurki od pompki z rurką mikrofluidyczną oraz dwie pompki dla obiegu cieczy grzybów (Rys. 82a). Na płytce środkowej zamontowano pompki i przylutowano do nich przewody. Następnie wkręcono adaptory mikrofluidyczne (Rys. 82b), podłączając rurki obiegu cieczy dla mikrodoniczki oraz lab - chipu B, zgodnie z Rys. 78.



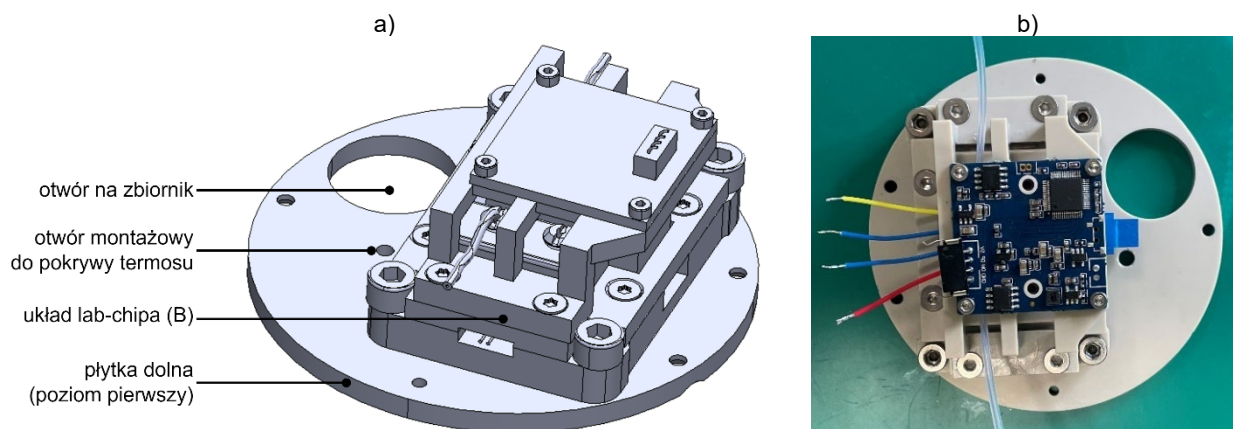
Rys. 82 Sekcja środkowa lab-insertu: a) model 3D; b) złożenie.

W płytce sekcji górnej wkręcono tulejki dystansujące o wymiarach 60 mm oraz 50 mm. W otwory w płycie górnej i środkowej wsunięto zbiorniki w obudowach. Sekcję środkową przyłączono do górnej, dokręcając tulejki dystansujące o długości 35 mm (Rys. 83a). Zbiorniki spozycjonowano tak, aby od góry i dołu pozostawić dodatkową przestrzeń na podłączenie przewodów/rurek i zamocowano do płytek środkowej oraz górnej za pomocą pierścieni (Rys. 83b).



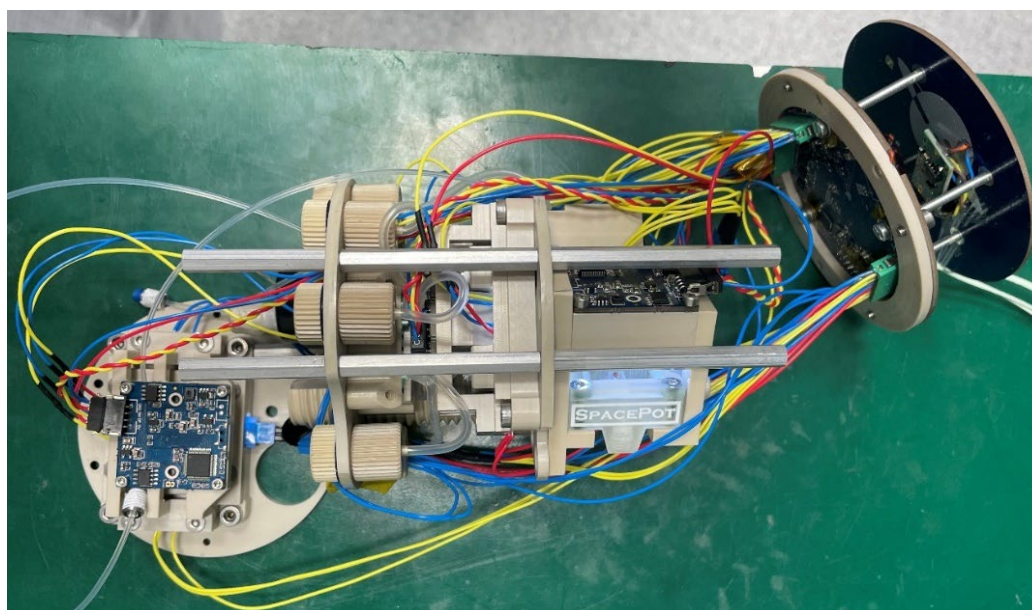
Rys. 83 Sekcja górna i środkowa lab-insertu: a) model 3D; b) złożenie.

Sekcja dolna składa się z płytki dolnej, skręcanej z dolną pokrywą termosu oraz układu lab - chipu A (Rys. 84).



Rys. 84 Sekcja dolna lab-insertu: a) model wirtualny 3D; b) złożenie. Opracowano na podstawie dokumentacji technicznej z kampanii integracyjnej firmy SatRev.

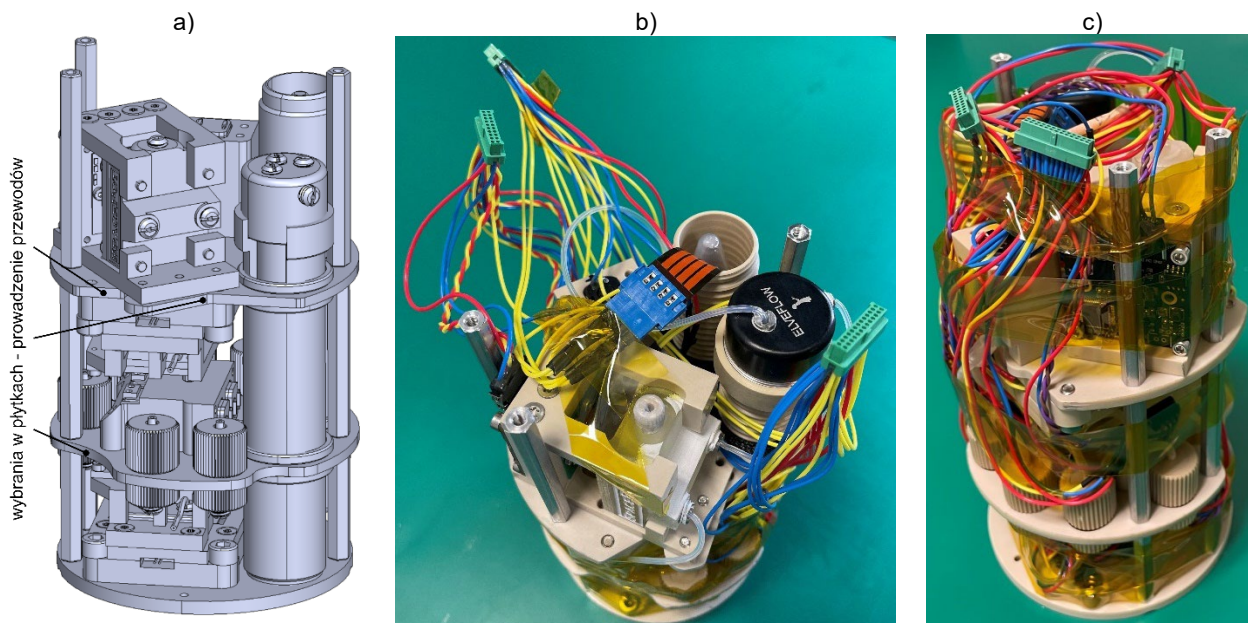
Przed ostatecznym montażem sekcji dolnej, podłączono przewody elektryczne wszystkich elementów, w tym dwa dodatkowe czujniki NTC do pomiaru temperatury w objętości lab - payloadu. Podłączono sekcje PS i przeprowadzono ostatni test połączeń elektrycznych i działania lab-insertu poza obudową (Rys. 85).



Rys. 85 Lab-insert w trakcie testu działania przed montażem w termosie.

Po potwierdzeniu działania lab-insertu, połączono obwody mikrofluidyczne zgodnie z Rys. 78 i dokręcono sekcję dolną. Wiązki przewodów uporządkowano i poprowadzono w wyznaczonych miejscach. Zewnętrzne czujniki NTC zabezpieczono kaptonem przed możliwym zwarciem do obudowy. Jeden z nich umieszczono między płytką górną, a środkową (okolice układu lab - chipu B), drugi między środkową, a dolną (okolice układu

lab - chipu A). Całość owinięto taśmą kaptonową, by zapewnić dodatkową izolację i ułatwić wsuwanie lab-insertu do korpusu obudowy (Rys. 86). Zbiorniki napełniono wodą.



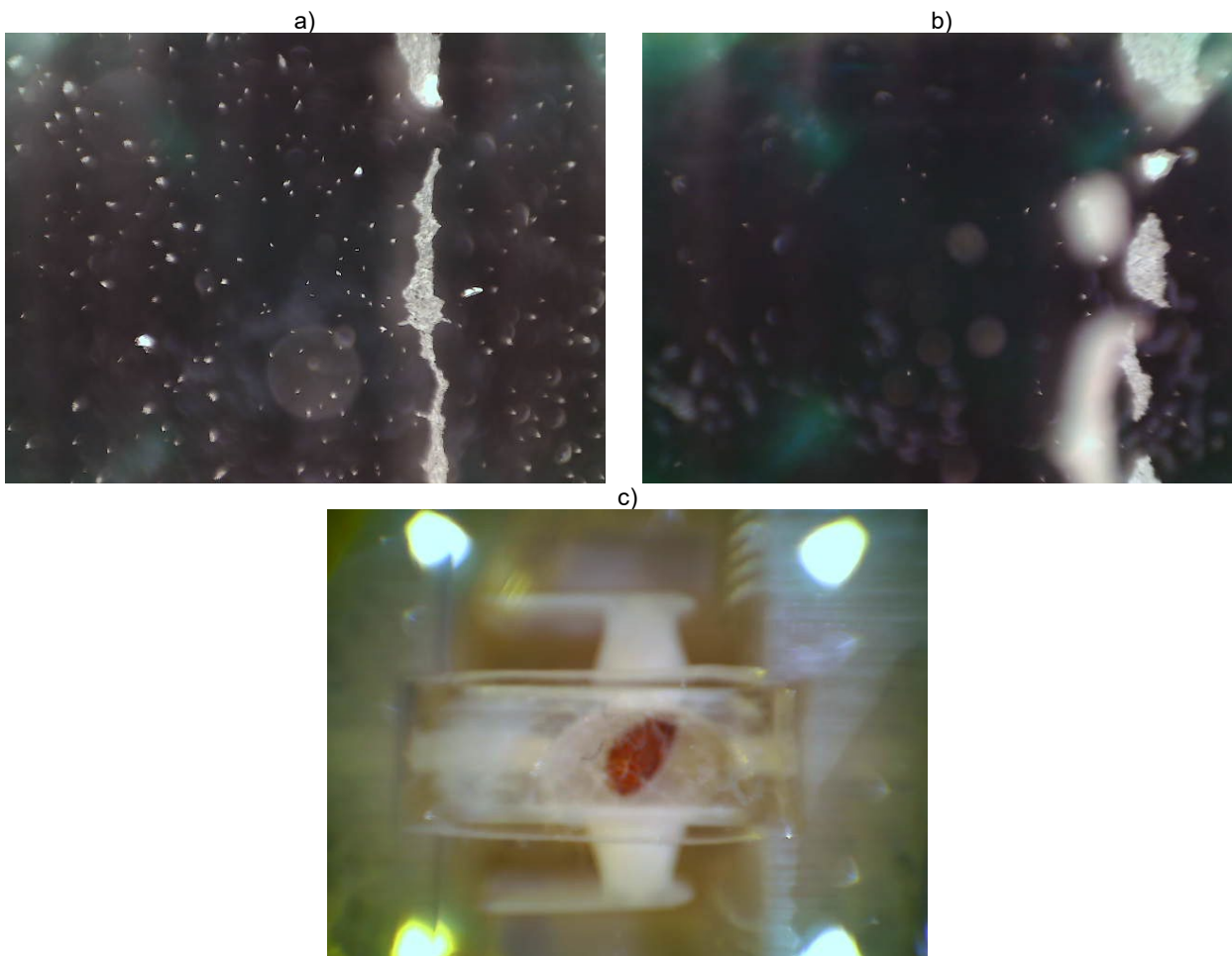
Rys. 86 Sekcja górna, środkowa i dolna lab-insertu: a) model 3D; b) złożenie – widok z góry; c) złożenie – widok z boku.

Tak przygotowaną strukturę (3 sekcje), ustawiono na dolnej pokrywie termosu, zgrrywając otwór w płycie dolnej z nagwintowanym sworzniem w pokrywie termosu. Strukturę skręcono z pokrywą, blokując możliwość obrotu lab-insertu w obudowie. Ze względu na obecność przepustu, ostatnią sekcję PS montowano stopniowo. Trzy złącza lab-insertu (Harvin G125), dobrze widoczne na Rys. 86c, podłączono do modułu PS1. Moduł PS1 zamocowano do struktury lab-insertu, przykręcając go do trzech górnych dystansów (wym. 60 cm). Następnie nałożono korpus termosu z przepustem i skręcono z dolną pokrywą termosu, aż do momentu zgrania się zewnętrznych ściągaczy pokrywy i korpusu. Przewody z przepustu podłączono do złącza (Harwin M80) na module PS1 (Rys. 87a). Do czterech śrub z układu PS1 przykręcono najpierw pochłaniacz wilgoci (Rys. 87b), a następnie moduł PS2, zgrrywając piny wysokiego złącza płytka-płytki (Samtec), co jest widoczne na Rys. 87c. Po potwierdzeniu działania układów, zakręcono górną pokrywę termosu i ponownie przetestowano (Rys. 87d).



Rys. 87 Sekcja PS i lab-insert w obudowie: a) krok pośredni montażu sekcji PS – przykręcony układ PS1 i podłączone do niego przewody z przepustu oraz zamocowany pochłaniacz wilgoci; b) pochłaniacz wilgoci – model oraz realizacja, czyli pojemnik z otworami wypełniony granulatem krzemionkowym i watą higieniczną; c) widok złożenia lab-insertu, w tym sekcji PS poza obudową – montaż próbny; d) FM lab - payloadu – lab-insert hermeticznie zamknięty w termosie.

Następnie lab - payload umieszczono w TVAC i sprawdzano jego szczelność przy ciśnieniu w komorze rzędu 10^{-4} hPa. Ciśnienie wewnątrz lab - payloadu ustabilizowało się po czasie ok. 1h do wartości ok. 991 hPa (temp. 25°C). Po teście szczelności przeprowadzono ponowny test funkcjonalny lab - payloadu. Rys. 88 ilustruje ostateczne zdjęcia próbek wykonane wewnętrznym układem obrazowania lab-payloadu (domyślne parametry obrazowania zapisane w serwisie schedulera). W Tab. 9 natomiast, zestawiono wartości zmiennych środowiskowych, otrzymane z lab - payloadu na komendę *stm_telemetry_request* (spis obsługiwanych komend: Tab. 7, str. 79).



Rys. 88 Zdjęcia próbek biologicznych w FM lab – payloadu (oświetlenie: 25%): a) zarodniki *F. culmorum* w układzie lab - chipu A, wyostrzenie: 20%; b) zarodniki *F. culmorum* w układzie lab - chipu B, wyostrzenie: 40%; c) ziarno *L. sativum* w układzie mikrodoniczki, wyostrzenie: 50%.

Tab. 9 Zmienne środowiskowe wewnątrz lab - payloadu (FM).

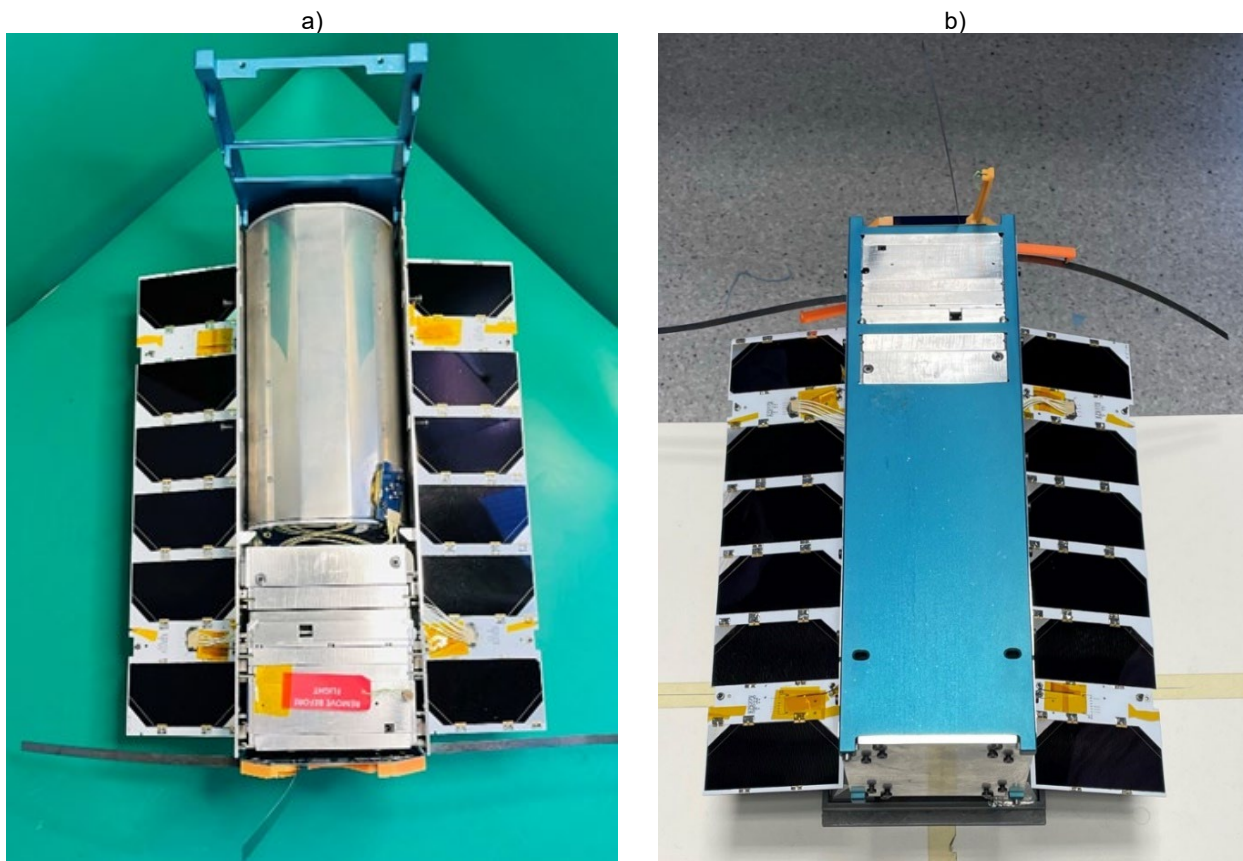
Zmienna środowiskowa	Parametr komendy	Wartość
temperatura wewnątrz lab - payloadu [°C]	<i>bme_280_1_temperature</i>	25,07
	<i>bme_280_2_temperature</i>	25,10
wilgotność wewnątrz lab - payloadu [%]	<i>bme_280_1_humidity</i>	91,91
	<i>bme_280_2_humidity</i>	85,63
ciśnienie wewnątrz lab - payloadu [hPa]	<i>bme_280_1_pressure</i>	991,01
	<i>bme_280_2_pressure</i>	990,55
skumulowana dawka radiacji [rad]	<i>radiation_mux1</i>	8,16
	<i>radiation_mux2</i>	4,26
temperatura lab - chipu A [°C]	<i>funghi_a_chip_temperature_1</i>	27,93
	<i>funghi_a_chip_temperature_2</i>	27,93
temperatura lab - chipu B [°C]	<i>funghi_b_chip_temperature_1</i>	28,10
	<i>funghi_b_chip_temperature_2</i>	28,14
temperatura z czujników NTC [°C]	<i>funghi_a_aux_temperature</i>	26,01
	<i>funghi_b_aux_temperature</i>	25,87
temperatura na zbiornikach [°C]	<i>funghi_a_b_tank_temperature</i>	28,00
	<i>seed_tank_temperature</i>	25,25

Dla wszystkich danych środowiskowych (Tab. 9), zarejestrowano wartości w oczekiwanych zakresach. Temperatura wewnątrz lab-payloadu mierzona czujnikami BME280 i NTC, zbliżona do temperatury w pomieszczeniu integracyjnym ($\bar{x}=26^{\circ}\text{C}$). Ciśnienie ($\bar{x}=991$ hPa), z zakresu ciśnienia standardowego. Wilgotność względna ($\bar{x}=89\%$), spodziewana dla szczelnego układu ze zbiornikami wody znajdującymi się wewnątrz. Dawka radiacji ($\bar{x}=6,2$ rad), na poziomie pomijalnym. Temperatury z czujników na lab-chipach ($\bar{x}=28,0^{\circ}\text{C}$) i zbiornikach (dla grzybów: $28,0^{\circ}\text{C}$, dla ziarna: $25,3^{\circ}\text{C}$), potwierdzające prawidłowe działanie regulatora PID (wymagane dla hodowli grzybów $27-28^{\circ}\text{C}$ oraz hodowli ziarna $15-30^{\circ}\text{C}$, Tab. 3, str. 41). Tym samym zatwierdzono gotowość lab-payloadu do integracji z platformą nanosatelitarną. Rys. 89 ilustruje przetestowany lab-payload wersji lotnej (FM) o masie ok. 1,45 kg.



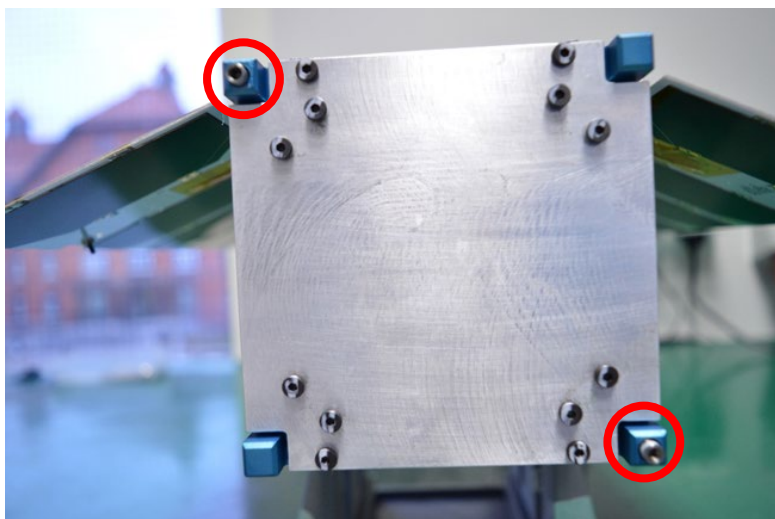
Rys. 89 FM lab-payloadu – weryfikacja masy.

Montaż lab - payloadu (FM) w platformie satelitarnej (FM) wyglądał tak samo jak przedstawiony wcześniej w podrozdziale 4.7 (Rys. 56) na modelach inżynierskich (EM). W tym podejściu jednak stosowano kleje zabezpieczające dla wszystkich połączeń elektrycznych i gwintowych. Po integracji lab - payloadu w platformie (Rys. 90), przeprowadzano testy działania całego urządzenia z komunikacją radiową. Za określenie zakresu testów i ich przeprowadzenie odpowiedzialna była firma SatRev. Na czas trwania testów całego nanosatelity, serwis schedulera w lab - payloadzie został wyłączony komendą `switch_scheduler`, by nie rozpocząć eksperymentu (pompowania wody). W ramach opracowanej w firmie listy kontrolnej, tzw. CLF (*Checklist-Funcional*), przeprowadzono testy lab - payloadu w platformie nanosatelitarnej, testy funkcjonalne modułów bazy nanosatelitarnej oraz testy współpracy nanosatelity z deployerem.



Rys. 90 LabSat (FM) w trakcie testów funkcjonalnych: a) bez ścian X+ oraz Z-, widoczny lab - payload; b) korpus nanosatelity w pełni zmontowany.

Potwierdzono prawidłową pracę lab - payloadu, w tym wykonywanie zdjęć i ich przesyłanie drogą radiową. Dekodowane wartości pomiarów środowiskowych odpowiadały oczekiwanym zakresom. Sprawdzone komunikację i parametry wszystkich modułów bazy nanosatelitarnej: CM, BMS, EHS, APS, ADCS, OBC. Potwierdzono utrzymywanie i przywracanie (np. po resecie) odpowiednich parametrów zasilania dla lab - payloadu przez układ APS. Przeprowadzono testy resetów całego nanosatelity i poszczególnych jego modułów, tzw. *hardware* reset (odcięcie zasilania) i *software* reset (zresetowanie mikrokontrolera). Udokumentowano poprawne funkcjonowanie algorytmu MPPT (*Maximum Power Point Tracking*), czyli śledzenia punktu mocy maksymalnej, generowanej z ogniw fotowoltaicznych. W celu potwierdzenia prawidłowej współpracy nanosatelity z deployerem, przeprowadzono testy dopasowania gabarytowego do modelu wzorcowego deployera oraz testy działania dwóch przycisków typu *killswitch*. Killswitche to przyciski, umieszczone najczęściej na powierzchni czołowej szyn CubeSata, które odpowiadają za włączenie, bądź wyłączenie zasilania na satelicie (Rys. 91).



Rys. 91 Dwa killswitche na końcu szyn LabSata.

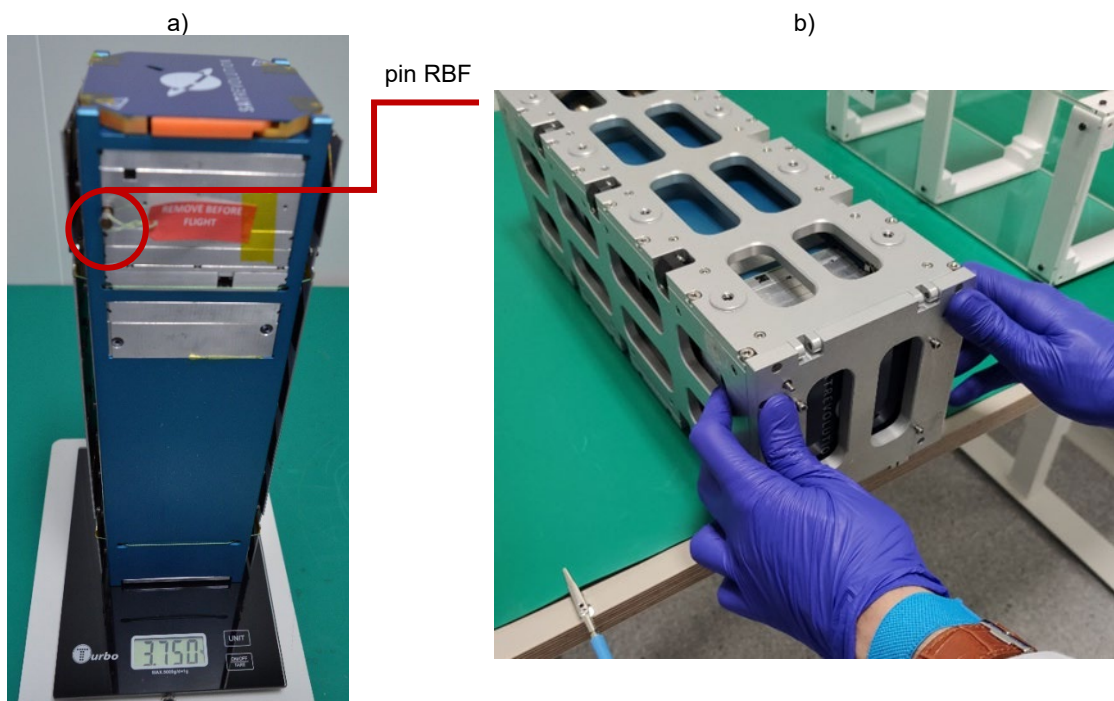
Killswitch po naciśnięciu rozwiera układ zasilania, a tym samym CubeSat zamknięty w deployerze (killswitche dociśnięte) pozostaje wyłączony. Natomiast po wysunięciu z deployera (killswitche zwolnione), obwód zasilania zostaje zamknięty, a moduły zasilone. Nie oznacza to jednak, że nanosatelita od razu się uruchamia. Ostatnim z przeprowadzonych testów w ramach CLF było potwierdzenie poprawnego działania liczników uruchamiających sekwencyjne zasilanie modułów, otwarcie się paneli słonecznych oraz anten radiowych.

System blokowania uruchomienia nanosatelity podczas lotu (w deployerze) oraz komunikacji radiowej zaraz po wysunięciu z zasobnika (przez czas ok. 30 min – 60 min), jest jednym z podstawowych wymagań stawianych wszystkim CubeSatom, w tym LabSatowi. Natomiast udowodnienie niezawodności tego systemu przed, w trakcie i po testach wibracyjnych (symulujących lot raketowy), umożliwia równoległe spełnienie wymagań dotyczących ograniczenia emisji pola elektromagnetycznego przez CubeSata. W przypadku satelity LabSat działanie tego systemu zostało wystarczająco udokumentowane na podstawie procedur weryfikacyjnych przed i po teście drgań losowych oraz na podstawie raportu z testu drgań losowych (firma Tristone). Producent platformy zapewnił, że środowisko EMC pod owiewką raketową [142], nie stanowi zagrożenia dla późniejszej poprawności działania LabSata. Dlatego też udowodnienie czasowego ograniczenia dla zasilania oraz komunikacji radiowej nanosatelity, było wystraszające by spełnić wytyczne firmy SpaceX dotyczące EMC i dodatkowe testy/pomiary nie były wymagane.

Po zakończonych z sukcesem testach funkcjonalnych (CLF), przeprowadzono procedurę CLH (*Checklist-Handover*). Sprawdzono działanie modułów konwersji

i akumulacji energii (EHS, BMS). Pakiet bateryjny na module BMS naładowano do poziomu ok. 12,4 V. Zweryfikowano i spisano wersje oprogramowania dla każdego z modułów. Zresetowano liczniki uruchomień każdego z modułów (*bootcounts*). Ustawiono liczniki czasu do opóźnionego i sekwencyjnego uruchomienia modułów zasilania (BMS, EHS, APS) oraz CM i rozłożenia paneli oraz anten radiowych. Ostatecznie, wysłano komendę *switch_scheduler* z parametrem *ON* (Tab. 7, str. 79), ponownie uruchamiającą serwis schedulera w lab - payloadzie. Po otrzymaniu potwierdzenia, że serwis został uruchomiony natychmiast odcięto zasilanie satelity³⁴.

Dalsze prace na wyłączonym nanosatelicie dotyczyły inspekcji wizualnej i czyszczenia. Panele z ogniwami słonecznymi zostały złożone, anteny radiowe zwinięto i obydwa systemy unieruchomiono. Sprawdzone wymiary gabarytowe oraz masę LabSata (Rys. 92a), potwierdzono spełnienie dopuszczalnych zakresów. Dodatkowo przeprowadzono kolejne sprawdzenie możliwości swobodnego wsuwania/wysuwania LabSata we wzorcowym deployerze (Rys. 92b).

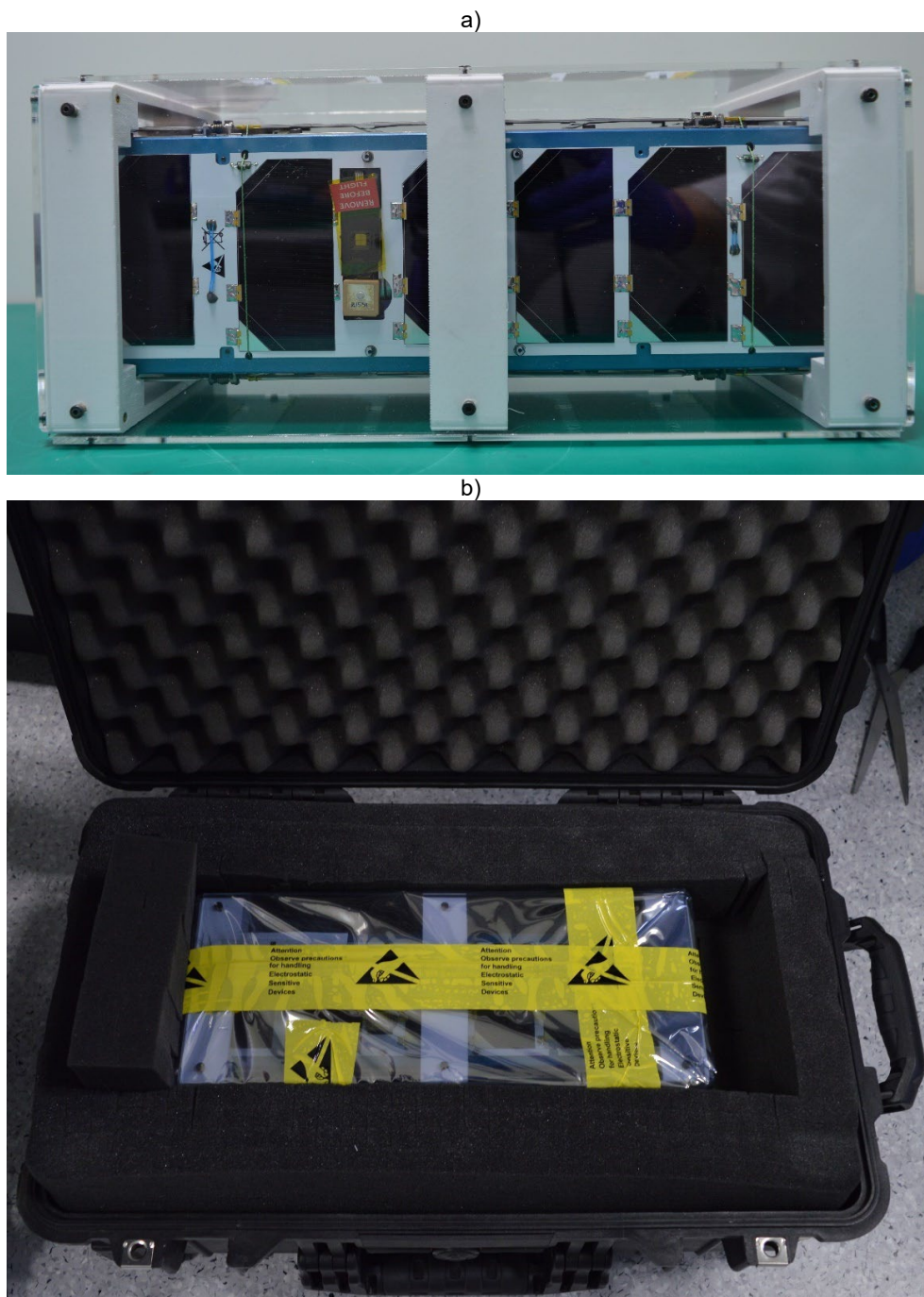


Rys. 92 LabSat (FM): a) weryfikacja masy, widoczna ściana X+; b) sprawdzanie dopasowania do wzorcowego deployera.

Po potwierdzeniu wszystkich wymaganych parametrów i wypełnieniu dokumentów weryfikacyjnych, urządzenie zabezpieczono w obudowie z plexiglasu (Rys. 93a). Na obudowę naklejono trzy wskaźniki poziomu wstrząsu *Shockwatch* (po jednym na każdą

³⁴ Dla utrzymania stanu stałego wyłączenia, niezależnie od manipulacji urządzeniem, wykorzystano wkręcany pin tzw. RBF (*Remove Before Flight*). W przypadku platformy firmy SatRev, pin wkręcany w moduł BMS pełni funkcję taką samą jak killswitch (pin wkręcany – obwód zasilania otwarty, pin wykręcany – obwód zamknięty).

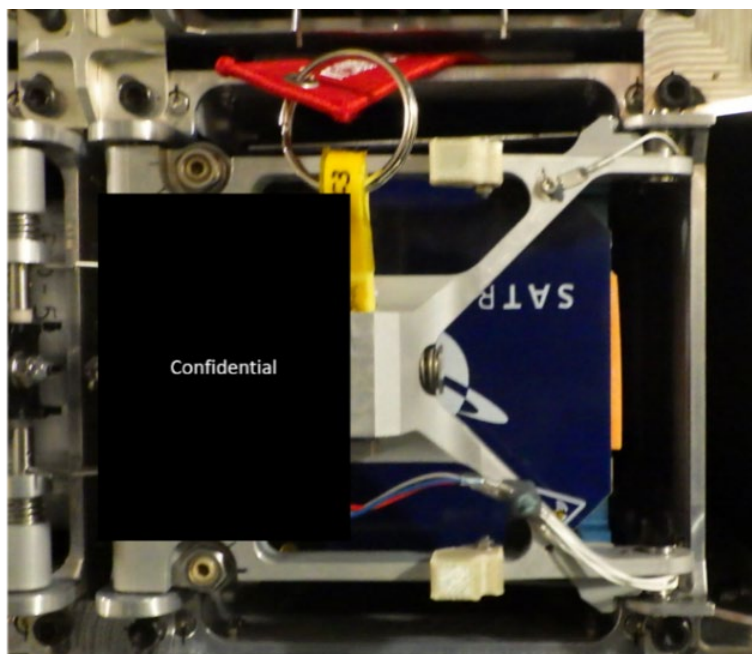
z osi). Następnie wsunięto do worka antystatycznego i wraz z kopiami dokumentów weryfikacyjnych umieszczono w walizce typu *pelicase* (Rys. 93b). Na walizkę również naklejono trzy wskaźniki poziomu wstrząsu *Shockwatch* (po jednym na każdą z osi). Zamek walizki zabezpieczono i przekazano kurierowi. Po przekazaniu wersji lotnej nanosatelity, w kolejnych dniach przeprowadzano integrację bliźniaczego naziemnego modelu lab - payloadu (GM – *Ground Model*), celem późniejszego uruchomienia równoległej hodowli referencyjnej.



Rys. 93 LabSat (FM): a) w obudowie z plexiglasu, widoczna strona X-; b) zabezpieczony w walizce typu *pelicase*.

Im krótszy czas od przygotowania eksperymentu biologicznego do uruchomienia go na orbicie, tym większe szanse jego powodzenia. Dlatego też, za dalszy proces instalacji nanosateli odpowiedzialny był pośrednik – firma D-Orbit. Firma ta zaoferowała bowiem najszybszy proces integracji ładunku na rakiemie spośród wszystkich zebranych ofert dla misji współdzielonych (*rideshare*). Głównym usprawnieniem logistycznym był fakt, że proces koordynowany przez pośrednika, odbywał się bezpośrednio na miejscu wylotu rakiety (*Cape Canaveral*). Proces polegał na sprawdzeniu stanu nanosateli po odebraniu przesyłki, integracji nanosateli do deployera na satelicie ION SCV-004 Elysian Eleonora, w ramach misji *Dashing To The Stars* [143], a następnie na przekazaniu SCV do końcowej integracji pod owiewką rakiety Falcon 9 Block 5 firmy SpaceX, w ramach misji *Transporter-3* [144].

Proces inspekcji i integracji LabSata na SVC obejmował sprawdzenie stanu wszystkich wskaźników wstrząsu, wyjęcie nanosateli z obudowy i jego dokładną inspekcję wizualną, usunięcie osłon z czujników słońca modułu ADCS (*sunsensors*), a ostatecznie odkręcenie pinu RBF, wsunięcie CubeSata do deployera na SVC i zabezpieczenie. Otrzymano informację, że wskaźniki wstrząsu dla osi X, umieszczone na walizce i obudowie, wskazały przekroczenie wartości maksymalnej (25G)³⁵. Poza tym nie dostrzeżono żadnych innych odchyłeń i zmian wizualnych na strukturze nanosateli. Ostatecznie potwierdzono, że integracja LabSata na SVC przebiegła w pełni pomyślnie (Rys. 94).



Rys. 94 Zdjęcie dostarczone przez firmę D-Orbit potwierdzające zintegrowanie LabSata w jednym z kilkunastu deployerów na SCV. Pole „Confidential” zostało dodane przez firmę D-Orbit.

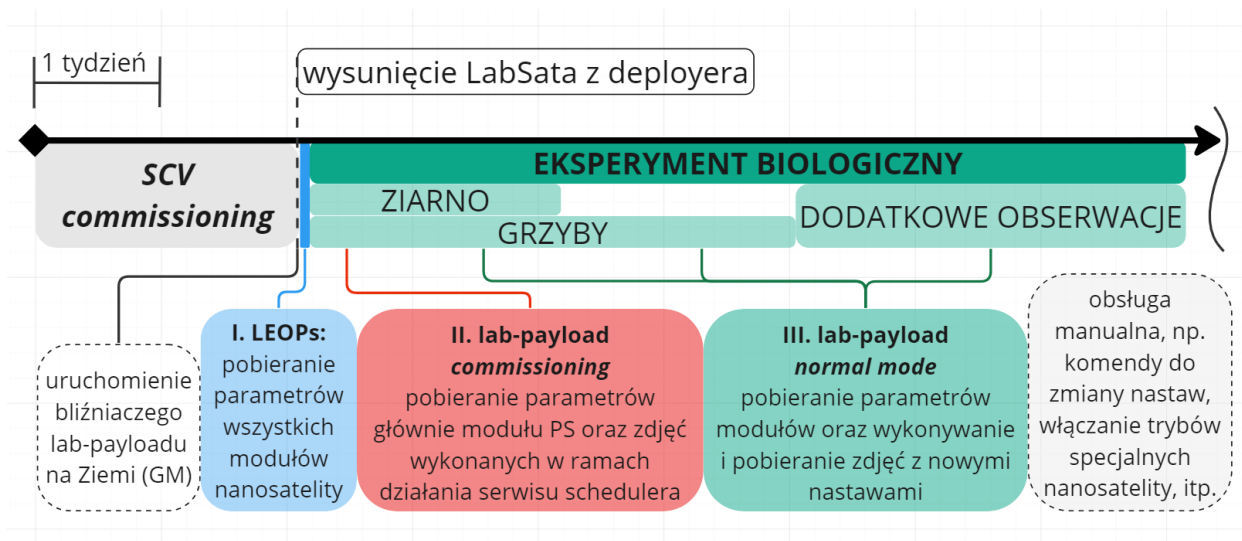
³⁵ Pomiar traktowany jako dodatkowa informacja do rozpatrzenia w przypadku niezadziałania nanosateli na orbicie. Na obecnym etapie przygotowania misji jakiegokolwiek zmiany nie były możliwe.

5.2 Eksperyment orbitalny

Biorąc pod uwagę plan misji satelity LabSat, przedstawiony na początku tego rozdziału (Rys. 75, str. 97), opracowany został zbiór komend potrzebnych do jego realizacji. Na tej podstawie, przygotowano tzw. scenariusze, czyli programy w języku *python*, generujące odpowiednią sekwencję komend ze sprawdzaniem warunków. Uruchamianie przygotowanych wcześniej scenariuszy podczas tzw. okien komunikacyjnych z satelitą, zwiększa efektywność operowania urządzeniem (np. brak zwłoki czasowej, błędu ludzkiego), nie wyklucza jednocześnie możliwości wysłania komend manualnie. Na Rys. 95 przedstawiono bardziej szczegółowy plan dotyczący etapu eksperymentu biologicznego na orbicie (przestawiony wcześniej na Rys. 75, na str. 97). Rozróżniono trzy fazy. Faza pierwsza – LEOP (*Launch and Early Orbit Phase*), następuje zaraz po wysunięciu LabSata z deployera. Wysunięcie rozpoczyna procedurę uruchomienia nanosatelity. Równoległe zasilony zostaje model naziemny lab-payloadu (GM). Faza druga „lab – payload commissioning” to czas rozruchu eksperymentu. Faza trzecia „lab – payload normal mode” jest fazą docelowej obsługi eksperymentu.

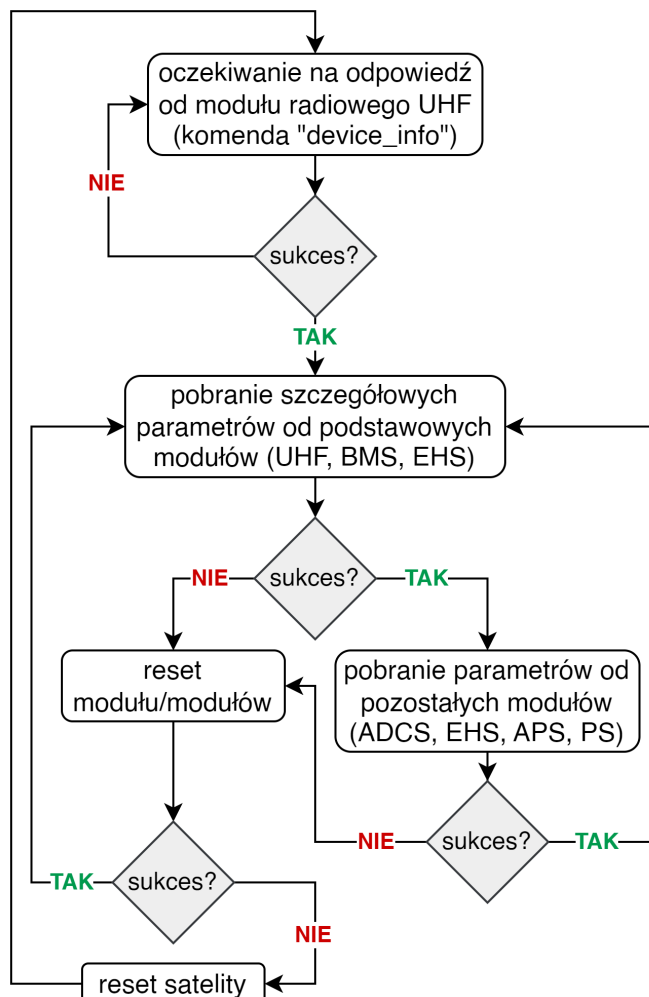
5.2.1 Przygotowanie

W ramach niniejszej pracy, przygotowano scenariusze bezpośrednio dotyczące lab - payloadu, czyli dla fazy drugiej i trzeciej. Poza scenariuszami uwzględnia się możliwość i konieczność manualnej obsługi nanosatelity, wysyłając komendy umożliwiające np. modyfikację prędkości lub częstotliwości przepływu cieczy czy reagowanie na błędy/anomalie.



Rys. 95 Doprecyzowany plan misji na orbicie.

Ze względu na konieczność natychmiastowej obsługi eksperymentu biologicznego, założono skrócenie pierwszej fazy (LEOP) do absolutnego minimum (nie dłużej niż doba). Ogólny schemat postępowania w tej fazie przedstawiono na Rys. 96.



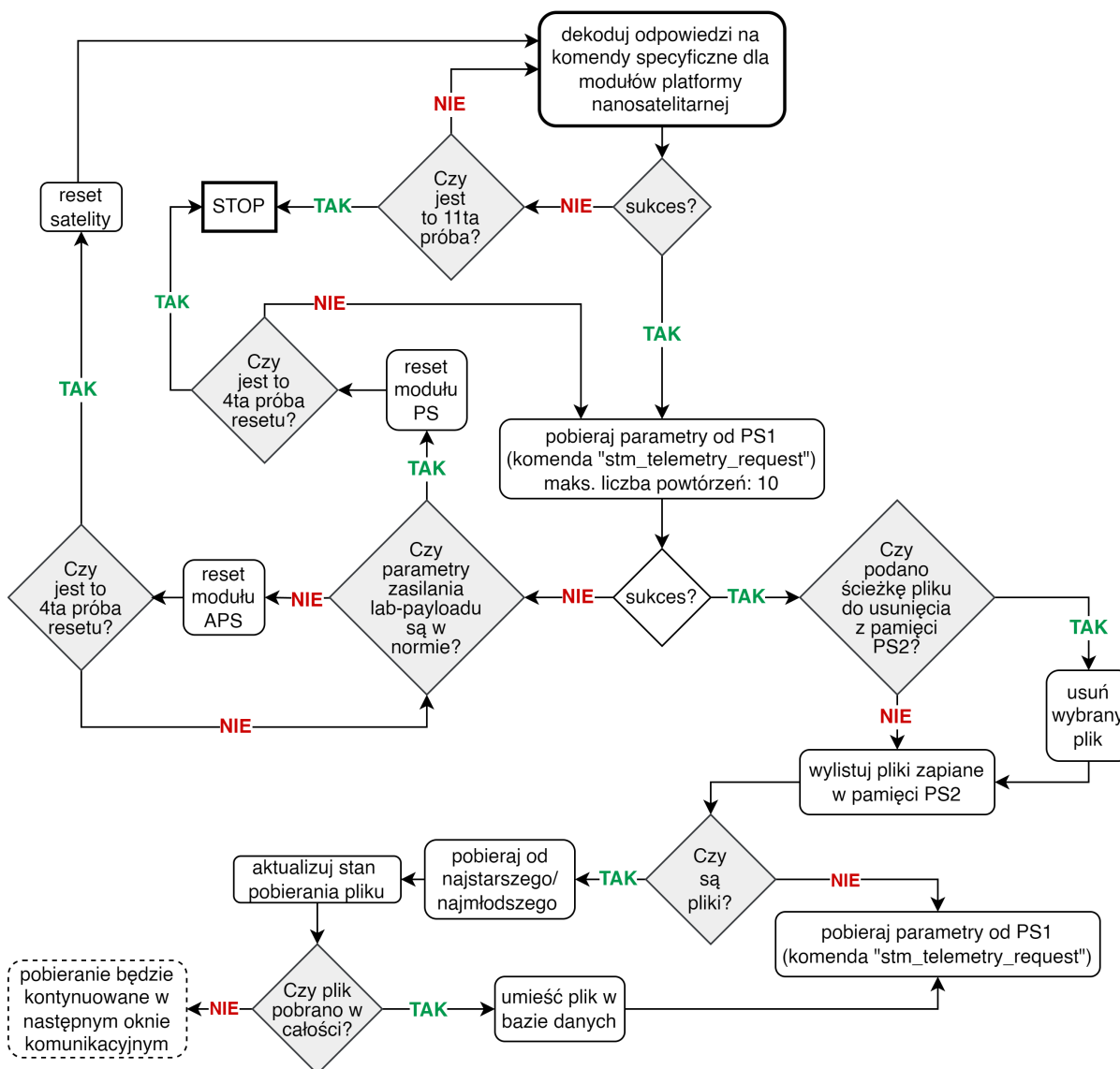
Rys. 96 Algorytm postępowania w fazie LEOP.

Kiedy tylko kontakt z nanosatelitą zostaje ustanowiony, pobierane są parametry wszystkich modułów satelitarnych. Wymianę danych ogranicza głównie czas trwania okna komunikacyjnego (kilka minut). Na podstawie zdekodowanych parametrów dokonuje się oceny stanu urządzenia i ewentualnie, jeśli to możliwe, wprowadzane są natychmiastowe działania zaradcze.

Rys. 97 przedstawia uproszczony przebieg scenariusza o nazwie „Is_commissionig_loop”, przeznaczonego do uruchamiania w fazie drugiej („lab – payload commissioning”).

PARAMETRY WEJŚCIOWE:

- wybór czy rozpocząć pobieranie od najmłodszego czy od najstarszego pliku (zdjęcia) - domyślnie od najstarszego.
- ścieżka do pliku (zdjęcia) na karcie microSD płytki PS2, który ma zostać usunięty - domyślnie pole jest puste;



Rys. 97 Diagram dla scenariusza „ls_commissionig_loop”.

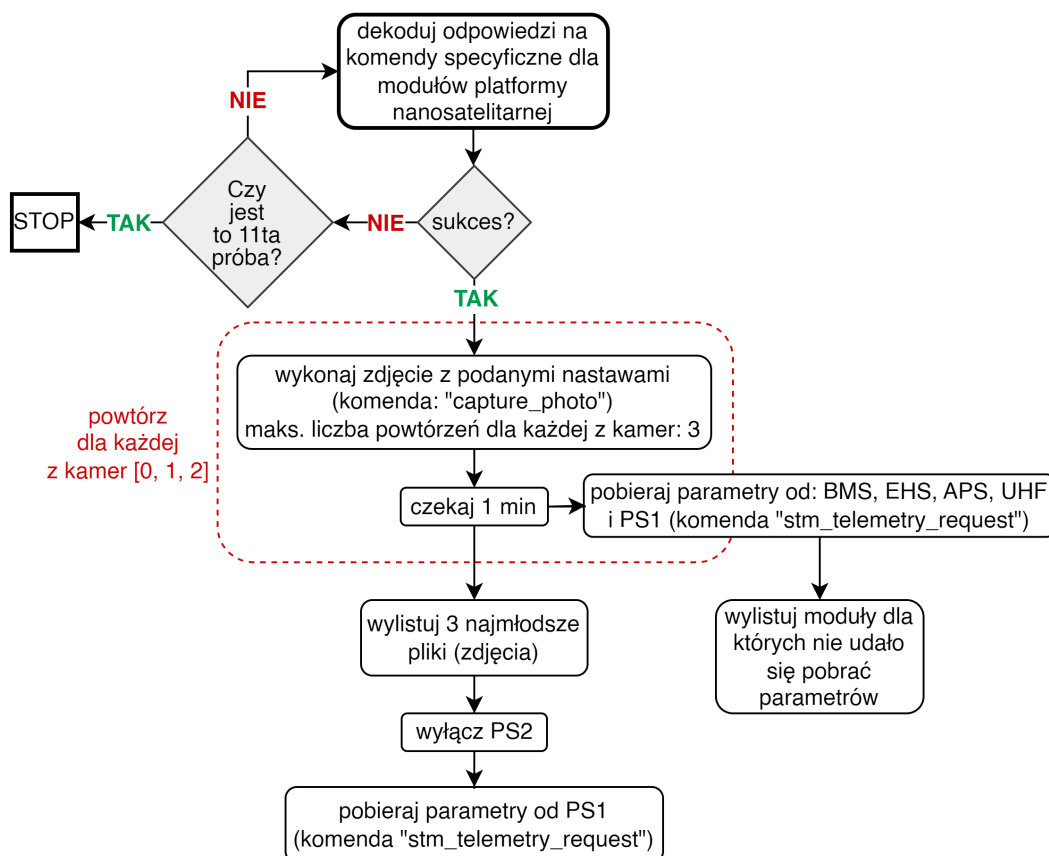
W tej fazie, realizowane jest możliwie jak najczęstsze odpytywanie modułu PS1 o dane środowiskowe. Dodatkowo następuje próba pobierania zdjęć zapisanych już na karcie microSD płytki PS2, wykonanych autonomicznie w ramach działania serwisu schedulera. Pobieranie zdjęć rozpoczyna się od pliku najstarszego lub najmłodszego (parametr wejściowy). Po pobraniu zdjęcia i zapisaniu go w bazie danych, istnieje możliwość usunięcia go z pamięci lab - payloadu w następnych oknach komunikacyjnych (parametr wejściowy).

Rys. 98 przedstawia uproszczony przebieg scenariusza o nazwie „ls_photo_loop”, przeznaczonego do uruchamiania w fazie trzeciej („lab – payload normal mode”).

PARAMETRY WEJŚCIOWE:

Dla każdej z kamer [0, 1, 2] podać wartości takie jak:

jasność [0-100 %], ostrość [0-100 %], rozdzielczość [0 - 320x240; 1 - 640x480; 2 - 1600x1200]

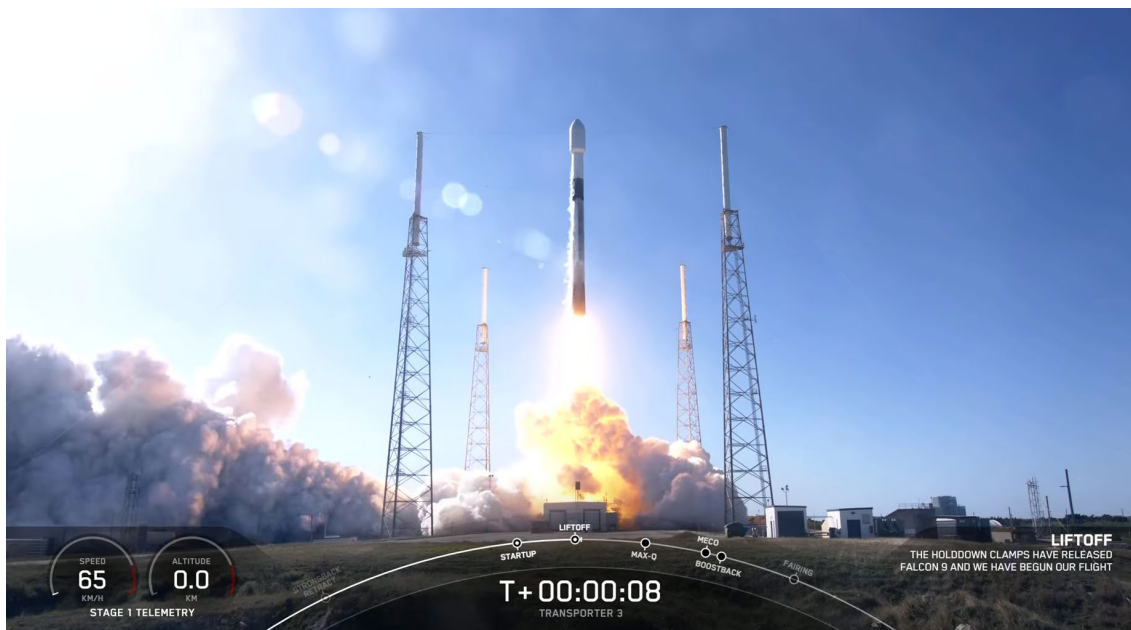


Rys. 98 Diagram dla scenariusza „ls_photo_loop”.

W tej, docelowej fazie eksperymentu, scenariusz realizuje odpytywanie o parametry modułów. Dodatkowo wykonuje zdjęcia próbek z podanymi przez operatora nastawami. Potrzeba modyfikacji nastaw obrazowania wynika z możliwych zmian w układzie (np. pod wpływem wstrząsów) lub/i z postępu hodowli, a w tym zmiany wymiarów i/lub kształtu próbek. Pobieranie zdjęcia/zdjęć realizowane jest z wykorzystaniem oddzielnego scenariusza tylko do pobierania plików (parametr wejściowy: ścieżka do pliku).

5.2.2 Lot na LEO

Wylot rakiety Falcon 9 odbył się 13 stycznia 2022 roku (Rys. 99). SVC został umieszczony na orbicie (wys. ok. 530 km, inklinacja: 97,5°) tego samego dnia i otrzymał numer katalogowy 50993 (NORAD ID). Po zakończeniu fazy rozruchowej (*commissioning*) dla SVC, spośród wielu CubeSatów na jego pokładzie, LabSat został z sukcesem wysunięty z deployera jako pierwszy. Dnia 28 stycznia 2022 roku, LabSat znalazł się na orbicie o oczekiwanych parametrach, praktycznie tożsamy jak parametry satelity rozmieszczającego (SVC).

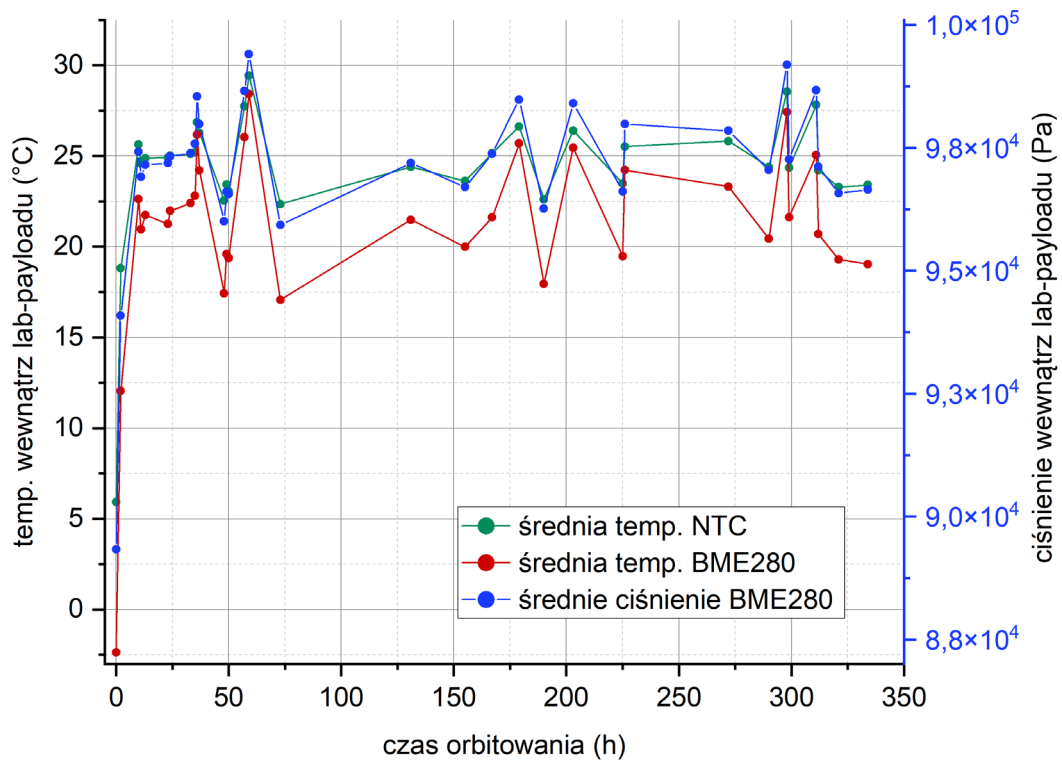


Rys. 99 Wylot rakiety Falcon 9 firmy SpaceX w ramach misji Tranposrter-3. Zrzut ekranu z transmisji na żywo na platformie YouTube.

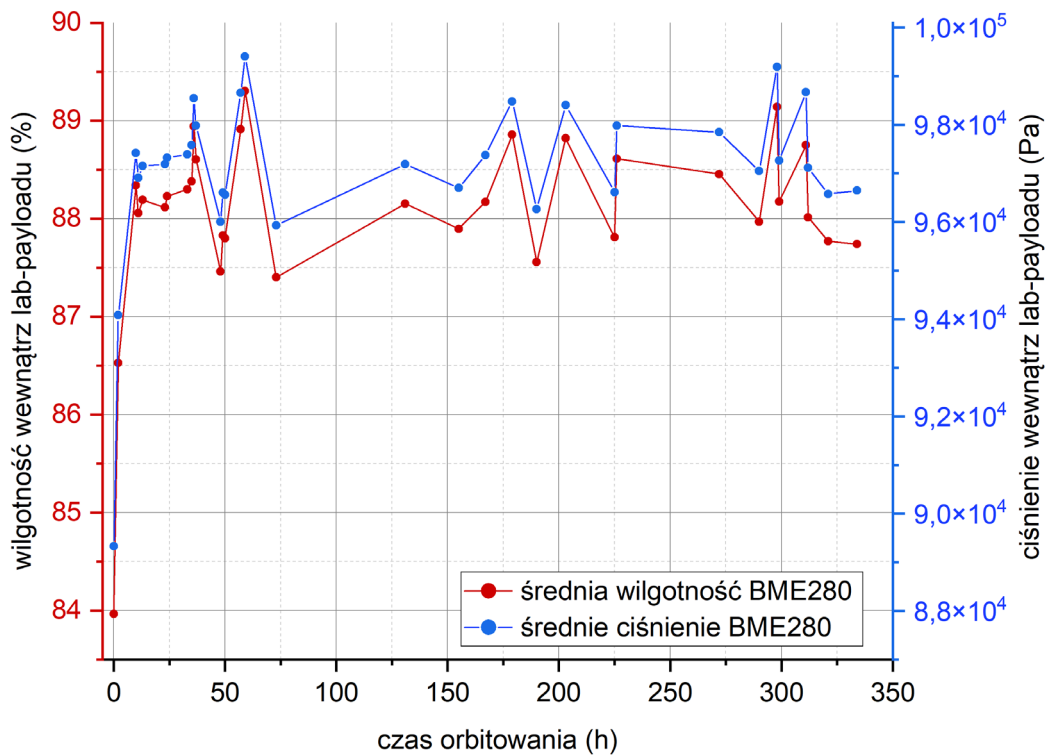
Po otrzymaniu od firmy D-Orbit potwierdzenia o wysunięciu LabSata z deployera, włączono licznik uruchamiający lab - payload w wersji naziemnej (GM). Ponieważ oficjalne katalogowanie obiektów orbitalnych może niekiedy zająć kilka-kilkanaście dni, starano się nawiązać komunikację radiową z LabSatem, korzystając z parametrów orbitowania TLE (*Two-Line Elements*) dla obiektu SVC. Dzięki temu, kontakt z LabSatem ustanowiono po upływie około godziny od momentu otrzymania wspomnianego potwierdzenia. W pierwszym oknie komunikacyjnym potwierdzono komunikację ze wszystkimi modułami nanosateliety. W dwóch kolejnych prowadzono wzmożoną diagnostykę głównie układów zasilania (EHS, BMS, APS) oraz PS. Nie zarejestrowano żadnych odchyień, dlatego też w dalszej kolejności uruchamiano scenariusz „ls_commissionig_loop” (Rys. 97). W trzynastym dniu misji uruchomiony został scenariusz „ls_photo_loop” (Rys. 98). W między czasie korzystano z komend do dodatkowego pompowania wody (poza serwisem schedulera) oraz do resetu i włączenia/wyłączenia wybranego modułu w celach oszczędności baterii. Na kolejnych wykresach (Rys. 100-104) przedstawiono dane z orbity, potwierdzające prawidłowe działanie lab - payloadu w nanosatelicie LabSat.

Na Rys. 100 przedstawiono średnie ciśnienie rejestrowane przez dwa układy BME280 wraz ze średnią temperaturą rejestrowaną przez te same dwa układy BME280 oraz dodatkowo przez dwa czujniki NTC. Na Rys. 101 przedstawiono średnie ciśnienie oraz średnią wilgotność rejestrowane przez dwa układy BME280. Następnie na Rys. 102 przedstawiono średnią temperaturę regulowaną na lab - chipach wraz z temperaturami

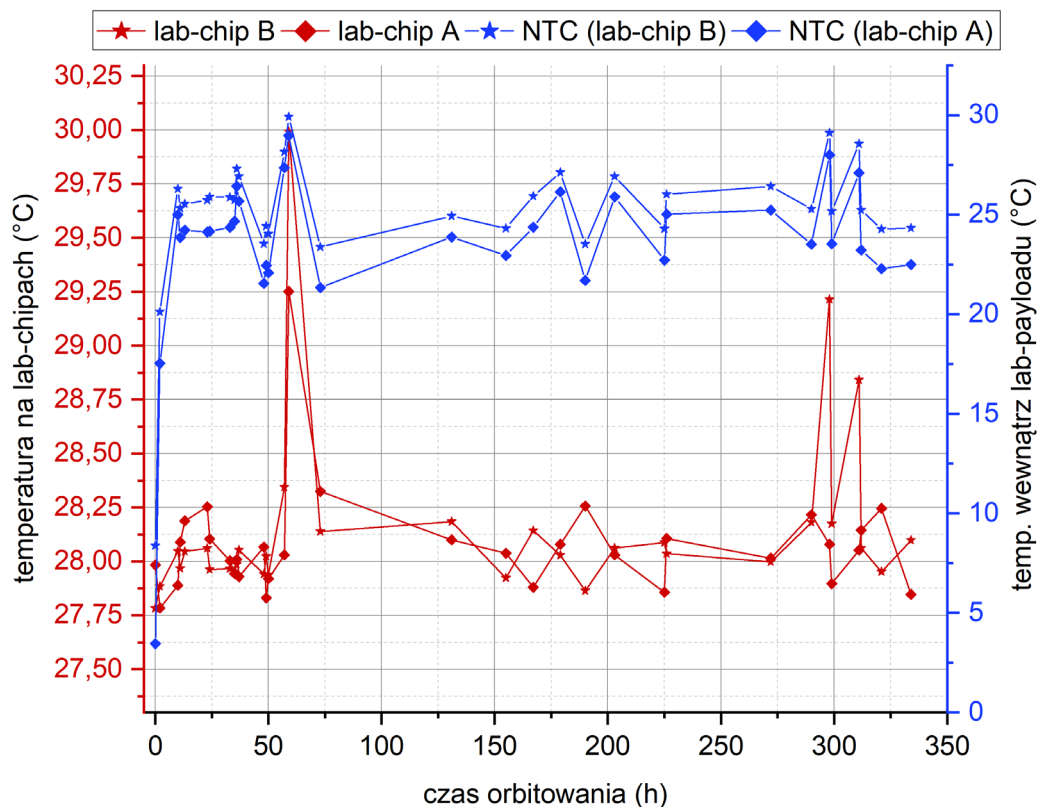
z czujników NTC umieszczonych w ich pobliżu. Rys. 103 ilustruje regulację temperatury dla zbiorników z wodą. Rys. 104 to wartość mierzonej dawki promieniowania wyznaczonej układami RADFET.



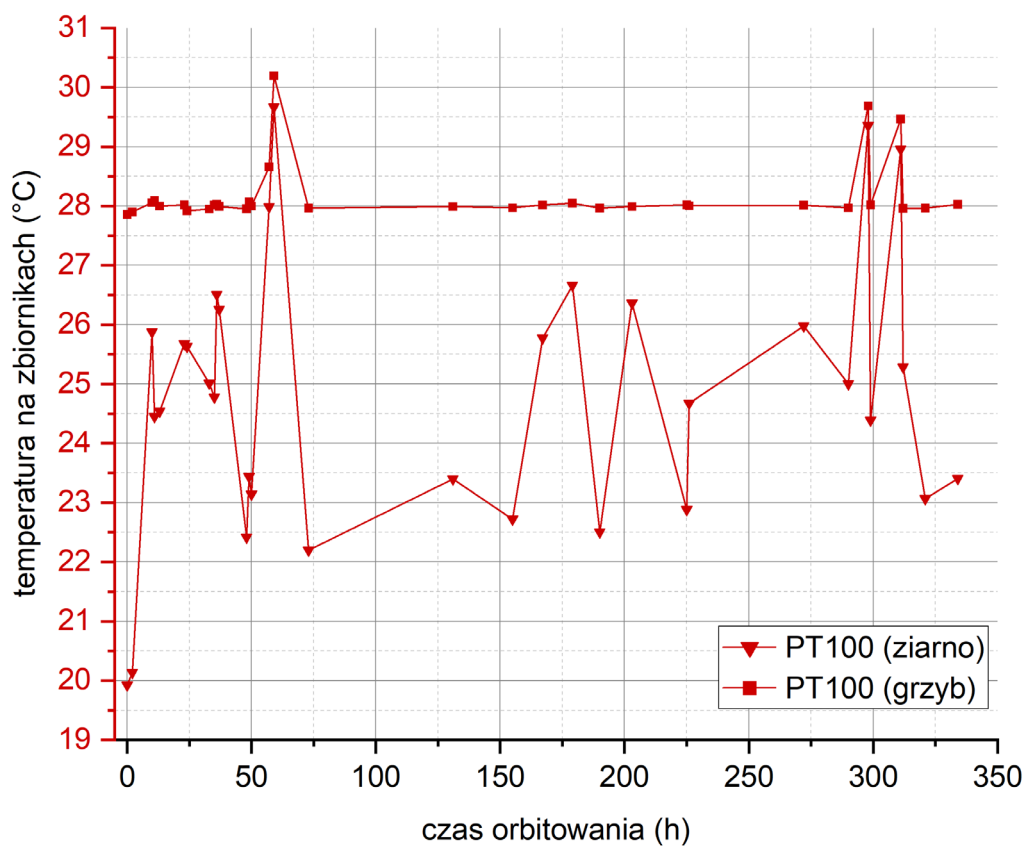
Rys. 100 Średnie ciśnienie i temperatura w objętości lab - payloadu. Dane z orbity.



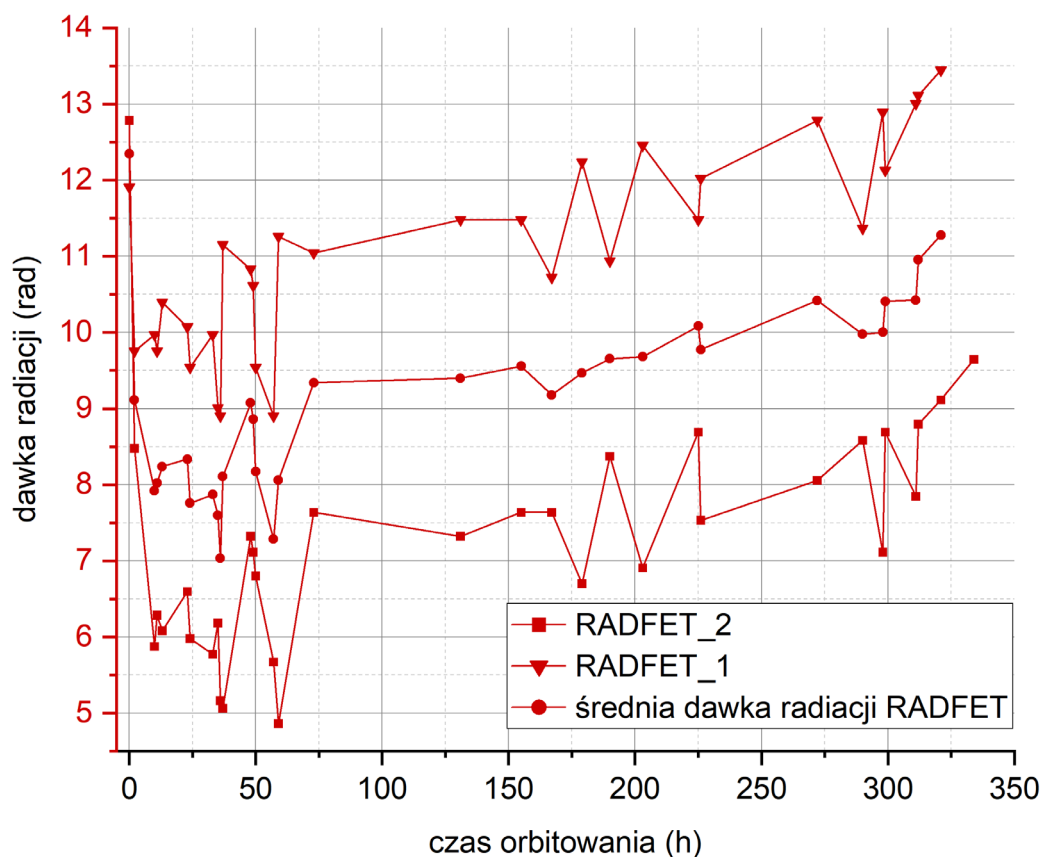
Rys. 101 Średnie ciśnienie i wilgotność w objętości lab - payloadu. Dane z orbity.



Rys. 102 Średnia temperatura na lab - chipach oraz temperatura z poszczególnych NTC umieszczonych w objętości lab - payloadu w pobliżu lab - chipów. Dane z orbity.



Rys. 103 Temperatura mierzona na zbiornikach z wodą. Dane z orbity.



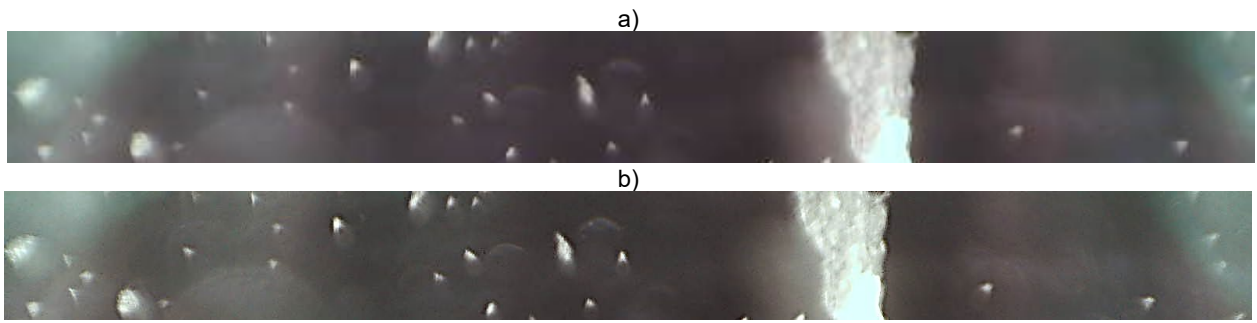
Rys. 104 Dawka promieniowania rejestrowana przez układy RADFET. Dane z orbity.

Opóźnienie uruchomienia zasilania dla lab - payloadu na orbicie wynosiło 45 min. Widoczne jest zatem zjawisko „rozgrzewania” wewnętrznej atmosfery lab - payloadu w pierwszych godzinach. Zbiorniki z wodą nie osiągnęły jednak niebezpiecznie niskiej temperatury. W tym wypadku, dane odebrane już w pierwszym oknie komunikacyjnym potwierdzają, że temperatura była dodatnia. Zakłada się zatem, że pomimo ujemnej temperatury wewnątrz lab - payloadu na samym początku orbitowania, woda w zbiornikach nie była zamrożona, ze względu na jej wysoką pojemność cieplną. Z kolei natychmiast po zasileniu, grzejniki o mocy ok. 2.5 W każdy szybko rozgrzały ciecz do temperatury docelowej. Temperatura na lab - chipach od samego początku również przyjmuje oczekiwane wartości. Tu z kolei zakłada się, że układ grzejny zadziałał natychmiast, ze względu na niską pojemność cieplną układów (niewielkie wymiary).

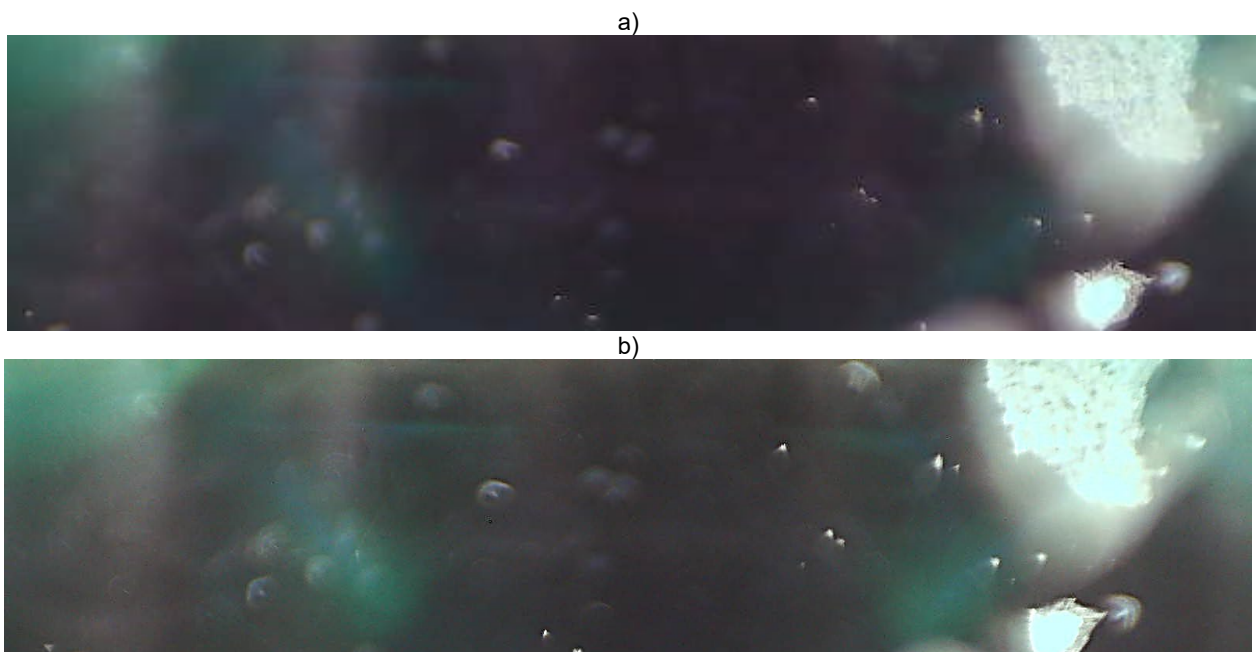
Wykresy potwierdzają, że lab - payload jest hermetyczny. Zmiany ciśnienia wynikają z wahań temperatury. Wilgotność odpowiada wartościom odczytywanym jeszcze w trakcie ostatnich testów naziemnych, a wahania wilgotności wynikają również ze zmian ciśnienia i temperatury wewnątrz hermetycznej obudowy. Układ regulacji temperatury osiąga wartości docelowe na wybranych obiektach. Zauważalne jest jedynie jedno przeregulowanie w ok. 60 godzinie orbitowania, które praktycznie jest w dopuszczalnym zakresie. Niemniej

jednak utrzymywanie zadanej temperatury dla wybranych obiektów z dokładnością ok. $\pm 1^{\circ}\text{C}$ potwierdza odpowiednią realizację aktywnej części TCS. Temperatura w obojętności lab - payloadu odpowiada tzw. temperaturze pokojowej, co potwierdza trafność wyboru orbity oraz realizacji pasywnej części TCS. W przypadku pomiaru radiacji widoczne są skoki wartości wynikające najpewniej z braku kompensacji temperaturowej czujników. Niemniej jednak, pomimo stosunkowo krótkiego czasu pomiaru, tendencja jest rosnąca, a wartość nie wyklucza osiągnięcia dawki przewidywanej w symulacjach dla orbity docelowej (Tab. 6, str. 67).

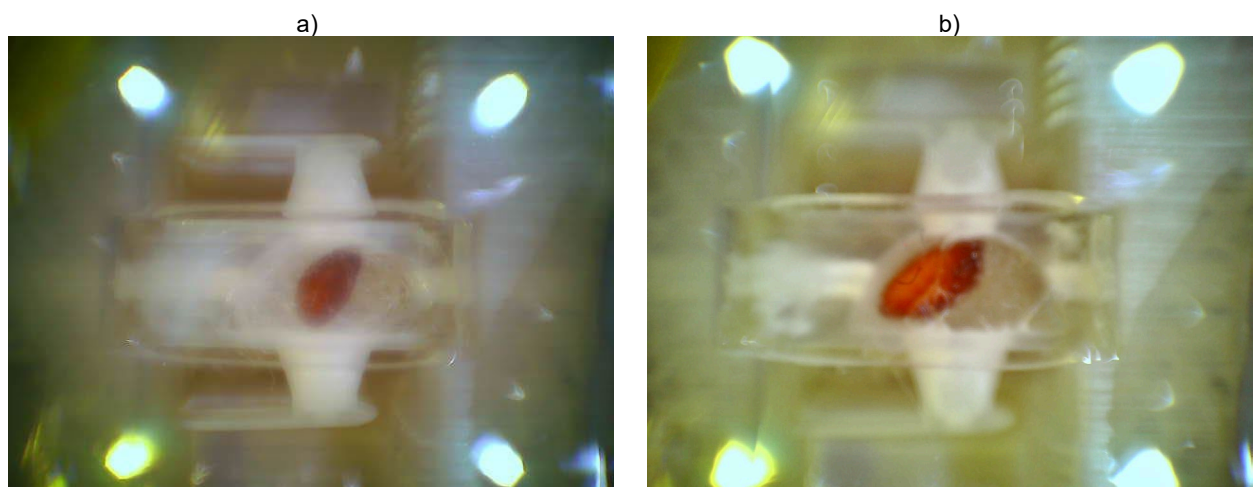
Na Rys. 105-107 przedstawiono porównanie zobrazowań obiektów biologicznych, wykonanych w ostatnim dniu integracji LabSata oraz zdekodowanych z orbity. Pomimo niepełnej transmisji pakietów, dane przedstawione na Rys. 105 oraz Rys. 106 potwierdzają utrzymanie odpowiednich parametrów układu obrazowania w układach lab – chipu A oraz B do hodowli grzyba. Dane przedstawione na Rys. 107 natomiast, potwierdzają poprawne działanie układów mikrofluidycznego i obrazowania w układzie mikrodoniczki do hodowli ziarna. Co więcej na Rys. 107b rozpoznano rozpoczęcie pierwszego etapu wzrostu ziarna (spęcznienie).



Rys. 105 Zarodniki grzyba w lab-chipie A: a) fragment zdjęcia w rozdzielczości 640 x 480 pikseli (Ziemia); b) zdekodowany fragment zdjęcia w rozdzielczości 1200 x 1600 pikseli (orbita), wykonanego w pierwszym dniu misji (29.01.22r.), w ramach działania autonomicznego serwisu schedulera.



Rys. 106 Zarodniki grzyba w lab-chipie B: a) fragment zdjęcia w rozdzielczości 640 x 480 pikseli (Ziemia); b) zdekodowany fragment zdjęcia w rozdzielczości 1200 x 1600 pikseli (orbita), wykonanego w pierwszym dniu misji (29.01.22r.), w ramach działania autonomicznego serwisu schedulera.



Rys. 107 Ziarno rzeżuchy w mikrodoniczce: a) zdjęcie w rozdzielczości 640 x 480 pikseli (Ziemia); b) zdekodowane zdjęcie w rozdzielczości 1200 x 1600 pikseli (orbita), wykonane w pierwszym dniu misji (29.01.22r.), w ramach działania autonomicznego serwisu schedulera.

Ze względu na trudności komunikacyjne z nanosatelitą, a ostatecznie utratę z nim kontaktu w czternastym dniu od uruchomienia, nie udało się pozyskać więcej pakietów danych, które umożliwiłyby śledzenie dalszego rozwoju ziarna rzeżuchy i przebiegu hodowli grzybów. Pozyskane dane są jednak wystarczające by potwierdzić pełne działanie zaprojektowanego i wykonanego lab - payloadu, który jest przedmiotem niniejszej pracy.

6 Podsumowanie i ocena wyników

Praca ta jako dziewiąta na świecie i trzecia w Europie podjęła temat budowy subminiaturowego laboratorium biologicznego, w postaci payloadu nanosatelitarnego, do pracy w przestrzeni kosmicznej. Jest to jednak pierwsza praca na świecie, która podejmuje temat konstrukcji payloadu umożliwiającego badanie różnych obiektów biologicznych równolegle. W założeniach przyjęto, że użyte zostaną rozwiązania wykorzystujące technologię laboratoriów zintegrowanych (LOC - lab-on-chip). Ocenia się, że konstruowanie takich autonomicznych, subminiaturowych laboratoriów orbitalnych, jest praktycznie jedynym sposobem na przyspieszenie i wzbogacenie badań nad materią żywą w przestrzeni kosmicznej. Kwestia wyboru platformy, na której laboratorium zostanie umieszczone (nanosatelita/pokład stacji kosmicznej), jest wtórna.

W przypadku laboratoriów umieszczanych na nanosatelitach, szczególnie znaczącą rolę odgrywają elementy orbity. Ich dobór może wspierać bądź utrudniać realizację systemu kontroli termicznej (np. orbity o szczątkowym, równomiernym lub zwiększonym oświetleniu). Co więcej, wg NOAA (*National Oceanic and Atmospheric Administration*), zauważalna aktywność Słońca w jego obecnym 25-tym cyklu, rozpoczęła się w okresie realizacji misji opisanej w tej pracy (styczeń-luty 2022), a kulminacja aktywności przewidywana jest na okres między styczniem, a październikiem 2024 roku [145]. Te zagadnienia zostały w niniejszej pracy przeanalizowane. Wyniki tej analizy uwzględniono przy realizacji podsystemów kontroli termicznej i osłony radiacyjnej laboratorium (dla orbity typu SSO, na wysokości ok. 530 km i inklinacji $97,5^\circ$).

W ramach pracy dokonano adaptacji dotychczas wykorzystywanych komponentów platform LOC tak, by mogły zostać zintegrowane w payloadzie i funkcjonować autonomicznie na orbicie. Przeprowadzono analizę warunków termicznych dla laboratorium, angażując w to podejście analityczne podstawowej mechaniki orbitalnej. Opracowano aktywny system grzania lab-chipów (układów hodowlanych) o dużej dokładności. Skonstruowano układy pomiarowe adekwatne do warunków pracy payloadu. Zaprojektowano i zrealizowano hermetyczną obudowę, zapewniającą utrzymywanie w jej wnętrzu, powietrza atmosferycznego o odpowiedniej wilgotności oraz ochronę przed radiacją, w kilkutygodniowym okresie pracy laboratorium. Obudowa zapewnia również osłonę mechaniczną dla wewnętrznych podzespołów laboratorium oraz umożliwia wyprowadzenie okablowania z payloadu i podłączenie go do linii zasilania i linii danych na platformie satelitarnej.

Należy podkreślić, że poważnym wyzwaniem był również sam proces integracji budowanego laboratorium (payloadu) z nanosatelitą (CubeSat), dostarczonego przez zewnętrznego kontrahenta oraz przeprowadzenie szeregu testów naziemnych, sprawdzających działanie elementów laboratorium, w tym w warunkach symulowanej mikrogravitacji. Zrealizowano również testy kwalifikacyjne payloadu oraz zestawu - payload i platforma nanosatelitarna. Wykazano, że rozwiązanie spełnia wymagania stawiane ładunkom umieszczanym na orbicie przez raketę Falcon 9 firmy SpaceX. Lot kosmiczny laboratorium rozpoczął się dnia 13 stycznia 2022 na LEO. Po ok. dwóch tygodniach (lot pośredni), nanosatelita został umieszczony na orbicie o parametrach zgodnych z przyjętymi założeniami. Po zapewnieniu mu zasilania przez platformę nanosatelitarną, laboratorium autonomicznie rozpoczęło pracę. Przesyłane na komendę z Ziemi dane telemetryczne, potwierdziły osiągnięcie wszystkich zakładanych parametrów, istotnych do prowadzenia doświadczeń (wzrost grzybów i ziarna rzeżuchy). Podsumowując, można stwierdzić, że cel niniejszej dysertacji został osiągnięty, otrzymano pierwsze, subminiaturowe, autonomiczne laboratorium orbitalne, umożliwiające prowadzenie eksperymentów na różnych obiektach biologicznych równolegle.

Podjęty w pracy temat jest niezwykle istotny z punktu widzenia pozyskiwania narzędzi to szybszej, tańszej i bezpieczniejszej, dalszej eksploracji kosmosu. Dzięki niewielkim satelitom (nanosatelitom) z ładunkiem laboratoryjnym, możliwe staje się projektowanie autonomicznych eksperymentów i przeprowadzanie ich w rzeczywistym (niesymulowanym) środowisku kosmicznym. Rezultaty z takich misji mogą wspierać rozumienie procesów zachodzących w materii ożywionej w przypadku narażenia jej na warunki panujące w przestrzeni kosmicznej, tym samym, pozwalając wnioskować o ich negatywnym/pozytywnym wpływie. Jest to bardzo ważne w przypadku planowania misji załogowych, jak i ewentualnej kolonizacji innych ciał niebieskich, jak również we wzmacnianiu hipotez powstawiania życia na Ziemi.

Wydaje się, że w najbliższym czasie, laboratoria kosmiczne wykorzystujące naukowe i techniczne rezultaty tej pracy, będą mogły być wykorzystywane np. w onkologicznej terapii personalnej. Trwają ożywione dyskusje środowiskowe dotyczące profilu naukowego takich działań, ich technicznej realizacji i wykorzystania medycznego³⁶.

³⁶ 1) Sympozjum naukowe „Mikrogravitacja i kosmiczne eksperymenty: badania biologiczne w mikroskali i ich znaczenie dla ludzkości”, 29 listopada 2023, Politechnika Wroclawska pod patronatem Polskiej Agencji Kosmicznej.
2) *16th Annual World Cancer Congress (WCC)*, 12-14 czerwca 2024, Budapeszt, Węgry.

W dalszych jednak pracach nad takimi laboratoriami, autorka proponuje wziąć pod uwagę kilka następujących wniosków i zaleceń. Ocenia się, że układy mikroprzepływowe, w tym lab-chip, są najlepsze i najwydajniejsze do przeprowadzania eksperymentów z materią ożywioną w warunkach kosmicznych. Warto jednak rozpatrzyć sposoby wytwarzania lab-chipów nowymi metodami, takimi jak druk 3D ze szkła krzemionkowego [146], [147], by przyspieszyć proces technologiczny jak i zwiększyć niezawodność i wytrzymałość tychże komponentów. Realizacja układów mikrofluidycznych do pracy w warunkach braku ciężenia wciąż stanowi wyzwanie i jak wspomniano, jest to oddzielny temat badawczy. W ramach tej pracy, potwierdzono wymaganą funkcjonalność układu - empirycznie, otrzymując powtarzalne wyniki hodowli również na symulatorach mikrogravitacji. Dodatkowo, zaleca się poszukiwanie nowych lub opracowywanie własnych zminiaturyzowanych wersji elementów układu mikrofluidycznego, takich jak złącza i adaptory oraz zawory/regulatory, gdyż obecnie nie znajduje to odzwierciedlenia w charakterystyce produktów firm dostarczających te elementy do laboratoryjnych układów naziemnych. Detekcję i parametryzację rozwoju hodowli na podstawie zobrażeń ocenia się jako uniwersalną, „namacalną” metodę wnioskowania o przebiegu eksperymentu i stanu obiektu biologicznego. Niemniej jednak, zaproponowane we wcześniejszych misjach metody kolorymetrii i spektroskopii wydają się być równie dobre, zwłaszcza w przypadku zwielokrotnienia cel hodowlanych, jak i przy precyzyjnej definicji spodziewanej odpowiedzi (np. reakcji metabolicznej). Metoda detekcji zatem, może i powinna być dobierana dla konkretnego scenariusza eksperymentu jak i samego obiektu biologicznego. Wykazano, że system kontroli temperatury (TCS), który opracowano w ramach tej pracy, jest wystarczający do zapewnienia prawidłowych warunków termicznych w przedstawionym eksperymencie. Niemniej jednak, w przyszłych projektach warto przeprowadzić walidację TCS w docelowym układzie (w payloadzie i w satelicie) oraz z wykorzystaniem bardziej zaawansowanego urządzenia testowego, typu TVAC, który umożliwiłby symulowanie środowiska termiczno-próżniowego, lepiej odpowiadającego rzeczywistym warunkom orbitalnym. W rzeczonym urządzeniu testowym, ogrzewanie i chłodzenie obiektu testowanego realizowane jest nie przez przewodzenie (stół grzewczo-chłodzący), a przez oddalone od obiektu źródła promieniowania np. promienniki IR (symulowanie promieni słonecznych) czy powierzchnie o wysokiej emisyjności chłodzone ciekłym azotem (symulowanie „pustej” przestrzeni kosmicznej, cień). Należy również brać pod uwagę, że najbliższe, kolejne tego typu doświadczenia na orbicie powinny uwzględniać, bądź lepsze ekranowanie od promieniowania, bądź jego wpływ na eksperyment. Jest to szczególnie

istotne, jeśli sam czas eksperymentu miałby być dłuższy niż zaproponowany w tej pracy, a np. jak miało to miejsce w przypadku misji O/OREOS dla payloadu SEVO, gdyż jak wspomniano, najbliższe lata to utrzymująca się wysoka aktywność Słońca. W przypadku eksperymentów uwzględniających/badających wpływ promieniowania kosmicznego, warto rozpatrzyć umieszczenie dodatkowo lub zamiast czujnika dawki promieniowania, również sensora LET (*Linear Energy Transfer*), który pozwoliłby na określenie ilości energii promieniowania jonizującego absorbowanego podczas przechodzenia przez materiał (osłonę lub próbkę biologiczną), na jednostkowej drodze. Zagadnienie obudowy również jest nietrywialnym wyzwaniem technicznym. Jak wykazano, realizacja obudowy skręcanej z uszczelkami typu oring, zapewnia wymaganą szczelność, niemniej jednak przysparza nieco trudności przy montażu elementów w jej wnętrzu. W kwestii złożenia podsystemów laboratorium, zaleca się opracowywanie elementów modułowych, wstępnie i powtarzalnie skręcanych/składanych, co mogłoby przyspieszyć proces integracji urządzenia w całość. Sugeruje się również realizację okablowania w postaci ścieżek na taśmach kaptonowych ze złączami krawędziowymi, co mogłoby znacząco wpłynąć na redukcję czasu i złożoności procesu integracji. Oddzielnym tematem jest tu próba opracowania hermetycznej obudowy, która umożliwiałaby łatwy demontaż układów z próbkami biologicznymi lub/i serwisowanie urządzenia bez konieczności rozłączania/rozkręcania znacznej części układów wewnętrznych (insertu). Zaleca się dodatkowo by elektroniczny moduł obsługi ładunku (PS) realizował ciągły zapis (logowanie) danych środowiskowych, tak by móc oceniać wyniki hodowli mając na uwadze „historię” warunków dla obiektu. Oczywiście wymagałoby to również implementacji dodatkowej funkcji kompresji tych danych i prawdopodobnie wykorzystania na platformie modułu radiowego o większej przepustowości niż UHF, co jednak również byłoby na korzyść procesu pobierania obrazowań. Na koniec warto podkreślić jak bardzo istotnym jest zagadnienie uruchomienia bliźniaczego eksperymentu referencyjnego na Ziemi, oddającego tu wszelkie aspekty wersji orbitalnej. Wytworzenie drugiego, identycznego urządzenia (wciąż w warunkach produkcji jednostkowej) oraz dodatkowo prowadzenie na nim operacji w tym samym reżimie czasowym i środowiskowym (planowane i nieplanowane resety nanosatelity, zmiany orientacji i nasłonecznienia), jest zadaniem trudnym, żmudnym i wciąż wymagającym uwzględnienia pewnego rodzaju przybliżeń. Niemniej jednak możliwość posiadania referencji jest nieoceniona w procesie analizy wyników eksperymentu/misji i znacząco zwiększa ich wiarygodność. Nieprzerwanie, problemem pozostaje wspomniany już czaso- i kosztochłonny łańcuch dostaw na orbitę. Sugeruje się, by zwracać uwagę na nowe oferty producentów mniejszych rakiet,

w przypadku których, kampania integracyjna i testowa, ze względu na mniejszą ilość ładunków, może okazać się krótsza i elastyczniejsza, niekoniecznie jednak tańsza. Wciąż niewiele obiektów biologicznych gotowych jest na tak długi okres „wstrzymania” procesów życiowych, dlatego też równoległe do trwającego rozwoju nowych sposobów wynoszenia, warto prowadzić badania i próby zabezpieczania hodowli na dłuższy czas (począwszy od miesiąca i dłużej).

Bibliografia

- [1] G. Brona i E. Zambrzycka, *Człowiek istota kosmiczna*. Kraków: Znak, 2019.
- [2] G. Sebestyen, S. Fujikawa, N. Galassi, i A. Chuchra, *Low Earth Orbit Satellite Design*. Cham: Springer International Publishing, 2018. doi: 10.1007/978-3-319-68315-7.
- [3] Chantal. Cappelletti, Simone. Battistini, i B. K. Malphrus, *Cubesat Handbook*. Elsevier, 2021. doi: 10.1016/C2018-0-02366-X.
- [4] Wilfried. Ley, K. Wittmann, i Willi. Hallmann, *Handbook of space technology*. Wiley, 2009.
- [5] G. Clément i K. Slenzka, *Fundamentals of Space Biology*. New York, NY: Springer New York, 2006. doi: 10.1007/0-387-37940-1.
- [6] J. Górską-Andrzejak i in., „Poczet modelowych organizmów badawczych”, *Wszechświat*, t. 117, nr 7–9, s. 194–208, 2016.
- [7] D. A. Beysens i J. J. W. A. van Loon, *Generation and Applications of Extra-Terrestrial Environments on Earth*. 2015. doi: 10.13052/rp-9788793237544.
- [8] H. G. L. Ye Zhang, „MSSF - Microgravity Simulation Support Facility”, 2017.
- [9] R. Herranz i in., „Ground-Based Facilities for Simulation of Microgravity: Organism-Specific Recommendations for Their Use, and Recommended Terminology”, *Astrobiology*, t. 13, nr 1, s. 1–17, sty. 2013, doi: 10.1089/ast.2012.0876.
- [10] J. L. Turner, „Space Station Research Explorer”. Dostęp: 3 styczeń 2024. [Online]. Dostępne na: <https://www.nasa.gov/mission/station/research-explorer/>
- [11] National Aeronautics and Space Administration, „International Space Station”, *Choice Reviews Online*, t. 53, nr 01, s. 53-0217-53–0217, wrz. 2015, doi: 10.5860/CHOICE.191783.
- [12] P. J. Shawcross, „International Space Station Transition Report”, sty. 2022. [Online]. Dostępne na: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/iss_transition_report_180330.pdf
- [13] A. Jones, „China completes T-shaped Tiangong space station with new Mengtian module move”, *Space.com*, 5 listopad 2022. Dostęp: 16 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.space.com/china-completes-tiangong-space-station>
- [14] X. Wang, Q. Zhang, i W. Wang, „Design and Application Prospect of China’s Tiangong Space Station”, *Space: Science & Technology*, t. 3, sty. 2023, doi: 10.34133/space.0035.
- [15] E. Duliniec, *Marketing międzynarodowy*. Warszawa, Polska: Polskie Wydawnictwo Ekonomiczne, 2009.
- [16] C. Joseph i D. Wood, „Analysis of the Microgravity Research Ecosystem and Market Drivers of Accessibility”, *New Space*, t. 9, nr 2, s. 123–138, cze. 2021, doi: 10.1089/space.2020.0044.
- [17] Space Application Services, „ICE Cube services”. Dostęp: 17 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.icecubesservice.com/services/>

- [18] Space Applications Services, „ICE Cubes Facility to Experiment Cube IRD”, Sint-Stevens-Woluwe, Belgia, maj 2022. [Online]. Dostępne na: <http://icecubesservice.com/>
- [19] Airbus, „Platforma Bartolomeo”. Dostęp: 17 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.airbus.com/en/products-services/space/in-space-infrastructure/bartolomeo>
- [20] SpaceTango, „CubeLab”. Dostęp: 6 kwiecień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://spacetango.com/cubelab/>
- [21] SpacePharma, „List of Missions”. Dostęp: 9 wrzesień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.spacepharma.health/missions>
- [22] ScorpioV, „BioChip SpaceLab”, HNu Photonics LLC. Dostęp: 6 kwiecień 2022. [Online]. Dostępne na: <http://scorpiov.com/spacelab/overview>
- [23] G. Martin, „NewSpace: The Emerging Commercial Space Industry”, *International Space University (ISU) Lecture*. NASA Ames Research Center Moffett Field, CA, USA, Adelaide, Australia, 25 styczeń 2016. Dostęp: 8 wrzesień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20160001188>
- [24] „SpaceX - Rideshare”. Dostęp: 19 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.spacex.com/rideshare/>
- [25] „Rocket Lab”. Dostęp: 19 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.rocketlabusa.com/book-my-launch/>
- [26] „Firefly Areospace”. Dostęp: 19 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://fireflyspace.com/launch-with-us/>
- [27] SpaceX, „Falcon 9”. Dostęp: 20 grudzień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-9/>
- [28] SpaceX, „Falcon Heavy”. Dostęp: 8 wrzesień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.spacex.com/vehicles/falcon-heavy/>
- [29] CSIS Aerospace Security Project, „Launch cost per kilogram of payload” [dataset], Our World in Data. Dostęp: 8 wrzesień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://ourworldindata.org/grapher/cost-space-launches-low-earth-orbit>
- [30] J. R. Wertz, D. F. Everett, i J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, First edition., t. 1. Microcosm Press, 2011.
- [31] A. Johnstone, „CubeSat Design Specification Rev. 14.1”, San Luis Obispo, CA, USA, 2022.
- [32] D. J. Robson i C. Cappelletti, „Biomedical payloads: A maturing application for CubeSats”, *Acta Astronaut*, t. 191, s. 394–403, luty 2022, doi: 10.1016/j.actaastro.2021.11.017.
- [33] E. Kulu, „Nanosats Database”. Dostęp: 2 wrzesień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://www.nanosats.eu/>
- [34] SAIC, „Space-Track.org”. Dostęp: 11 luty 2024. [Online]. Dostępne na: <https://www.space-track.org/>

- [35] A. J. Ricco *i in.*, „Autonomous Genetic Analysis System to Study Space Effects on Microorganisms: Results from Orbit”, w *TRANSDUCERS 2007 - 2007 International Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems Conference*, IEEE, cze. 2007, s. 33–37. doi: 10.1109/SENSOR.2007.4300065.
- [36] G. Minelli *i in.*, „Extended Life Flight Results from the GeneSat-1 Biological Microsatellite Mission”, w *Small Satellite Conference*, 2008.
- [37] T. Campbell, L. M. Levine, i T. Campbell, „Combining Additive and Subtractive Techniques in the Design and Fabrication of Microfluidic Devices”, *Nanotech*, t. 3, s. 385–588, 2007.
- [38] A. J. Ricco *i in.*, „PharmaSat: drug dose response in microgravity from a free-flying integrated biofluidic/optical culture-and-analysis satellite”, w *Microfluidics, BioMEMS, and Medical Microsystems IX*, H. Becker i B. L. Gray, Red., SPIE, luty 2011, s. 79290T. doi: 10.1117/12.881082.
- [39] P. Ehrenfreund *i in.*, „The O/OREOS mission—Astrobiology in low Earth orbit”, *Acta Astronaut*, t. 93, s. 501–508, sty. 2014, doi: 10.1016/j.actaastro.2012.09.009.
- [40] W. L. Nicholson *i in.*, „The O/OREOS Mission: First Science Data from the Space Environment Survivability of Living Organisms (SESLO) Payload”, *Astrobiology*, t. 11, nr 10, s. 951–958, grudz. 2011, doi: 10.1089/ast.2011.0714.
- [41] A. Mattioda *i in.*, „The O/OREOS Mission: First Science Data from the Space Environment Viability of Organics (SEVO) Payload”, *Astrobiology*, t. 12, nr 9, s. 841–853, wrz. 2012, doi: 10.1089/ast.2012.0861.
- [42] J. Park *i in.*, „An autonomous lab on a chip for space flight calibration of gravity-induced transcellular calcium polarization in single-cell fern spores”, *Lab Chip*, t. 17, nr 6, s. 1095–1103, mar. 2017, doi: 10.1039/c6lc01370h.
- [43] W. W. A. W. Salim *i in.*, „Sporesat: A Nanosatellite Platform Lab-on-a-Chip System for Investigating Gravity Threshold of Fern Spore Single-Cell Calcium Ion Currents”, w *Conference Solid-state Sensors, Actuators, and Microsystems Workshop*, Hilton Head, cze. 2014, s. 111–114.
- [44] M. R. Padgen *i in.*, „The EcAMSat fluidic system to study antibiotic resistance in low earth orbit: Development and lessons learned from space flight”, *Acta Astronaut*, t. 173, s. 449–459, sie. 2020, doi: 10.1016/j.actaastro.2020.02.031.
- [45] M. P. Parra, A. J. Ricco, B. Yost, M. R. McGinnis, i J. W. Hines, „Studying space effects on microorganisms autonomously: GeneSat, PharmaSat, and the future of bionanosatellites”, *Gravitational and Space Biology*, t. 21, nr 2, s. 9–17, 2008.
- [46] L. Zea *i in.*, „A Molecular Genetic Basis Explaining Altered Bacterial Behavior in Space”, *PLoS One*, t. 11, nr 11, s. e0164359, lis. 2016, doi: 10.1371/journal.pone.0164359.
- [47] M. J. Burchell, „Panspermia today”, *Int J Astrobiol*, t. 3, nr 2, s. 73–80, kwi. 2004, doi: 10.1017/S1473550404002113.

- [48] M. R. Padgen *i in.*, „EcAMSat spaceflight measurements of the role of σ s in antibiotic resistance of stationary phase *Escherichia coli* in microgravity”, *Life Sci Space Res (Amst)*, t. 24, s. 18–24, luty 2020, doi: 10.1016/j.lssr.2019.10.007.
- [49] ISISpace Group, „ISISpace projects”. Dostęp: 9 wrzesień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.isispace.nl/projects/>
- [50] B. Piscon *i in.*, „The Effect of Outer Space and Other Environmental Cues on Bacterial Conjugation”, *Microbiol Spectr*, t. 11, nr 3, cze. 2023, doi: 10.1128/spectrum.03688-22.
- [51] S. Amselem, „Remote Controlled Autonomous Microgravity Lab Platforms for Drug Research in Space”, *Pharm Res*, t. 36, nr 12, s. 183, grudz. 2019, doi: 10.1007/s11095-019-2703-7.
- [52] J.-H. Kim, J.-I. Jang, i S.-H. Park, „Vibration Analysis of a Nanosatellite for Microgravity Science Missions”, *Journal of the Korean Society of Manufacturing Process Engineers*, t. 18, nr 12, s. 104–110, grudz. 2019, doi: 10.14775/ksmpe.2019.18.12.104.
- [53] I.-H. Koo, M.-K. Lee, i S.-H. Park, „Lessons and Countermeasures Learned from Both Domestic and Foreign CubeSat Missions”, *Journal of Space Technology and Applications*, t. 3, nr 4, s. 355–372, lis. 2023, doi: 10.52912/jsta.2023.3.4.355.
- [54] C. Garrido, E. Obreque, M. Vidal-Valladares, S. Gutierrez, i M. Diaz Quezada, „The First Chilean Satellite Swarm: Approach and Lessons Learned”, w *Small Satellite Conference*, Logan, UT, USA: Utah State University, Logan, UT, 2023. Dostęp: 12 luty 2024. [Online]. Dostępne na: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2023/all2023/56/>
- [55] P. Marzioli *i in.*, „Autonomous cultivation system for nano platforms: the GreenCube mission”, w *73rd International Astronautical Congress*, Paryż, Francja: International Astronautical Federation, wrz. 2022, s. IAC-22,B4,6B,4,x73614.
- [56] P. Marzioli *i in.*, „The GreenCube CubeSat mission: Development and Qualification of an autonomous Microgreens Cultivation System and demonstration of CubeSat propulsion in MEO”, w *72nd International Astronautical Congress*, Dubaj, ZEA: International Astronautical Congress, paź. 2021, s. 25–29.
- [57] P. Marzioli *i in.*, „Lessons learned from the GreenCube 3U CubeSat operations in Medium Earth Orbit”, w *74th International Astronautical Congress*, Baku, Azerbejdżan: International Astronautical Federation, paź. 2023, s. IAC-23,B4,3,2,x79650.
- [58] P. Marzioli *i in.*, „Microgreens growth tests and space qualification for the GreenCube CubeSat cultivation laboratory”, w *73rd International Astronautical Congress*, Paryż, Francja: International Astronautical Federation, wrz. 2022, s. IAC-22,B4,9-GTS.5,7,x73619.
- [59] M. R. Padgen *i in.*, „BioSentinel: A Biofluidic Nanosatellite Monitoring Microbial Growth and Activity in Deep Space”, *Astrobiology*, t. 23, nr 6, s. 637–647, cze. 2023, doi: 10.1089/ast.2020.2305.

- [60] M. Napoli *i in.*, „BioSentinel: Mission summary and lessons learned from the first deep space biology CubeSat mission”, w *Small Satellite Conference*, Logan, UT, USA: Utah State University Logan, 2023. Dostęp: 12 luty 2024. [Online]. Dostępne na: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2023/all2023/67/>
- [61] A. Elsaesser *i in.*, „SpectroCube: a European 6U nanosatellite spectroscopy platform for astrobiology and astrochemistry”, *Acta Astronaut*, t. 170, s. 275–288, maj 2020, doi: 10.1016/j.actaastro.2020.01.028.
- [62] K. M. Hegde, C. R. Abhilash, K. Anirudh, i P. Kashyap, „Design And Development Of RVSAT-1, A Student Nano-satellite With Biological Payload”, w *2019 IEEE Aerospace Conference*, IEEE, mar. 2019, s. 1–14. doi: 10.1109/AERO.2019.8742113.
- [63] M. B. Prego, Z. M. De Rada Piñeiro, M. Diz-Folgar, i D. García-Lojo, „Freeze-Drying as *Chromobacterium violaceum*'s Preservation Method for the BIXO Mission”, w *Small Satellite Conference*, Logan, UT, USA: Utah State University Logan, 2023. Dostęp: 11 luty 2024. [Online]. Dostępne na: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2023/all2023/222/>
- [64] P. Bountzioukas *i in.*, „The Evolution from Design to Verification of the Antenna System and Mechanisms in the AcubeSAT mission”, w *74th International Astronautical Congress*, Baku, Azerbaijan: International Astronautical Federation, 2023, s. IAC-23,E2,4,7,x80409. doi: 10.48550/arXiv.2310.16134.
- [65] European Cooperation for Space Standardization, „ECSS-E-HB-11A – Technology readiness level (TRL) guidelines”. Dostęp: 20 grudzień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://ecss.nl/home/ecss-e-hb-11a-technology-readiness-level-trl-guidelines-1-march-2017/>
- [66] S. Kallapur *i in.*, „Microbial analysis in space: Modular device for biological experiments in microgravity”, *Acta Astronaut*, t. 188, s. 473–478, lis. 2021, doi: 10.1016/j.actaastro.2021.08.016.
- [67] K. Peyvan *i in.*, „Gene Expression Measurement Module (GEMM) for space application: Design and validation”, *Life Sci Space Res (Amst)*, t. 22, s. 55–67, sie. 2019, doi: 10.1016/j.lssr.2019.07.004.
- [68] A. Sgambati *i in.*, „SPECTROModule: A modular in-situ spectroscopy platform for exobiology and space sciences”, *Acta Astronaut*, t. 166, s. 377–390, sty. 2020, doi: 10.1016/j.actaastro.2019.10.010.
- [69] Endurosat, „Endurosat products”. Dostęp: 19 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.endurosat.com/products/>
- [70] Nanoavionics, „3U nanosatellite bus M3P”. Dostęp: 19 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://nanoavionics.com/small-satellite-buses/3u-nanosatellite-bus-m3p/>
- [71] „SatRev website”. Dostęp: 19 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.satrev.space/>

- [72] ISISpace Group, „CubeSat buses”. Dostęp: 10 wrzesień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.isispace.nl/building-blocks/cubesat-platforms/>
- [73] E. Kulu, „Nanosatellite Launch Forecasts - Track Record and Latest Prediction”, w *Small Satellites Conference*, Logan, UT, USA: Utah State University, 2022.
- [74] X. Mu, W. He, V. A. M. Rivera, R. A. D. De Alba, D. J. Newman, i Y. S. Zhang, „Small tissue chips with big opportunities for space medicine”, *Life Sci Space Res (Amst)*, t. 35, s. 150–157, lis. 2022, doi: 10.1016/j.lssr.2022.09.002.
- [75] A. Yau, Z. Wang, N. Ponthempilly, Y. Zhang, X. Wang, i Y. Chen, „Biosensor integrated tissue chips and their applications on Earth and in space”, *Biosens Bioelectron*, t. 222, s. 114820, luty 2023, doi: 10.1016/j.bios.2022.114820.
- [76] M. Medha i A. Roy, „Microgravity: New aspect for breast cancer treatment, a review”, *Acta Astronaut*, t. 190, s. 62–73, sty. 2022, doi: 10.1016/j.actaastro.2021.09.045.
- [77] L. A. Low i M. A. Giulianotti, „Tissue Chips in Space: Modeling Human Diseases in Microgravity”, *Pharm Res*, t. 37, nr 1, s. 8, sty. 2020, doi: 10.1007/s11095-019-2742-0.
- [78] J. E. Snyder, D. Walsh, P. A. Carr, i L. J. Rothschild, „A Makerspace for Life Support Systems in Space”, *Trends Biotechnol*, t. 37, nr 11, s. 1164–1174, lis. 2019, doi: 10.1016/j.tibtech.2019.05.003.
- [79] A. Dąbrowski, S. Krawczuk, W. Dziadła, i D. Cieślak, „Trends in satellite mass distribution data”, w *73rd International Astronautical Congress*, Paryż, Francja: International Astronautical Federation, paź. 2022, s. IAC-22,E6,3,6,x73717.
- [80] D-Orbit, „InOrbit NOW Launch and Deployment”. Dostęp: 20 grudzień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://www.dorbit.space/launch-deployment>
- [81] „ISS Satellite Launch Services - CubeSat & MicroSat Deployment”. Dostęp: 20 grudzień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://nanoracks.com/products/iss-launch/>
- [82] A. Garzón i Y. A. Villanueva, „Thermal Analysis of Satellite Libertad 2: a Guide to CubeSat Temperature Prediction”, *Journal of Aerospace Technology and Management*, t. 10, lis. 2018, doi: 10.5028/jatm.v10.1011.
- [83] A. Shute, „Environmental Control and Life-support Subsystem (ECLSS)”, w *Basic Concepts of Manned Spacecraft Design*, Waszyngton, DC, USA: Federal Aviation Administration, 2003, s. 434–453.
- [84] K. Ohnishi i T. Ohnishi, „The Biological Effects of Space Radiation during Long Stays in Space”, *Biological Sciences in Space*, t. 18, nr 4, s. 201–205, 2004, doi: 10.2187/bss.18.201.
- [85] P. Baglioni, M. Sabbatini, i G. Horneck, „Astrobiology Experiments in Low Earth Orbit: Facilities, Instrumentation, and Results”, w *Complete Course in Astrobiology*, t. 1, G. Horneck i P. Rettberg, Red., Kolonia, Niemcy: Wiley, 2007, s. 273–320.

- [86] *Code of Federal Regulations, Title 49, Subtitle B, Chapter I, Subchapter C, Part 172, Subpart B, § 172.101*. Washington, DC, US: Office of the Federal Register, 2022. Dostęp: 29 sierpień 2022. [Online]. Dostępne na: <https://www.ecfr.gov/current/title-49/subtitle-B/chapter-I/subchapter-C/part-172/subpart-B/section-172.101>
- [87] SpaceX, „Rideshare payload user’s guide”, sty. 2020.
- [88] J. Horei, „Test requirements for launch, upper-stage and space vehicles”, El Segundo, CA, USA, cze. 2008.
- [89] European Cooperation for Space Standardization, „ECSS-E-ST-10-03-Rev.1 – Testing”, Noordwijk, Niderlandy, maj 2022. Dostęp: 13 luty 2024. [Online]. Dostępne na: <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-03c-rev-1-testing-31-may-2022/>
- [90] G. W. Lebbink, A. Gubiev, M. F. Van Bolhuis, i H. Y. Oei, „QuadPack/DuoPack Payload user guide”, 2019.
- [91] SatRev S.A., „Universal Platform - Interface Control Document Rev. 2.1”. Dokumentacja techniczna, dostępna po przesłaniu zapytania za pośrednictwem formularza na stronie internetowej firmy, Wrocław, Polska, 23 czerwiec 2021. Dostęp: 10 marzec 2024. [Online]. Dostępne na: <https://www.satrev.space/contact>.
- [92] D. Przystupski *i in.*, „Testing Lab-on-a-Chip Technology for Culturing Human Melanoma Cells under Simulated Microgravity”, *Cancers (Basel)*, t. 13, nr 3, s. 402, sty. 2021, doi: 10.3390/cancers13030402.
- [93] S. Stokłosowa, *Hodowla komórek i tkanek*, 1. wyd., t. I. Warszawa: PWN, 2011. Dostęp: 26 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://medbook.com.pl/pl/genetyka-biologia-molekularna/1651-hodowla-komorek-i-tkanek-stanislaw-stoklosowa-3817.html>
- [94] S. Yamada, M. A. Yassin, T. Schwarz, K. Mustafa, i J. Hansmann, „Optimization and Validation of a Custom-Designed Perfusion Bioreactor for Bone Tissue Engineering: Flow Assessment and Optimal Culture Environmental Conditions”, *Front Bioeng Biotechnol*, t. 10, mar. 2022, doi: 10.3389/fbioe.2022.811942.
- [95] C. A. M. Fois, A. Schindeler, P. Valtchev, i F. Dehghani, „Dynamic flow and shear stress as key parameters for intestinal cells morphology and polarization in an organ-on-a-chip model”, *Biomed Microdevices*, t. 23, nr 4, s. 55, grudz. 2021, doi: 10.1007/s10544-021-00591-y.
- [96] T. Gervais, J. El-Ali, A. Günther, i K. F. Jensen, „Flow-induced deformation of shallow microfluidic channels”, *Lab Chip*, t. 6, nr 4, s. 500, 2006, doi: 10.1039/b513524a.
- [97] B. Kempisty *i in.*, „Microfluidic Method of Pig Oocyte Quality Assessment in relation to Different Follicular Size Based on Lab-on-Chip Technology”, *Biomed Res Int*, t. 2014, s. 1–9, 2014, doi: 10.1155/2014/467063.

- [98] R. Walczak, B. Kawa, i K. Adamski, „Inkjet 3D printed microfluidic device for growing seed root and stalk mechanical characterization”, *Sens Actuators A Phys*, t. 297, s. 111557, paź. 2019, doi: 10.1016/j.sna.2019.111557.
- [99] A. Podwin *i in.*, „Lab-on-Chip Platform for Culturing and Dynamic Evaluation of Cells Development”, *Micromachines (Basel)*, t. 11, nr 2, s. 196, luty 2020, doi: 10.3390/mi11020196.
- [100] P. Śniadek, R. Walczak, J. Dziuban, J. Kluger, i A. Chełmońska-Soyta, „Detection of Apoptosis in Mice Embryos by using Lab-on-a-chip Device”, *Procedia Eng*, t. 47, s. 1334–1337, 2012, doi: 10.1016/j.proeng.2012.09.402.
- [101] A. Podwin, W. Kubicki, i J. A. Dziuban, „Study of the behavior of *Euglena viridis*, *Euglena gracilis* and *Lepadella patella* cultured in all-glass microaquarium”, *Biomed Microdevices*, t. 19, nr 3, wrz. 2017, doi: 10.1007/s10544-017-0205-0.
- [102] A. B. Krakos, A. Graja, D. Przystupski, D. Lizanets, J. Dziuban, i R. Walczak, „Uniwersalna platforma lab-on-chip dla nanosatelitów biologicznych”, w *13th Conference „Electron Technology” ELTE ; 43rd International Microelectronics and Packaging IMAPS Poland Conference*, Wrocław, Poland, wrz. 2019, s. 1–2.
- [103] A. B. Krakos, A. Graja, D. Przystupski, D. Lizanets, J. Dziuban, i R. Walczak, „The universal lab-on-chip platform for bio-nanosatellite”, w *The 23rd International Conference on Miniaturized Systems for Chemistry and Life Sciences (μ TAS 2019)*, Basel, Switzerland, paź. 2019, s. 1492–1493.
- [104] A. Podwin *i in.*, „Lab-on-chip platform as a nanosatellite payload solution for biomedical experiments in outer space”, w *19th International Conference on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Applications (PowerMEMS)*, Kraków, Poland: IEEE, grudz. 2019, s. 1–3. doi: 10.1109/PowerMEMS49317.2019.82063206124.
- [105] A. B. Krakos *i in.*, „Towards astrobiological nanosatellite mission – LOC instrumentation for cell cultivation research in space”, w *The 24th International Conference on Miniaturized Systems for Chemistry and Life Sciences (μ TAS 2020)*, Virtual, paź. 2020, s. 1314–1315.
- [106] European Cooperation for Space Standardization, „ECSS-E-ST-10-03C – Testing”, Noordwijk, Niderlandy, cze. 2012. Dostęp: 12 luty 2024. [Online]. Dostępne na: <https://ecss.nl/superseded-standard/ecss-e-st-10-03c-testing/>
- [107] A. Krakos (Podwin) *i in.*, „Lab-on-Chip Culturing System for Fungi—Towards Nanosatellite Missions”, *Applied Sciences*, t. 12, nr 20, s. 10627, paź. 2022, doi: 10.3390/app122010627.
- [108] A. Krakos (Podwin) *i in.*, „Microfluidic-Assisted Human Cancer Cells Culturing Platform for Space Biology Applications”, *Sensors*, t. 22, nr 16, s. 6183, sie. 2022, doi: 10.3390/s22166183.

- [109] B. Kawa, P. Śniadek, R. Walczak, i J. Dziuban, „Nanosatellite Payload for Research on Seed Germination in a 3D Printed Micropot”, *Sensors*, t. 23, nr 4, luty 2023, doi: 10.3390/s23041974.
- [110] A. B. Krakos, D. Lizanets, W. Kubicki, P. J. Śniadek, R. Walczak, i J. Dziuban, „Lab-on-chip platform for culturing and investigation of cells behaviour ”, w *Optoelectronics and Microsystems Packaging : proceedings of 2018 International Students and Young Scientists Workshop*, Drezno, Niemcy, lis. 2019, s. 78–83.
- [111] A. Podwin (Krkos), „Technology and properties of lab-on-a-chip platform for culturing and evaluation of cells biological potential”, Wrocław University of Science and Technology, Wrocław, Poland, 2019.
- [112] P. Śniadek, W. Kubicki, i A. Podwin, „Mikroprzepływowe laboratorium hodowlane”, 437619, 20 kwiecień 2022
- [113] A. Krakos *i in.*, „Lab-on-chip platforms for space biology applications”, w *73rd International Astronautical Congress*, Paryż, Francja: International Astronautical Federation, wrz. 2022, s. IAC-22-A1-IP-B.3.2.x72082.
- [114] SCHOTT Technical Glass Solutions GmbH, „BOROFLOAT® 33-Optical Properties”, 2021. [Online]. Dostępne na: www.schott.com/borofloat
- [115] Bartosz Kawa, Patrycja Śniadek, Adrianna Graja, Jan Dziuban, i Rafał Walczak, „3D printed microfluidic micropot platform for grain growth in microgravity conditions assessment”, w *73rd International Astronautical Congress*, Paryż, Francja: (IAC), Paris, France, 18-22 September 2022. Copyright ©2022 by the International Astronautical Federation, wrz. 2022, s. IAC-22-A.1.8.6.x72257.
- [116] N. A. Clark *i in.*, „Realization of hydrodynamic experiments on quasi-2D liquid crystal films in microgravity”, *Advances in Space Research*, t. 60, nr 3, s. 737–751, sie. 2017, doi: 10.1016/j.asr.2017.04.014.
- [117] D. Langbein, „Fluid statics and dynamics in microgravity”, *Journal of Physics: Condensed Matter*, t. 2, nr S, s. SA491–SA498, grudz. 1990, doi: 10.1088/0953-8984/2/S/078.
- [118] B. D. Woollatt, „Reverse Lens Technique for Macro Photography”, photographylife. Dostęp: 20 styczeń 2024. [Online]. Dostępne na: <https://photographylife.com/reverse-lens-technique-for-macro-photography>
- [119] M. Sumanth, „Computation of Eclipse Time for Low-Earth Orbiting Small Satellites”, *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, t. 6, nr 5, 2019, doi: 10.15394/ijaaa.2019.1412.
- [120] C. Versteeg i D. L. Cotten, „Preliminary Thermal Analysis of Small Satellites”, Small Satellite Research Laboratory, The University of Georgia, Athens, Georgia. Dostęp: 14 marzec 2024. [Online]. Dostępne na: https://s3vi.ndc.nasa.gov/ssri-kb/static/resources/Preliminary_Thermal_Analysis_of_Small_Satellites.pdf

- [121] J. P. Mason, B. Lamprecht, T. N. Woods, i C. Downs, „CubeSat On-Orbit Temperature Comparison to Thermal-Balance-Tuned-Model Predictions”, *J Thermophys Heat Trans*, t. 32, nr 1, s. 237–255, sty. 2018, doi: 10.2514/1.T5169.
- [122] B. Beynek, „Satellite thermal control systems and application to a Cubesat”, graduation project, Istanbul Technical University, Sztambuł, Turcja, 2020.
- [123] K. Janzer i P. B. Hager, „Influence of Orbit and Thermal Design Parameters on the Temperature Behaviour of CubeSats-Implications for Thermal Analysis and Thermal Hardware Demands”, w *International Conference on Environmental Systems*, Lizbona, Portugalia: European Space Agency, lip. 2020, s. 365.
- [124] D. Vogel, „HERON: Demonstrating a Novel Biological Platform for Small Satellite Missions”, w *Small Satellite Conference*, Logan, UT, USA: Utah State University Logan, 2021.
- [125] A. Musiał, „Satellite’s orbits - a practical overview”, Alicja Space. Dostęp: 8 marzec 2023. [Online]. Dostępne na: <https://alicja.space/blog/satellite-orbits-overview/>
- [126] SatRev, „Telemetry / AmicalSat”. Dostęp: 21 marzec 2023. [Online]. Dostępne na: <https://dashboard.satnogs.org/d/lhZUI7DGz/amicalsat?orgId=1&refresh=1m>
- [127] A. Luszniwicz, „Odchylenie przeciętne”, *Statystyka ogólna*. PWE, Warszawa, 1970. Dostęp: 21 styczeń 2024. [Online]. Dostępne na: https://www.naukowiec.org/wiedza/statystyka/odchylenie-przecietne_702.html
- [128] S. Weston, „Small Spacecraft Technology State of the Art Report”, Hampton, VA, USA, paź. 2021. [Online]. Dostępne na: <http://www.sti.nasa.gov>
- [129] PCBWay, „PCB Manufacturing tolerances”. Dostęp: 4 kwiecień 2023. [Online]. Dostępne na: https://www.pcbway.com/pcb_prototype/PCB_Manufacturing_tolerances.html
- [130] 3M Polska, „Scotch-Weld™ Epoxy Adhesive 2216 B/A”. Dostęp: 11 luty 2024. [Online]. Dostępne na: https://www.3mpolska.pl/3M/pl_PL/p/d/b40066446/
- [131] E. J. Daly, J. Lemaire, D. Heynderickx, i D. J. Rodgers, „Problems with models of the radiation belts”, *IEEE Trans Nucl Sci*, t. 43, nr 2, s. 403–415, kwi. 1996, doi: 10.1109/23.490889.
- [132] M. O. Burrell i J. J. Wright, „The estimation of galactic cosmic ray penetration and dose rates”, Alabama, USA, mar. 1972.
- [133] Varadis, „Technical data VT01 400nm RADFET”. Dostęp: 13 czerwiec 2023. [Online]. Dostępne na: https://www.varadis.com/wp-content/uploads/2022/04/VT01-Datasheet_rev2p2.pdf
- [134] Transmetra, „Table of emissivity of various surfaces”. Dostęp: 11 luty 2024. [Online]. Dostępne na: https://www.transmetra.ch/images/transmetra_pdf/publikationen_literatur/pyrometrie-thermografie/emissivity_table.pdf

- [135] Acme Systems, „Aria G25 - Linux embedded system on module”. Dostęp: 8 czerwiec 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.acmesystems.it/aria>
- [136] ST Microelectronics, „STM32L496VG data sheet”. Dostęp: 8 czerwiec 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.mouser.pl/datasheet/2/389/stm32l496ae-1851059.pdf>
- [137] J. Doliński, „Przelotki na płytkach drukowanych”, *Elektronika B2B*, Warszawa, 26 listopad 2022. Dostęp: 17 maj 2023. [Online]. Dostępne na: <https://elektronikab2b.pl/technika/55290-przelotki-na-plytkach-drukowanych-o-tym-warto-wiedziec>
- [138] ST Microelectronics, „Description of STM32F1 HAL and low-layer drivers”, luty 2020. Dostęp: 17 maj 2023. [Online]. Dostępne na: https://www.st.com/resource/en/user_manual/dm00154093-description-of-stm32f1-hal-and-low-layer-drivers-stmicroelectronics.pdf
- [139] ST Microelectronics, „STM32Cube MCU Package for STM32L4 series and STM32L4 Plus series”. Dostęp: 17 maj 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.st.com/en/embedded-software/stm32cube14.html#overview>
- [140] „The Cubesat Space Protocol”. Dostęp: 17 maj 2023. [Online]. Dostępne na: <https://github.com/libcsp/libcsp>
- [141] Bosch Sensortec GmbH, „BME280 Data sheet”, Reutlingen, Germany, wrz. 2018.
- [142] SpaceX, „Rideshare payload user's guide”, wrz. 2021.
- [143] D-Orbit, „ION Satellite Carrier”, brochure. Dostęp: 2 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://www.dorbit.space/launch-deployment>
- [144] P. Szmigielski, „Misja Transporter-3”, *SpaceX.com.pl*, Łódź, Polska, 13 styczeń 2022. Dostęp: 2 sierpień 2023. [Online]. Dostępne na: <https://spacex.com.pl/wiadomosci/start-rakiety-falcon-9-z-misja-transporter-3>
- [145] „Solar cycle progression”. Dostęp: 17 kwiecień 2024. [Online]. Dostępne na: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
- [146] P. H. Huang *i in.*, „Three-dimensional printing of silica glass with sub-micrometer resolution”, *Nat Commun*, t. 14, nr 1, grudz. 2023, doi: 10.1038/s41467-023-38996-3.
- [147] F. Kotz *i in.*, „Three-dimensional printing of transparent fused silica glass”, *Nature*, t. 544, nr 7650, s. 337–339, kwi. 2017, doi: 10.1038/nature22061.