

DOKUMENTACJA TECHNICZNA

Preliminary Design Review (PDR)

Konkurs CanSat 2027



Nazwa Zespołu: [Nazwa Twojego Zespołu]

Szkoła/Organizacja: [Nazwa Szkoły]

Kategoria misji: Badania Atmosferyczne

Wersja dokumentu: 1.0

Ostatnia aktualizacja: Wrzesień 2026

Spis Treści

1. Wstęp i streszczenie misji	3
2. Cele misji i definicje naukowe	4
2.1. Problem badawczy	4
2.2. Hipoteza naukowa	5
3. Architektura systemu - Przegląd	6
3.1. Subsystem Mechaniczny (Konstrukcja)	7
3.2. Wytwarzanie i budżet masowy	8
3.3. System Odzysku (Spadochron)	9
3.4. Obliczenia aerodynamiczne	10
3.5. Subsystem Elektryczny (Elektronika)	11
3.6. Zasilanie i budżet energetyczny	12
3.7. Sensory i akwizycja danych	13
3.8. Architektura Oprogramowania	14
3.9. Stacja Naziemna (Ground Station)	15
4. Planowanie projektu (Harmonogram Gantt)	16
5. Wstępny kosztorys (Budżet finansowy)	17
6. Zarządzanie ryzykiem (Macierz mitygacji)	18
7. Działania Promocyjne (Outreach)	19
8. Podsumowanie i gotowość projektu	20

1. Wstęp i streszczenie misji

Niniejszy dokument Preliminary Design Review (PDR) stanowi kompleksowy przegląd założeń konstrukcyjnych, naukowych i operacyjnych projektu sondy typu CanSat, realizowanego w ramach konkursu inżynierii kosmicznej. Dokument ten ma na celu udowodnienie wykonalności koncepcji, poprawności przyjętych założeń oraz rygoru inżynierskiego zespołu projektowego.

1.1. Kontekst operacyjny

Zgodnie z wymogami konkursowymi, zaprojektowany pikosatelita musi zmieścić się w przestrzeni odpowiadającej wymiarom standardowej puszkii na napoje o pojemności 330 ml (wysokość 115 mm, średnica 66 mm). Maksymalna dopuszczalna masa całkowita systemu, wliczając wszystkie komponenty elektroniczne, zasilanie, obudowę mechaniczną oraz system spadochronowy, nie może przekroczyć 300 gramów.

Misja dzieli się na trzy krytyczne fazy operacyjne:

- **Faza wznoszenia:** Start na pokładzie rakiety nośnej. System musi przetrwać wibracje akustyczne i mechaniczne oraz przeciążenia liniowe dochodzące do 20 G. Sonda pozostaje w stanie uśpienia lub podstawowego logowania danych.
- **Faza separacji:** Wyrzucenie CanSata z zasobnika rakiety na wysokości docelowej (apogeum). Inicjacja systemu odzysku, otwarcie spadochronu i rozpoczęcie aktywnej transmisji telemetrycznej.
- **Faza opadania:** Kontrolowany lot ku powierzchni ziemi z prędkością w przedziale od 8 do 11 m/s. Główny czas trwania misji naukowej. Pomiary muszą być pobierane i transmitowane bez zakłóceń aż do momentu uderzenia (touchdown).

Filozofia Projektowa (Design Rationale)

Głównym założeniem naszego zespołu jest zasada K.I.S.S (Keep It Simple, Stupid) połączona z zaawansowaną redundancją danych. Minimalizujemy liczbę elementów ruchomych, opierając niezawodność na solidnym projekcie mechaniki (druk 3D z materiałów absorbujących wstrząsy) oraz sprawdzonych cyfrowych protokołach komunikacyjnych.

2. Cele misji i definicje naukowe

Misja Główna (Obligatoryjna)

Misja podstawowa, wymagana od każdego uczestnika, zakłada ciągłe monitorowanie podstawowych parametrów atmosferycznych. Składa się z następujących punktów:

- Pomiar ciśnienia atmosferycznego ze stałą częstotliwością minimum 1 Hz.
- Pomiar temperatury otoczenia wraz z wysokością ze stałą częstotliwością minimum 1 Hz.
- Konwersja danych i bezprzewodowa transmisja za pomocą sygnału radiowego do Stacji Naziemnej (Ground Station) w czasie rzeczywistym.
- Zapewnienie bezpiecznego lądowania bez zniszczenia struktury i elektroniki poprzez odpowiednio dobrany system spadochronowy.

2.1. Problem badawczy (Misja Poboczna)

Wybór misji pobocznej został podyktowany chęcią rozwiązania rzeczywistego problemu środowiskowego. Jakość powietrza w regionach silnie uprzemysłowionych i ukształtowanych kotlinowo (charakterystycznych dla wielu obszarów Polski) w miesiącach chłodnych ulega drastycznemu pogorszeniu. Badania naziemne są powszechne, jednak brakuje tanich profili pionowych zanieczyszczeń.

Zdefiniowany problem badawczy:

Jak zmienia się stężenie cząstek stałych PM_{2.5} i PM₁₀ oraz lotnych związków organicznych (VOC) w pionowym profilu najniższej warstwy troposfery (0 - 1000 m n.p.m.) i jak na ten profil wpływają ewentualne anomalie temperaturowe (inwersja)?

Skonstruowanie mikrosatelity zdolnego do jednoczesnego pomiaru temperatury, wysokości i jakości powietrza pozwala na przestrzenne mapowanie smogu. Jest to zadanie wysoce ambitne technologicznie ze względu na konieczność wymuszenia odpowiedniego przepływu powietrza przez czujnik pyłu (który nominalnie przeznaczony jest do badań statycznych) podczas dynamicznego opadania.

2.2. Hipoteza naukowa

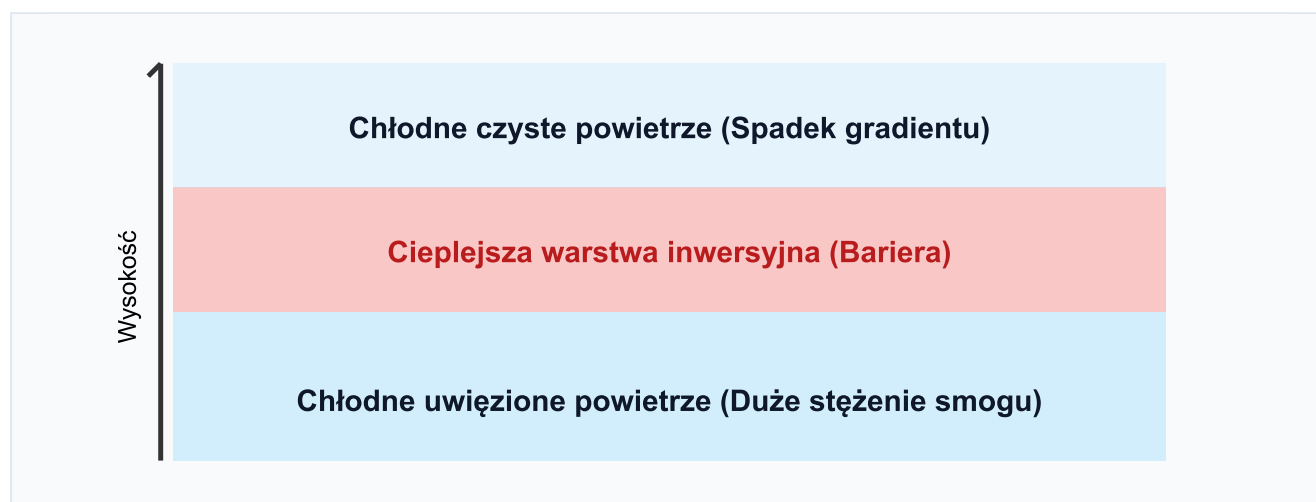
W oparciu o postawiony problem badawczy, zespół sformułował następującą hipotezę:

Hipoteza Badawcza

Stężenie pyłów zawieszonych (PM_{2.5} i PM₁₀) oraz lotnych związków organicznych (VOC) ulega gwałtownej redukcji powyżej granicy ewentualnej warstwy inwersji termicznej. Inwersja działa jak fizyczna blokada atmosferyczna. Pomiary telemetryczne sondy wykażą liniową korelację pomiędzy nagłym wzrostem stężenia cząstek stałych a zmianą gradientu temperatury w badanym słupie powietrza.

W standardowych warunkach atmosferycznych temperatura powietrza spada wraz z wysokością (dodatni gradient pionowy). Konwekcja termiczna pozwala zanieczyszczeniom emitowanym przy powierzchni ziemi unosić się i rozpraszać w wyższych warstwach atmosfery.

Zjawisko inwersji polega na odwróceniu tego układu – warstwa cieplejszego powietrza nakrywa warstwę chłodniejszą. Występuje wówczas blokada pionowych ruchów mas powietrza. Wszelkie zanieczyszczenia z kominów i spalin samochodowych zostają "uwięzione" przy ziemi, tworząc gęsty smog.

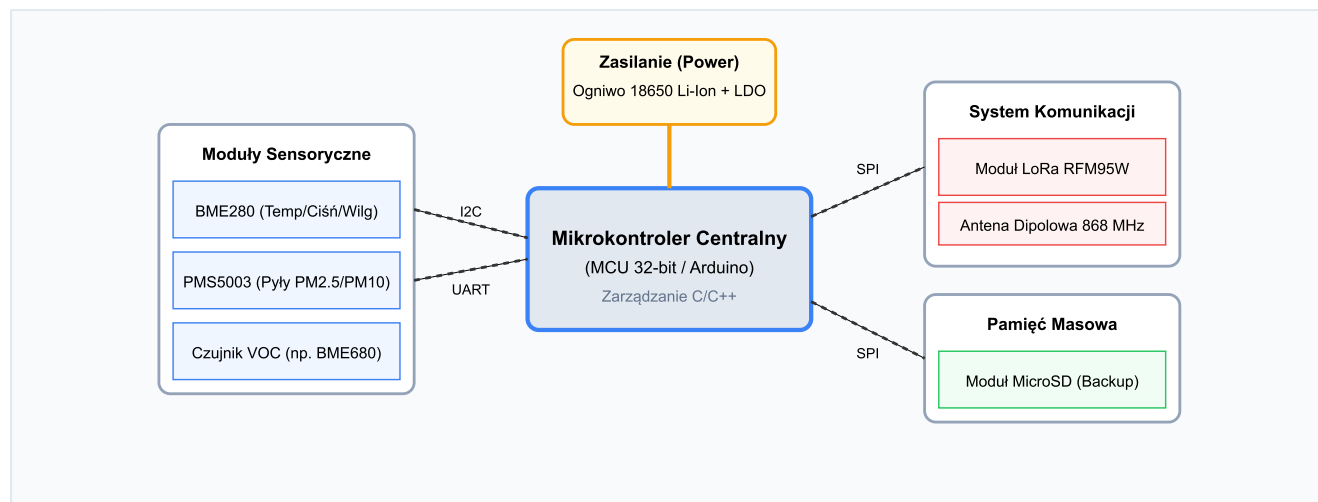


Rys. 1. Profil pionowy zjawiska inwersji termicznej blokującej konwekcję pyłów.

Poprzez skorelowanie wysokości (obliczanej na podstawie ciśnienia barometrycznego z sensora BME280), temperatury otoczenia oraz danych z czujnika PM (Plantower PMS5003), nasz CanSat dostarczy jednoznacznych dowodów na to, na jakiej wysokości znajduje się tzw. "czyste powietrze" i jak gruba jest warstwa inwersyjna w dniu startu.

3. Architektura systemu - Przegląd

Aby sprostać wymaganiom obu misji (podstawowej i pobocznej), CanSat został zaprojektowany z wykorzystaniem modułowej architektury. Zespół zdecydował się na separację podsystemów: zasilania, pomiaru środowiskowego, przetwarzania sygnału i telemetry. Dzięki temu awaria pojedynczego elementu nie skutkuje całkowitą utratą funkcjonalności satelity.



Rys. 2. Logiczny schemat blokowy systemów puszki CanSat.

Centralnym punktem zarządzającym jest energooszczędny mikrokontroler taktowany zegarem 16/32 MHz. Przetwarza on surowe sygnały cyfrowe (I2C z czujników atmosferycznych oraz UART z lasera pyłowego), a następnie formatuje je do ramki telemetry. Zdublowanie systemu zapisu (transmisja radiowa na żywo + zapis na fizycznej karcie pamięci MicroSD) drastycznie obniża ryzyko utraty wyników naukowych w przypadku interferencji radiowych lub wyjścia sondy poza horyzont sygnału radiowego na niskim pułapie.

3.1. Subsystem Mechaniczny (Konstrukcja)

Zaprojektowanie ramy przenoszącej obciążenia jest jednym z najtrudniejszych etapów inżynierskich. CanSat zostanie wystrzelony w rakiecie z dużą siłą ciągu, a w momencie uwolnienia otworzy się spadochron generujący tzw. szarpnięcie otwarcia (opening shock). Oznacza to szybką zmianę sił z silnej kompresji do silnego rozciągania.

Wymiary i integracja komponentów

Całość musi zmieścić się w wyznaczonym cylindrze 115 mm (wysokość) x 66 mm (średnica zewnętrzna). Aby zachować optymalną sztywność i nie stracić cennej objętości, zespół zaprojektował mechanikę opartą na konstrukcji typu "sanki" (sled chassis). Taka obudowa dzieli się na dwie główne części:

- **Skorupa Zewnętrzna:** Cienkościenny, gładki cylinder wydrukowany w orientacji pionowej. Jego główną rolą jest osłona aerodynamiczna i ochrona przed uderzeniem o ziemię. Posiada minimalne otworowanie – tylko port wyrzutu powietrza z czujnika PM.
- **Wkładka Wewnętrzna (Core):** Sztywny kręgosłup połączony z koszykiem baterii na dole (w celu przesunięcia środka ciężkości jak najniżej) i platformami dla płytek drukowanych na górze. Wsuwany od góry do skorupy jak wkład.

Otwory przepływowe (Airflow Design)

Ponieważ moduł PMS5003 wymaga dostępu do wolnego powietrza, obudowa posiada specjalnie wyprofilowany "kominek" aerodynamiczny. Podczas opadania powierze jest fizycznie włączane wlotem dennym pod wpływem oporu strugi powietrza, przechodzi przez komorę lasera i wylatuje otworami wentylacyjnymi umieszczonymi na bokach obudowy. Otwory wentylacyjne dla czujnika BME280 znajdują się na górze, z dala od grzejących się komponentów (np. nadajnika radiowego), co zapobiega zafałszowaniu odczytów temperatury przez sam układ.

Decyzja projektowa dotycząca środka ciężkości (CoG)

Niestabilność wahadłowa puszki pod spadochronem wpływa negatywnie na odbiór sygnału z anten radiowych oraz zmienia opór aerodynamiczny i prędkość przepływu przez sensory pyłu. Zlokalizowanie najcięższego pojedynczego komponentu – ogniwa Li-Ion 18650 (~45 gramów) – na samym dnie puszki znacząco poprawia stabilność żyroskopową i wymusza stałą, pionową orientację w locie.

3.2. Wytwarzanie i budżet masowy

Technologia FDM i materiały

Wszystkie elementy strukturalne powstaną z wykorzystaniem drukarek 3D pracujących w technologii FDM (Fused Deposition Modeling). Jako materiał bazowy odrzucono popularne PLA (jest zbyt kruche i w przypadku uderzenia o beton pęka uwalniając elektronikę) oraz ABS (trudności w uzyskaniu dokładności wymiarowej ze względu na duży skurcz termiczny).

Wybór ostateczny to **PETG** (Poli(tereftalan etylenu) domieszkowany glikolem). Cechuje się wysoką elastycznością modułu uderowego – potrafi pochłonąć energię kinetyczną podczas uderzenia, odkształcając się nieznacznie, bez generowania mikropęknięć. Części będą drukowane z wypełnieniem (infill) na poziomie 30% typu "Gyroid", co zapewni optymalny stosunek wytrzymałości do masy przy osiowych i bocznych obciążeniach.

Szacunkowy budżet masowy (Mass Budget)

Krytycznym wymaganiem regulaminu jest nieprzekroczenie 300 gramów. Zespół stworzył ścisłą kalkulację w oparciu o modele CAD oraz noty katalogowe (datasheets) komponentów elektronicznych.

Komponent	Kategoria	Szacunkowa Masa (g)	Margines błędu (%)
Obudowa zewnętrzna PETG	Mechanika	42.0	±5%
Wkładka wewnętrzna (Sled) PETG	Mechanika	28.5	±5%
Elementy złączne (śruby M2/M3, nakrętki)	Mechanika	8.0	±10%
Ogniwo 18650 Li-Ion	Zasilanie	45.0	±2%
Czujnik pyłów PMS5003	Sensoryka	38.0	±2%
Płyta Główna (PCB) z mikrokontrolerem	Elektronika	15.5	±10%
Moduły radiowe i peryferyjne + Antena	Elektronika	12.0	±5%
Spadochron (Tkanina, linki, krętlik)	System Odzysku	25.0	±15%
Masa całkowita	Suma	214.0 g	Bezpieczny zapas: 86 g

Obecny zapas wynosi blisko 86 gramów (ok. 28% całkowitego limitu), co daje ogromny margines na dodanie balastu w przypadku problemów ze statecznością, nakładanie grubszych powłok ochronnych czy ewentualne użycie dłuższego przewodu zasilającego.

3.3. System Odzysku (Spadochron)

Bezpieczny powrót na ziemię jest absolutnym warunkiem zaliczenia misji. Regulamin wymusza prędkość opadania w przedziale od 8 do 11 m/s (co odpowiada rzędowi od 29 do 40 km/h). Jest to stroma, szybka trajektoria mająca na celu uniknięcie zniesienia CanSata przez silne wiatry stratosferyczne i ułatwienie jego lokalizacji na terenie poligonu.

Wybór geometrii czaszy

Tradycyjne spadochrony półsferyczne i płaskie sześciokąty generują silne zawirowania powietrza na krawędziach spływu. Zjawisko to prowadzi do niestabilności wahadłowej (oscylacji bocznych), w których obciążenie miota się ze strony na stronę (efekt dzwonu). To z kolei zakłóca pomiary przepływowe (nasza główna misja poboczna) i utrudnia namierzanie anten radiowych (zmiany zysku kierunkowego anteny w czasie).

Zespół wyselekcjonował jako ostateczne rozwiązanie spadochron krzyżowy (**Cross Parachute**). Charakteryzuje się on:

- Znakomitą stabilnością i niemal całkowitym brakiem oscylacji (powietrze gładko ucieka specjalnymi wycięciami na rogach konstrukcji krzyżowej).
- Dużym współczynnikiem oporu aerodynamicznego, co zmniejsza potrzebną ilość materiału.
- Znacznie prostszym i bardziej niezawodnym procesem szycia i pakowania (brak skomplikowanych zakładki przestrzennych).

Materiały

Czasza zostanie uszyta z tkaniny typu **Ripstop Nylon**. Jest to nylon z gęsto wplecioną, mocniejszą siatką włókien w odstępach kilku milimetrów, która w razie rozdarcia uniemożliwia propagację pęknięcia. Materiał ten jest ekstremalnie lekki, nienasiąkliwy i używany komercyjnie w paralotniarstwie. Linki zawieszenia powstaną z plecionki kevlarowej (tzw. paracord micro), gwarantującej nośność rzędu 50-80 kg przy masie spadochronu rzędu ułamków grama na metr bieżący.

System Antysplątaniowy

Otwarcie spadochronu w turbulentnym powietrzu podczas separacji z rakiety rodzi ryzyko poplątania linek. By temu zapobiec, zespół użyje krętlika wędkarskiego klasy Heavy Duty umieszczonego w głównym punkcie podpięcia pomiędzy układem linek a pokrywą puszek. Pozwala to spadochronowi obracać się swobodnie wokół własnej osi względem puszek, niwelując napięcia skrętne lin.

3.4. Obliczenia aerodynamiczne

Rozmiar spadochronu został precyzyjnie wyliczony z użyciem praw fizyki płynów. Prędkość opadania na spadochronie jest stanem, w którym siła ciężkości (F_g) równoważy się z siłą oporu aerodynamicznego (F_d).

Równanie równowagi sił przyjmuje postać:

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_d \cdot S$$

Przekształcając to równanie w celu wyznaczenia potrzebnej powierzchni spadochronu (S), otrzymujemy wzór:

$$S = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v^2 \cdot C_d}$$

Gdzie parametry dla naszego układu wynoszą:

- m (masa CanSata): Ze względu na rezerwę masową szacujemy masę startową na ok. 0.3 kg (wariant pesymistyczny).
- g (przyspieszenie ziemskie): 9.81 m/s^2
- ρ (gęstość powietrza): Przyjęta uśredniona gęstość w niższej troposferze (ok. 500m npm) równa jest w przybliżeniu 1.225 kg/m^3 .
- v (celowa prędkość opadania): Zgodnie z wytycznymi i celem szybkiego lądowania, dążymy do prędkości bliskiej górnej granicy: 10.0 m/s .
- C_d (współczynnik oporu): Badania empiryczne na spadochronach krzyżowych wykazują współczynnik w granicach $0.7 - 0.85$. Przyjmujemy wartość konserwatywną $C_d = 0.8$.

Podstawienie wartości wejściowych do równania:

$$S = \frac{2 \cdot 0.3 \cdot 9.81}{1.225 \cdot 100 \cdot 0.8} \approx \frac{5.886}{98.0} \approx 0.060 \text{ m}^2$$

Wymagana efektywna powierzchnia oporu dla spadochronu wynosi zatem 0.06 m^2 . Biorąc pod uwagę fakt, że rzut izometryczny spadochronu krzyżowego nie pokrywa 100% kwadratu opisanego na jego bokach, wykrój (szablon) z tkaniny musi posiadać powierzchnię całkowitą powiększoną o ok. 35%. Wymiary głównego płatu w kształcie krzyża będą wyliczane tak, aby szerokość i długość ramion dawały łącznie 0.081 m^2 całkowitej użytej tkaniny. Działania te zostaną ostatecznie zweryfikowane empirycznie podczas prób zrzutu (Drop Tests) z użyciem drona z ładownią wypuszczającą balast referencyjny na wysokości ok. 150 metrów, po przejściu do fazy Critical Design Review (CDR).

3.5. Subsystem Elektryczny (Elektronika)

Założeniem systemu elektrycznego jest pełna cyfryzacja protokołów, modularność oraz wysoka odporność na drgania, wibracje i temperatury ujemne występujące po wzniesieniu (zjawisko szoku termicznego po opuszczeniu ogrzewanych zabudowań lądowiska na platformie startowej).

Mikrokontroler jako Mózg (MCU)

Sercem układu jest mikrokontroler. Zespół rozważał dwie architektury: prostą i powszechnie stosowaną rodzinę AVR (np. Arduino Nano z ATmega328P) oraz nowsze platformy oparte na ARM Cortex-M (np. STM32 lub Raspberry Pi Pico / RP2040). Zastosowanie układu opartego o starsze 8-bitowe AVR jest dla misji głównej i pobocznej zupełnie wystarczające, a dodatkowo oferuje bardzo krótki czas wybudzania, ogromne wsparcie biblioteczne i niskie zapotrzebowanie na energię spoczynkową.

Ostatecznie wybór padł na format kompatybilny z Arduino Nano, jednakże płytką zostanie przeprojektowana od zera na autorskie **Custom PCB**. Brak przewodów (jumper wires) i płytek stykowych całkowicie eliminuje problem poluzowanych styków w trakcie wyrzutu (odpowiadający statystycznie za lwią część awarii na konkursach inżynierskich).

Radio i Telemetria (LoRa)

Typowe moduły NRF24L01 (2.4 GHz) lub proste moduły APC220 nie dają żadnej gwarancji stabilnego zasięgu przy gęstej zabudowie drzew, rzeźbie terenu poligonowego i potencjalnym braku widoczności anten (tzw. zjawisko N-LOS - Non Line of Sight).

By uniknąć utraty transmisji użyliśmy technologii modulacji fal **LoRa (Long Range)** na bazie kontrolera RFM95W pracującego na dopuszczalnej w Europie (ISM) i niewymagającej licencji częstotliwości **868 MHz**. Modulacja LoRa charakteryzuje się widmem rozproszonym - tzw. Chirp Spread Spectrum. Choć pasmo przenoszenia jest niskie i nie pozwala na przesyłanie np. obrazu, pozwala na bezbłędny odbiór ramek telemetrycznych CSV na dystansach sięgających wielu kilometrów nawet wtedy, gdy poziom sygnału radiowego zanurza się grubo poniżej poziomu szumu tła (ujemny współczynnik SNR).

Antena - Precyzja Strojenia

Na satelicie użyjemy lekkiej, drucianej anteny ćwierćfalowej (monopole). Długość fizyczna przewodu jest kluczowa dla rezystancji i fali stojącej i wynosi precyzyjnie 8.6 cm dla częstotliwości 868 MHz. Antena stacji bazowej będzie anteną kierunkową (Yagi).

3.6. Zasilanie i budżet energetyczny

Bateria i regulacja napięcia

Z uwagi na specyfikację czujnika pyłowego PMS5003, który wykorzystuje wewnętrzny mały wentylator ssący prądu stałego (DC), układ elektroniki wymaga natężenia znacząco większego niż same tylko czujniki krzemowe. Niewystarczająca wydajność prądowa doprowadziłaby do ciągłych spadków napięć i resetów procesora (tzw. "brown-out reset").

Rozwiązaniem jest zastosowanie wysoko-prądowego ogniwa litowo-jonowego w formacie 18650, pozwalającego na wielokrotne pobieranie rzędu kilku amperów (choć my wykorzystamy ułamek tej pojemności). Ponieważ ogniwo to daje zakres 3.7V - 4.2V, musimy użyć konwersji:

- **Przetwornica Step-Up (Boost):** Podbijająca napięcie z baterii do stabilnych 5.0 V w celu zasilania logiki 5V oraz wentylatora z czujnika lasera pyłowego.
- **Stabilizator LDO 3.3V (Low Dropout):** Pobierający napięcie za układem podwyższającym w celu bezpiecznego zasilania modułu BME280, Radia LoRa i modułu kart pamięci SD (wszystkie one uległyby spaleni pod napięciem 5V).

Tabela budżetu prądowego (Aktywnego)

Czas działania w fazie maksymalnego zużycia jest krytycznym parametrem bezpieczeństwa operacyjnego sondy. Obliczenia pokazują sytuację najbardziej pesymistyczną (czujniki działają w trybie pomiaru ciągłego a radio transmituje bez wytchnienia na maksymalnej mocy nadawczej = +20 dBm).

Komponent / Odbiornik	Napięcie Logiki (V)	Pobór prądu w szczycie (mA)	Spoczynkowy (mA)
Mikrokontroler ATmega328P	5.0	25 mA	5 mA
Moduł LoRa RFM95W (TX)	3.3	120 mA	0.2 mA
Czujnik pyłu PMS5003 (Laser+Went)	5.0	100 mA	2 mA
BME280 + Czujnik VOC	3.3	10 mA	< 1 mA
Moduł Karty MicroSD (zapis)	3.3	20 mA	1 mA
Zapotrzebowanie całkowite	-	~275 mA	~9.2 mA

Przyjmując pobór prądu na poziomie nawet 300 mA i straty konwersji (sprawność przetwornicy ~85%), ogniwo 18650 o popularnej pojemności 2500 mAh pozwoli układowi na bezawaryjną i ciągłą pracę pełnią mocy przez ponad **6 godzin** (wzór: $\text{Czas} = 2500\text{mAh} / (300\text{mA} / 0.85)$). Jest to wartość przekraczająca nawet 4-krotnie wymagany czas gotowości na wyrzutni plus 3 minuty samego opadania.

3.7. Sensory i akwizycja danych

Aparat naukowy to fundament naszej misji. Musi on zapewniać powtarzalne i wiarygodne pomiary by po odzyskaniu satelity móc przedstawić twarde dowody weryfikujące poprawność naszej głównej hipotezy badawczej.

Podstawowe dane środowiskowe (BME280)

Czujnik firmy Bosch, model BME280, łączy trzy sondy kalibrowane fabrycznie wewnątrz jednej mikroskopijnej obudowy krzemowej. Reaguje w mikrosekundach. Głównym parametrem wyjściowym dla nas jest ciśnienie atmosferyczne, które, wykorzystując równanie hypsometryczne oparte na formule barometrycznej (model atmosfery standardowej), mikrokontroler lub stacja bazowa w locie przetworzy na pułap bezwzględny sondy.

$$H = 44330 \times \left(1 - \left(\frac{P}{P_0}\right)^{0.1903}\right)$$

gdzie P to zmierzone ciśnienie, a P_0 to kalibrowane referencyjne ciśnienie na poziomie morza w danym dniu przed startem (QNH).

Detekcja zanieczyszczeń stałych (Plantower PMS5003)

Rozproszone cząstki pyłowe zawieszone w atmosferze o rozmiarach poniżej 2,5 oraz 10 mikrometrów (PM2.5, PM10) to fundament współczesnego miejskiego smogu. Do detekcji użyjemy optycznego detektora laserowego PMS5003.

Zasada działania opiera się na rozpraszaniu światła laserowego. Wewnętrzna dioda emituje silną i wąską wiązkę promieniowania. Cząstki stałe znajdujące się w powietrzu tłoczonym przed diodę rozpraszają wiązkę światła we wszystkich kierunkach zgodnie z zasadami optyki geometrycznej i teorii sferycznej Mie. Rozproszone światło zbierane jest przez wysoce czuły detektor, a następnie na podstawie impulsów i natężenia rozproszenia wewnętrzny układ mikroprocesorowy czujnika wylicza szacunkową gęstość zanieczyszczeń w mikrogramach na metr sześcienny ($\mu\text{g}/\text{m}^3$).

Tego typu detektor wysyła przetworzone matematycznie dane przez port szeregowy UART bezpośrednio do naszego mikrokontrolera. Mamy zamiar próbkować jego odczyty naprzemiennie, dając w czasie opadania częstotliwość około 2 pomiarów na każdą zadaną sekundę wysokościową.

Wyzwanie Konstrukcyjne

Sensor Plantower ulega szybkiej kondensacji wilgoci w przełocie przez chmury lub mżawkę, co prowadzi do drastycznego zakłamania pomiarów (krople mgły liczone są jako ogromny pył PM10). Pomiary czujnika będą musiały zostać dodatkowo nałożone na krzywą wilgotności zgromadzoną z BME280 by w analizie posprzed-startowej wykluczyć odczyty fałszywie dodatnie spowodowane wejściem w strefę rosy.

3.8. Architektura Oprogramowania

Oprogramowanie CanSata stanowi powiązanie logiki mikrokontrolera i hardware'u. Zostanie ono stworzone w środowisku programistycznym w języku C/C++. Podejście projektowe koncentruje się na dwóch aspektach: asynchroniczności (non-blocking) oraz redundancji mechanizmów ratunkowych.

Architektura asynchroniczna (FSM)

Podstawowym błędem amatorskiego programowania jest używanie blokujących pętli czasowych opartych na instrukcjach typu ``delay(1000)``. Powoduje to uśpienie całego procesora; jeśli w tym momencie przyjdzie sygnał sprzętowy, zostanie on zignorowany lub nadpisany. Kod naszej puszki działa w oparciu o architekturę tzw. **Finite State Machine (FSM)**, czyli Maszyny Stanów oraz wewnętrznych zegarów ``millis()``.

Mikrokontroler w kółko wykonuje główną pętlę miliony razy na sekundę, każdorazowo sprawdzając aktualny czas. Jeżeli zauważy, że upłynęła 1 sekunda (interwał), asynchronicznie przeskakuje do pobrania nowych danych I2C z sensorów, buduje string informacyjny, i wraca do głównej pętli nie blokując kolejki oczekujących zadań zapisu radiowego i sprzętowego.

Struktura Pakietu Danych Telemetrycznych

Dane przesyłane są radiowo raz na sekundę i logowane podwójnie do pamięci SD za pomocą powszechnie stosowanego protokołu tekstowego CSV (Comma-Separated Values). Tekst jest najbardziej uniwersalnym językiem komunikacji i nie wymaga wstępnego dekompresowania bitowego.

Przykład budowanej przez kod ramki CSV w jednym cyklu maszynowym wynosi około 60-80 bajtów:

```
TEAM_123, 10243, 85, 412.5, 960.3, 14.5, 4.20, 15, 30, 120
```

Gdzie formatowanie odzwierciedla ciąg komórek:

- **TEAM_ID**: Unikalny identyfikator zespołu zdefiniowany w stałych programu.
- **TIME**: Czas pracy operacyjnej wyrażony w milisekundach (dla synchronizacji logów).
- **PACKET**: Numer sekwencyjny paczki. Jeśli na ziemi zaobserwujemy przeskoki pomiędzy paczkami np. 85 a 87, oznacza to, że ramka 86 padła ofiarą utraty propagacji lub kolizji pakietów (packet loss) z innym nadającym zespołem z sąsiedniej rakiety i mamy 1 sekundową dziurę w odczycie pomiaru radiowego.
- **ALT, PRESS, TEMP**: Obliczona Wysokość [m], Surowe Ciśnienie Barometryczne [hPa], Temperatura Ośrodka [°C].
- **VOLTAGE**: Bieżące monitorowanie stanu spadku na ogniwie 18650 w Voltach. Zapobieganie wylogowaniom systemu.
- **PM25, PM10, VOC**: Wartości surowe odczytów stężeń w otaczającym środowisku powietrza [µg/m³].

3.9. Stacja Naziemna (Ground Station)

Stacja naziemna (GS) to zespół urządzeń znajdujących się w namiocie operacyjnym podczas trwania lotu raketowego, niezbędny do odebrania, wizualizacji, a w przypadku problemów z ratunkiem puszki - uchronienia bezcennych i kruchych danych przed destrukcją układu pokładowego.

Hardware Stacji Naziemnej

Stacja opiera się na odbiorniku lustrzanym – drugim systemie wpiętym przez złącze USB do portu w komputerze klasy PC (Laptop/Mac). Rolę translacyjną pełni zwykła uniwersalna płyta mikrokontrolera łącząca kolejny moduł radiowy LoRa RFM95W z układem zarządzania portem COM komputera bazowego (przez układ mostka typu CH340 lub CP2102).

Kluczem do niezawodnej operacji, biorąc pod uwagę niską moc nadajnika (100mW - co ze względu na limity licencji prawnej i zasady krótkofalarstwa pasma ISM w EU jest limitem całkowitym), jest optymalizacja anteny odbiorczej:

- Zastosujemy kierunkową antenę Yagi-Uda o dużym zysku decybelowym (ok. +10 dBi). Operator naziemny fizycznie kieruje anteną na maszcie (tzw. celowanie trackujące ręczne - hand-tracking) w punkt horyzontu na niebie, gdzie optycznie, w lunecie zaobserwowana została rakietą oraz separacja, podążając za czasem spadającego obiektu. Skupienie wiązki znacząco polepsza odbiór na dużych wysokościach i w wysokiej trawie przed uderzeniem.

Software Wizualizacyjny Stacji Naziemnej

Odebrane ramki tekstowe CSV trafiają na bieżąco do portu komunikacji i musimy je bez opóźnień wyświetlić przed sędziami. Rozważamy użycie autorskiego, prostego skryptu języka Python używającego popularnych, wydajnych i standardowych naukowo bibliotek do wyliczania danych.

Biblioteka `pyserial` obsłuży napływ portu danych COM. System następnie przekaże go do silnika graficznego `matplotlib` generującego trzy osobne okna kreślone interaktywnie w czasie rzeczywistym. Będziemy posiadali na żywo wgląd w 3 odczyty:

1. Wysokość oraz przewidywana krzywa opadania balistycznego - dająca operatorowi natychmiastową zwrotną informację o poprawnym bądź błędnym wyrzucie spadochronu.
2. Wykres temperaturowy.
3. Skalowany wykres pyłów z zaznaczoną czerwoną grubą linią poziomu inwersji termicznej (wynik misji).

Dodatkowo zaimplementowany będzie log zapisujący niefiltrowany odczyt na dysku twardym laptopa zaraz po odebraniu każdej paczki na wypadek nieoczekiwanego zamknięcia aplikacji po przerwaniu przewodu we wstrząsach lub awarii prądu w namiocie.

4. Planowanie projektu (Harmonogram)

Zarządzanie projektem to kluczowy element konkursu organizowanego pod auspicjami Europejskiej Agencji Kosmicznej. Budowa satelity angażuje szereg współbieżnych faz organizacyjnych, mechanicznych oraz programistycznych i wymaga ustrukturyzowanego zarządzania (Project Management).

Poniższa tabela odzwierciedla rozpisany uproszczony harmonogram typu Gantta obrazujący 6-miesięczny, iteracyjny cykl produkcyjny. Praca podzielona jest na moduły (Sprinty agile) dopasowujące się do kluczowych bram oceny (Milestones) wymaganych przez organizatorów (ESERO).

Zadanie (Task)	Rozpoczęcie	Zakończenie	Zależności przed (Predecessors)
Kamień Milowy: Dokument PDR	Miesiąc 1, T1	Miesiąc 2, T4	Start edycji, formowanie grupy
Definicja problemu naukowego i ról	Miesiąc 1, T1	Miesiąc 1, T2	Brak
Opracowanie projektu CAD w 3D	Miesiąc 1, T2	Miesiąc 2, T1	Brak
Projektowanie schematów (PCB Design)	Miesiąc 2, T1	Miesiąc 2, T3	Dobór czujników PDR
Kamień Milowy: Dokument CDR	Miesiąc 3, T1	Miesiąc 4, T4	Akceptacja raportu PDR
Zamówienia podzespołów z zagranicy	Miesiąc 3, T1	Miesiąc 3, T4	Schematy układów, Budżet
Druk prototypu puszki w FDM / Iteracja 1	Miesiąc 4, T1	Miesiąc 4, T2	Projekt CAD ukończony
Lutowanie THT i SMD. Kodowanie bazy	Miesiąc 4, T1	Miesiąc 4, T4	Dostawa podzespołów
Testy Sprzętowe (Drop-tests, Vacuum)	Miesiąc 5, T1	Miesiąc 5, T4	Integracja wszystkich systemów
Szycie pierwszego wzoru spadochronu	Miesiąc 5, T1	Miesiąc 5, T2	Obliczenia aerodynamiczne CDR
Próba zrzutu balastowego z platformy BSP (Dron)	Miesiąc 5, T2	Miesiąc 5, T3	Szycie spadochronu
Kamień Milowy: Kampania Startowa	Miesiąc 6, T1	Miesiąc 6, T2	Wszystkie raporty prób zaakceptowane
Odzysk sprzętu, agregacja danych i raport FPR	Miesiąc 6, T2	Miesiąc 6, T4	Wykonanie lotu

5. Wstępny kosztorys (Budżet)

Zgodnie z wymaganiami europejskimi konkursu ESERO, całkowity budżet materiałów latających nie może przekroczyć kwoty 500 Euro. Twarde ramy nakładają nacisk inżynierski na pomysłowość i pozyskiwanie darmowego oprogramowania, zapobiegając jednocześnie nierównej walce pomiędzy bogatszymi i uboższymi ośrodkami i promując kreatywność.

Koszty infrastruktury i oprogramowania typu stacja naziemna (laptopy, oprogramowanie CAD typu Fusion 360 do projektowania 3D czy EAGLE/KiCad, abonamenty) oraz koszty wyjazdów nie wliczają się do wyżej wymienionego obostrzenia lotnego.

Podzespół	Dostawca (Źródło)	Cena (PLN)	Równowartość (EUR)
Płyta mikrokontrolera, kopia Arduino Nano	Lokalny sklep / Botland	38.00	~8.70 €
Wykonanie customowej płytki PCB (5 sztuk kpl.)	JLCPCB	30.00	~6.90 €
Zestaw 2 modułów radiowych LoRa RFM95W	Allegro / Sklep online	90.00	~20.70 €
Czujnik barometryczny/temp Bosch BME280	Botland	25.00	~5.75 €
Laserowy detektor stężenia pyłów PMS5003	Botland	95.00	~21.80 €
Akumulator zasilający Li-Ion 18650 2500mAh	Sklep Vape / BTO	19.00	~4.35 €
Elementy poboczne: LDO 3.3V, Wtyki, Złącza	TME / Sklep lokalny	40.00	~9.20 €
Materiały druku: Szpula PETG (1kg użyte ~80g)	Devil Design	65.00	~15.00 €
Szybie: Tkanina Ripstop (Nylon) + Paracord + Krętlik	Sklep krawiecki / Wędkarski	45.00	~10.35 €
Całkowity Koszt Pojazdu Sonda/Lot (Flight HW)	Suma Wydatków	447.00 PLN	~102.75 €

Margines Budżetowy

Nasz przewidywany koszt całkowity oscyluje w granicach jedynie ~103 EUR na system nośny, co daje niewyobrażalny margines finansowy ~397 EUR (ok. 80% zapasu do limitu). Wynik ten oznacza kolosalny sukces optymalizacyjny pod kątem komercjalizacji ewentualnego taniego produktu edukacyjnego masowego zastosowania w pomiarze smogu na skalę miejską. Dodatkowy budżet przeznaczymy na stworzenie wielu zapasowych egzemplarzy (identycznych części) i modułów lotnych na wypadek

6. Zarządzanie ryzykiem (Macierz)

Procesy inżynierii systemów satelitarnych od ESA zakładają szerokie wykorzystanie predykcji ryzyk zagrażających ukończeniu całościowej misji. Ocenia się prawdopodobieństwo wystąpienia błędu oraz stopień powagi jego wystąpienia w skali (Znikomy do Katastrofalnego). Na tej podstawie tworzymy twarde ramy łagodzenia tych ryzyk (tzw. mitygację, Plan Awaryjny).

Opis potencjalnego problemu	Prawdopodob. (1-5)	Skutek (1-5)	Strategia Zapobiegania (Mitygacja)
Zablokowanie (wypadnięcie) głównego pinu zasilania ze złącza pod wpływem ogromnego przyspieszenia silnika raketowego.	Znikome (2)	Katastrofalny (5)	Całkowite usunięcie ruchomych płytek stykowych w fazie CDR. Stosowanie wyłącznie lutowania twardego przewodów miedzianych oraz zalewanie złącz zasilania (pinów) niewielką ilością dwuskładnikowego kleju epoksydowego usztywniającego (Poxipol) uniemożliwiającego wibracyjne wysunięcie goldpina.
Niewypuszczenie spadochronu lub wyrzut tzw. zaplątanego kłębu, skutkujący pikiem przyspieszenia i powrotem na ziemię balistycznym swobodnym (kamień) ($V \gg 12\text{m/s}$)	Znikome (2)	Poważny (4)	Brak systemu aktywnego mechanicznego. Spadochron zostanie idealnie wyprasowany i poskładany metodyką lotniczego tzw. "S-folda" bądź w "stokrotkę". Przewody linek pakowane są wewnątrz spadochronu. Stosowany jest obrotowy krętlik rybacki minimalizujący wirowanie w opadaniu i uniemożliwiający ukręcenie linek napinających do zera pod ciężarem opadającej elektroniki puszeki.
Awaria magistrali I2C przez błąd transmisji PMS5003 wywołujący zawieszenie kodu całego urządzenia do zera i wyłączenie akwizycji do końca lotu.	Średnie (3)	Krytyczny (4)	FSM oraz biblioteki Wire wyposażone w mechanizmy sprawdzania stanu z limitami czasowymi Timeout. Błąd szyny wyzwala komendę resetowania pinów i restartuje tylko sam jeden felerny sensor, pomijając wyłączenie całego zegara i modułów telekomunikacyjnych, włączając na ten krótki czas błąd odczyt "0" wpisywany w ramkę awaryjną na jego miejsce dla celów archiwum naukowego.
Utrata fal radiowych poza zasięgiem i brak odzyskania ramki z zapisem inwersji	Wysokie (4)	Krytyczny (4)	Wielopoziomowa Redundancja - na karcie MicroSD jest pełen bliźniak i zapis każdego drgnięcia prądu w procesorze z backupem bateryjnym trwającym aż do ręcznego wyciągnięcia karty SD i umieszczenia jej w porcie naszego czytnika laptopa. Do odzyskania twardych dowodów nie potrzeba nam kompletnie sygnału anteny - ale musimy fizycznie odzyskać rurę z elektroniką na

7. Działania Promocyjne (Outreach)

Zbudowanie nawet najbardziej zaawansowanej puszki z przyrządami środowiskowymi jest niewiele warte, jeśli wyników naukowych, wiedzy i problemu zanieczyszczeń powietrza nie komunikuje się społeczeństwu (science communication). Elementy promocyjno-edukacyjne są oceniane przez jurorów ESA na równi z poprawnością pętli programistycznych czy dobozem wydajności silnika na poligonie rakietowym.

Program Działań dla Młodzieży i Szkół

Nasz zespół stworzył precyzyjny plan promocji i edukacji w skali regionalnej:

- **Szkolne warsztaty STEM:** Zamierzamy nawiązać współpracę z dwiema lokalnymi szkołami podstawowymi. Zorganizowane zostaną dwugodzinne warsztaty z podstaw druku w trójwymiarze i modelowania z użyciem długopisów przestrzennych dla najmłodszych. Wpleciony zostanie w to element fizyki lotów kosmicznych oraz prosty eksperyment ze swobodnym spadaniem brył aerodynamicznych pokazujących różnicę w locie na stworzonych papierowych płaskich spadochronach w tunelu aerodynamicznym klasy biurkowej (wiatrak + kartonowy lejek formujący stały nurt).
- **Kampania wokół jakości powietrza:** Ponieważ misją poboczną jest detekcja zabójczego dla polskiego społeczeństwa w okresie mroźnych i bezwietrznych dni smogu węglowego (pomiar inwersyj i VOC), przygotujemy autorski plakat edukacyjny pod tytułem "Na jakiej wysokości oddychamy bezpieczniej i czy ucieczka ze smogiem wyżej ma sens, jeśli tak jak wysoki musisz być? Projekt CanSat od Podszewki". Materiały będziemy rozdawać na godzinach wychowawczych.

Media Społecznościowe (Digital PR)

Zespół uruchomi zintegrowaną kampanię cyfrową:

- Stworzenie i prowadzenie oficjalnego, publicznego profilu dokumentującego projekt jako dziennik pokładowy inżyniera ("DevLog") np. Instagram. Będziemy tam publikować rolki i fotorelacje z tworzenia płyt, błędów podczas trawienia pierwszych obwodów elektronicznych i awarii, ponieważ prawdziwa inżynieria uczy najczęściej na pomyłkach. Brak pomyłek oznacza brak ryzyka podjętego i straconą szansę na zbadanie nowej technologii dla uczniów klas o profilach matematycznych czy IT.
- Publikacja kodu programu oraz plików przestrzennych drukarek na platformie wolnego i otwartego oprogramowania (GitHub), co posłuży dziedzictwu wiedzy (legacy) by mogło pomóc jako samouczek kolejnym kadrom uczniów i entuzjastów z całego kraju i Europy za kilka dekad w następnych wspaniałych edycjach programu ESA.

8. Podsumowanie i gotowość projektu

Niniejszy dokument przedstawia wysoce rozwinięty i analitycznie udowodniony projekt koncepcyjny nanosatelity w formacie edukacyjnym. Pomyślne ukończenie fazy projektowej (Preliminary Design Review) daje podstawę do wdrożenia fizycznych działań związanych z testowaniem rzeczywistych systemów (CDR).

Wybrany wektor zaangażowania zespołu (rozwiązanie zagadnienia profilowania smogu powiązanego z lokalnym zjawiskiem blokady i inwersji zimą poprzez innowacyjny czujnik lasera z kominami i kanałami przelotowymi obudowy aerodynamiki) ma szansę stworzyć niezwykle pakiet danych telemetrycznych o wysokiej czułości przy zachowaniu reżimu ekonomicznego za sumę lekko ponad stu euro, dając podwalinę innowacyjnemu ujęciu problemów polskiej oraz unijnej infrastruktury poprawiającej warunki życia publicznego i ochronę przed mikroskopijnymi pyłami generującymi zator układu sercowego oraz układu oddechowego ludzi w każdej bez wyjątku przestrzeni miejskiej.

Deklaracja Zespołu

Oświadczamy, że zaprezentowane założenia opierają się na samodzielnych badaniach mechanicznych, budżetowych i naukowych wykonanych zgodnie z metodykami zalecanymi przez Biuro ESERO, naśladując autentyczny system zarządzania programami cywilnych misji Agencji Kosmicznej, odrzucając na każdym etapie nierealistyczne marzenia a wykorzystując prawa twardej fizyki oraz weryfikacji sprzętowej w środowisku zbliżonym do skrajnych obciążeń startowych.

Podpis Kierownika Projektu (Project Manager)

Podpis Opiekuna Naukowego (Mentor)

Dokumentacja zamyka etap PDR.