

STUDENCKIE KOŁO ASTRONAUTYCZNE
WYDZIAŁ MECHANICZNY ENERGETYKI I LOTNICTWA
POLITECHNIKA WARSZAWSKA

PW-SAT2

PRELIMINARY REQUIREMENTS REVIEW

Faza A projektu PW-Sat2



1.0 PL

pw-sat.pl

2014-04-07

Abstrakt

Niniejszy dokument jest wstępem do podsumowania fazy A projektu satelity studenckiego PW-Sat2. Pierwsza część opisuje organizację zespołu, architekturę systemu, założenia i zadania stawiane podzespołom, stan budżetu finansowego i masowego, opis trybów pracy oraz analizę zdarzeń niepożądanych.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Historia zmian

Wersja	Data	Zmiany	Odpowiedzialny
1.0	2014-04-07	Powstanie niniejszego dokumentu w wersji polskiej.	Dominik Roszkowski Inna Uwarowa

W skład Preliminary Requirements Review wchodzi:



1. Niniejszy wstęp

Oraz opisy następujących zespołów:

2. System kontroli termicznej [TCS]
3. Komputer pokładowy [OBC]
4. Układ zasilania [EPS]
5. System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej [ADCS]
6. Moduł komunikacji [COMM]
7. Mechanika satelity [DT]
8. Kamery [CAM]
9. Czujnik Słońca [SunS]
10. Analiza misji [MA]



Cała dokumentacja jest również dostępna w wersji angielskiej.

All these documents are also available in English.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

SPIS TREŚCI

1	Organizacja projektu	4
1.1	<i>Początki.....</i>	4
1.2	<i>Przebieg misji</i>	4
1.3	<i>Struktura organizacyjna.....</i>	6
1.4	<i>Członkowie zespołu.....</i>	8
2	Architektura systemu	9
2.1	<i>Podsystemy PW-Sat2</i>	9
2.2	<i>Schemat blokowy systemu.....</i>	10
2.3	<i>Moduł komunikacji COMM1.....</i>	10
2.4	<i>Moduł antenowy ANT1</i>	11
2.5	<i>Układ zasilania EPS.....</i>	12
2.6	<i>Pakiet akumulatorów.....</i>	18
2.8	<i>Podsystem ADCS</i>	20
2.9	<i>Elektronika ładunku użytecznego (payloadu) PLD.....</i>	20
2.10	<i>Kamera CAM2.....</i>	22
2.11	<i>Komputer pokładowy OBC.....</i>	22
3	Budżet masowy	24
4	Warianty budżetu finansowego.....	25
4.1	<i>Wariant 1</i>	25
4.2	<i>Wariant 2</i>	25
5	Tryby pracy satelity	26
6	Analiza możliwych zdarzeń niepożądanych dla satelity PW-Sat2	28
6.1	<i>Wstęp</i>	28
6.2	<i>Wpływ analizy ryzyka fazy 0 na projekt w fazie A</i>	28
6.3	<i>Analiza ryzyka – faza A</i>	31

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		



6.4	Wstępne rozpoznanie ryzyka	31
6.5	Dalsze prace	36
7	Załączniki	37

Indeks ilustracji

Rysunek 1-1	Struktura organizacyjna projektu PW-Sat2	6
Rysunek 2-1	ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver	10
Rysunek 2-2	ISIS Deployable Antenna	11
Rysunek 2-3	Schemat ułożenia paneli słonecznych na satelicie - widok z góry i z dołu.....	12
Rysunek 2-4	Ogniwo słoneczne AzurSpace o wymiarach 80x40mm i sprawności 30%.....	13
Rysunek 2-5	Wymiary ogniwa słonecznego AzurSpace	13
Rysunek 2-6	GOMSpace NanoPower BP4	19
Rysunek 2-7	Bateria GomSpace 18650 z grzałką	19
Rysunek 2-8	ISIS Magnetorquer Board	20

Indeks tabel

Tabela 1-1	Opis zespołów projektu PW-Sat2.....	8
Tabela 2-1	Wymagane napięcia i maksymalny pobór mocy każdego z podsystemów.....	15
Tabela 2-2	Maksymalna moc pobierana przez podsystemy z różnych szyn zasilania.....	15
Tabela 2-3	Wymagania prądowe szyn zasilania	16
Tabela 2-4	Wymagane klucze zasilania	17
Tabela 2-5	Klucze włączające według szyn zasilania	18
Tabela 3-1	Zestawienie rozważanych budżetów masowych.....	24
Tabela 4-1	Elementy, które mają być zakupione od zewnętrznych firm.....	25

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

1 ORGANIZACJA PROJEKTU

1.1 POCZĄTKI

Projekt rozpoczął się w styczniu 2013 roku, niespełna rok po wystrzeleniu pierwszego polskiego satelity studenckiego PW-Sat. Pierwsze spotkanie, którym zostały wybrane eksperymenty do misji PW-Sat2 odbyło się w lipcu 2012 roku. Spotkanie zostało zaaranżowane przez koordynatora projektu PW-Sat. Podczas spotkania, drogą eliminacji, spośród kilkunastu propozycji zostały wybrane ostatecznie dwa duże ładunki użyteczne: system deorbitacji (powrót do rozwijanej w projekcie PW-Sat2 koncepcji żagla) i czujnik słoneczny (praca inżynierska jednego z członków zespołu¹). W kolejnych etapach projektowania misji zostały wybrane dwa dodatkowe mniejsze ładunki: kamery oraz system otwierania paneli słonecznych (praca przejściowa jednego z członków zespołu).

1.2 PRZEBIEG MISJI

1.2.1 FAZA 0



W fazie 0 jako ładunki użyteczne zostały zdefiniowane, wg. wysokości priorytetu:

1. System deorbitacyjny – żagiel, jako materiał do otwierania – nitinol,
2. Czujnik słoneczny (SunS - Sun Sensor),
3. System otwierania paneli słonecznych (SADS – Solar Arrays Deployment System),
4. Kamery: CAM1 (Kamera główna, do zdjęć Ziemi) i CAM2 (kamera pomocnicza, rejestrująca moment otwarcia żagla).

Systemy podstawowe:

1. Komputer pokładowy (OBC) – quasi redundantny,
2. Układ zasilania (EPS) - redundantny,
3. System kontroli termicznej (TCS) - pasywny,
4. System komunikacji (COMM) – dookólny podstawowy, kierunkowy dodatkowy,
5. System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej – (ADCS) – aktywny, magnetyczny.

¹ Zob. Uwarowa I., *Ocena dokładności wyznaczania pozycji satelity przy użyciu różnych czujników słonecznych – praca dyplomowa inżynierska*, Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa 2011.



	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

1.2.2 FAZA A

W trakcie prac w fazie A dokonano weryfikacji ładunków i wprowadzono następujące zmiany:

1. System deorbitacyjny – zrezygnowano z nitinolu jako materiału do otwierania żagla, przyczyną była duża zawodność i brak wiedzy z zakresu zachowania się materiału w warunkach dynamicznie zmieniającej się temperaturze. Ostatecznie postanowiono użyć sprężyn płaskich. Pierwsze wykonane prototypy wykazują wysoką niezawodność systemu. Dokładny opis znajduje się w dokumentacji fazy A zespołu DT [7] załączonej do niniejszej pracy.
2. Czujnik słoneczny – założenia ogólne, określone w fazie 0, w większym stopniu pozostały bez zmian. Ze względu na prostotę urządzenia i już wcześniej opracowaną geometrię, podsystem ten w trakcie prac w bardzo niewielkim stopniu jest modyfikowany, prowadzone są dalsze prace rozwojowe oraz testy prototypów. Dokładny opis prac w fazie A znajduje się w dokumencie załączonym do podsumowania.
3. System otwierania paneli słonecznych – podczas fazy A system został rozwinięty i dopracowany. Wykonano obliczenia sprężyn oraz zaprojektowano mechanizm. Szczegółowy opis znajduje się w dokumentacji fazy A zespołu DT [7].
4. Kamery:
 - a. CAM1 – po dokonaniu dokładnej analizy misji zrezygnowano z użycia kamery do zdjęć satelitarnych. Główne przyczyny rezygnacji: kamera posiada niewielką wartość naukową przez co nie może być traktowana jako dodatkowy eksperyment. Ze względu na wielkość zdjęć, do ich transmisji należało użyć anten działających w paśmie S-Band, co komplikowało system komunikacji i powodowało dodatkowe, znaczące w skali całego projektu, koszty.
 - b. CAM2 – podczas definicji poziomów sukcesu poszczególnych ładunków użytecznych, okazało się, że CAM2 jest nieodłącznym elementem weryfikującym poprawność działania systemu deorbitacji. Kamera ta jest mniejsza od CAM1 i z założenia miała wykonywać zdjęcia w niższej rozdzielczości, co pięciokrotnie mniej obciąży system (rozdzielczość kamery jest 3 razy mniejsza od rozdzielczości CAM1, ilość bitów przypadająca na jeden piksel jest również 3 razy mniejsza) i pozwoli na przesłanie tych danych za pomocą anten dookólnych systemu UHF/VHF. Dokładny opis oraz wymagania techniczne znajdują się w dokumencie *Kamery* [8]. Opis doboru kompresji obrazu do parametrów łącza radiowego znajduje się w dokumentacji systemu OBC [3].

Systemy podstawowe [podsumowania załączone do pracy]:

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

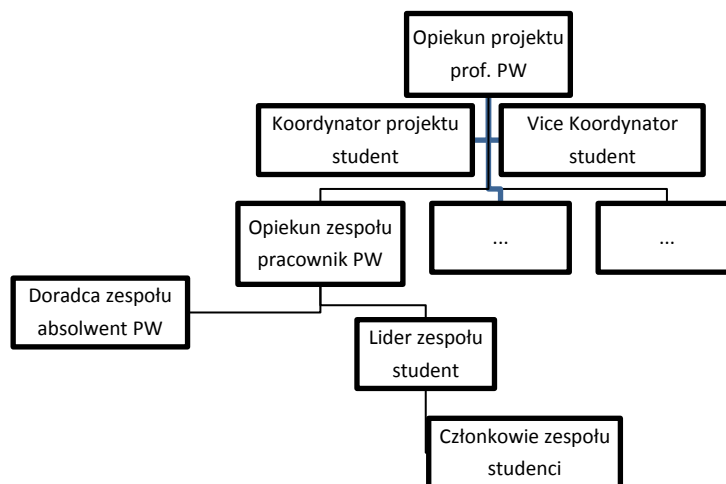
1. Komputer pokładowy (OBC) [3] – quasi redundantny,
2. Układ zasilania (EPS) [4] - redundantny,
3. System kontroli termicznej (TCS) [2] - pasywny,
4. System komunikacji (COMM) [6] – system dookólny,

Po analizie wymagań stawianym systemowi komunikacji, stwierdzono brak konieczności użycia systemu łączności w paśmie S. Zastosowanie kamery CAM1 było ściśle związane z obecnością systemu komunikacji o większej przepustowości danych. Odstąpienie od pomysłu użycia CAM1, jako ładunku użytecznego, spowodowało rezygnację z systemu S-Band.

5. System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej (ADCS) [5] – aktywny, magnetyczny.



1.3 STRUKTURA ORGANIZACYJNA

W porównaniu do poprzedniego projektu PW-Sat, obecny projekt zakłada większą współpracę z personelem naukowym uczelni. Struktura organizacyjna jest przedstawiona na schemacie poniżej [Rysunek 1-1].



Rysunek 1-1 Struktura organizacyjna projektu PW-Sat2

Koordinatorem i wicekoordynatorem projektu są studenci Politechniki Warszawskiej, którzy raportują opiekunowi projektu – profesorowi Politechniki Warszawskiej. Projekt jest podzielony na zespoły – ich liczba zmienia wraz z rozwojem projektu. Każdy zespół ma lidera,

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

który jest studentem. Lider zespołu odpowiada za prace prowadzone w zespole i jest wybierany przez koordynatora w porozumieniu z wicekoordynatorem. Dodatkowo każdy zespół posiada opiekuna i doradcę. Opiekunem jest pracownik Politechniki Warszawskiej. Ze względu na zróżnicowanie zespołów, nie możliwe jest aby był jeden merytoryczny opiekun projektu. Opiekunowie zespołów wspierają prowadzone prace swoją wiedzą i doświadczeniem, weryfikują prowadzone prace i niekiedy uczestniczą w spotkaniach zespołu. Wielu byłych studentów PW pracuje obecnie w przemyśle kosmicznym, niektórzy uczestniczyli w budowie satelity PW-Sat. Chętni pomagać merytorycznie przy pracach obecnego projektu są tzw. doradcami zespołu. Nie są oni związani z uczelnią, ale członkowie zespołu utrzymują z nimi kontakt prosząc o porady dotyczące różnych rozwiązań i pomysłów.



Projektem interesują się również firmy przemysłu kosmicznego, które również są gotowe udzielić wsparcia przy konsultacji rozwiązań technicznych. Liczymy, że w przyszłości będą również chętnie udzielić wsparcia materialnego, w postaci komponentów bądź oprogramowania.

Konkretne informacje na temat opiekunów i doradców zespołów znajdują się w na końcu dokumentu [Załącznik 1]. W fazie 0 członkowie projektu stanowili jedną grupę. Na początku fazy A wynikała potrzeba podziału członków na zespoły. Obecnie w projekcie pracuje 11 zespołów. Większość z nich odpowiada podsystemom satelity.

Z zespołu DT w fazie B wyłoni się nowy zespół CONF, czyli Configuration Team. Zespół będzie się zajmował konfiguracją satelity, czyli optymalnego rozmieszczenia wszystkich podsystemów według ich wymagań.

Podobnie stanie się w przypadku zespołu MA. W trakcie fazy B powstanie zespół OPER, czyli Operation Team, który będzie zajmował się sterowaniem satelitą po jego starcie. Natomiast przed wystrzeleniem satelity członkowie będą uczyć się sterowania, opracowywać format telemetrii i telekomend wraz z zespołem OBC i COMM. W planach jest również szkolenie i egzamin na licencję radioamatora.

W fazie A powstał również zespół GS, który miał zajmować się wybudowaniem nowej stacji naziemnej, bądź ulepszeniem już istniejącej. W trakcie prac stwierdzono brak konieczności oraz środków na budowę nowej stacji. Nawiązano współpracę z już istniejącymi stacjami, które zgodziły uczestniczyć w komunikacji z satelitą po starcie. Ostatecznie zdecydowano, że zespół GS będzie bezpośrednio podlegał pod zespół komunikacji.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Opis istniejących zespołów przedstawiono poniżej [Tabela 1-1]. Listę zespołów wraz nazwiskami ich liderów zawiera [Załącznik 1].

ADCS	Zespół odpowiedzialny za moduł ADCS (magnetometry, aktulatory magnetyczne « <i>magnetotorques</i> », kontrola orientacji przestrzennej satelity, algorytmy kontrolne)
CAM	Zespół odpowiedzialny za CAM2 skierowaną na żagiel podczas jego otwarcia oraz za przetworzenie danych powstałych z tego tytułu.
COMM	Zespół odpowiedzialny za moduł komunikacji, anteny, alokację częstotliwości, telemetrię oraz telekomendy.
DT	Zespół odpowiedzialny za system deorbitacji (SAIL) system otwierania żagla (SADS) oraz strukturę mechaniczną satelity.
EPS	Zespół odpowiedzialny za układ zasilania (EPS) (baterie, ogniwa słoneczne, budżet energetyczny, moduł APS, scenariusze zarządzania mocą).
GS	Zespół odpowiedzialny za stację naziemną oraz obsługę satelity podczas misji.
MA	Zespół odpowiedzialny za symulacje dynamiki satelity oraz organizację startu.
OBC	Zespół odpowiedzialny za komputer pokładowy, oprogramowanie i zarządzanie danymi.
PR	Zespół odpowiedzialny za promocję projektu.
SunS	Zespół odpowiedzialny za eksperyment Czujnika Słonecznego – w tym stanowisko do testów naziemnych.
TCS	Zespół odpowiedzialny za analizę i kontrolę termiczną satelity.

Tabela 1-1 Opis zespołów projektu PW-Sat2

1.4 CZŁONKOWIE ZESPOŁU

Na początku projektu do zespołu dołączyło 28 osób. W ciągu roku odeszło 18 osób. W listopadzie 2013 po rekrutacji do projektu dołączyło 29 osób. Stan na marzec 2014, to 39 osób w zespole. Podział członków projektu w zespołach jest umieszczony w tabeli [Załącznik 1]. Większość członków projektu jest zaangażowana w co najmniej dwóch zespołach.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

2 ARCHITEKTURA SYSTEMU

W rozdziale tym przedstawiono budowę systemową satelity PW-Sat2:

- schemat blokowy wszystkich połączeń elektrycznych pomiędzy podsystemami i czujnikami,
- wybrane podsystemy, które zostaną zakupione,
- opis wymagań stawianych podsystemom, które zostaną zbudowane przez nasz zespół,
- proponowane schematy blokowe budowanych podsystemów.

2.1 PODSYSTEMY PW-SAT2

Podstawowym zadaniem satelity PW-Sat2 jest przetestowanie systemu deorbitacji. System ten działa na zasadzie zwiększania oporu aerodynamicznego. Na niskiej orbicie występuje szczątkowa orbita, która umożliwi to. Skutkiem oporu jest obniżanie orbity, po pewnym czasie wejście w niższe partie atmosfery i spalenie.

Drugim zadaniem jest przetestowanie czujnika Słońca, składającego się z 4 małych ogniw słonecznych. Na każdym ogniwie mierzony jest prąd. Na podstawie pomiaru prądu i tablic w pamięci Flash mikrokontroler czujnika Słońca określa pozycję satelity.



Kolejnym zadaniem jest wykonanie zdjęcia Ziemi z orbity oraz rejestracja momentu rozłożenia struktury deorbitacyjnej. Do tego celu służy kamera CAM2 o rozdzielczości VGA.

Układ zasilania odbiera energię z paneli, magazynuje w akumulatorach, zarządza włącznikami/wyłącznikami zasilania i reaguje w przypadku sytuacji krytycznych. Włączniki zasilania sterowane są na podstawie otrzymanych rozkazów od komputera pokładowego.

Całością zarządza komputer pokładowy. Przetwarza rozkazy otrzymane z Ziemi, monitoruje budżet mocy, automatycznie wykonuje zadania na podstawie wbudowanego harmonogramu, odbiera dane z kamer.

Moduł komunikacji pozwala na połączenie się ze stacją naziemną i przesłanie zebranych danych lub odebranie rozkazów. Komunikacja odbywa się w pasmach UHF/VHF.

ADCS, czyli system wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej. Aktywny magnetyczny system pozwoli na zmianę orientacji satelity w ograniczonym zakresie.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

2.2 SCHEMAT BLOKOWY SYSTEMU

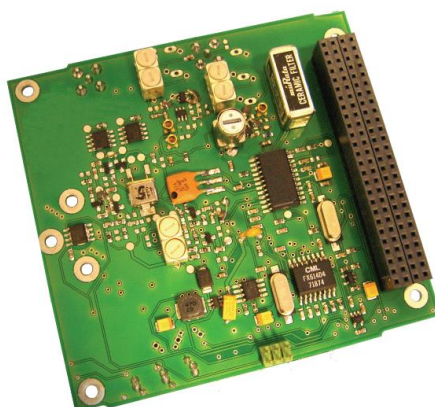
Zob. [Załącznik 2 Schemat blokowy architektury systemu].

2.3 MODUŁ KOMUNIKACJI COMM1

Moduł komunikacji VHF downlink i UHF uplink odpowiada za odbiór rozkazów, wysyłanie danych telemetrycznych i danych ładunku użytecznego (*payloadu*). Moduły brane pod uwagę:



Nazwa modułu	Pobierana moc w trybie odbioru	Pobierana moc w trybie nadawania	Napięcia zasilania	Prędkość transmisji
ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver	<0,2W	<1,7W	6,5V – 12,5V	Nadawanie do 9,6kbps Odbiór do 1,2kbps
ISIS UHF downlink / VHF uplink Full Duplex Transceiver	<0,35W	<2,0W	5V – 18V	Nadawanie do 9,6kbps Odbiór do 1,2kbps
ClydeSpace UTRX; Half Duplex UHF Transceiver	<0,25W	4W – 10W	6V – 9V	Do 9,6kbps
GOMSpace NanoCom U482C	0,17W	1W – 3,7W	3,3V	Nadawanie do 9,6kbps Odbiór do 4,8kbps

Wytypowano ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver z www.cubesatshop.com:



Rysunek 2-1 ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver

Układ podłączony jest do magistrali systemowej I²C. Pobór mocy podczas nadawania wynosi do 2 W, a podczas odbioru 200 mW. Moc nadajnika 22 dBm, a czułość odbiornika to -

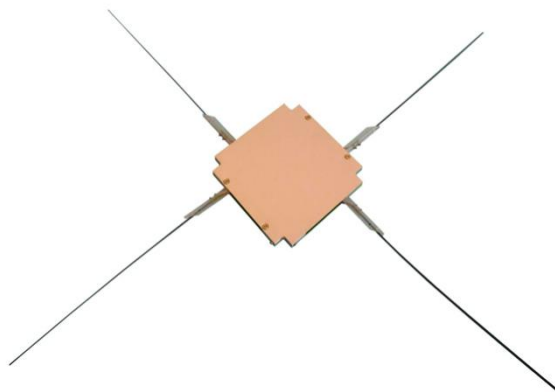
	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

104 dBm przy współczynniku BER 10E-5. Napięcie zasilania może zawierać się w zakresie 6.5-12.5V, więc moduł może być zasilany bezpośrednio z pakietu dwóch akumulatorów Li-ion, połączonych szeregowo. Moduł łączony jest z antenami przewodami koncentrycznymi.

Przez większą część misji układ musi pracować w trybie odbierania rozkazów. Mimo tego, że układ zostanie zakupiony, to należy przeprowadzić bardzo dokładne testy w komorze próżniowej, aby uniknąć przypadku przegrzewania się układu odbiorczego.

2.4 MODUŁ ANTENOWY ANT1



Moduł z rozkładanymi antenami UHF/VHF. Wytypowano ISIS Deployable Antenna System z www.cubesatshop.com:



Rysunek 2-2 ISIS Deployable Antenna

Jest to układ dwóch rozkładanych anten dipolowych. Jedna przeznaczona na pasmo UHF, a druga na pasmo VHF. Moduł w swojej strukturze posiada dwa redundantne mikrokontrolery sterujące nożami termicznymi, które przepalają linki Dyneema. Rozkaz przepalenia przyjmowany jest na magistralę I²C. Podczas przepalania moduł pobiera około 2W. Po ich przepaleniu anteny otwierają się i wysyłane jest potwierdzenie w przypadku powodzenia. Sygnał RF podawany jest na złącza typu SSMCX przewodami koncentrycznymi. Straty od wejścia do anten wynoszą 1,5dB.

Moduł antenowy będzie łączony bezpośrednio z układem zasilania, aby zminimalizować ilość włączonych podsystemów podczas sekwencji po uwolnieniu z P-POD-a. Połączenie z EPS odbywa się przez 9-pinowe złącze:

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Connector	Pin	Name	Level	Remarks
J1	1	Vcc	3.3V nominal (min 3.0V, max 3.6V)	Positive supply voltage
	2	SDA_A	0-3.3V nominal (5V tolerant)	I2C data A
	3	GND		Ground
	4	SDA_B	0-3.3V nominal (5V tolerant)	I2C data B
	5	GND		Ground
	6	Vcc	3.3V nominal (min 3.0V, max 3.6V)	Positive Supply Voltage
	7	SCL_A	0-3.3V nominal (5V tolerant)	I2C clock A
	8	SCL_B	0-3.3V nominal (5V tolerant)	I2C clock B
	9	GND		Ground

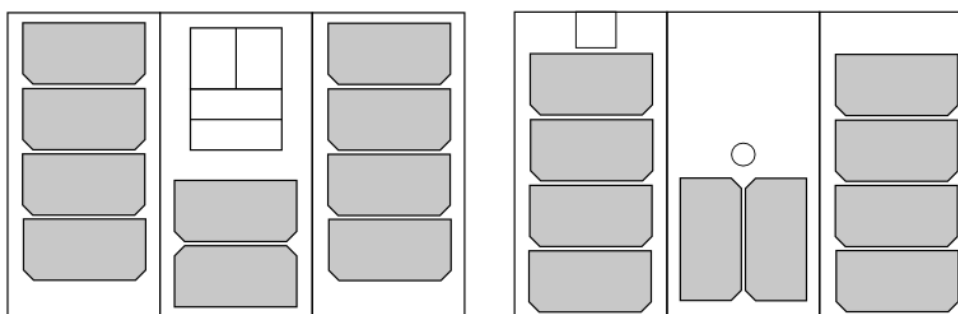
Magistrala I²C zostanie podłączona do wewnętrznej magistrali systemowej. Zasilanie 3.3V będzie włączane niezależnie przez układ zasilania.

2.5 UKŁAD ZASILANIA EPS

Układ zasilania zostanie zaprojektowany i wykonany przez zespół PW-Sat2. Jego zadaniem jest odbieranie energii z paneli słonecznych, magazynowanie w akumulatorach, przetwarzanie napięć do zasilania podsystemów i dystrybucji zasilania do podsystemów. Układ musi zapewnić wykonanie podstawowej części misji, czyli rozłożenia struktury deorbitacyjnej, nawet w przypadku poważnej awarii dowolnego podsystemu lub samego EPS.



2.5.1 SZCZEGÓŁOWE WYMAGANIA STAWIANE PODSYSTEMOWI EPS

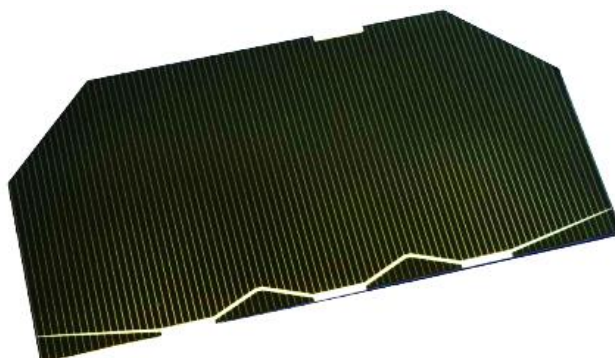
a) Możliwość podłączenia 6 powierzchni paneli słonecznych rozmieszczonych według poniższego rysunku:



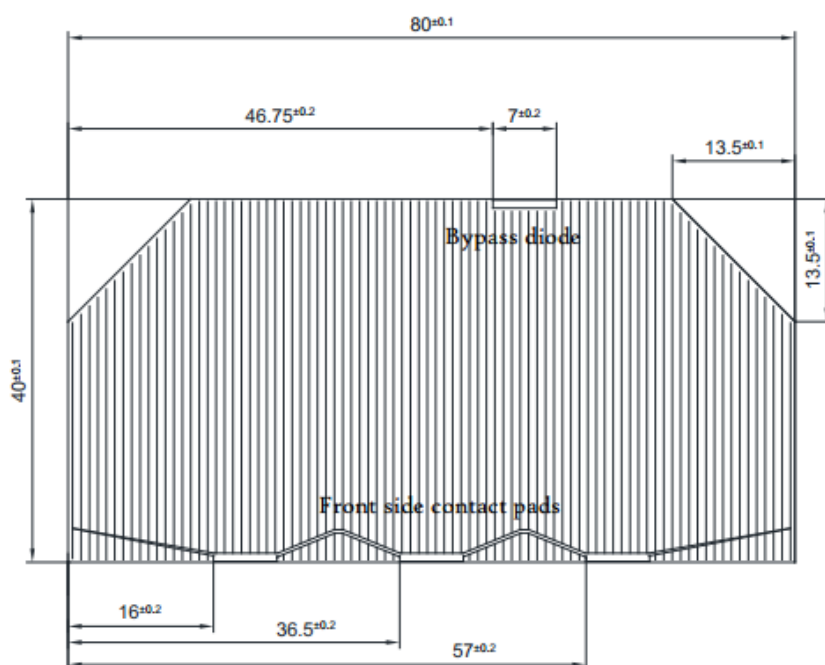
Rysunek 2-3 Schemat ułożenia paneli słonecznych na satelicie - widok z góry i z dołu

Na każdej z powierzchni ogniwa fotowoltaiczne połączone są szeregowo. Wykorzystane zostaną ogniwa trój-złączowe o sprawności około 30%. Maksymalna teoretyczna moc każdego z ogniw wynosi 1W. Maksymalna moc jednego panelu słonecznego, składającego się z czterech ogniw, wynosi 4W. Maksymalne napięcie na panelu słonecznym, składającym się z czterech ogniw, to około 10V. Maksymalny prąd panelu wynosi 0.5A. Konfiguracja przewiduje 4 panele składające się z 4 ogniw każde (skrzydła), oraz 2 panele po 2 ogniwa każde.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		





Rysunek 2-4 Ogniwo słoneczne AzurSpace o wymiarach 80x40mm i sprawności 30%



Rysunek 2-5 Wymiary ogniwa słonecznego AzurSpace

b) Śledzenie maksymalnego punktu mocy MPPT każdej z powierzchni paneli słonecznych. Układ musi mieć maksymalną możliwą sprawność, co spełniają przetwornice impulsowe sterowane za pomocą mikrokontrolera. W danym momencie oświetlone mogą być tylko trzy powierzchnie. Można więc ograniczyć ilość przetwornic MPPT do 3. Do każdej z nich mogą być podłączone panele słoneczne po przeciwnych stronach powierzchni.

c) Redundancja podstawowych, krytycznych części układu zasilania. Na przykład układy ładowarek i akumulatorów mogą być redundantne (dwa niezależne pakiety akumulatorów

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		



z dwiema niezależnymi ładowarkami), czy też przetwornice przetwarzające napięcia do zasilania podsystemów satelity.

d) Możliwość zasilania podsystemów satelity bezpośrednio z paneli słonecznych, bez pośrednictwa akumulatorów. Musi istnieć układ umożliwiający takie przełączenie. Takie rozwiązanie pozwoli na wykonanie misji nawet w przypadku uszkodzenia akumulatorów.

e) Możliwość fizycznego odłączenia akumulatorów za pomocą RBL (przełączniki włączane tuż przed startem) i dezaktywacji systemu przez kill-switchy (włączniki separacyjne).

f) Wytwarzanie napięć 3.3V, 5V oraz możliwość zasilania bezpośrednio z pakietu akumulatorów. Poniżej przedstawiono wymagane napięcia i maksymalny pobór mocy przez każdy z podsystemów:

Skrót	Pełna nazwa	Szyny zasilania	Pobierana moc
COMM1	Transceiver VHF/UHF	6.5-9V	Nadawanie: <2W Odbiór: <0.2W
ANT1	Rozkładane anteny VHF/UHF	3.3V	Podczas rozkładania anten: 2W do 30s Normalna praca: <20mW (zasilanie czujników)
BATTERY	Pakiet akumulatorów	Akumulator	Ogrzewanie: 1W w strefie cienia
EPS	Układ zasilania	Wewnętrzna	Tryb uśpienia: <0,1W
SADS	System otwierania paneli słonecznych	6.5-9V	Otwieranie paneli: 2W przez 30s
Sail	Żagiel – system deorbitacji	6.5-9V	Otwieranie struktury deorbitacyjnej: 2W przez 30s
ADCS	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej – moduł aktuatorów z driverami PWM	3.3V 5V	Zasilanie czujników i elektroniki: <0.5W Zasilanie aktuatorów: <1.5W
PLD	Elektronika payloadu	3.3V 5V 5V	Kamery: CAM1 1W, CAM2 0,3W SunS: 1W Fotodiody: 0.5W

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

		6.5-9V	Grzałki kamer: CAM1 1W, CAM2 1W
MAGNETOMETER	Magnetometr	3.3V	Jeden magnetometr: 100mW Redundantnych magnetometrów może być więcej
OBC	Komputer pokładowy	3.3V 5V	Główny - przetwarzanie: <1.5W Główny - tryb uśpienia: 0.1W Zapasowy - przetwarzanie: 0.2W Zapasowy - tryb uśpienia: <0.05W

Tabela 2-1 Wymagane napięcia i maksymalny pobór mocy każdego z podsystemów



Największe obciążenie układu zasilania występuje podczas zmiany orientacji przy włączonej kamerze głównej z ogrzewaniem. Łącznie z utrzymaniem podstawowych funkcji satelity obciążenie może dojść nawet do 10W w jednym momencie (magistrala 3.3V – 3W, magistrala 5V – 2W oraz magistrala 6.5-9V do 5W). Algorytmy zarządzania mocą nie powinny dopuszczać do takiej sytuacji, jednak przy projektowaniu układu zasilania należy wziąć to pod uwagę. W poniższej tabeli zsumowano maksymalną moc pobieraną przez podsystemy z różnych szyn zasilania:

Szyna zasilania	Zsumowana moc wszystkich podsystemów
3.3V	2W przez 30s (otwieranie ANT1) 5W pozostałe podsystemy
5V	3W – wszystkie podsystemy bez komputera zapasowego 0.2W – komputer zapasowy
6.5V-9V	2*2W przez 30s (otwieranie paneli i żagla) 4W pozostałe podsystemy

Tabela 2-2 Maksymalna moc pobierana przez podsystemy z różnych szyn zasilania

Wymagania prądowe szyn zasilania (na podstawie powyższej tabeli):

Szyna zasilania	Wymagany maksymalny prąd ciągły
3.3V	3A – maksymalnie przez 30s (razem z systemem otwierania ANT1) 2A – prąd ciągły
5V	0.8A – prąd ciągły

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

6.5-9V	2A – maksymalnie przez 30s (otwieranie żagla i paneli słonecznych) 0.65A – prąd ciągły
--------	---

Tabela 2-3 Wymagania prądowe szyn zasilania

Powyższa tabela zawierająca maksymalne prądy ma charakter poglądowy. W rzeczywistości takie wartości prądów nigdy nie będą osiągnięte (średni prąd nie będzie wyższy niż połowa powyższych wartości). Jednak podczas projektowania przetwornic oraz obwodów wokół nich będą brane pod uwagę prądy z tabeli.



g) Możliwość odłączenia zasilania każdemu podsystemowi pozwoli na oszczędzanie energii. Klucze (elektroniczne włączniki) włączające napięcie zasilania muszą znajdować się na szynach 3.3V, 5V oraz 6.5-9V. Każdy z kluczy musi posiadać zabezpieczenie nad-prądowe i musi być sterowany na rozkaz z komputera. Moduł komunikacyjny COMM1 oraz OBC mogą być odłączane dopiero w krytycznych sytuacjach, więc muszą posiadać niezależny, sprzętowy układ zabezpieczeń.

h) Wykonanie głównej misji, czyli otwarcie struktury deorbitacyjnej, nawet w przypadku awarii wszystkich pozostałych podsystemów satelity, jak i również samego układu zasilania. Aby umożliwić wykonanie misji nawet po awarii układu zasilania, powinien istnieć system z układem czasowym, który będzie odliczał dni do otwarcia struktury deorbitacyjnej. Układ ten musi być niezależny od pozostałej części EPS i nie może być zasilany za pomocą przetwornic impulsowych. Narzuca to dołączenie zabezpieczenia bezpośrednio do paneli słonecznych z własnym zegarem czasu rzeczywistego, który po odmierzeniu czasu uruchomi procedurę deorbitacji. Odmierzanie czasu nie może się zatrzymywać w strefie cienia.

i) Awaryjne odłączanie podsystemów od akumulatora w przypadku głębokiego rozładowania. Układ musi uprzedzić komputer pokładowy przed odłączeniem aby umożliwić zapisanie ostatnich wyników pracy.

j) Działanie w warunkach przestrzeni kosmicznej: próżnia (brak konwekcji – problemy z chłodzeniem), duży gradient temperatury (-40 do 60°C), odporność na uszkodzenia pojedynczych układów scalonych przez promieniowanie.

k) Zabezpieczenie na wypadek wybuchu akumulatorów (np. przez nieprawidłowe odgazowanie).

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Skrót	Pełna nazwa	Szyny zasilania	Ilość kluczy i maksymalny prąd	Miejsce umieszczenia klucza
COMM1	Transceiver VHF/UHF	6.5-9V	1 klucz: 400mA	EPS
ANT1	Rozkładane anteny VHF/UHF	3.3V	1 klucz: 610mA przez 30s 6,1mA po otwarciu anten	EPS
BATTERY	Pakiet akumulatorów	Akumulator	1 klucz: ogrzewanie - klucz i termostat zawarte w module pakietu akumulatora	BATTERY
EPS	Układ zasilania	Wewnętrzna	-	-
SADS	System otwierania paneli słonecznych	6.5-9V	1 klucz: 400mA przez 30s	EPS
Sail	Żagiel - system deorbitacji	6.5-9V	1 klucz: 400mA przez 30s	EPS
ADCS	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej - moduł aktuatorów z driverami PWM	3.3V	1 klucz: 200mA	EPS
		5V	2 klucz: 300mA	EPS
PLD	Elektronika payloadu	3.3V	1 klucz: 450mA (wszystkie kamery)	EPS
		5V	2 klucz SunS i fotodiody: 200mA	EPS
		6.5-9V	3 klucz TCS kamer: 320mA	EPS
MAGNETO METER	Magnetometr	3.3V	1 klucz: 50mA	OBC
OBC	Komputer pokładowy	3.3V	1 klucz główny OBC: 500mA	EPS
		5V	2 klucz zapasowy OBC: 100mA	EPS

Tabela 2-4 Wymagane klucze zasilania

Napięcie zasilania	Szyna zasilania	Do podsystemu	Prąd maksymalny klucza
3.3V	Bezpośrednie połączenie	ANT1	610mA przez 30s
	Główna magistrala	ADCS	200mA
	Główna magistrala	PLD	450mA
	Główna magistrala	OBC + MAGNETOMETR	550mA
5V	Główna magistrala	ADCS	300mA
	Główna magistrala	PLD	200mA
	Główna magistrala	OBC	100mA
6.5-9V	Główna magistrala	COMM1	400mA
	Bezpośrednie połączenie	SADS	400mA przez 30s
	Bezpośrednie połączenie	Sail	400mA przez 30s
	Główna magistrala	PLD	320mA

Tabela 2-5 Klucze włączające według szyn zasilania

l) Odporność na uszkodzenie pojedynczych przetwornic impulsowych ładowarek lub zasilających podsystemy.

m) Monitorowanie prądów i napięć szyn zasilających podsystemy, akumulatorów oraz monitorowanie otrzymywanych mocy z paneli słonecznych. Pomiar temperatur.



o) Monitorowanie stanu komputera głównego i w przypadku jego uszkodzenia przełączenie się na komputer zapasowy.

p) Komunikacja z komputerem pokładowym OBC po magistrali systemowej.

2.5.2 SCHEMAT BLOKOWY UKŁADU ZASILANIA

Zob. [Załącznik 3 Schemat blokowy układu zasilania].

2.6 PAKIET AKUMULATORÓW

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

W skład pakietu akumulatorów wchodzi akumulatory oraz układ termostatu z grzałkami. Grzałki zapewnią przetrwanie akumulatorów w przypadku wejścia w cień Ziemi. Musi zostać zakupiony pakiet akumulatorów z certyfikatem, pozwalającym na testy w komorach próżniowych. Wytypowano GOMSpace NanoPower BP4:

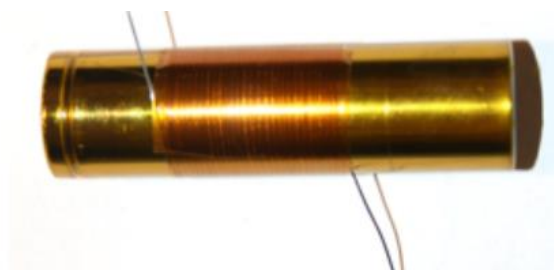


Rysunek 2-6 GOMSpace NanoPower BP4



Aby zwiększyć niezawodność układu zasilania i uodpornić na uszkodzenia pojedynczych akumulatorów, muszą istnieć co najmniej dwa niezależne układy ładowania akumulatorów. Zgodnie z informacjami od sprzedawcy, istnieje możliwość połączenia akumulatorów w taki sposób, aby uzyskać dwa pakiety po dwa akumulatory w każdym.

Pojemność akumulatorów wynosi około 40Wh. Przy współczynniku rozładowania DOD 25%, pojemność akumulatora spada do 80% po około 1700 cyklach ładowania. Aby zwiększyć długość życia akumulatorów, należy utrzymywać możliwie najmniejszy współczynnik rozładowania i ładować do około 70% pojemności (wtedy akumulator przetrwa 8000 cykli ładowania).

Każdy z akumulatorów w pakiecie posiada własną grzałkę:

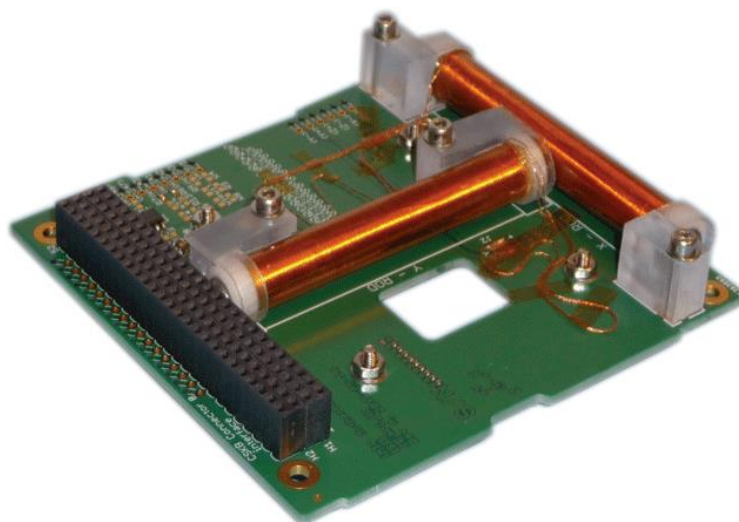


Rysunek 2-7 Bateria GomSpace 18650 z grzałką

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

2.8 PODSYSTEM ADCS

System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej. Na płycie tego podsystemu znajdują się akwatory (elementy wykonawcze w postaci magnetorquerów), sterowniki PWM elementów wykonawczych oraz czujniki temperatury. Wytypowano ISIS Magnetorquer Board z www.cubesatshop.com:



Rysunek 2-8 ISIS Magnetorquer Board

Układ sterowany jest przez magistralę I²C. Algorytmy sterujące znajdują się w komputerze pokładowym. OBC odczytuje pozycję z czujników (SunS, fotodiody, magnetometry, żyroskop) i wydaje odpowiednie rozkazy elementom wykonawczym ADCS.



Akwatory zasilane są napięciem 5V, a czujniki i logika 3.3V. Do pracy ADCS wymagany jest komputer pokładowy. W przypadku jego awarii, zapasowy mikrokontroler musi być w stanie wykonać podstawowe funkcje, czyli: detumbling oraz Sun-tracking.

2.9 ELEKTRONIKA ŁADUNKU UŻYTECZNEGO (PAYLOADU) PLD

Elektronika payloadu zostanie zaprojektowana przez zespół PW-Sat2. W skład podsystemu wchodzi: elektronika czujnika Słońca, fotodiod, kamery oraz systemu kontroli termicznej.

2.9.1 CZUJNIK SŁOŃCA

Zadaniem elektroniki czujnika Słońca jest pomiar temperatur ogniw i prądów ogniw. Aby prąd ogniw zależał liniowo od oświetlenia, ogniwa muszą być spolaryzowane napięciem

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

o wartości minimum 5V (gdy mierzony jest prąd ogniwa o napięciu około 0.5V). Polaryzowanie ogniw pobiera bardzo dużo mocy i powoduje nagrzewanie się ogniw. Więc polaryzacja może być dołączana tylko, gdy jest dokonywany pomiar. Podczas obliczeń jest odłączana.

Pozycja Słońca wyznaczana jest na podstawie porównań otrzymanych prądów ogniw z tablicami w pamięci wewnętrznej. Z symulacji numerycznych wynika, że takie tablice mają rozmiar około 6MB, więc minimalny rozmiar pamięci tablic to 8MB. Wymaga to dołączenia zewnętrznej pamięci Flash. Podczas obliczeń musi być uwzględniana temperatura ogniw. Do komputera pokładowego przesyłana jest obliczona pozycja względem Słońca wyrażona w dwóch kątach. Komunikacja z OBC odbywa się po magistrali payloadu I²C.

2.9.2 SCHEMAT BLOKOWY CZUJNIKA SŁOŃCA

Zob. [Załącznik 4 Schemat blokowy Czujnika Słońca].

2.9.3 FOTODIODY

Przeznaczeniem fotodiod jest wyznaczenie zgrubnej pozycji względem Słońca. Rozmieszczone zostaną na ścianach satelity. Układ ADCS może je stosować do śledzenia Słońca lub wyznaczania pozycji w przypadku awarii innych czujników. Spodziewana dokładność czujnika wynosi kilka stopni.



Elektronika mierzy prąd płynący przez spolaryzowane zaporowo fotodiody. Jeśli na każdej ze ścianek fotodiody będą skupione, będzie możliwe umieszczenie czujnika temperatury dla poprawienia dokładności pomiaru (uwzględnianie temperatury przy algorytmie obliczającym). Do pomiaru potrzebny jest przetwornik analogowo-cyfrowy. Wykorzystany zostanie przetwornik ADC podłączany do magistrali payloadu I²C.

2.9.4 ELEKTRONIKA KAMERY

W skład elektronik kamer wchodzi układy zasilające (stabilizatory), jeśli kamera wymaga specjalnych napięć zasilania (np. 2.5V, 1.8V), które włączane są na rozkaz z OBC.

2.9.5 SYSTEM KONTROLI TERMICZNEJ KAMERY

System kontroli termicznej kamery włączany jest tuż przed włączeniem kamery, aby ogrzać ją do bezpiecznej temperatury pracy. W skład tego układu wchodzi termometry oraz analogowe termostaty (komparatory). Grzałki włączane są za pomocą kluczy tranzystorowych.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Jeśli kamera nie jest zasilana, to system kontroli termicznej utrzymuje temperaturę powyżej minimalnej temperatury przechowywania kamery. Moc grzałek zostanie wyznaczona na podstawie symulacji termicznych zespołu TCS.

2.10 KAMERA CAM2

Zadaniem CAM2 jest wykonanie filmu o niskiej rozdzielczości z rozkładania struktury deorbitacyjnej oraz wykonanie kilku zdjęć o rozdzielczości VGA. Kamera będzie kompresowała obrazy i będzie je wysyłała do komputera pokładowego, za pośrednictwem elektroniki payloadu. Kamera zastosowana w prototypie CAM2:

Matryca 1/6", rozdzielczość: 640x480, pobierana moc 300mW, ramek na sekundę: do 30, rozmiar: 6x6x4.5mm, interfejs I2C, format: YUV422, RGB565, waga: 1g, pole widzenia: 45°



Kamera wymaga systemu kontroli termicznej w postaci termometru i grzałki. Przed uruchomieniem kamery zostanie sprawdzona temperatura. Przy zbyt niskiej temperaturze kamera nie będzie włączana.

2.11 KOMPUTER POKŁADOWY OBC

Zadaniem zespołu PW-Sat2 jest zaprojektowanie i zbudowanie OBC (On-Board Computer) w formie jednej płytki o wymiarach standardu PC-104. Moduł będzie pracował w warunkach próżni z dużymi gradientami temperatury (od -40°C do 60°C) i podwyższonym promieniowaniem jonizującym.

2.11.1 SZCZEGÓLWE WYMAGANIA STAWIANE PODSYSTEMOWI OBC



- a) Komunikacja po I²C z podsystemami satelity. Magistrale systemowa i payloadu (eksperymentu) są odseparowane.
- b) Odmierzanie czasu trwania misji od momentu wyrzucenia z P-PODa i włączenia zasilania. Zegar odmierzający czas powinien działać nawet w momencie chwilowego zaniku zasilania. Co określony czas powinien być zapisywany aktualny stan zegara systemowego w kilku różnych pamięciach. Nie może to być zbyt często, aby nie doprowadzić do szybkiego uszkodzenia tych pamięci.
- c) Wykonywanie zaplanowanych zadań – wbudowany spis zadań do zrealizowania w czasie misji.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- d)** Umożliwienie wykonania dowolnego zadania na rozkaz z Ziemi, przed czasem podanym w spisie zadań.
- e)** Wykonywanie prostych skryptów, przesłanych z Ziemi.
- f)** Monitoring budżetu mocy i wydawanie rozkazów układowi zasilania, który włącza/wyłącza klucze zasilania.
- g)** Odbieranie danych z kamery. Kamera (CAM2) przesyła skompresowaną serią zdjęć VGA (5-10 klatek/s). Odebrane dane należy zapisać w pamięci Flash.
- h)** Obsługa równoległej pamięci NOR Flash dla danych obrazu, pamięci Static RAM minimum 1MB (pamięć operacyjna), szeregowej pamięci Flash (pomiar prądów, napięć i temperatur na pokładzie satelity) i małego bloku pamięci FRAM (scalona pamięć ferrytowa, do przechowywania ważnych konfiguracji i mapy uszkodzonych komórek pamięci operacyjnej).
- i)** Komputer musi być nadzorowany przez sprzętowego watchdoga.
- j)** Do linii reset musi być podłączony sprzętowy układ resetu.
- k)** Reset komputera co określony czas pozwoli uniknąć kumulowania się długoterminowych błędów oprogramowania.
- l)** Możliwość zastąpienia komputera głównego przez inny mikrokontroler.
- m)** Na płycie komputera musi zostać przewidziane połączenie do zewnętrznych magnetometrów, więc wymagany jest klucz włączający/wyłączający ich zasilanie oraz magistrala SPI lub I²C.
- n)** Przewidziane miejsce na płycie komputera na żyroskop MEMS, wraz z filtrami.
- o)** Wystarczająca moc obliczeniowa do obsługi kamery.
- p)** W komputerze pokładowym będą wykonywane obliczenia, mające na celu wyznaczenie pozycji i odpowiednie wysterowanie aktuatorów. Zapasowy komputer mus być w stanie wykonywać podstawowe zadania, czyli: detumblink oraz Sun-tracking.

2.11.2 SCHEMAT BLOKOWY BUDOWY KOMPUTERA POKŁADOWEGO OBC

Zob. [Załącznik 5 Schemat blokowy budowy komputera pokładowego OBC].

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		



3 BUDŻET MASOWY

Przygotowano trzy warianty konfiguracji PW-Sat2, które przedstawiono poniżej [Tabela 3-1]:

11. Konfiguracja zawierająca wszystkie podsystemy [odrzucona na dzień publikacji]
12. Satelita bez CAM1 i anteny S-Band
13. Wariant 1 z dodatkowym referencyjnym czujnikiem Słońca

		Maks.	Min.	Maks.	Min.	Maks.	Min.
		Wariant 0		Wariant 1		Wariant 2	
Zespół	Składniki	Masa [g]		Masa [g]		Masa [g]	
BUS	OBC	Hardware		100	100	100	100
	EPS	Moduł EPS		100	90	100	90
		Panele słoneczne (23 szt.)		383	383	383	383
		Baterie (2 pakiety)		240	240	240	240
	COMM	Antena S-Band		85,90	85,90		
		Moduł S-Band		62	62		
		Moduł UHF/VHF		85	85	85	85
		Antena UHF/VHF		100	100	100	100
	ADCS	Aktuatory magnetyczne		195	195	195	195
		Magnetometr		5	5	5	5
		Czujnik Słońca		0	0	0	5
Fotodiody		3	3	3	3		
Struct	Struktura		140	140	140	140	
Ładunek użyteczny	DT	Sail	Obudowa i żagiel	700	400	700	400
		SADS	Mechanizm i sprężyny	120	70	120	70
	SunS	Czujnik Słońca		100	70	100	70
	CAM	CAM1		60	40		
		CAM2		40	20	40	20
Elektronika ładunku użytecznego		100	70	100	70	100	70
Inne	Okablowanie		160	160	135	135	
	MLI		25	20	25	20	
Suma		2803,90	2338,90	2571	2126	2601,00	2156,00

Tabela 3-1 Zestawienie rozważanych budżetów masowych

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

4 WARIANTY BUDŻETU FINANSOWEGO

4.1 WARIANT 1

Wariant 1 zakłada użycie 19 paneli słonecznych i pełnej wersji systemu sterowania. Wersja ta została pomniejszona o kamerę CAM1 oraz moduł antenowy S-Band oraz moduł komunikacji S-Band.

Poniżej przedstawiono elementy, które mają zostać zakupione od zewnętrznych firm.

Elementy komercyjne:	Uwagi
Panele słoneczne 19szt.	19 paneli * 300€ + montaż 3000€
Baterie	Producent: Gomspace
Moduł komunikacji	ISIS
Moduł antenowy	ISIS
ADCS: płytki z cewkami elektromagnetycznymi + fotodiody + magnetometr + żyroskop	Płytki ISIS 7500€ + magnetometr \$80 + żyroskop \$25 + fotodiody 36€
Kamera CAM2	Kwota ma wliczone wyprodukowanie elektroniki oraz wersje testowe

Tabela 4-1 Elementy, które mają być zakupione od zewnętrznych firm



4.2 WARIANT 2

Różni się od poprzedniej wersji dodatkowym czujnikiem słonecznym, który będzie czujnikiem referencyjnym do ładunku użytecznego SunS. Pozwoli on na weryfikację dokładności testowanego czujnika słonecznego. Czujnik komercyjny oferowany przez firmę ISIS.

4.2.1 SZCZEGÓŁOWE WARIANTY

Oba warianty budżetu można znaleźć w załącznikach:

14. Załącznik 6 Wariant 1 budżetu misji
15. Załącznik 7 Wariant 2 budżetu misji

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

5 TRYBY PRACY SATELITY

Poniżej opisane zostały podstawowe tryby pracy i zadania wykonywane przez komputer główny satelity PW-Sat2.

1. DETUMBLING

Po wyrzuceniu satelity z zasobnika P-POD następuje zamknięcie obwodu elektrycznego i układ zasilania (EPS) dokonuje pierwszego uruchomienia komputera pokładowego (OBC). Pierwszym zadaniem jest sprawdzenie podstawowych parametrów wszystkich podsystemów oraz określenie wirowania satelity. W przypadku konieczności zatrzymania ruchu obrotowego satelity układ sterowania kontrolą położenia (ADCS) wprowadzany jest w tryb DETUMBLING MODE. W tym samym czasie zapisywane są również dane, które po przesłaniu na Ziemię dadzą więcej informacji o stanie satelity podczas pierwszej fazy działania na orbicie. Po wykonaniu detumblingu satelita przeprowadza otwarcie anten UHF/VHF i przechodzi w tryb SAFE MODE.

2. SAFE MODE

W tym trybie satelita wykorzystuje ADCS do ustawienia się na największy zysk energetyczny ze Słońca. Na początku nie są otwarte panele słoneczne, więc satelita ustawia się do Słońca boczną ścianką. Włączany jest również układ komunikacji (COM) w trybie odbioru sygnałów ze stacji naziemnej. W przypadku braku komunikacji ze stacją naziemną realizowane są kolejne zadania z pokładowego kalendarza misji.

3. BASIC TELEMETRY COMMUNICATION SESSION



Gdy satelita usłyszy sygnał ze stacji naziemnej przesyła podstawową paczkę danych telemetrycznych do chwili odebrania komendy wykonania zadania. Dla zapewnienia skutecznego działania ADCS konieczne jest przesłanie do satelity aktualnych danych TLE.

4. 1ST COMMISSIONING

Na prośbę stacji naziemnej satelita przesyła zbiór danych uzyskanych podczas realizacji fazy pierwszej (pkt. 1), czyli od momentu wyjścia z P-POD-a do zakończenia detumblingu.

5. SADS OPENING

Po otrzymaniu jednorazowej komendy wykonywane jest otwarcie paneli słonecznych. Od tej pory, zakładając poprawne działanie systemu, satelita w trybie SAFE jest w stanie ustawić się do Słońca trzema ściankami. W przypadku braku komunikacji z Ziemią zadanie zostanie wykonane

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

automatycznie po upływie określonego czasu lub przez podjęcie wcześniejszej decyzji przez OBC ze względu na słaby bilans energetyczny, o ile ADCS działa w pełni sprawnie.

6. PHOTO DOWNLINK

Po otrzymaniu komendy o przesłanie zdjęć lub filmów, satelita przesyła wskazane dane, pod warunkiem, że posiada wystarczającą ilość energii, o czym informuje wcześniej.

7. SUNS CALIBRATION



Komenda nakazująca skalibrowanie eksperymentalnego czujnika Słońca powoduje, że satelita ustawia się na Słońce ścianką z czujnikiem. Znajdowane są maksymalne sygnały na ogniwach czujnika, co powoduje, że od tej pory czujnik SunS będzie w stanie sam wskazywać kierunek padania promieni słonecznych we współrzędnych satelity.

8. SUNS TESTS

Tryb testowania czujnika SunS wymaga od układu ADCS określonego obrotu satelity, aby móc przeprowadzić testy czujnika. Test może być również przeprowadzony podczas naturalnego obrotu satelity.

9. SAIL DEPLOYMENT

Komenda nakazująca uruchomienie mechanizmu otwierania żagla deorbitacyjnego (SAIL) uruchamia również kamerę CAM2 w celu nagrania procesu wyrzucenia i otwarcia żagla. W przypadku braku takiej komendy przez wcześniej określony czas, zadanie wykonywane jest automatycznie.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

6 ANALIZA MOŻLIWYCH ZDARZEŃ NIEPOŻĄDANYCH DLA SATELITY PW-SAT2

6.1 WSTĘP

W ramach analizy ryzyka prowadzonej dla projektu satelity PW-Sat2, w fazie 0 projektu, przeprowadzono analizę metodą uproszczoną opartą o metodę FMEA (*Failure Modes and Effects Analysis*)². Wynikiem analizy było wyselekcjonowanie, spośród 207 rozpoznanych możliwych zdarzeń niepożądanych, 4 prowadzących do niepowodzenia projektu, dla których ryzyko było największe:

1. awaria systemu zasilania
2. awaria związana z kontrolą termiczną satelity
3. awaria systemu komunikacji
4. błędy w oprogramowaniu

Ze względu na to, że analizę przeprowadzano na bardzo wstępnym etapie projektu wymieniono zdarzenia niepożądane jedynie na bardzo wysokim poziomie ogólności.



6.2 WPŁYW ANALIZY RYZYKA FAZY 0 NA PROJEKT W FAZIE A

W celu zmniejszenia ryzyka związanego z wymienionymi zdarzeniami niepożądanymi w trakcie fazy A zastosowano szereg środków zaradczych:

6.2.1 AWARIA SYSTEMU ZASILANIA

Układowi zasilania stawiane są wysokie wymagania, co do niezawodności. Jego awaria może doprowadzić do zakończenia misji niepowodzeniem. Aby temu zapobiec zastosowano odpowiednie zabezpieczenia. Pierwszym z nich jest redundancja podstawowych bloków EPS: pakiety akumulatorów, ładowarki, przetwornice śledzące maksymalny punkt mocy i kontrolery. Zabezpieczenia programowe i sprzętowe kontrolują pracę EPS w czasie rzeczywistym. Niezależny układ odmierza czas do uruchomienia struktury deorbitacyjnej i nawet w przypadku uszkodzenia EPS wykonuje misję.

² Zob. Łukasik A., *Satellite reliability analysis – Intermediate Engineering Project*, Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa 2013

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Duża ilość cykli ładowania prowadzi do szybkiego zużycia akumulatorów. Aby zmniejszyć ten efekt, ograniczono współczynnik głębokości rozładowania.

Kampania testowa z użyciem balonów stratosferycznych pozwoli wykryć błędy związane z przegrzewaniem się układu, a testy długoterminowe pozwolą wykryć błędy oprogramowania. Wsparcie kadry naukowej z Politechniki Warszawskiej i firm pozwala uniknąć podstawowych błędów.



W dokumentacji układu zasilania przedstawiono dobór architektury EPS. Dobrano akumulatory i wyznaczono najbardziej optymalny współczynnik głębokości rozładowania. Przeprowadzono również symulacje bilansu mocy i wykonano pierwszy prototyp przetwornicy śledzącej maksymalny punkt mocy paneli słonecznych.

6.2.2 AWARIA ZWIĄZANA Z SYSTEMEM KONTROLI TERMICZNEJ

Zespół konfiguracji i struktury satelity od początku prac ściśle współpracuje z zespołem kontroli termicznej uwzględniając możliwe problemy związane z termiką w projekcie. Przeprowadzone zostały wstępne analizy termiczne dla prawdopodobnych orbit PW-Sata2, dla dwóch granicznych przypadków gorącego i zimnego bez uwzględnienia elementów wewnętrznych satelity. W dalszej fazie wraz ze uszczegółowieniem modelu satelity konieczne będzie przeprowadzenie kolejnych analiz termicznych uwzględniających:

- konfigurację podsystemów wewnątrz satelity
- ograniczenia na maksymalne i minimalne temperatury pracy oraz temperatury przetrwania dla poszczególnych podsystemów
- ilość ciepła generowanego przez każdy z podsystemów
- przeprowadzenie analiz z wykorzystaniem dodatkowych płacht MLI i grzałek
- optymalizacja radiatora
- zaprojektowanie skutecznego systemu kontroli termicznej dla podzespołów elektronicznych

Analizy te zostaną przeprowadzone w fazie B projektu, a wnioski z nich uwzględnione w konfiguracji satelity. W późniejszej fazie przeprowadzone analizy zostaną skonfrontowane z wynikami testów termicznych gotowego satelity.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Ścisła współpraca zespołów konfiguracji i kontroli termicznej, szereg przeprowadzonych analiz i konfrontacja ich wyników z testami laboratoryjnymi mają zapewnić prawidłowy projekt i skuteczne funkcjonowanie kontroli termicznej PW-Sata2.

6.2.3 AWARIA SYSTEMU KOMUNIKACJI

W trakcie przeprowadzania analizy ryzyka w fazie 0 w opinii zespołu (PW-Sata2) ryzyko związane z awarią systemu komunikacji jest wysokie. Wpływ na taką ocenę miało kilka czynników:



- problemy z komunikacją poprzedniego satelity, PW-Sata
- ważna rola jaką odgrywa system komunikacji w działaniu satelity i jego wpływ na powodzenie misji
- niewystarczająca ilość osób mających doświadczenie w pracy z systemami komunikacji w projekcie

W celu zmniejszenia ryzyka związanego z podsystemem komunikacji zdecydowano się na podjęcie odpowiednich kroków:

- planowane są długoterminowe testy systemu komunikacji w warunkach laboratoryjnych oraz z wykorzystaniem balonu stratosferycznego
- wykonanie głównego celu misji PW-Sata2 – rozłożenie ogona deorbitacyjnego zostało uniezależnione od komunikacji z Ziemią, żagiel ma zostać otworzony autonomicznie po upływie określonego czasu
- zrekrutowano nowe osoby do zespołu komunikacji
- zdecydowano się na zakup gotowego systemu komunikacji, co ma ograniczyć ilość pracy zespołu, wybierane są do zakupu systemy już sprawdzone na innych misjach kosmicznych

6.2.4 BŁĘDY W OPROGRAMOWANIU

W celu minimalizacji ryzyka popełnienia błędów w oprogramowaniu satelity planowane jest stworzenie komputerowego symulatora satelity do testów oprogramowania. Ma to umożliwić sprawdzenie działania oprogramowania komputera dla możliwie dużej ilości przypadków na jakie może natrafić w trakcie pracy komputer. Kolejnym etapem będą długoterminowe testy funkcjonalne gotowego satelity.

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

6.3 ANALIZA RYZYKA – FAZA A

Z kilku powodów na zakończenie fazy A korzystne byłoby ponowne przeprowadzenie dogłębnej analizy ryzyka dla całego projektu:



- za duży poziom ogólności analizy przeprowadzanej w fazie 0
- duża ilość zmian wprowadzonych w projekcie satelity i w założeniach projektu
- znaczne rozszerzenie ilości osób biorących udział w projekcie
 - nowe osoby mogą mieć nowe uwagi i pomysły
 - nowe osoby mają zazwyczaj niewielką wiedzę o całości projektu (poza zespołem do którego należą) i powiązaniach pomiędzy podzespołami. Udział w procesie analizy ryzyka byłby dla takich osób pouczający i zwiększyłby świadomość członków projektu dotyczącą wpływu ich decyzji na powodzenie całej misji
- osoby biorące udział w analizie ryzyka fazy 0 dysponują już znacznie większym doświadczeniem i są w stanie lepiej ocenić możliwe ryzyka dla projektu

6.4 WSTĘPNE ROZPOZNANIE RYZYKA

Pierwszym etapem analizy ryzyka (fazy A) było wstępne rozpoznanie, przez koordynatorów poszczególnych zespołów, zdarzeń niepożądanych stanowiących największe ryzyko dla misji oraz ich skutki dla pozostałych podsystemów. Skupiono się na każdym podsystemie po kolei, co spowodowało pominięcie zdarzeń zachodzących na połączeniach pomiędzy podsystemami i w trakcie ich współpracy. Rozważano również jedynie zdarzenia techniczne pomijając ryzyko programowe. Dodatkowo oprócz zdarzeń niepożądanych rozważane są negatywne skutki otwarcia żagla oraz paneli słonecznych na inne podsystemy.

6.4.1 AWARIA ZWIĄZANE Z SYSTEMEM KONTROLI TERMICZNEJ (TCS)



- awaria grzałki baterii
 - Jeżeli temperatura baterii spadnie poniżej ich temperatury przetrwania spowoduje to że satelita będzie mógł funkcjonować w nasłonecznieniu korzystając z mocy generowanej na panelach słonecznych, zamiast energii zgromadzonej w bateriach
 - patrz. *Awaria systemu zasilania – trwałe uszkodzenie wszystkich akumulatorów*

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- temperatura akumulatorów poza zakresem operacyjnym, akumulatory nie uległy zniszczeniu
 - W czasie kiedy przekroczone są temperatury operacyjne akumulatorów skutki są takie jak dla trwałego uszkodzenia akumulatorów. Skutki te są jednak odwracalne po powrocie temperatur do zakresu operacyjnego dla akumulatorów.
- przekroczenie temperatury przetrwania kamery (CAM2)
 - Możliwe jest nieodwracalne uszkodzenie kamery
 - Brak możliwości zarejestrowania momentu otwarcia żagla
- satelita obraca się radiatorem do Słońca
 - Większość elementów wewnętrznych satelity może ulec przegrzaniu,
 - system otwierania żagla jest niezależny od działania systemu zasilania (EPS) i jest możliwe jego zadziałanie również przy przegrzaniu EPSa
- duże gradienty temperatur na ścianie czujnika słonecznego
 - możliwa deformacja ścianki Czujnika Słonecznego powodująca zmianę jego kształtu i uniemożliwiająca prowadzenie pomiarów

6.4.2 AWARIA SYSTEMU ZASILANIA (EPS)

- trwałe uszkodzenie wszystkich akumulatorów
 - Satelita będzie mógł funkcjonować w nasłonecznieniu korzystając z mocy generowanej na panelach słonecznych, zamiast energii zgromadzonej w bateriach
 - Ze względu na brak mocy w cieniu Ziemi system ADCS prawdopodobnie nie będzie w stanie ustabilizować orbity
 - Komunikacja przechodzi w tryb nasłuchu
 - Pozostałe podsystemy mogą działać nominalnie z uwzględnieniem ograniczenia dostępnej mocy

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		



- uszkodzenie jednego pakietu akumulatorów
 - przyspieszenie rozładowywania pozostałego akumulatora
 - skrócenie czasu trwania misji do minimum, brak przeciwwskazań do pracy podsystemów
- uszkodzenie połowy układu zasilania
 - Konieczne jest ograniczenie zużycia mocy

6.4.3 AWARIA KOMPUTERA POKŁADOWEGO (OBC)

- uszkodzenia pamięci RAM
 - Brak możliwości zapisu filmów z kamery
- uszkodzenia pamięci FLASH
 - tracone przechowywane dane; monitorowanie uszkodzonych sektorów i ich wyłączenie ich z użycia
- uszkodzenia pamięci FRAM
 - tracone aktualne ustawienia, powrót do ustawień domyślnych
- uszkodzenie głównego procesora OBC
 - przełączenie na drugi procesor; odłączenie kamery
- uszkodzenie obu procesorów OBC
 - przejście zadania otwarcia żagla od OBC przez EPS
 - działanie grzałki systemu zasilania jest niezależne od OBC
 - pozostałe podsystemy przestają funkcjonować

6.4.4 AWARIA SYSTEMU KONTROLI ORIENTACJI (ADCS)



- awaria całego systemu kontroli orientacji
 - brak możliwości przeprowadzenia detumblingu
 - możliwość odwrócenia się satelity radiatorom w stronę Słońca

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- przy dużej prędkości obrotowej mogą wystąpić problemy z łącznością
- przy dużej prędkości obrotowej mogą wystąpić problemy z otwarciem żagla satelity
- brak możliwości skutecznego ustawiania satelity panelami do Słońca – obniżenie ilości dostępnej mocy
- awaria magnetotorquerów lub magnetometrów
 - j.w.
- awaria fotodiod
 - obniżenie dokładności wyznaczania orientacji
- brak danych z TLE
 - rosnąca niedokładność przewidywań propagatora orbity, brak informacji o położeniu na orbicie w komputerze satelity
- błędy w oprogramowaniu
 - możliwe całkowite uniemożliwienie pracy systemu ADCS – patrz *awaria całego systemu kontroli orientacji*

6.4.5 AWARIA SYSTEMU OTWIERANIA ŻAGLA (SAIL) I OTWIERANIA PANELI SŁONECZNYCH (SADS)

- awaria systemu otwierania żagla
 - żagiel w trakcie nieprawidłowego otwarcia może uszkodzić wszystkie zewnętrzne elementy satelity, w tym ogniwa słoneczne i anteny
- prawidłowe otwarcie żagla
 - otwarcie żagla znacząco zmienia parametry mechaniczne satelity (momenty bezwładności, środek ciężkości) oraz znacznie zwiększa wpływ oporu aerodynamicznego na orientację satelity co utrudnia pracę systemu kontroli orientacji
 - rozłożenie żagla opartego na długich metalowych sprężynach może zakłócić lub uniemożliwić komunikację z Ziemią

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- awaria systemu otwierania paneli słonecznych (SADS)
 - zakłócenie zakładanego budżetu mocy, może wystąpić niedobór mocy
 - otwarcie tylko jednego z dwóch paneli słonecznych może wprowadzić satelitę w ruch obrotowy oraz w nieznaną sposób zmienić momenty bezwładności satelity utrudniając pracę systemu ADCS
- prawidłowe zadziałanie systemu SADS
 - Otwarcie paneli słonecznych zmienia położenie środka ciężkości i momenty bezwładności satelity wpływając na prace systemu ADCS

6.4.6 AWARIA STRUKTURY MECHANICZNEJ



- za małą sztywność ścianki z osadzonym Czujnikiem Słońca
 - możliwa deformacja ścianki Czujnika Słonecznego powodująca zmianę jego kształtu i uniemożliwiająca prowadzenie pomiarów
- nieprawidłowo przeprowadzone testy na wytrzymałość
 - możliwe uszkodzenie satelity w trakcie startu rakiety nośnej
- nieprawidłowa integracja satelity
 - możliwe uszkodzenie satelity w trakcie startu rakiety nośnej
 - możliwe wypięcie się połączeń pomiędzy podsystemami
 - możliwe uszkodzenie izolacji MLI – problemy termiczne

6.4.7 AWARIA SYSTEMU KOMUNIKACJI

- błąd nadawania, brak sygnału na Ziemi
 - Z Ziemi wysyłana jest komenda otworzenia żagla
 - W przypadku braku komunikacji w obie strony, żagiel otwiera się automatycznie po z góry określonym czasie

6.4.8 AWARIA ELEKTRONIKI EKSPERYMENTÓW (PAYLOADU)

- awaria części odpowiedzialnej za obsługę kamery



	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- Brak obrazów z kamery
- awaria części odpowiedzialnej za Czujnik Słoneczny
 - Brak odczytów z Czujnika Słonecznego

6.5 DALSZE PRACE



Kolejnymi etapami analizy ryzyka powinny być:

- Szczegółowe rozpoznanie możliwych zdarzeń niepożądanych w poszczególnych zespołach
- Identyfikacja przyczyn zidentyfikowanych zdarzeń niepożądanych
- Identyfikacja metod wykrywania zaistniałych zdarzeń niepożądanych
- Klasyfikacja rozpoznanych zdarzeń niepożądanych wg poziomu zagrożenia dla powodzenia misji
- Klasyfikacja rozpoznanych zdarzeń niepożądanych wg prawdopodobieństwa ich wystąpienia
- Wyznaczenie krytyczności rozpoznanych zdarzeń niepożądanych
- Dokładna analiza najbardziej krytycznych zdarzeń niepożądanych (np. z użyciem metody drzewa zdarzeń i drzewa błędów)
- Rozpoznanie metod zmniejszenia ryzyka dla krytycznych zdarzeń niepożądanych
- Rozpoznanie i analiza zdarzeń niepożądanych występujących na połączeniach i we współpracy podsystemów

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		



7 ZAŁĄCZNIKI

Załącznik 1 Zespoły i ich liderzy – w nawiasach liczba osób z danej instytucji.....	38
Załącznik 2 Schemat blokowy architektury systemu	40
Załącznik 3 Schemat blokowy układu zasilania	41
Załącznik 4 Schemat blokowy Czujnika Słońca	42
Załącznik 5 Schemat blokowy budowy komputera pokładowego OBC	43
Załącznik 6 Wariant 1 budżetu misji	44
Załącznik 7 Wariant 2 budżetu misji	45

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Załącznik 1 Zespoły i ich liderzy – w nawiasach liczba osób z danej instytucji

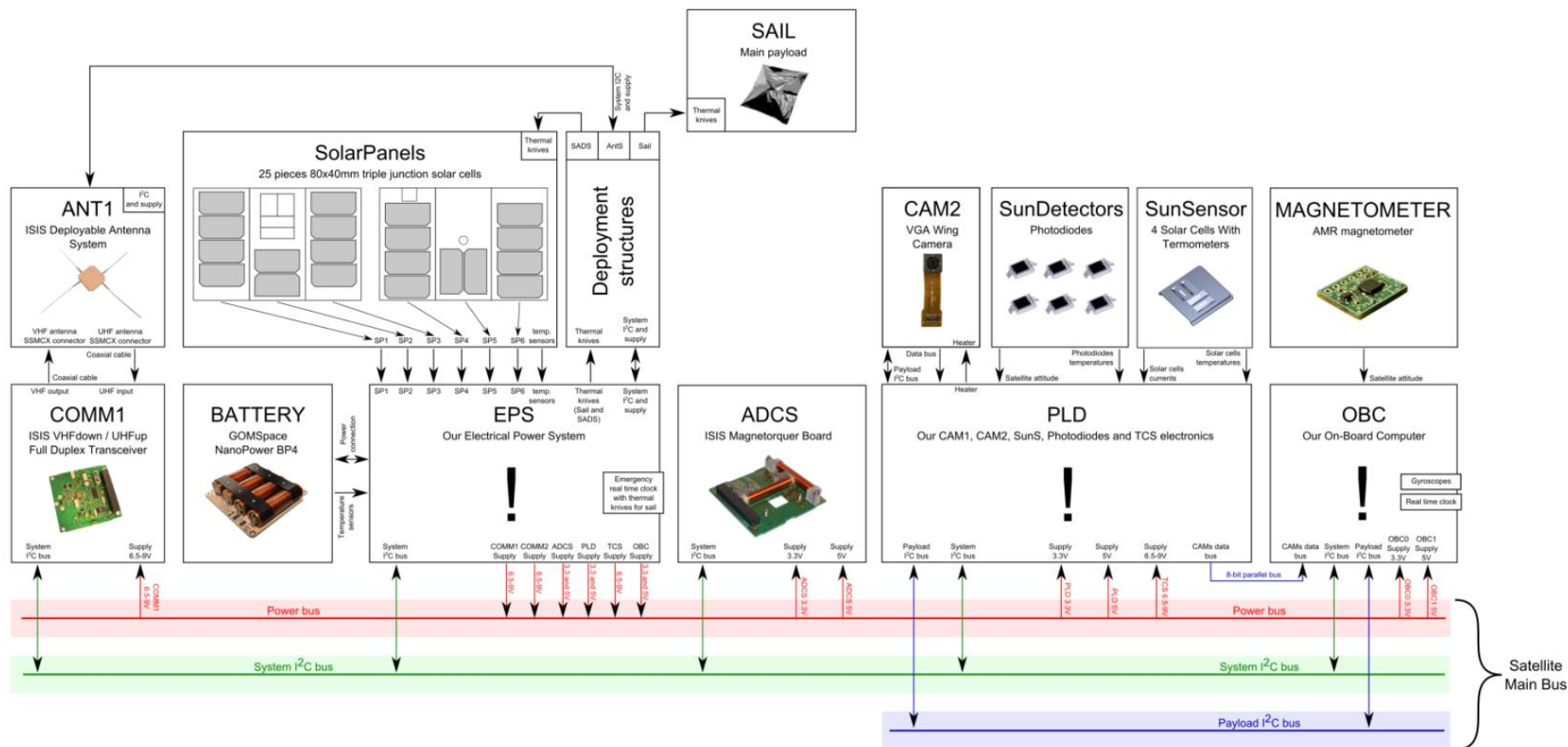
Zespół	Pełna nazwa zespołu	Lider zespołu	Liczba członków	Opiekun zespołu	Doradcy zespołu	Firmy współpracujące
ADCS	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej <i>Attitude Determination and Control System</i>	Paweł Jaworski	6	Zakład Mechaniki, MEiL [1] Zakład Automatyki i Osprzętu Lotniczego, MEiL [1]	Laboratorium Konstrukcji Elektronicznych [1]	ISIS [1]
CAM	Kamery <i>Cameras</i>	Mateusz Sobiecki	4			
COMM	Komunikacja <i>Communication</i>	Tomasz Rybarski	11	Instytut Radioelektroniki, EiTI [1]	Laboratorium Satelitarnych Aplikacji Układów FPGA [1]	
DT	Mechanika satelity <i>Deployment Team</i>	Ewelina Ryszawa	15	Instytut Mikromechaniki i Fotoniki, Mechatronika [1] Zakład Mechaniki, SiMR [1] Instytut Podstaw Budowy Maszyn, SiMR [1] Wydział inżynierii Materiałowej [1]		

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

EPS	Układ zasilania <i>Electrical Power System</i>	Piotr Kuligowski	5	Instytut Systemów Elektronicznych, EiTI [1] Instytut Mikroelektroniki i Optoelektroniki, EiTI [1]	Centrum Astronomiczne im. Mikołaja Kopernika PAN [2]	
GS	Stacja naziemna <i>Ground Station</i>	Tomasz Rybarski	11	Instytut Radioelektroniki, EiTI [1]	Centrum Astronomiczne im. Mikołaja Kopernika PAN [1]	
MA	Analiza misji <i>Mission Analysis</i>	Artur Łukasik	7		Centrum Astronomiczne im. Mikołaja Kopernika PAN [2]	
OBC	Komputer pokładowy <i>On-Board Computer</i>	Piotr Kuligowski	10	Instytut Systemów Elektronicznych, EiTI [1]		
PR	Zespół promocji <i>Public Relations</i>	Dominik Roszkowski	7			Krzysztof Karaś
SunS	Czujnik Słońca <i>Sun Sensor</i>	Inna Uwarowa	10	Instytut Mikroelektroniki i Optoelektroniki, EiTI [1]		
TCS	System kontroli termicznej <i>Thermal Control System</i>	Alan Budzyński	1			

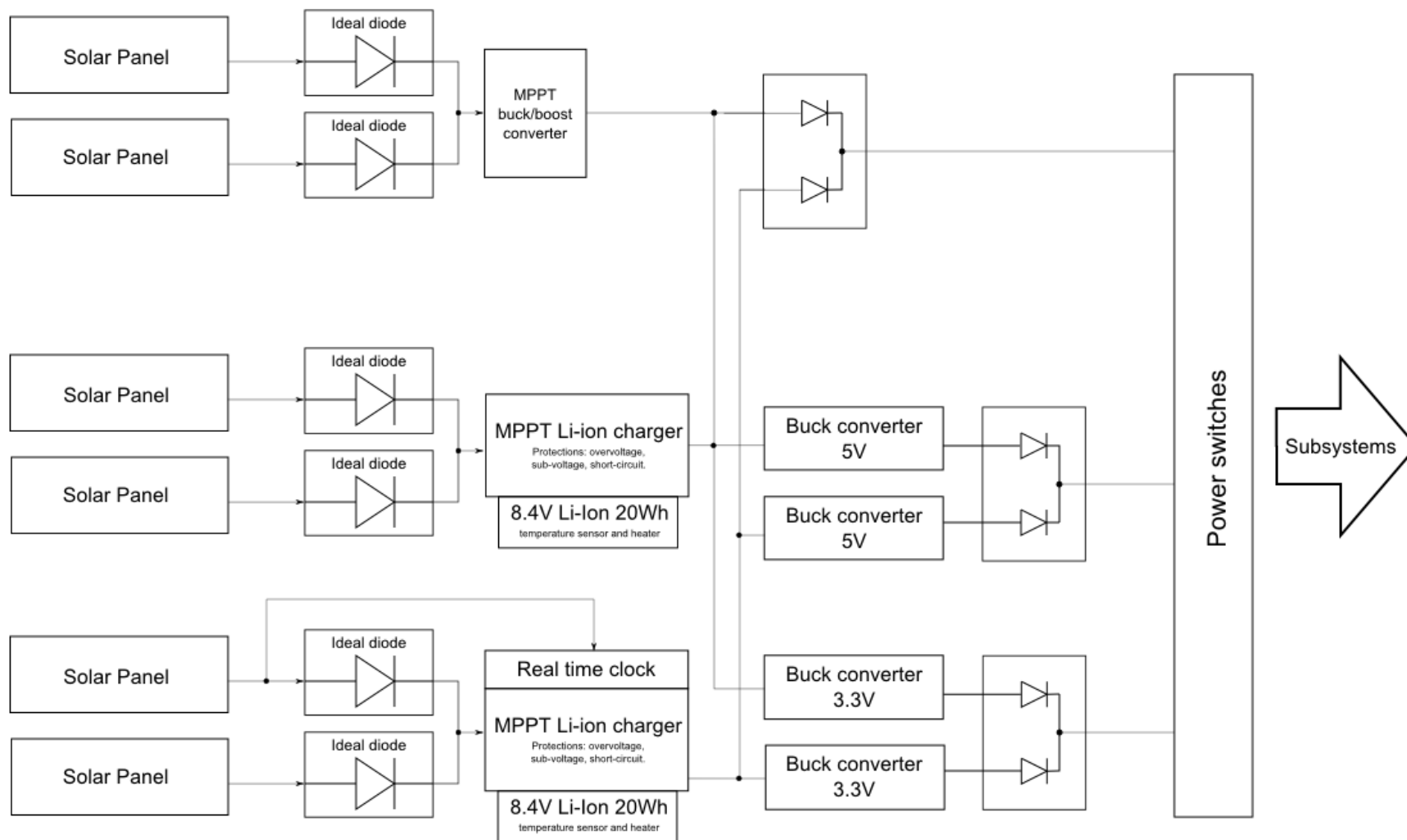


Załącznik 2 Schemat blokowy architektury systemu

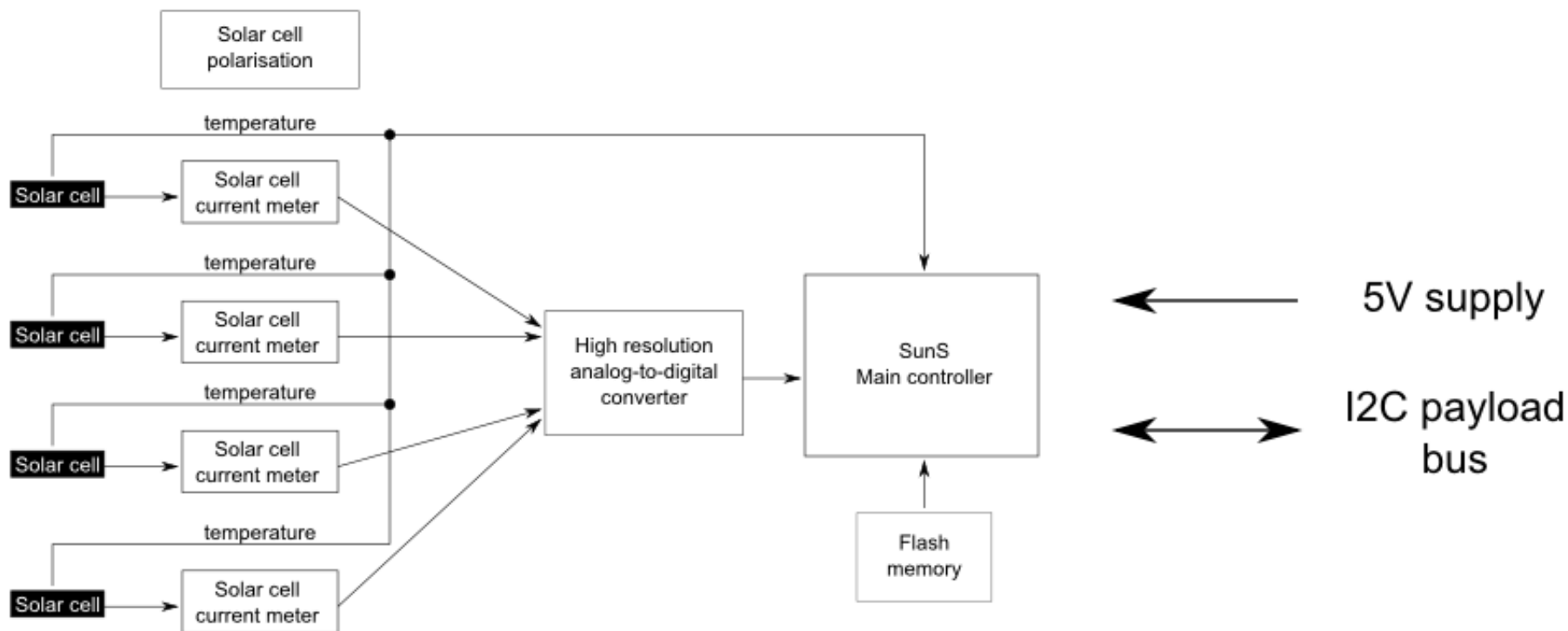




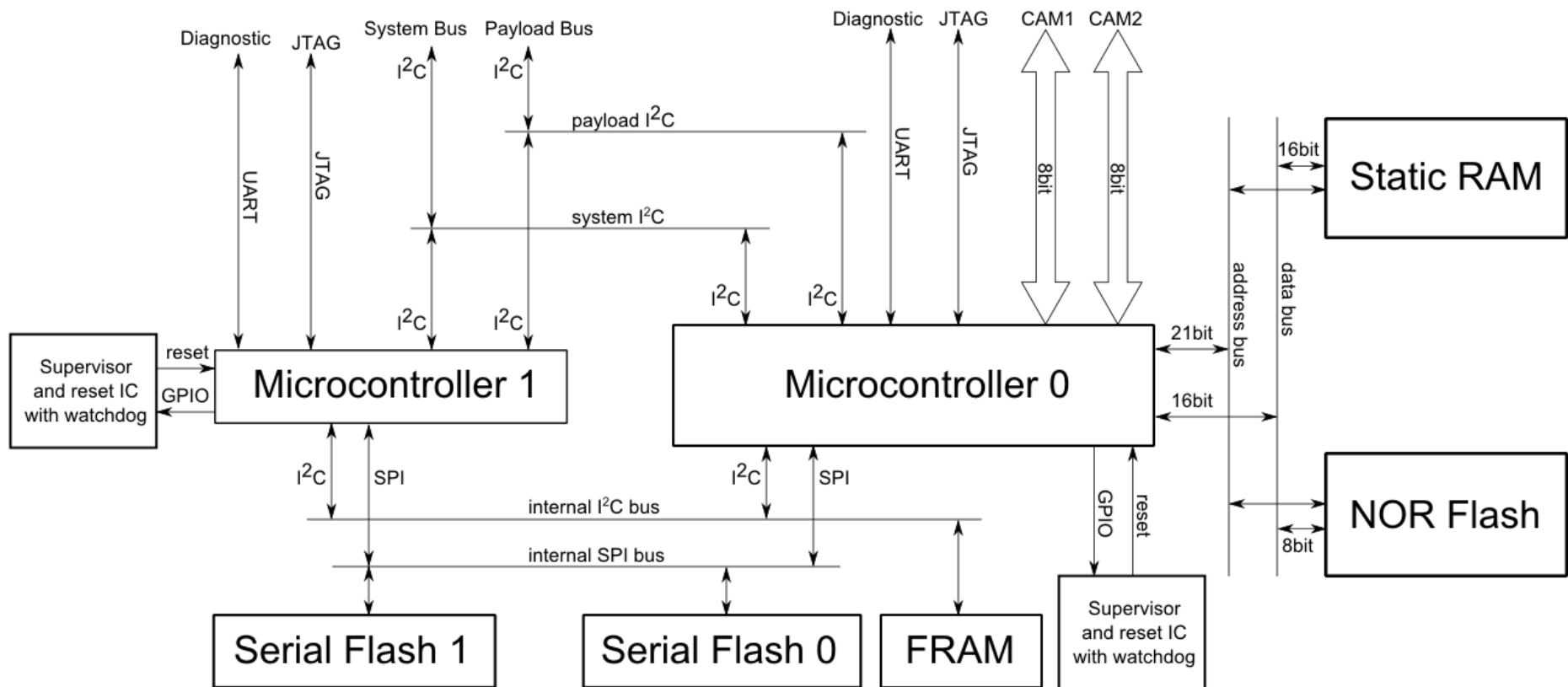
Załącznik 3 Schemat blokowy układu zasilania





Załącznik 4 Schemat blokowy Czujnika Słońca





Załącznik 5 Schemat blokowy budowy komputera pokładowego OBC



	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Załącznik 6 Wariant 1 budżetu misji

Team	Components		Price		Total		
BUS	OBC	Prototypes		1 666,67 €	2 857,14 €	39 595,57 €	
		Flight version		1 190,48 €			
	EPS	Prototypes		2 380,95 €	13 771,43 €		
		Flight version		1 190,48 €			
		Solar panels		8 700,00 €			
		Batteries (4 pax)		1 500,00 €			
	COMM	S-Band		0,00 €	11 750,00 €		
		S-Band antenna		0,00 €			
		UHF/VHF		7 250,00 €			
		UHF/VHF antenna		4 500,00 €			
	ADCS	Full service		8 000,00 €	8 000,00 €		
	Struct	Test version (3D printer)		167,00 €	3 117,00 €		
		Flight version		2 950,00 €			
TCS	MLI		100,00 €	100,00 €			
Payload	DT	Sail	Case + deployment system	Prototypes	166,67 €	5 880,95 €	7 380,95 €
			Flight version	952,38 €			
		Material		1 190,48 €			
		Springs		3 571,43 €			
	SADS	Mechanism + springs	Tests	500,00 €	1 500,00 €		
			Flight version	1 000,00 €			
	SunS	Słonecznik	Structure		369,00 €	488,00 €	
			Other		119,00 €		
		Test stand	Solar cells (tests)		285,71 €	1 690,48 €	
			Mechanical		880,95 €		
			Electonical		523,81 €		
		SunS-stand	Interface (tests)		71,43 €	190,48 €	
			Interface (flight version)		119,05 €		
		Sensor	Prototype		309,52 €	1 023,81 €	
	Flight version		714,29 €				
	CAM	CAM1		0,00 €	833,33 €		
		CAM2		833,33 €			
Other	PR		500,00 €	500,00 €	238 595,24 €		
	Launch		238 095,24 €	238 095,24 €			
Total					289 797,86 €	51 202,62 €	

	PW-Sat2	Preliminary Requirements Review	
	1.0 PL	pw-sat.pl	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Załącznik 7 Wariant 2 budżetu misji

Team	Components		Price		Total		
BUS	OBC	Prototypes		1 666,67 €	2 857,14 €		
		Flight version		1 190,48 €			
	EPS	Prototypes		2 380,95 €	13 771,43 €		
		Flight version		1 190,48 €			
		Solar panels		8 700,00 €			
		Batteries (4 pax)		1 500,00 €			
	COMM	S-Band		0,00 €	11 750,00 €		
		S-Band antenna		0,00 €			
		UHF/VHF		7 250,00 €			
		UHF/VHF antenna		4 500,00 €			
	ADCS	Full service		8 000,00 €	8 000,00 €		
	Struct	Test version (3D printer)		167,00 €	3 117,00 €		
		Flight version		2 950,00 €			
TCS	MLI		100,00 €	100,00 €			
Payload	DT	Sail	Case + deployment system	Prototypes	166,67 €	5 880,95 €	7 380,95 €
			Flight version	952,38 €			
		Material		1 190,48 €			
		Springs		3 571,43 €			
	SADS	Mechanism + springs	Tests	500,00 €	1 500,00 €		
			Flight version	1 000,00 €			
	SunS	Słonecznik	Structure		369,00 €	488,00 €	
			Other		119,00 €		
		Test stand	Solar cells (tests)		285,71 €	1 690,48 €	
			Mechanical		880,95 €		
			Electonical		523,81 €		
		SunS-stand	Interface (tests)		71,43 €	190,48 €	
			Interface (flight version)		119,05 €		
		Sensor	Prototype		309,52 €	3 523,81 €	
	Reference sun sensor		2 500,00 €				
	Flight version		714,29 €				
	CAM	CAM1		0,00 €	833,33 €		
CAM2		833,33 €					
Other	PR		500,00 €	500,00 €	238 595,24 €		
	Launch		238 095,24 €	238 095,24 €			
Total					292 297,86 €		

53 702,62 €

14 107,05 €