

PW-SAT2

PRELIMINARY REQUIREMENTS REVIEW

Układ zasilania PW-Sat2 *Electrical Power System*

Faza A projektu PW-Sat2

1.1 PL

Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego

2014-04-07

Abstrakt

Niniejszy dokument jest częścią podsumowania fazy A projektu satelity studenckiego PW Sat2.
Opisuje proces projektowania i budowy pierwszej wersji układu zasilania (EPS).

Dokument jest publikowany wraz z poniższym:


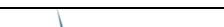
PW-Sat2 – Preliminary Requirements Review

Historia zmian

Wersja	Data	Zmiany	Odpowiedzialny
	2013-12-14	Utworzenie tego dokumentu.	Piotr Kuligowski
0.1	2014-02-21	Rozszerzenie analizy budżetu mocy	Piotr Kuligowski
1.0 PL	2014-04-07	Przepisanie dokumentu do spójnego szablonu	Dominik Roszkowski
1.0.1 PL	2014-07-02	Drobne zmiany redakcyjne	Dominik Roszkowski
1.1 PL	2017-03-21	Dodanie ostrzeżenia o nieaktualności	Dominik Roszkowski


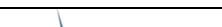
Attention Phase A documentation may be outdated in many points. Please do not depend on Phase B or Phase A documents only. Current documentation is available on the project website pw-sat.pl

This document is also available in English.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

SPIS TREŚCI

1	Wprowadzenie	5
2	EPS w misjach satelitów standardu Cubesat	6
2.1	Układ zasilania SwissCube	6
2.2	Układ zasilania ESTCube-1	12
2.3	Układ zasilania AAU-CubeSat	16
3	Architektura układu zasilania.....	19
3.1	Schemat blokowy	20
4	Budżet mocy.....	22
4.1	Panele słoneczne.....	22
4.2	Energia z paneli słonecznych na jedną orbitę	24
4.2.1	Strefa dnia i nocy.....	24
4.2.2	Orientacja orbity względem słońca	25
4.2.3	Zależność mocy paneli słonecznych od kąta padania światła	26
4.2.4	Sprawności bloków przetwarzania energii.....	27
4.2.5	Obliczanie uzyskiwanych energii na orbicie.....	28
4.3	Moc pobierana przez poszczególne moduły.....	34
4.4	Akumulatory	38
4.5	Dostępna energia na orbicie.....	39
4.6	Ładowanie i rozładowanie akumulatorów.....	41
4.7	Bilans dostępnej energii	41
4.8	Bibliografia obliczeń budżetu mocy	41
5	Bilans mocy po odłączeniu od P-POD-a	43
6	Bilans mocy zadań	44
6.1	Wykonanie i przesłanie zdjęcia CAM2	44
7	Prototyp modułu MPPT 1v0	45
7.1.1	Uwagi techniczne do płytki	46
7.2	Rysunki i zdjęcia płytki	46

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

7.3	Schemat blokowy modułu.....	49
7.4	Przetwornica typu boost.....	50
7.4.1	Wyniki badań.....	51
7.5	Sterowanie napięciem wyjściowym.....	52
7.5.1	Wyniki badań.....	54
7.6	Przetworniki analogowo-cyfrowe.....	54
7.7	Watomierz.....	55
7.7.1	Wyniki badań.....	56
7.8	Magistrale I2C.....	56
7.8.1	Wyniki badań.....	57
7.9	Pomiar temperatury przetwornicy.....	58

Zastosowane skróty

ADCS – Attitude Determination Control System – podsystem kontroli i zmiany orientacji satelity.

ARM – Advanced RISC Machine – nazwa firmy i rodzaj architektury.

AVR – Rodzina mikrokontrolerów firmy ATMEL.

BMP – Format grafiki rastrowej.

CDMS – Command and Data Monitoring System.

COMM – podsystem komunikacji satelity.

DMA – Direct Memory Access – bezpośredni dostęp do pamięci.

ECC – Error Correction codes – kody korekcyjne umożliwiające w ograniczonym stopniu naprawić uszkodzone dane.

EEPROM – Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory – nieulotna pamięć kasowana/programowana/odczytywana elektronicznie.

EPS – Electrical Power System – system zasilania satelity.

Flash – rodzaj pamięci EEPROM. Wyróżniane są NOR Flash i NAND Flash.

FPGA – Field Programmable Gate Array – bezpośrednio programowalna macierz bramek logicznych.


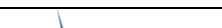
FRAM – Ferroelectric RAM – ferroelektryczna pamięć nieulotna.

GIF – Graphics Interchange Format – format bezstratnej kompresji serii obrazów rastrowych.

I2C – Inter-Integrated Circuit – dwuprzewodowa magistrala szeregową.

JPG – Metoda kompresji statycznej grafiki rastrowej.

JTAG – Joint Test Action Group – interfejs do testowania układów programowalnych.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

LEO – Low Earth Orbit – niska orbita Ziemi.

MCU – mikrokontroler jednoukładowy.

OBC – On-Board Computer – komputer pokładowy.

OBC0 – Główny komputer pokładowy.

OBC1 – Zapasowy komputer, zastępujący OBC0 w razie jego awarii.

OS – Operating System – system operacyjny.

PCB – Printed Circuit Board – płytką drukowaną.

PIC – Rodzina mikrokontrolerów firmy Microchip.

PLD – Payload – ładunek użyteczny satelity.

PNG - Portable Network Graphics – system bezstratnej kompresji obrazów.

P-POD – Pojemnik, z którego na docelowej orbicie, uwalniany jest satelita.

RAM – Random Access Memory – pamięć o dostępie swobodnym, najczęściej operacyjna.

SPI – Serial Peripheral Interface – szeregową szyną danych.



SRAM – Statyczna pamięć RAM.

RAID - Redundant Array of Independent Disks - nadmiarowa macierz niezależnych dysków.

RTOS – Real Time Operating System – system operacyjny czasu rzeczywistego.

USART – Universal Synchronous and Asynchronous Receiver and Transmitter – uniwersalny port szeregowy.

μC – microcontroller – mikrokontroler.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

1 WPROWADZENIE



Układ zasilania (EPS – electrical power system) przetwarza energię z baterii słonecznych, ładuje akumulatory, przetwarza napięcia i dostarcza zasilanie do innych podzespołów. Na początku projektu określono, że satelita PW-Sat2 będzie wykonany w standardzie Cubesat 2U, a panele słoneczne będą umieszczone na rozkładanych powierzchniach i na ścianach satelity.

Zadaniem zespołu układu zasilania (EPS Team) jest zaprojektowanie i zbudowanie działającego podzespołu, który umieszczony zostanie na pokładzie satelity PW-Sat2.

W niniejszej dokumentacji przedstawiono analizę doboru architektury układu zasilania na podstawie wymagań misji oraz analizy EPS innych satelitów standardu CubeSat. Dobrano akumulatory i wyznaczono bilansu mocy. Opisano również prototyp przetwornicy śledzącej maksymalny punkt mocy paneli słonecznych.

Układowi zasilania stawiane są wysokie wymagania, co do niezawodności. Jego awaria może doprowadzić do zakończenia misji niepowodzeniem. Aby temu zapobiec zastosowano szereg zabezpieczeń. Pierwszym z nich jest redundancja podstawowych bloków EPS: dwa niezależne pakiety akumulatorów oraz dwie niezależne ładowarki. Nawet jeśli wszystkie mikrokontrolery zawarte w strukturze ulegną uszkodzeniu, układ zasilania jest w stanie zasilić podstawowe podsystemy.

Pod koniec fazy A zrezygnowano z kamery głównej CAM1 oraz nadajnik S-Band do wysyłania danych o dużej objętości.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

2 EPS W MISJACH SATELITÓW STANDARDU CUBESAT

Budowa układu zasilania (EPS – Electrical Power System) uzależniona jest od ilości pozostałych komponentów satelity oraz ich poboru mocy, powierzchni paneli słonecznych i dostępnego miejsca dla pakietu akumulatorów. Poniżej przedstawiono analizę kilku misji satelitów w standardzie Cubesat z opisem rozwiązań konstrukcyjnych.

2.1 UKŁAD ZASILANIA SWISSCUBE

SwissCube (<http://swisscube-live.ch>) wykonano w standardzie Cubesat 1U, czyli w formie sześcianu o boku 10cm. Na pięciu ścianach satelity umieszczono trój-złączowe panele słoneczne o wysokiej sprawności (rzędu 30%).



Maksymalna możliwa do uzyskania moc, na jednej ścianie, wynosi 1,74W:

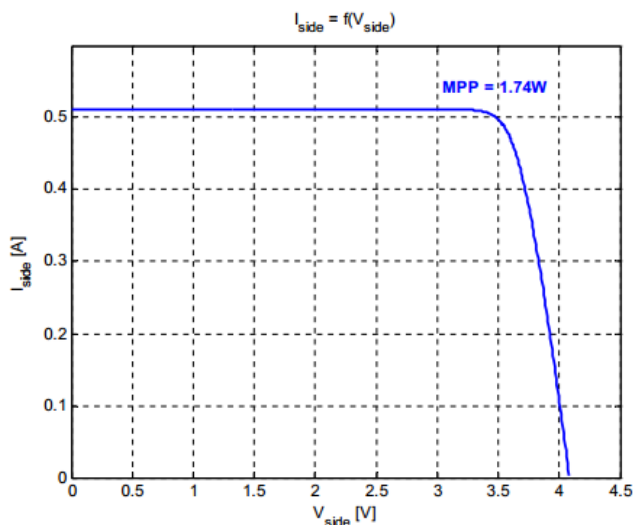




Figure 4-8 : I-V characteristic of one side of the satellite ($G=1350\text{W}/\text{m}^2$, $T=75^\circ\text{C}$)

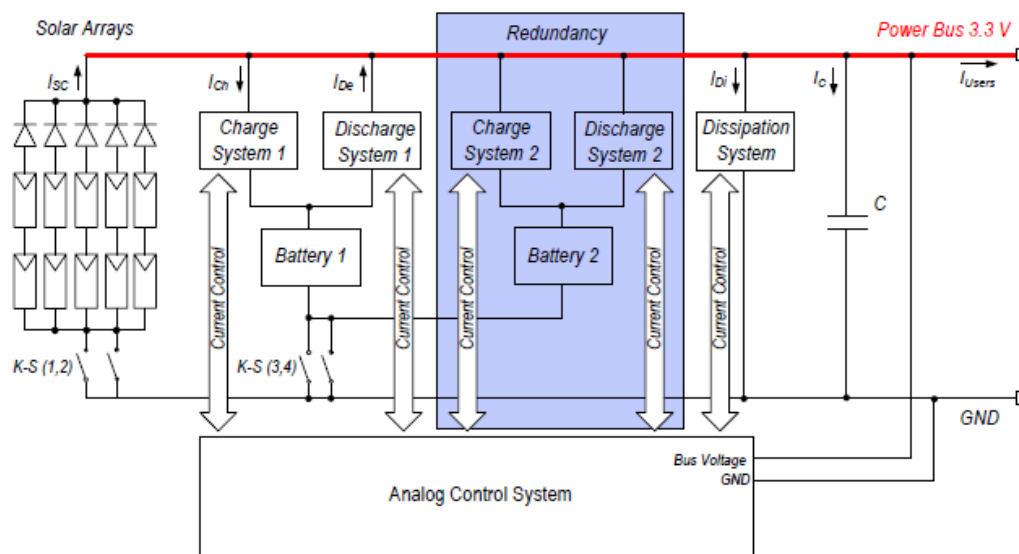


W jednym momencie oświetlone mogą być trzy ściany, ale tylko jedna może być skierowana bezpośrednio na Słońce. Jeśli światło pada pod kątem prostym na daną ścianę, uzyskuje ona maksymalną moc. Na dwie pozostałe ściany promienie Słoneczne padają pod kątem innym niż 90 stopni, przez co uzyskana na nich moc jest mniejsza.


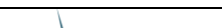
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

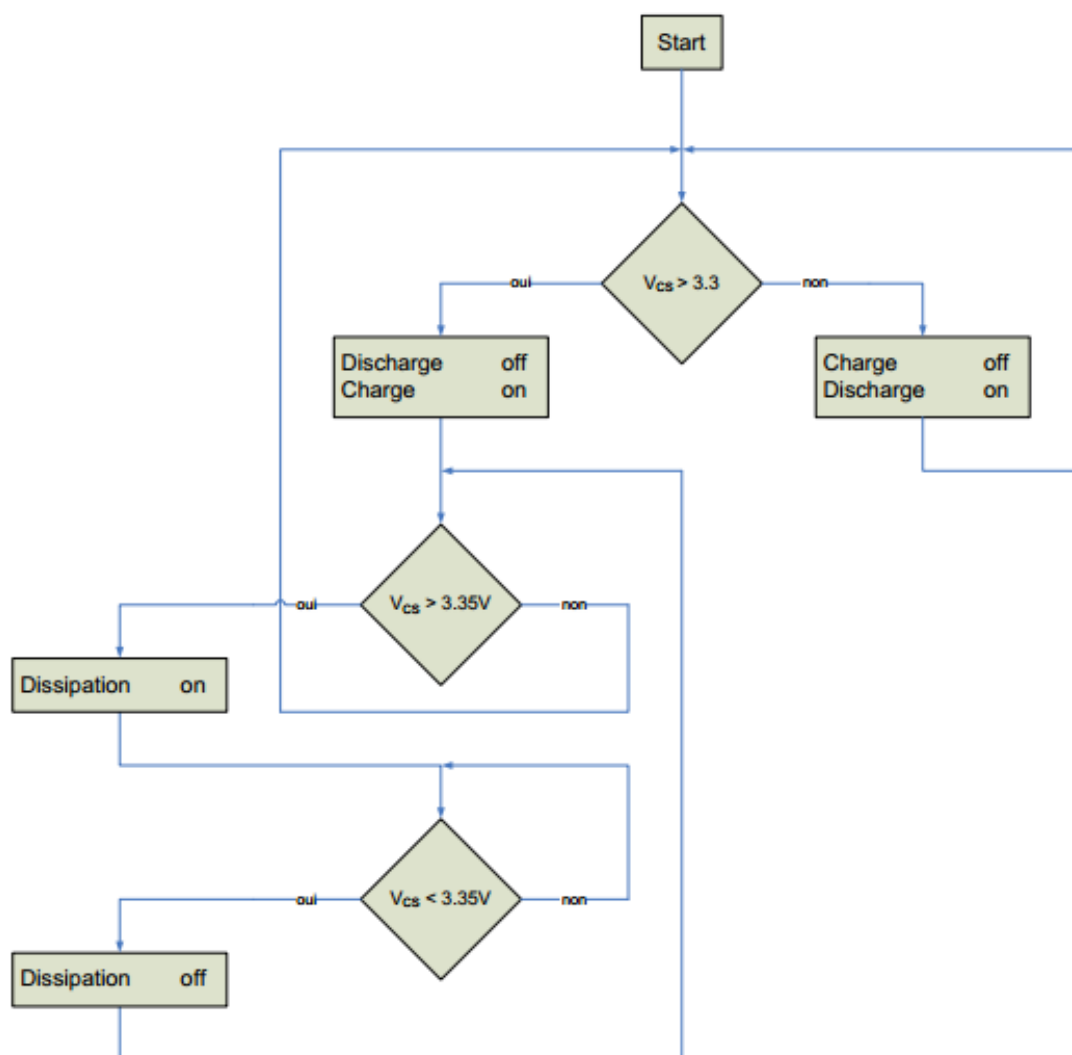
Panele słoneczne umieszczone na jednej ścianie zostały połączone szeregowo z diodą zabezpieczającą. Pięć utworzonych w ten sposób układów baterii słonecznych podłączono do głównej szyny zasilającej 3,3V.

Schemat blokowy SwissCube-1



Na powyższym schemacie po lewej stronie znajdują się, wspomniane wcześniej, baterie słoneczne. Podłączono je do głównej szyny zasilania o napięciu 3,3V. Dalej są układy dwóch redundantnych przetwornic ładowarek (Charge System) i rozładowarek akumulatorów (Discharge System) oraz układ do rozpraszania nadmiarowej mocy (Dissipation System). Analogowy układ steruje ładowarkami, rozładowarkami oraz układem rozpraszaniem mocy tak, aby utrzymać napięcie 3,3V na głównej szynie zasilającej satelity. Schemat blokowy z dokumentacji SwissCube, wizualizujący ideę:


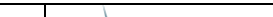
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



W układzie zasilania nie zastosowano niezależnych przetwornic śledzących maksymalny punkt mocy paneli słonecznych (MPPT converters). Napięcie 3,3V na szynie zasilania ustala, dodając do tego spadek napięcia na szeregowej diodzie paneli słonecznych, punkt pracy paneli słonecznych na bliski maksymalnej możliwej mocy. Pozwala to na wyeliminowanie dodatkowych przetwornic ale ceną tego jest to, że moc pobierana jest tylko z najlepiej oświetlonego panelu słonecznego.

Zastosowane elementy

- Akumulator litowo-polimerowy VARTA PoLiFlex PLF503759, o napięciu maksymalnym 4,2V i pojemności 1210mAh. Ograniczono głębokość rozładowania akumulatora (DOD) do 30%, aby zwiększyć żywotność i niezawodność:

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Here is the typical charge profile of a PoLiFlex battery and the voltage range for a DOD of 30%:

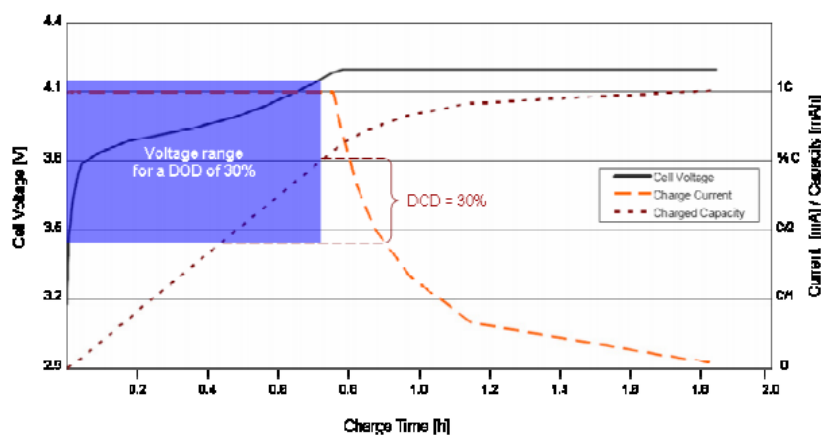


Figure 5-5 : Typical charge profile (1C, 20°C) with the defined voltage range for the application

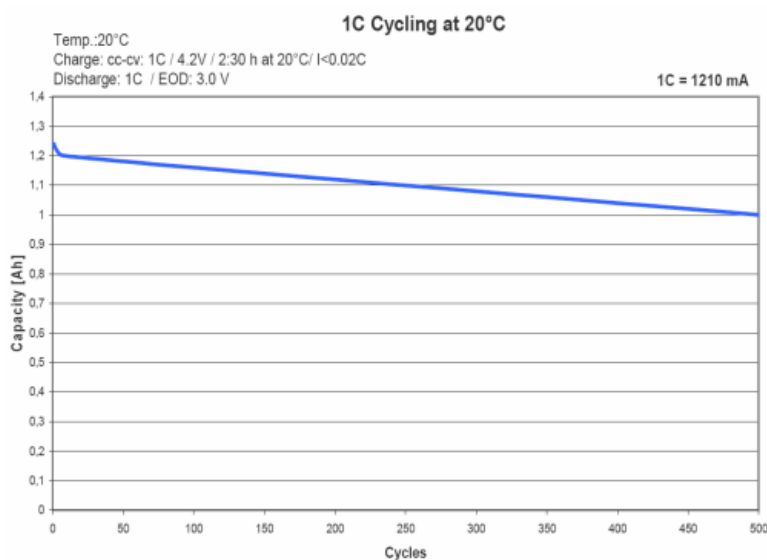




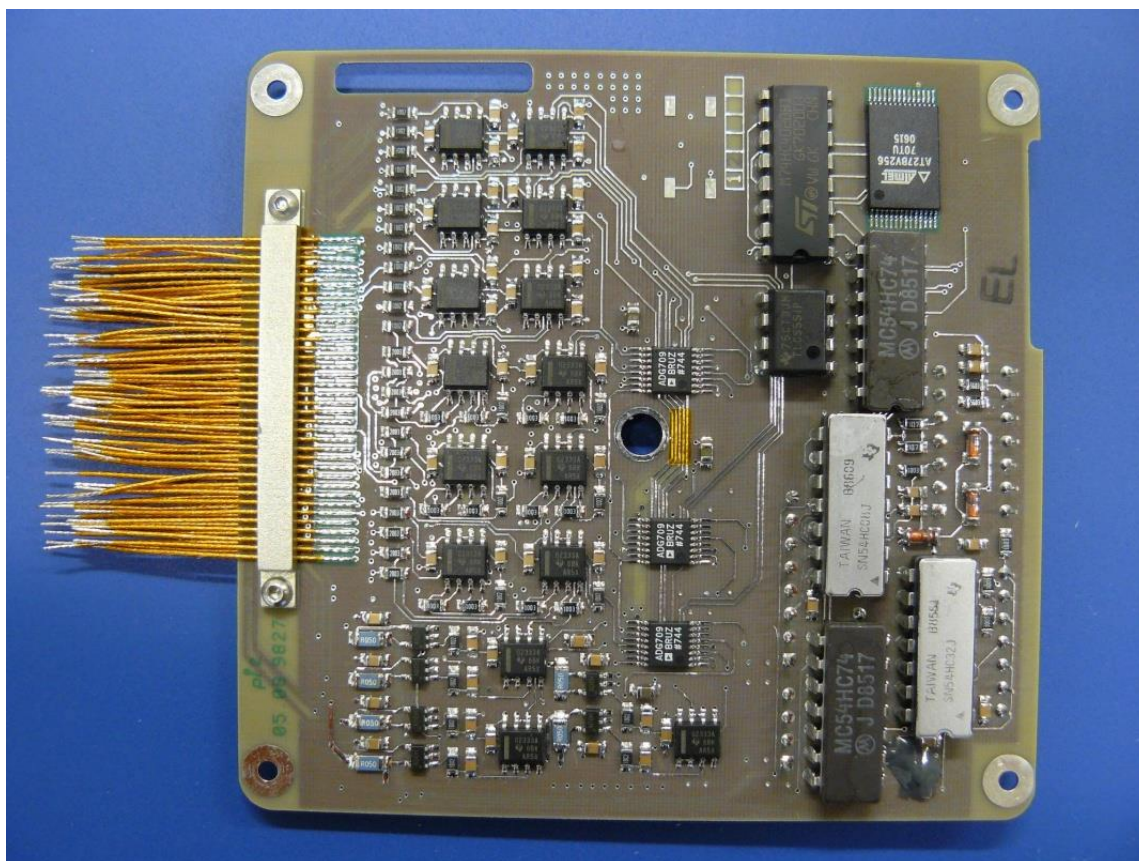
Figure 5-9 : Life expectancy (1C, @20°C)



Satelita na niskiej orbicie wykonuje około 15 obiegów wokół Ziemi na dobę, czyli prawie 5500 rocznie. W każdym cyklu, przez pewien czas, panele słoneczne są oświetlone i przez pewien czas zacienione. Cykle ładowania powodują spadek pojemności akumulatora.

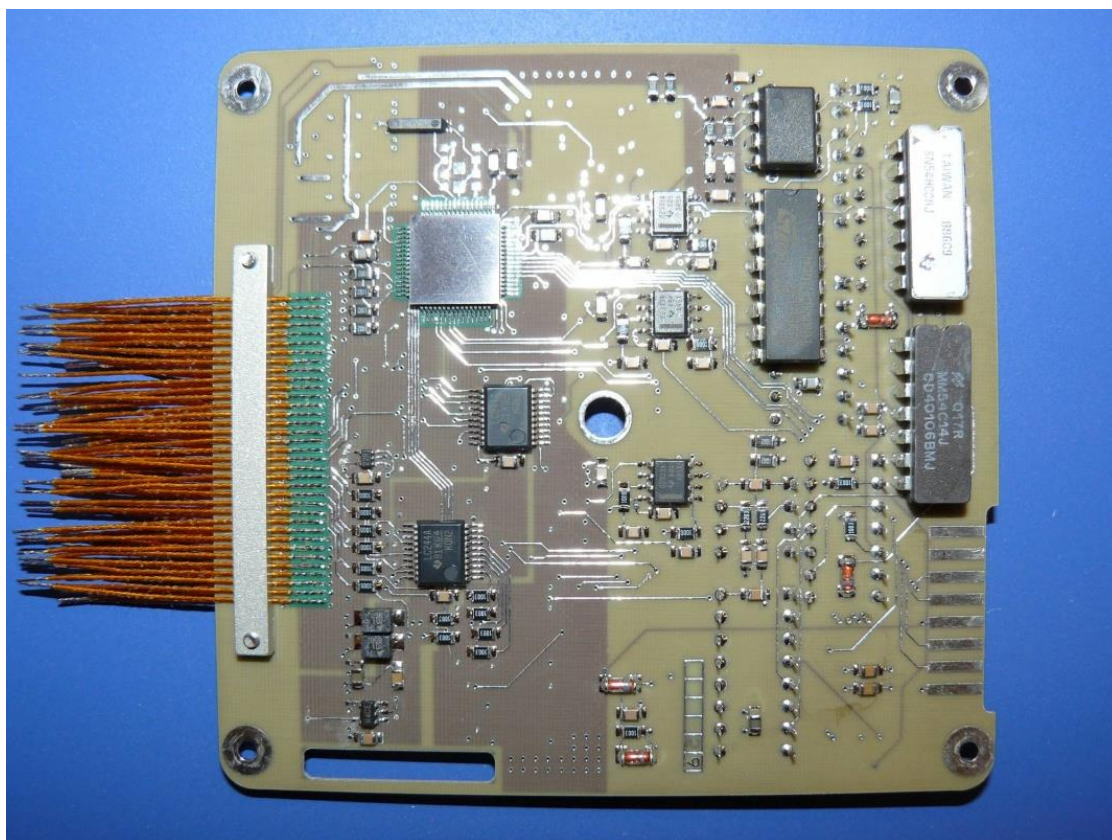
- Ładowarka akumulatora – przetwornica LTC3421 w konfiguracji boost (podwyższającej napięcie) z zewnętrznym analogowym układem kontrolującym pracę.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- Rozładowarka, czyli układ zasilający szynę systemową z akumulatora – przetwornica LTC3414 w konfiguracji Buck (obniżającej napięcie) z zewnętrznym analogowym układem kontrolującym pracę.
- Układ wytracający nadmiar mocy – źródło prądowe zbudowane z tranzystora bipolarnego, rezystora i wzmacniacza operacyjnego.





	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Wnioski

Układ zasilania zaprojektowany przez zespół SwissCube był bardzo prosty ale jednocześnie niezawodny. Satelita został wystrzelony pod koniec 2009 roku, a ostatnia sesja komunikacji odbyła się w sierpniu 2013 roku. To bardzo dobry wynik i dowód na niezawodność zastosowanych rozwiązań.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

2.2 UKŁAD ZASILANIA ESTCUBE-1

Satelita ESTCube-1 (<http://www.estcube.eu>) wykonany został w standardzie Cubesat 1U. Posiada 12 paneli słonecznych, po dwa na każdą ze ścian. Zastosowano tutaj wydajniejszą architekturę układu zasilania, niż w SwissCube.

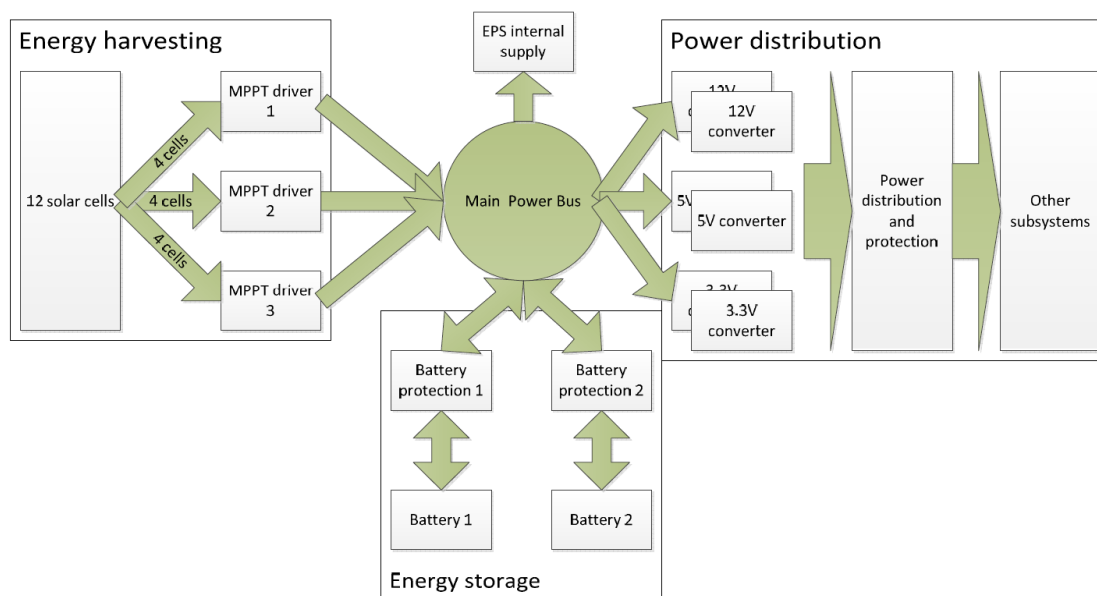




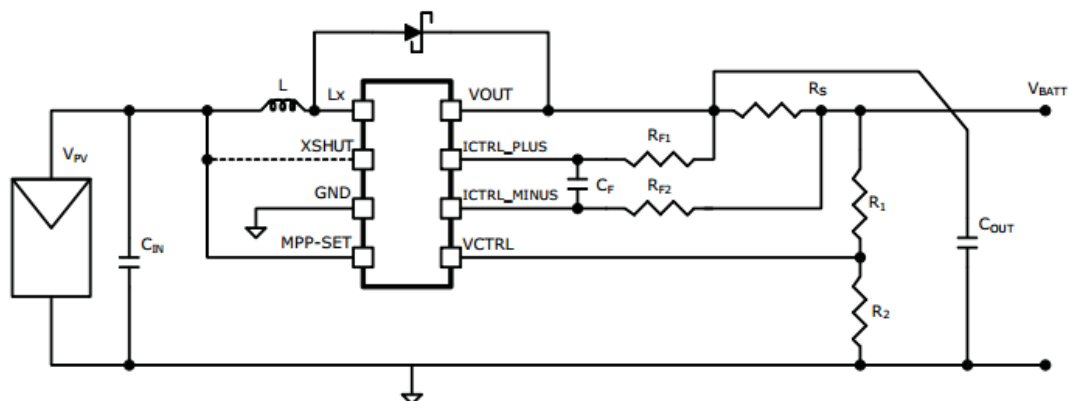
Fig. 1: General schematic of the Electrical Power System of ESTCube-1 showing the major blocks and their constituents [6].

Panele słoneczne po przeciwnych stronach ścian, podłączone są do jednej przetwornicy śledzącej maksymalny punkt mocy (MPPT) poprzez układ sumujący zbudowany z idealnych diod LT4352. Pozwala to ograniczyć ilość przetwornic MPPT do trzech.

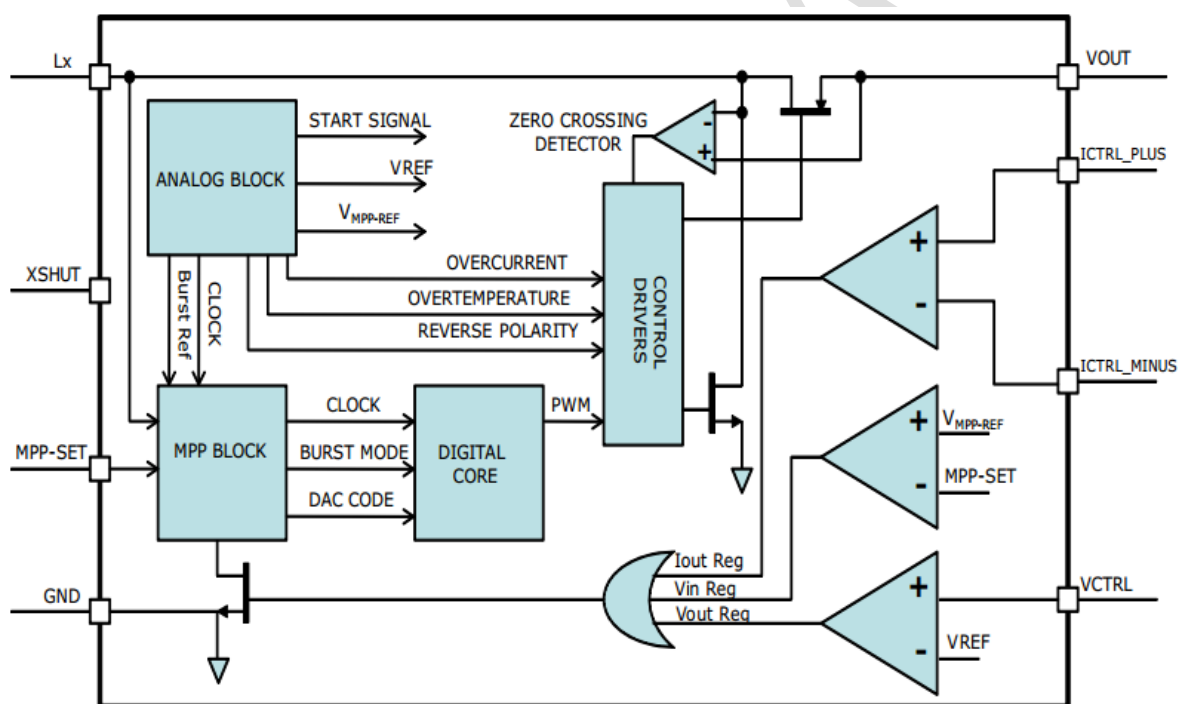
Przetwornica MPPT

Wspomniane wcześniej układy MPPT zrealizowano na SPV1040 firmy STMicroelectronics. Jest to scalona przetwornica z kontrolerem śledzenia maksymalnego punktu mocy.



	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

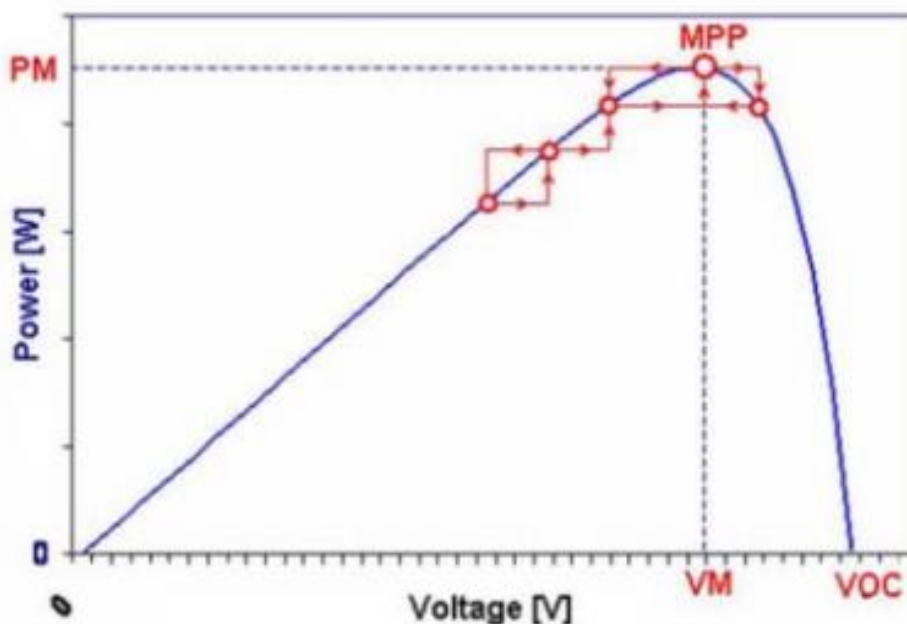


Przetwornica pracuje w konfiguracji podwyższającej napięcie (BOOST) jako ładowarka akumulatorów. Sprawność powyżej 95% osiągnięto przez umieszczenie diody idealnej wewnątrz struktury.



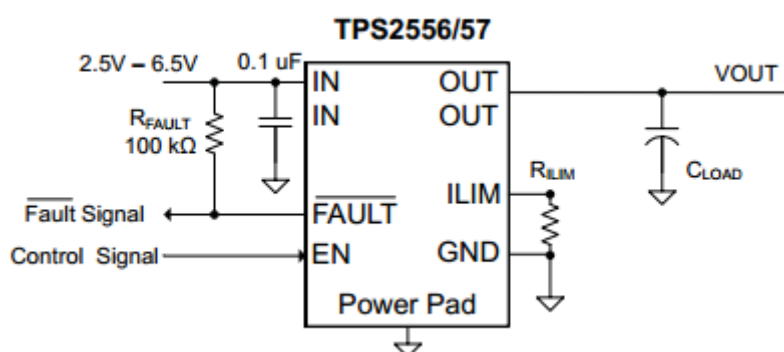
Działanie algorytmu śledzenia maksymalnego punktu mocy:

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Akumulatory i ładowarki



Energia magazynowana jest w dwóch akumulatorach walcowych Lithium-Ion P-CGR 18650C Philips. Do przełączania i zabezpieczenia nad-prądowego akumulatorów zastosowano układy przełączników TPS2557:



Układ ten jest przełącznikiem MOSFET zasilania z regulowanym zabezpieczeniem nad-prądowym. Zakres napięcia zasilania wynosi 2,5-6,5V, prądy przewodzenia między 500mA a 5A. Wyjście \overline{FAULT} sygnalizuje nieprawidłowości. Układ dedykowany jest dla rozwiązań USB.

Dystrybucja zasilania

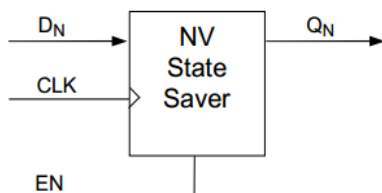
Napięcia 3,3V i 5V wytwarzane są za pomocą połączonych parami przetwornic BUCK-BOOST typu LTC3440. Przetwornica LM2700 generuje 12V, pracuje w konfiguracji BOOST i sterowana

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

jest w zakresie $\pm 10\%$ przez przetwornik cyfrowo-analogowy mikrokontrolera, podłączony do sprzężenia zwrotnego.

Zasilanie do podsystemów włączane jest za pomocą kluczy z regulowanym ograniczeniem prądowym TPS2557. Układy FM1105 przechowują konfigurację kluczy. FM1105 zapamiętuje stan jednego klucza przed zanikiem zasilania i odtwarza jego stan w przypadku powrotu zasilania. Konfigurację przechowuje w wewnętrznej pamięci FRAM. Dzięki temu układ zasilania odtwarza swój stan sprzed zaniku zasilania.

Układ FM1105:



INPUTS			OUTPUT
EN	CLK	Dn	Qn
H	↑	L	L
H	↑	H	H
H	H or L	X	Q ₀
L	X	X	Hi-Z

L Low voltage level

H High voltage level

X Don't Care


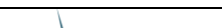
↑ CLK rising edge

Q₀ Previous output state before CLK ↑

Nadzór układu zasilania

Układ zasilania kontrolowany jest przez mikrokontroler ATmega1280. Wewnętrzną pamięć rozszerzono o zewnętrzną równoległą pamięć FRAM FM18W08. Konfiguracja przechowywana jest w pamięci FM2526 SPI firmy RAMTRON, a stan kluczy zasilania przechowywana jest w FM1105.

Zasilanie mikrokontrolera wyposażone jest kondensator o dużej pojemności, który opóźnia wyłączenie komputera i umożliwia mu zareagowanie na zaistniałą sytuację.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

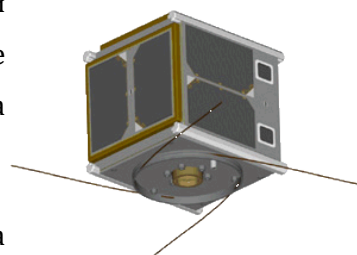


Wnioski

Autorzy układu zasilania większą odporność na promieniowanie starają się uzyskać przez stosowanie w wielu miejscach pamięci FRAM. Niezawodność realizowana jest przez redundancję bloków układu zasilania. Misja trwa od maja 2013r do dziś (marzec 2014) i satelita jest sprawny.

2.3 UKŁAD ZASILANIA AAU-CUBESAT



AAU-CubeSat (<http://www.space.aau.dk/cubesat>) został wystrzelony w czerwcu 2003r. Wykonano go w standardzie Cubesat 1U. Jego głównym zadaniem było wykonanie zdjęcia powierzchni Ziemi.



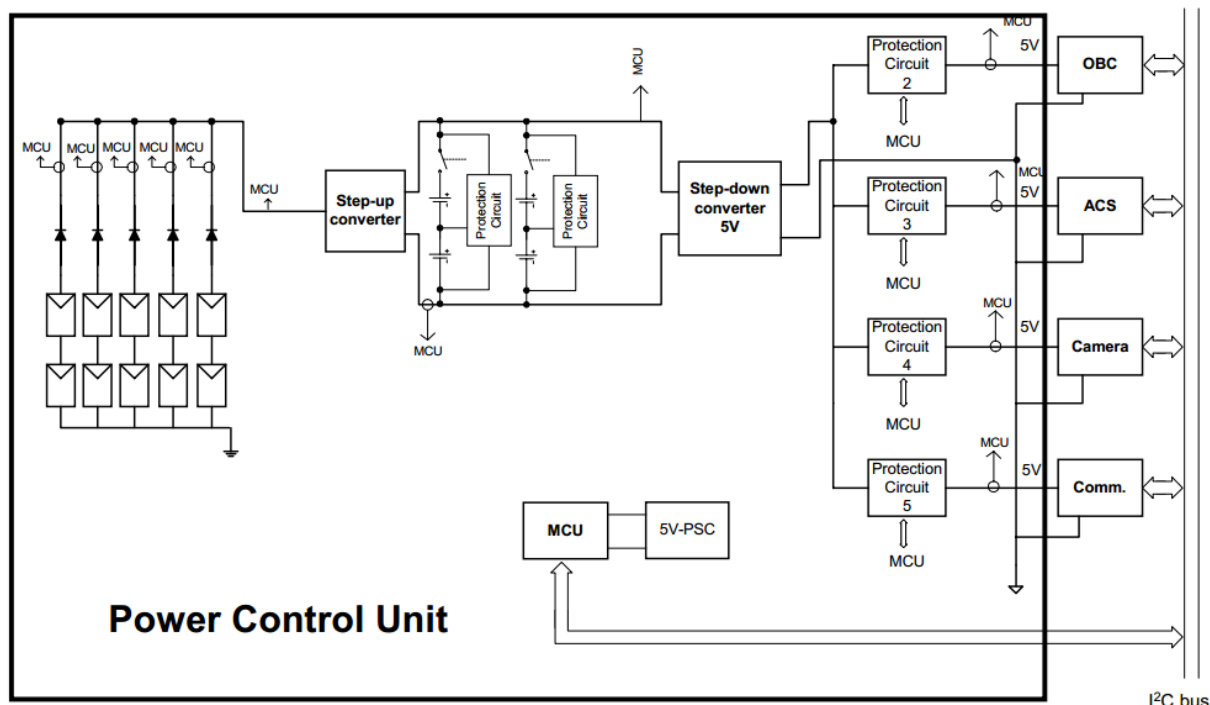
Po umieszczeniu na orbicie nie ustanowiono stabilnego połączenia radiowego, za co mógł odpowiadać moduł komunikacji.

Na pięciu ścianach umieszczono po dwa panele słoneczne. Wszystkie, tak jak w przypadku SwissCube, były połączone przez diody zabezpieczające do jednej szyny.

Dalej jest przetwornica podwyższająca i dwa, redundantne, pakiety akumulatorów. Każdy z nich ma układ zabezpieczający. Dalej przetwornica obniżająca wytwarza napięcie 5V, które z kolei

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

dystrybuowane jest do pozostałych podsystemów. Układy zabezpieczeń znajdują się na wszystkich liniach zasilających pozostałe systemy.




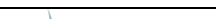
Układ zasilania komunikuje się z komputerem za pomocą magistrali I²C.

Przetwornica MPPT i akumulatory

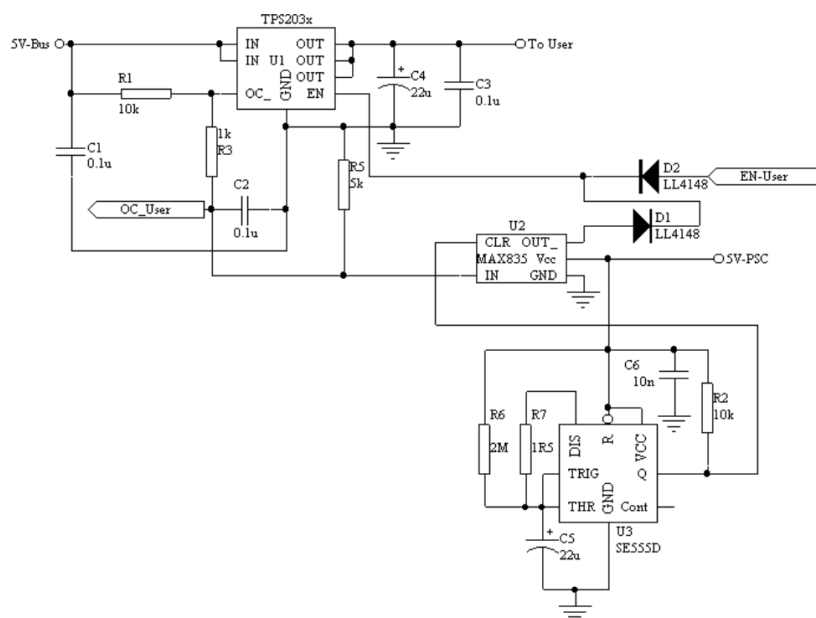
Jako przetwornicę MPPT wykorzystano MAX1771, a za ładowanie akumulatorów odpowiada ADP3810. Układ UCC3911 zabezpiecza akumulatory przed przeładowaniem, odwrotnym podłączeniem, nadmiernym rozładowaniem, itp.

Przetwornica 5V i dystrybucja zasilania

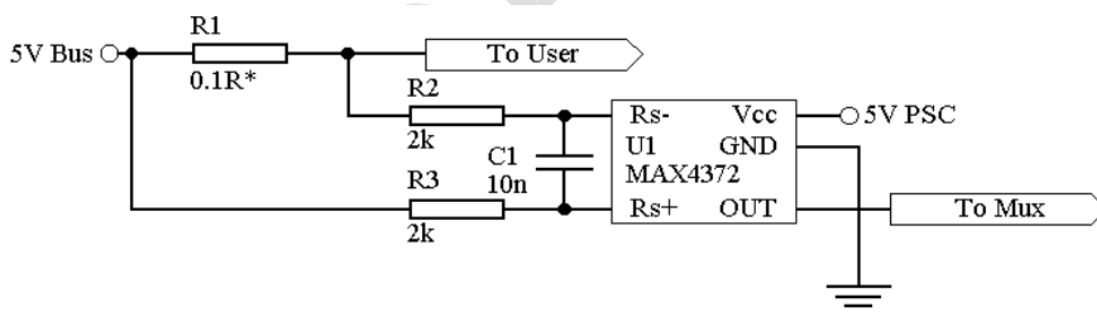
Przetwornica wytwarzająca napięcie 5V zasila podsystemy satelity. Oparto ją o układ MAX1744. Przełączniki elektroniczne z zabezpieczeniem nad-prądowym TPS203x włączają zasilanie innym podsystemom. Monitor napięcia MAX835 sygnalizuje błąd klucza elektronicznego TPS203x, spowodowany przez przekroczenie ograniczenia prądowego, które odłącza obciążenie. Układ SE555D odlicza ustalony czas i ponawia próbę włączenia.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Schemat układu dystrybucji zasilania:




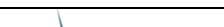
Pomiar temperatury zrealizowano na układach LM19, a prądu na MAX4372:



Całością zarządzał mikrokontroler Microchip PIC16C774 z pamięcią programu 4kB, pamięcią EEPROM 4kB i pamięcią RAM o wielkości 256B.

Wnioski

Układ zasilania o takiej budowie nie był w pełni redundantny. Podstawowe bloki nie były powielone. Budowa takiego układu zasilania jest ryzykowna.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

3 ARCHITEKTURA UKŁADU ZASILANIA

Zadaniem układu zasilania jest przetwarzanie energii z baterii słonecznych, ładowanie akumulatorów, przetworzenie napięć i dystrybucja zasilania do podzespołów.


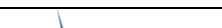
Do ładowania akumulatorów potrzebna jest energia z baterii słonecznych. Nie można połączyć ich bezpośrednio, ponieważ baterie słoneczne pracowałyby daleko od swojej nominalnej sprawności, a akumulatory przeładują się i eksplodują. Pośrednikiem jest przetwornica, która śledzi maksymalny punkt wydajności ogniw słonecznych (MPPT - maximum power point tracking) oraz ładowarka mikroprocesorowa. Dodatkowe przetwornice 3.3V i 5V (buck converter – typ przetwornicy obniżającej) zapewniają zasilanie systemom pokładowym satelity.

Główny komputer pokładowy sprawdza bilans mocy i, za pomocą kluczy tranzystorowych w EPS, odpowiednio włącza/wyłącza zasilanie poszczególnym podsystemom. System ten potrzebny jest również podczas ładowania akumulatora. Ładowanie może trwać kilka orbit. Potrzebny jest tutaj tryb hibernacji, który wyłączy zasilanie układom satelity i pozwoli na dokończenie pełnego cyklu ładowania akumulatorów.

W krytycznych momentach, kiedy napięcie na akumulatorach spada poniżej określonej granicy, kontrolę nad zasilaniem przejmuje EPS. Wyłącza zasilanie komputera pokładowego, na samym końcu modułowi komunikacji. Pozostawia niewielki zapas energii, który potrzebny jest do podgrzania akumulatorów.

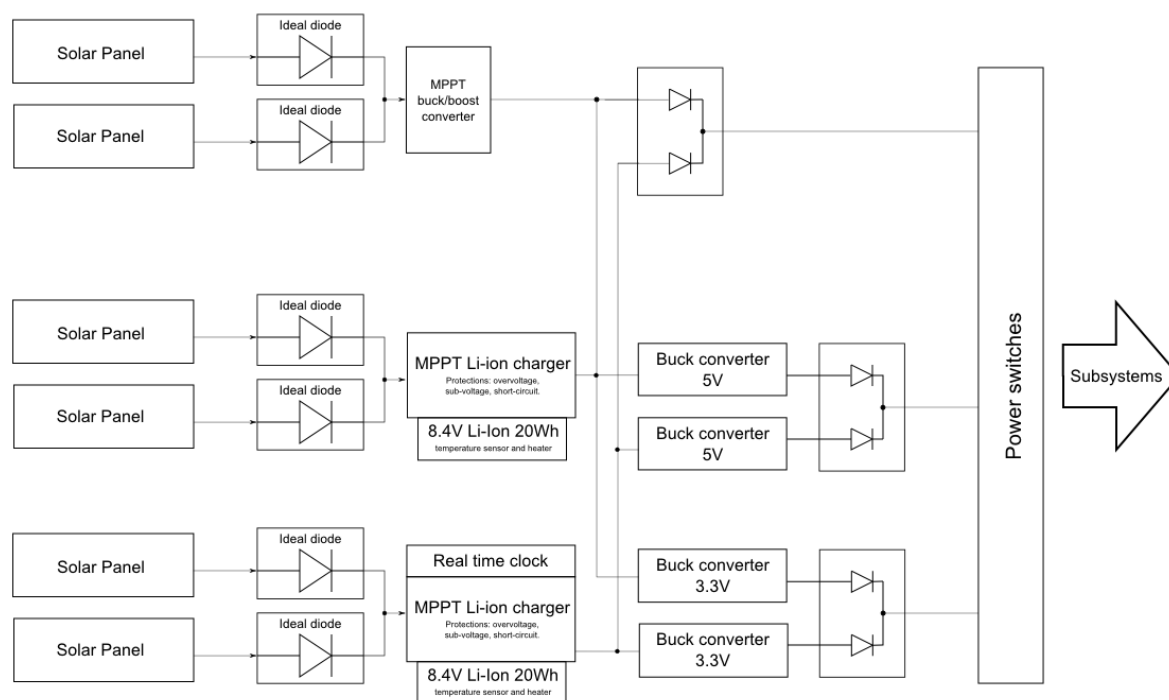
Głównym problemem w kosmosie jest brak powietrza, w którym zachodzi konwekcja. Konwekcja jest głównym czynnikiem chłodzącym w układach elektronicznych. Powstają duże wymagania co do sprawności oraz ilości zajmowanego miejsca na płycie PCB. Próżnia wprowadza ograniczenia stosowanych podzespołów elektronicznych, chodzi tutaj głównie o odgazowanie.

Powielenie niektórych bloków (redundancja), budowa podzespołów z elementów najwyższej jakości oraz bardzo duża ilość testów próżniowych pozwala na uzyskanie odpowiednio wysokiej niezawodności.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



3.1 SCHEMAT BLOKOWY

Poniżej znajduje się uproszczony schemat blokowy układu zasilania:



Układy ładowarek śledzących MPPT (punkt maksymalnej mocy ogniw) - przetwornica impulsowa sterowana mikroprocesorem, starająca się uzyskać maksymalną możliwą wydajność baterii słonecznych przy dowolnym oświetleniu. Pozwoli to na wydajne wykorzystywanie energii słonecznej. Każda z przetwornic wyposażona jest w interfejs I²C. Szyna ta umożliwia informowanie procesora EPS o obecnym stanie przetwornic (uzyskiwana moc, czy punkt MPPT został osiągnięty, temperatury ogniw i przetwornic).

Pakiet akumulatorów Li-Ion - pakiet akumulatorów litowo-jonowych łączonych szeregowo w pakietach 8.4V. Zabezpieczenie akumulatora: termiczne, podnapięciowe i nadnapięciowe. Układ regulacji temperatury będzie utrzymywał temperaturę akumulatora powyżej 0°C aby zapobiec szybkiemu zużyciu akumulatorów. Przy napięciu poniżej 6.5V (pakiet dwóch akumulatorów) zostaną odłączone wszystkie systemy pokładowe. Pozostawiony zapas napięcia pomiędzy 5.4V-6.5V (poniżej 5.4V akumulator gwałtownie traci pojemność) umożliwi ogrzanie akumulatora w razie spadku temperatury poniżej 0°C. Zabezpieczenie nadnapięciowe zapobiega przeładowaniu, a co za tym idzie, także eksplozji akumulatora.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Przetwornice zasilające systemy pokładowe - zespół przetwornic zamieniających napięcie z akumulatora lub baterii słonecznych na standardowe napięcia zasilające układy satelity (3.3V, 5V i inne).

Układ dystrybucji energii - zespół kluczy tranzystorowych włączających lub wyłączających zasilanie poszczególnym podzespołom satelity.

Układ pomiarowy i kontrolujący pracę EPS - na rozkaz komputera pokładowego (OBC) przesyła stan każdej baterii słonecznej, aktualny stan układu zasilania, napięcia oraz prądy. Układ ten nie będzie podejmował żadnych decyzji, jego zadaniem będzie informowanie głównego procesora o stanie EPS. Decentralizacja zwiększy niezawodność. Komunikacja między EPS a OBC odbywa się poprzez I²C.


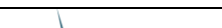
Zapasowy zegar czasu rzeczywistego – układ wykorzystujący wbudowany RTC w mikrokontroler EPS odmierzający czas do otwarcia struktury deorbitacyjnej. Po 30 dniach od uwolnienia z P-PODa nastąpi uruchomienie procedury deorbitacji, bez względu na to czy układ zasilania został uszkodzony. Zasilanie RTC może być podtrzymywane przez super-kondensator ładowany bezpośrednio z paneli słonecznych lub wewnętrznej magistrali zasilania. Super-kondensator o pojemności 10mF (pozwala na podtrzymanie zasilania RTC na kilka godzin):



Podobne rozwiązanie stosowane jest w podtrzymywaniu zasilania RTC komputera firmy GOMSpace:



Według dokumentacji zasilanie RTC mikrokontrolera OBC może być podtrzymywane przez 1h.

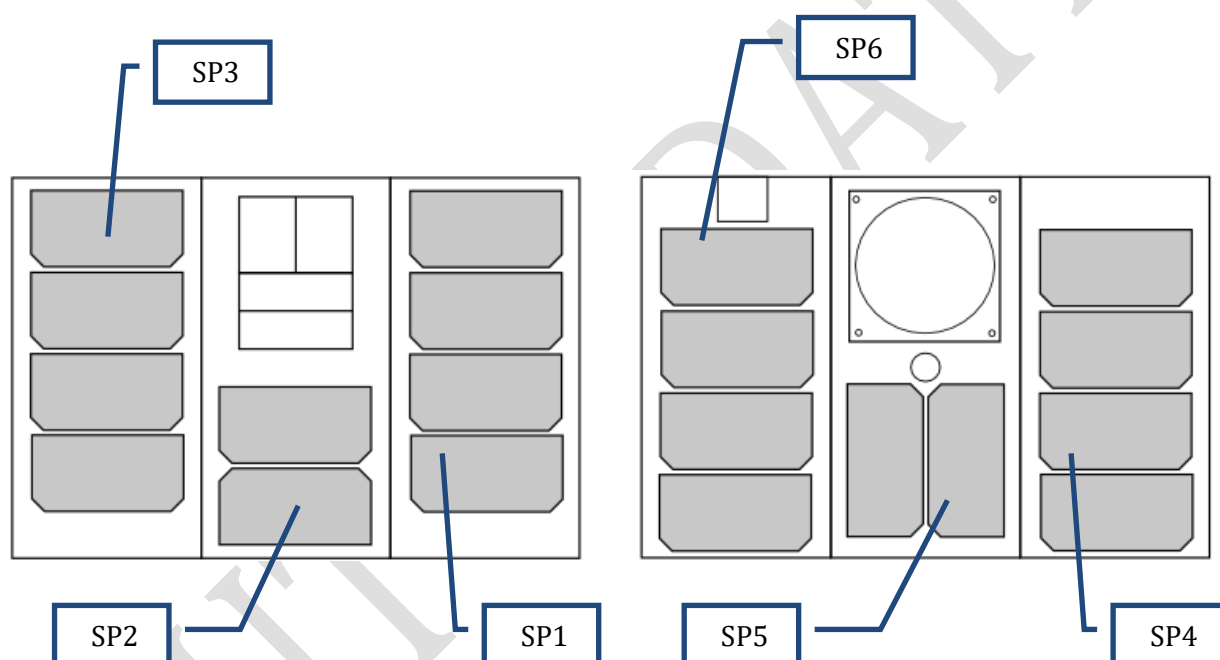
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

4 BUDŻET MOCY

Poniżej przedstawiono analizę budżetu mocy. Określono dostępną energię z uwzględnieniem orbity. Następnie wliczono straty oraz zapotrzebowanie na podstawowe funkcje satelity. Pozostała część energii jest dostępna dla podsystemów. Przeprowadzono analizę pobieranej mocy przez poszczególne podsystemy oraz wskazano zasady planowania zadań.

4.1 PANELE SŁONECZNE


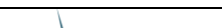
Na poniższych obrazach widać rozmieszczenie paneli słonecznych:



Na każdej z zaznaczonych powierzchni mogą znajdować się panele słoneczne. Pozwalają na to wyniki analizy termicznej przeprowadzone przez zespół TCS.

Panele słoneczne otwarte pod kątem prostym

Jeśli czujnik Słońca PW-Sat2 zostanie skierowany w stronę Słońca, to panele są oświetlane. Panele na powierzchniach 4, 5 i 6 wydają się niepotrzebne. Jednak śledzenie Słońca w trzech osiach nie jest możliwe, ze względu na magnetyczny układ kontroli orientacji (ADCS). Mimo tego, że zastosowany układ będzie trójosiowy, to nie jest w stanie kontrolować wszystkich trzech osi w jednym momencie. Przez to satelita będzie obracał się wokół jednej z nich i panele

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

słoneczne na powierzchniach 1, 2 i 3 będą oświetlane okresowo, tak samo jak te na powierzchniach 4, 5 i 6. Właśnie ze względu na to zjawisko, panele słoneczne powinny być umieszczone na powierzchniach 1-6.

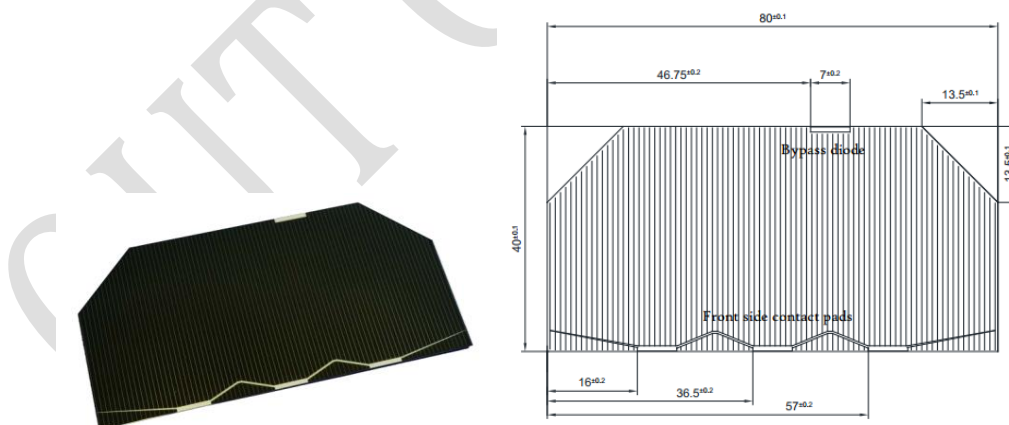
Panele słoneczne otwarte pod innym kątem niż kąt prosty

Analizy w kolejnych fazach wykażą, pod jakim kątem mogą zostać otwarte panele słoneczne, aby powierzchnie paneli słonecznych 4 i 6 mogły być usunięte. Ograniczy to koszty, masę oraz skomplikowanie struktury.


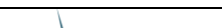
Dostępność paneli słonecznych

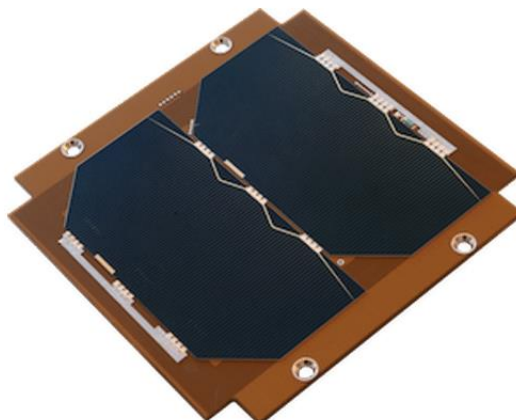
Prowadzone są rozmowy z dostawcami pojedynczych paneli oraz całych struktur paneli słonecznych. Oferty pojedynczych paneli słonecznych przy zamówieniu 30 sztuk:

Firma	Parametry panelu	Cena za sztukę
AzurSpace (Niemcy)	Sprawność 30%, wymiary 80x40mm	270€
CESI (Włochy)	Sprawność 30%, wymiary 80x30mm	280€



Istnieje możliwość wykonania na zamówienie gotowych modułów paneli słonecznych. Poniżej jest przykład gotowego modułu ściany 1U firmy GOMSpace:

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Cena takiego modułu to około 2000€.

Panele słoneczne są kruche i bardzo łatwo można je uszkodzić. Dobrym rozwiązaniem będzie zakup gotowego modułu.


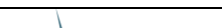
4.2 ENERGIA Z PANELI SŁONECZNYCH NA JEDNĄ ORBITĘ

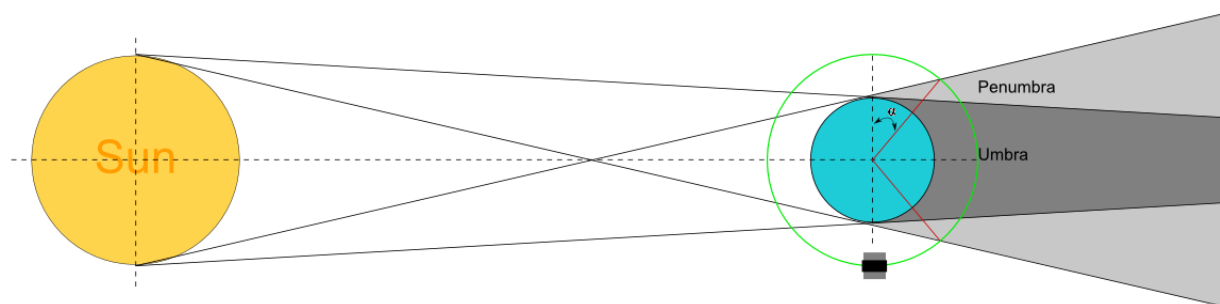
Ilość zebranej energii w ciągu jednej orbity z paneli słonecznych zależy od o wielu czynników. Oprócz samej orbity, wpływ na to ma temperatura oraz kontrola orientacji. Podczas wzrostu temperatury paneli słonecznych spada ich wydajność. Jeśli kontrola orientacji nie śledzi Słońca, może dojść do sytuacji, w której satelita zacznie obracać się w niekontrolowany sposób. Celem tego rozdziału jest wyznaczenie ilości energii na jedną orbitę, co pozwoli na uproszczenie późniejszych obliczeń.

Miarą będzie energia w postaci wato-sekund (Ws), czyli džuli (J), która powinna określać energię uzyskiwaną podczas pełnej orbity. Uzyskaną energię można w prosty sposób przeliczyć na wato-godziny [Wh], dzieląc otrzymany wynik przez 3600s.

4.2.1 STREFA DNIA I NOCY

Satelita krążąc po orbicie Ziemi, będzie wchodził okresowo w strefę dnia, cienia i półcienia. Cień to stożek całkowitego zaciemnienia (umbra), a półcień to stożek półcienia (penumbra). Penumbra jest pomijalnie mała, więc nie brano jej pod uwagę przy obliczeniach.

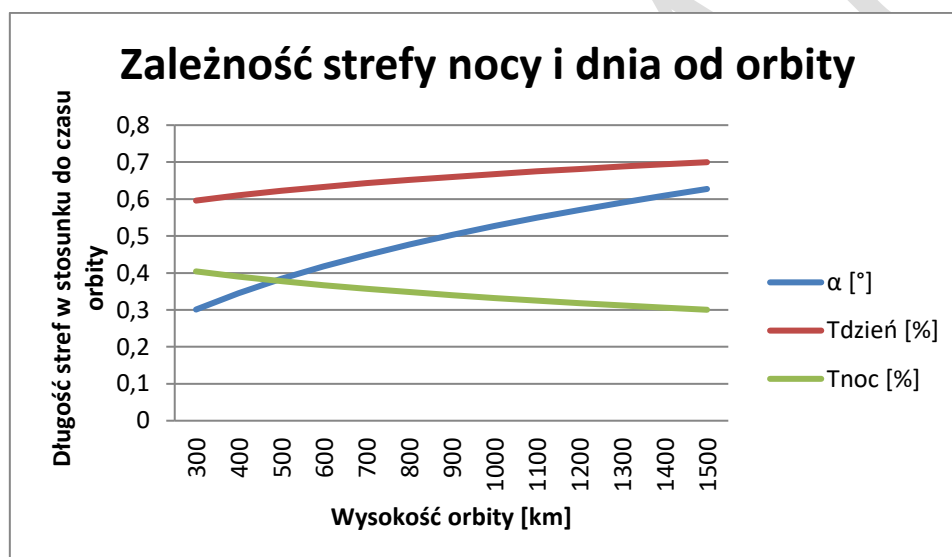
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



$$\alpha = \arccos \left\{ \frac{R_E}{R_E + A} \right\} \quad R_E = \text{promień Ziemi} \quad A = \text{Wysokość orbity}$$

$$T_{\text{dzień}} = \frac{180^\circ + 2\alpha}{360^\circ}$$

$$T_{\text{noc}} = \frac{180^\circ - 2\alpha}{360^\circ}$$


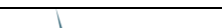


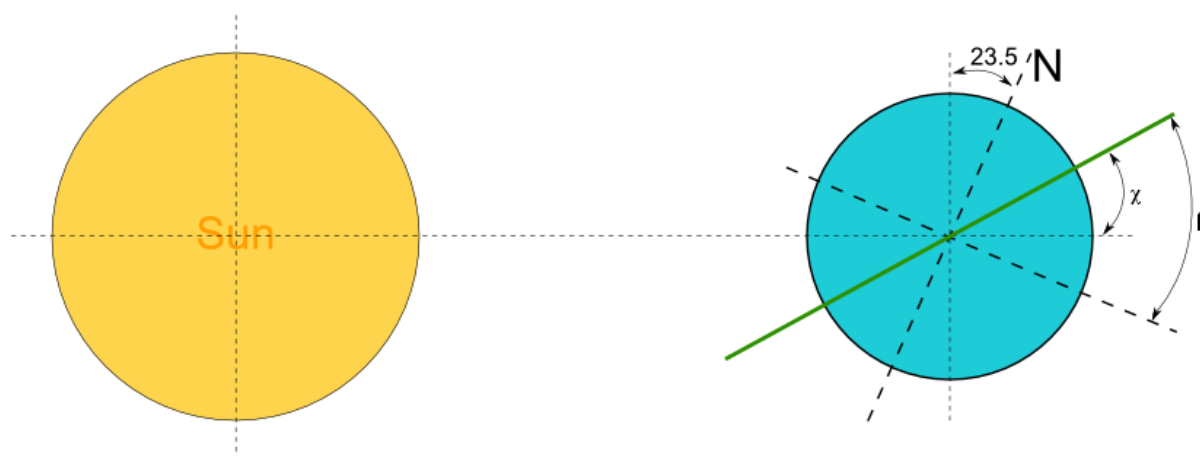
Zmiana kąta α wpływa na długość trwania strefy dnia i nocy. Obecnie prowadzone są rozmowy dla orbit synchronizowanych słonecznie o wysokościach 600km i 700km. Dla tych orbit długość strefy dnia i nocy jest podobna i wynosi odpowiednio: $T_{\text{dzień}}=64\%$ i $T_{\text{noc}}=36\%$.

4.2.2 ORIENTACJA ORBITY WZGLĘDEM SŁOŃCA

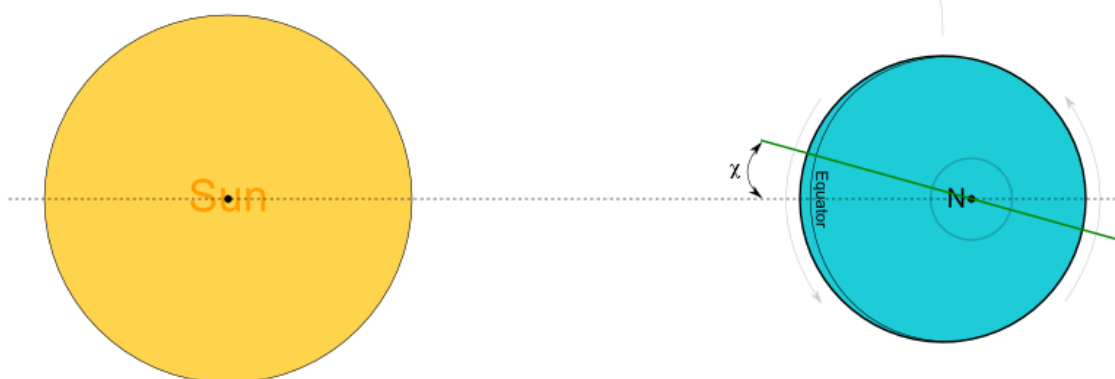
Poniższe rysunki pokazują wyznaczanie odchylenia orbity od kąta padania promieni słonecznych. Jest to potrzebne do wyznaczenia kąta padania promieni słonecznych, w pewnych warunkach, na panele słoneczne.

Kąt $\chi=\beta-23,5^\circ$ wyznacza orientację orbity względem promieni słonecznych, odchylonej od równika o określony kąt:

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		




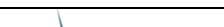
Na poniższym rysunku wyznaczono orientację orbity względem promieni słonecznych:

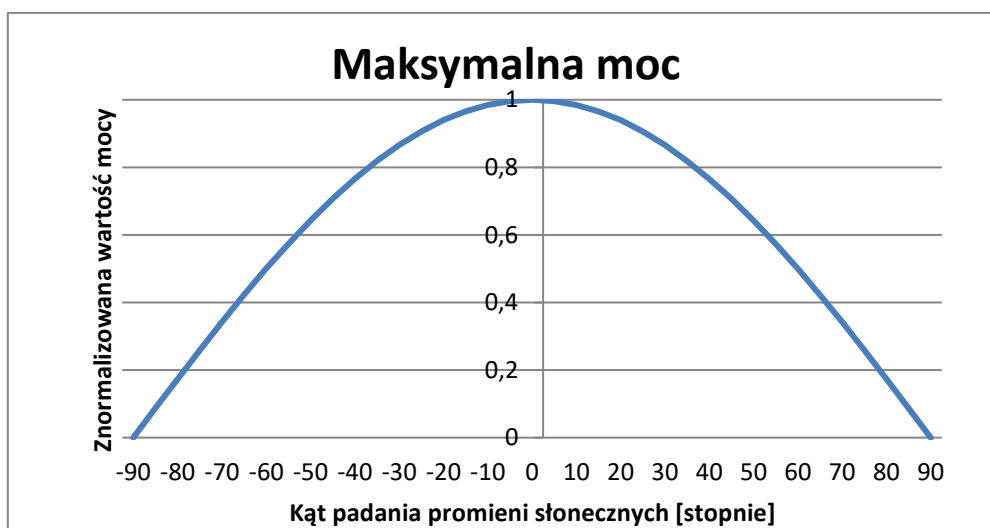


Dla uproszczenia będzie przyjmowany pierwszy lub drugi sposób wyznaczania orientacji względem promieni słonecznych, w zależności od orbity. Dla orbity synchronizowanej słonecznie wykorzystany zostanie drugi rysunek, z którego można wywnioskować sposób obliczenia kąta między płaszczyzną orbity a promieniami słonecznymi.

4.2.3 ZALEŻNOŚĆ MOCY PANELI SŁONECZNYCH OD KĄTA PADANIA ŚWIATŁA

Uzyskiwana moc z paneli słonecznych zależy od kąta padania światła. Największą moc uzyskać można, gdy promienie słoneczne padają prostopadle na powierzchnię paneli.

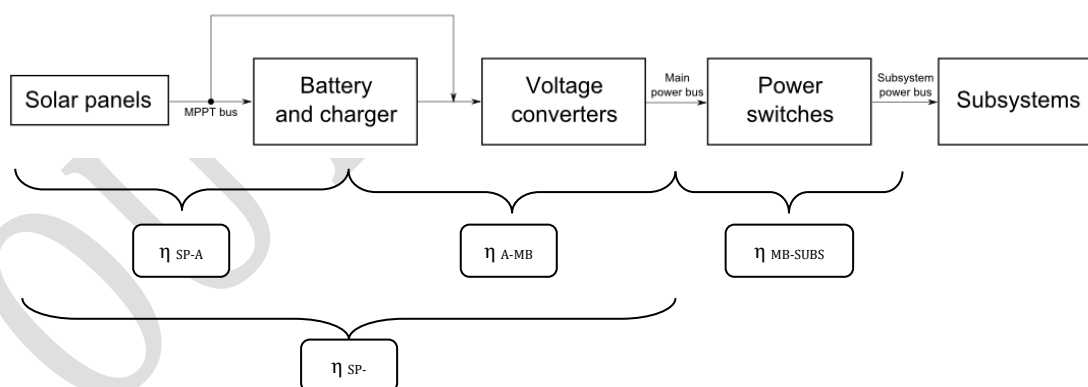
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Powyższy wykres prezentuje teoretyczną zależność uzyskiwanej mocy w zależności od kąta padania promieni słonecznych.


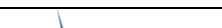
4.2.4 SPRAWNOŚCI BLOKÓW PRZETWARZANIA ENERGII

Każdy blok układu zasilania posiada określoną sprawność. Energia z paneli słonecznych może ładować akumulatory lub zasilac bezpośrednio podsystemy. Podsystemy mogą pobierać energię z akumulatorów. Przed główną magistralą zasilania jest zestaw przetwornic dostosowujących napięcia wewnętrzne EPS do wymagań podsystemów. Dalej powinny znajdować się klucze, włączając zasilanie potrzebnym podsystemom.



Poniżej przedstawiono przybliżone sprawności na różnych etapach przetwarzania energii.

Ścieżka przetwarzania energii	Sprawność	Oznaczenie
Z paneli słonecznych do akumulatorów	80%	η SP-A

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

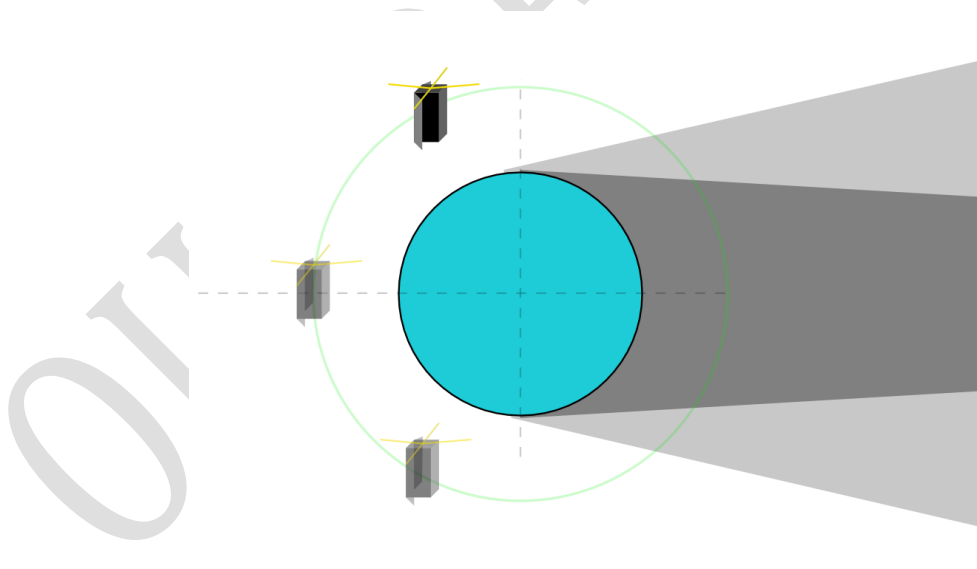
Bezpośrednio z paneli słonecznych do głównej magistrali zasilania	70%	η_{SP-MB}
Z akumulatora do głównej magistrali zasilania	85%	η_{A-MB}
Z głównej magistrali zasilania, przez przełączniki, do podsystemów	99%	$\eta_{MB-SUBS}$
Błąd algorytmu MPPT	5%	ERR_{MPPT}
Błąd algorytmu ADCS śledzącego Słońce	10%	ERR_{F-ADCS}

4.2.5 OBLICZANIE UZYSKIWANYCH ENERGII NA ORBICIE

Uzyskiwana średnia moc orbity zależy od kąta padania promieni słonecznych, który z kolei zależy od orientacji satelity. Zostaną przeanalizowane trzy przypadki: śledzenie słońca przez podsystem zmiany orientacji, śledzenie Ziemi oraz praca z wyłączonym ADCS. Jako czas orbity zostanie przyjęte 90 minut = 5400s.


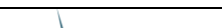
Śledzenie Słońca

Na śledzenie Słońca pozwala odpowiedni tryb wbudowany w podsystem zmiany orientacji ADCS. Układ dokonuje korekcji orientacji w taki sposób, aby panele słoneczne były skierowane w stronę Słońca.



Jeśli śledzenie odbywa się podczas przelotu satelity przez całą „strefę dnia”, to teoretycznie uzyskiwana średnia moc orbity z paneli słonecznych wynosi:

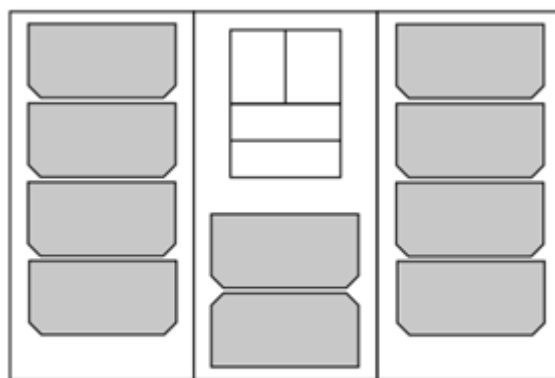
$$[Współczynnik_strefy_dnia] \cdot [czas_orbity_w_sekundach] \cdot [moc_uzyskiwana_z_paneli_słonecznych] = [energia_uzyskana_z_jednej_orbity]$$

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

$$T_{\text{dnia}} * T_{\text{orbity}}[s] * P_{\text{sol}} [W] = E_{\text{orbity}} [Ws]$$

Jeśli satelita śledzi słońce poprzez ustawienie głównych paneli słonecznych, to teoretyczna maksymalna uzyskiwana moc wynosi $P=10W$. Przy obliczaniu mocy należy wliczyć błąd algorytmu MPPT przetwornic w układzie zasilania oraz błędy algorytmu ADCS śledzących słońce.

$$P_{\text{Sol}} = (1-ERR_{\text{MPPT}}) * (1-ERR_{\text{F-ADCS}}) * P = (1-0,05) * (1-0,1) * 10W = 9,4W$$




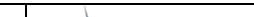
$$E_{\text{orbity}} = 0,64 * 5400 * 9,4W = 32486 Ws = \sim 9Wh$$

Powyższy wynik zaokrąglono do 9Wh. Ilość w ten sposób uzyskanej energii zależy głównie od mocy pobieranej przez podsystem zmiany orientacji satelity ADCS, od jego dokładności i sprawności bloków przetwarzania układu zasilania.

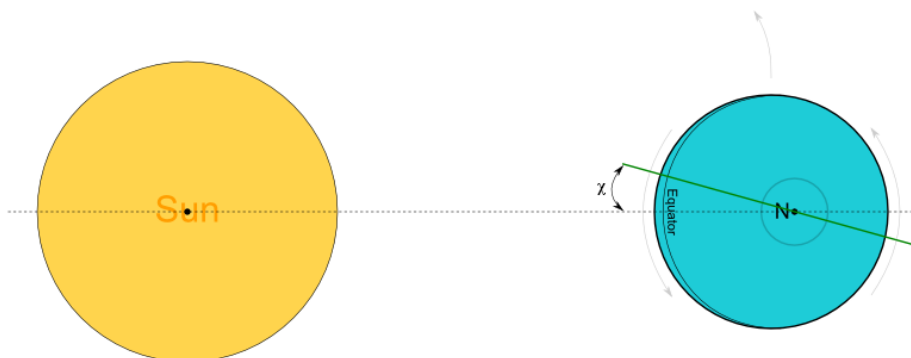
Kamera skierowana w stronę Ziemi

Kiedy kamera będzie skierowana, przez całą strefę dnia, w stronę Ziemi, to promienie słoneczne będą padały pod różnym kątem, w zależności miejsca, w którym znajduje się satelita. Orientacja względem Słońca zależy wtedy od orbity, a co za tym idzie, również i uzyskana energia z obiegu jednej orbity.

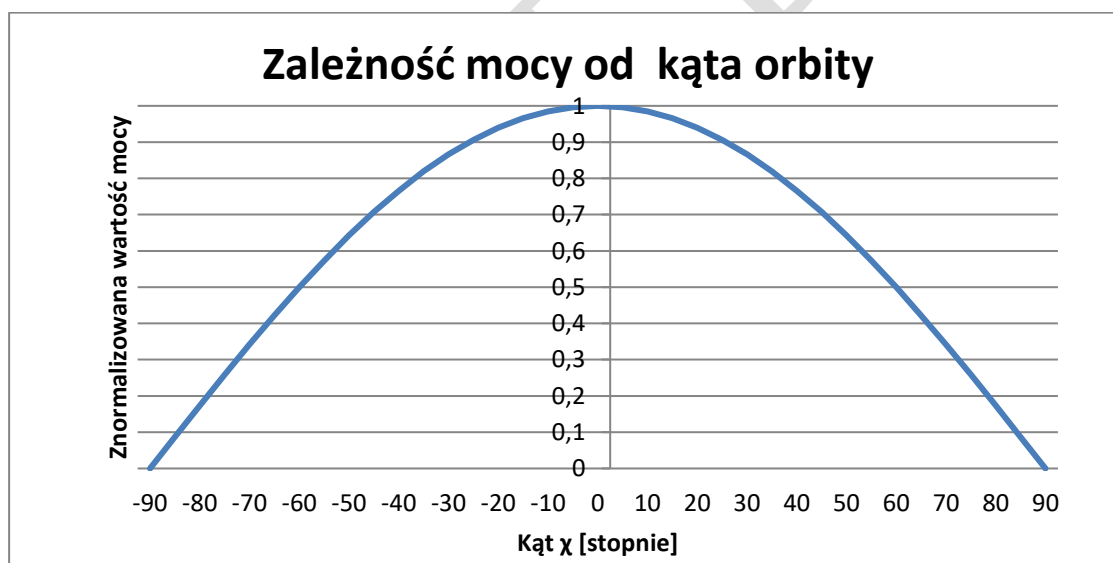
W tym punkcie brane będą pod uwagę panele słoneczne tylko z jednej strony skrzydła. Panele umieszczone po drugiej stronie będą skierowane ku Ziemi, przez co oświetlone zostaną dopiero

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		


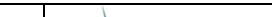
po przekroczeniu kąta 90° w stosunku do promieni słonecznych. Przez to będą oświetlone przez bardzo krótki czas i pod dużym kątem, co powoduje generowanie znikomej ilości energii.



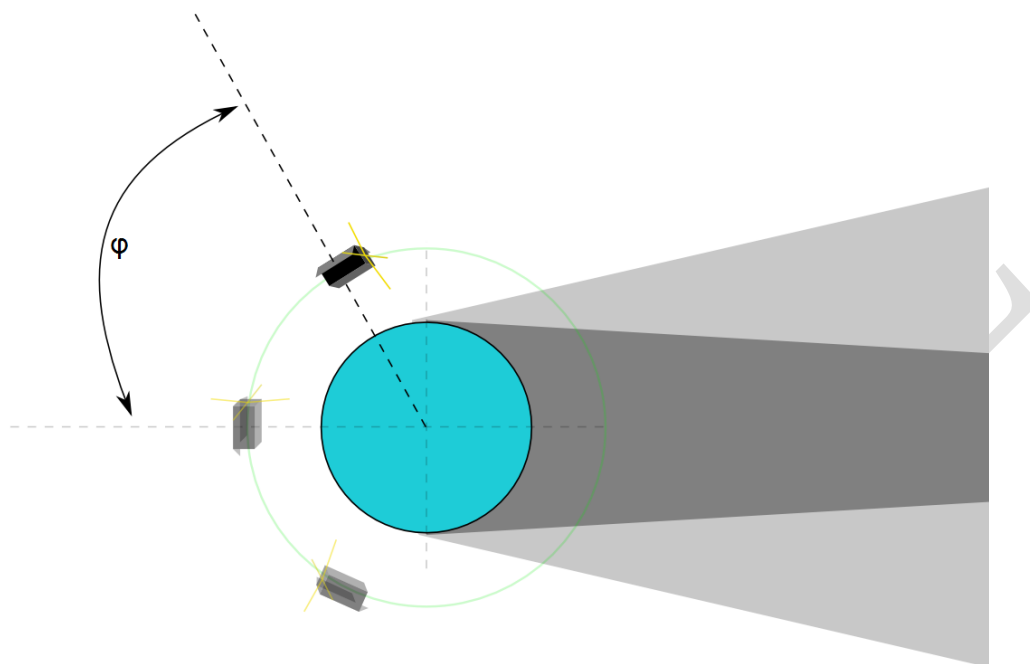
Generowana moc będzie zależała od położenia orbity satelity. Poniższa zależność w przybliżeniu przedstawia maksymalną moc uzyskiwana na orbicie pod kątem χ .



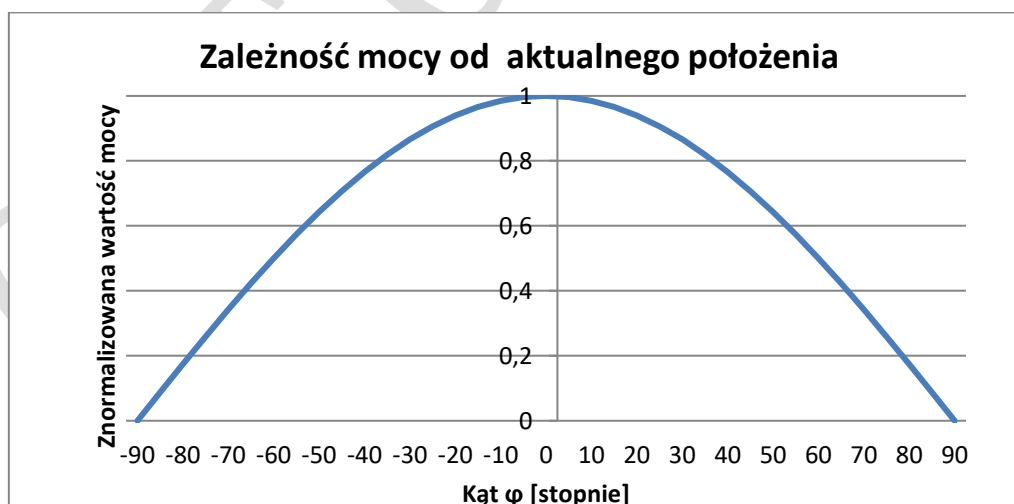
Dla orbity polarnej, zsynchronizowanej słonecznie zostanie przyjęta wartość 10° . Daje to wartość znormalizowaną na poziomie 0,98 nominalnej mocy paneli słonecznych. Dla paneli złożonych z ogniw fotowoltaicznych o sprawności 30% i mocy 1W, maksymalna możliwa moc do uzyskania będzie wynosiła 0,98W.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		


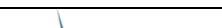
Uzyskana energia będzie zależała od kąta χ , który wyznacza najbardziej optymalny kąt padania promieni słonecznych, który możliwy jest do uzyskania na danej orbicie. Oprócz tego, wpływ ma aktualna pozycja względem Słońca, która zmienia się w czasie.



W czasie zmienia się kąt φ . Zależność ta również w przybliżeniu będzie funkcją cosinus (bez uwzględniania paneli słonecznych po drugiej stronie skrzydeł):



Moc z powierzchni paneli słonecznych umieszczonych po jednej ze stron, będzie możliwa do uzyskania w zakresie kątów φ między -90° a 90° . Poza tymi wartościami panele słoneczne są

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

zasłonięte i nie generują mocy. Poniższa zależność przedstawia obliczanie współczynnika zebranej energii w ciągu jednej orbity:

$$\int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) d\varphi = \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \cos(\varphi) d\varphi = \sin(\varphi) \Big|_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} = 1 - (-1) = 2$$

Okno prostokątne od -90° do 90° wynosi π [jednostki kwadratowe], kiedy w zakresie tych kątów Słońce jest śledzone przez panele słoneczne. W tym czasie, przy śledzeniu słońca, uzyskana może być energia:

$$E_{-90\ 90^\circ} = (T_{\text{orbity}}[s] / 2) * P_{\text{sol}} = (5400s/2) * 10W * 0,98 = 7,3Wh$$

Jeśli kamera skierowana jest w stronę Ziemi, to uzyskana energia z paneli słonecznych wynosi:

$$\frac{2}{\pi} = 0,634$$

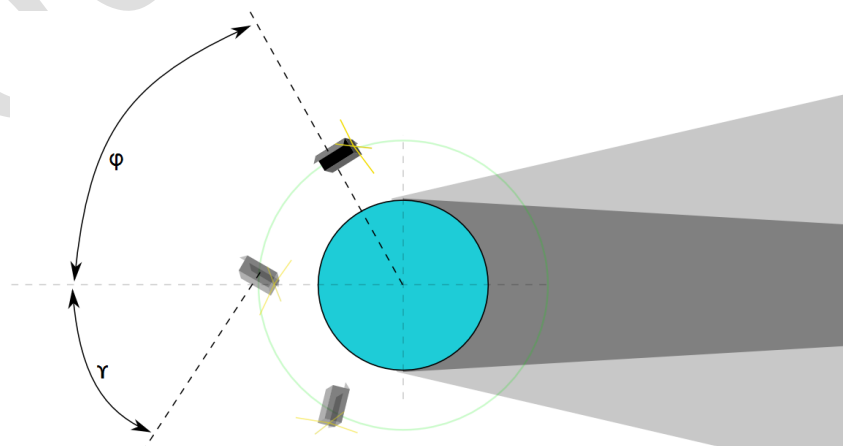
A uzyskana w tym czasie energia wynosi:


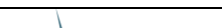
$$E = E_{-90\ 90^\circ} * 0,634 = 4,6Wh \sim 4Wh$$

Powyższa wartość różni się ponad dwukrotnie od momentu, kiedy satelita śledzi Słońce za pomocą paneli słonecznych. Powyższa wartość zostanie zaokrąglona do 4Wh.

Niekontrolowany obrót satelity

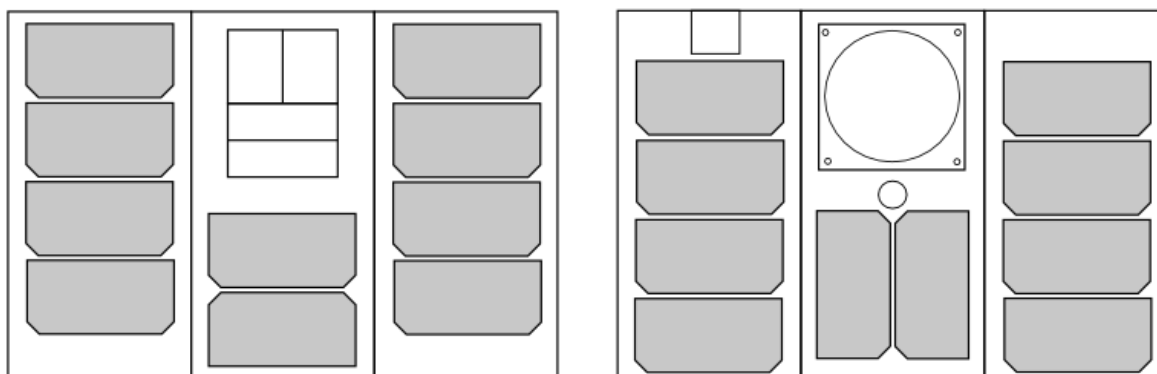
Zostanie również rozważony przypadek, kiedy satelita obraca się w niekontrolowany sposób, spowodowany np. przez nie działający system zmiany orientacji ADCS. Okres obrotu satelity jest wielokrotnie dłuższy niż czas trwania orbity. Tutaj muszą być wzięte pod uwagę panele słoneczne umieszczone po obu stronach satelity.



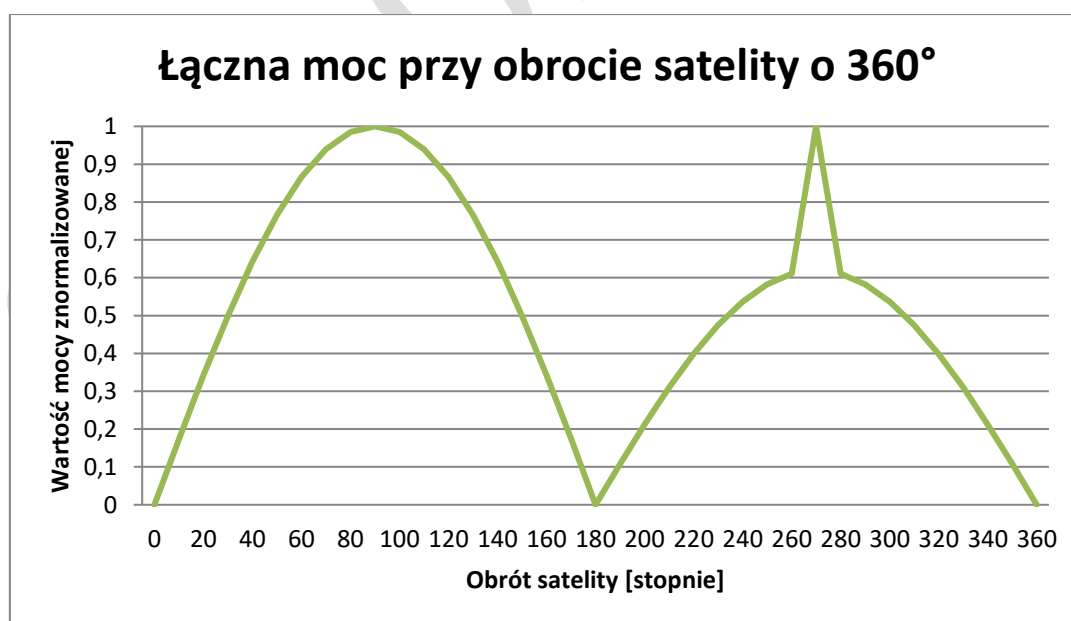
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Zaznaczono kierunek padania promieni słonecznych i kąty padania najbardziej optymalne dla paneli słonecznych (prostopadłe do ich powierzchni). Zmiana orientacji satelity powoduje zmianę tych kątów, przez co zmienia się generowana moc w czasie.



Po jednej i drugiej stronie satelity znajduje się łącznie 20 ogniw fotowoltaicznych:



Dla uproszczenia zostanie przyjęte, że maksymalna możliwa do uzyskania moc z paneli po jednej i drugiej stronie wynosi po 10W. Więc można przyjąć wyniki z poprzednich wyliczeń, że obrót satelity względem słońca o kąt od -90° do 90° powoduje zmianę generowanej mocy przez panele słoneczne. Z tego powodu, że panele słoneczne znajdują się po przeciwnych stronach, to oświetlana jest raz jedna powierzchnia, a raz druga. Poniższy wykres prezentuje obrót satelity o kąt 360° i zależność generowanej mocy od tego kąta:



Na powyższym wykresie, w prawej części, widać blokowanie działania ogniw fotowoltaicznych przez padający cień. Satelita obraca się od strony jednolitej powierzchni paneli, w stronę paneli

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

po drugiej stronie skrzydła, co powoduje padanie cienia, na jedno ze skrzydeł. Charakterystyczny pik mocy jest spowodowany tym, że przez pewien czas wszystkie panele z jednej strony zorientowane są tak, że promienie słoneczne padają prostopadle na ich powierzchnię. Nie jest to brane pod uwagę w poniższych obliczeniach.

Średnia moc na jeden obrót satelity (uproszczone – bez piku mocy):

$$P_{\text{średnia}} = \frac{\left(\frac{2}{\pi} * 10W\right) + \left(\frac{2}{\pi} * 10W * 0,63\right)}{2} = 5,2W \sim 5W$$

Przy niekontrolowanym obrocie satelity średnia uzyskiwana moc ze wszystkich paneli słonecznych wynosi 5W.



4.3 MOC POBIERANA PRZEZ POSZCZEGÓLNE MODUŁY

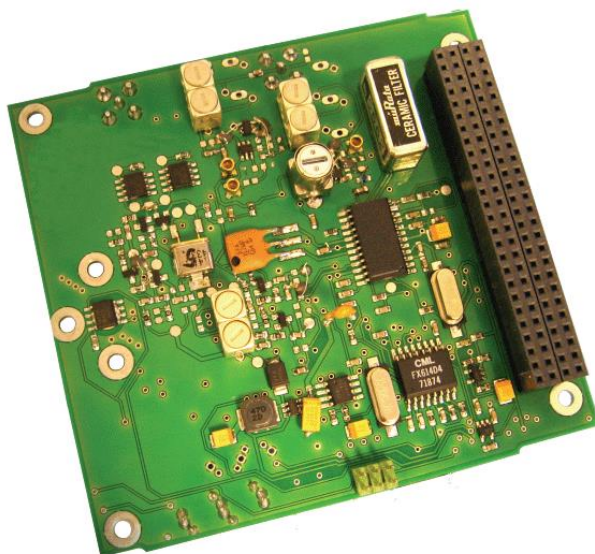
Poniżej została przedstawiona analiza komercyjnie dostępnych modułów pod względem pobieranej mocy. W dalszej części pozwoli to na dobranie odpowiednich akumulatorów oraz zaprojektowanie przybliżonego budżetu mocy.

Moduł komunikacji UHF/VHF

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	<2W	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

Prowadzone były rozmowy z producentami modułów komunikacji UHF/VHF. Wytypowany został moduł „ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver”:

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		





Wykorzystuje on interfejs komunikacyjny I²C.

System kontroli orientacji (ADCS)

Nazwa modułu	Pobierana moc w trybie detublingu	Pobierana moc podczas utrzymania orientacji	Napięcia zasilania
ISIS Magnetorquer Board	<2,0W	<1,0W	Aktuatory: 5V Elektronika: 3,3V



Moduł komunikuje się poprzez interfejs I²C. Obliczenia związane z wyznaczaniem pozycji i sterowaniem odbywają się w komputerze pokładowym OBC.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Komputer pokładowy

Szacowana moc pobierana przez komputer w trybie normalnym (wszystkie peryferia włączone) wynosi <1,5W (na podstawie danych komputera CubeComputerV3 od ESL, komputer ten spełnia wymagania misji PW-Sat2), a w trybie uśpienia <0,1W. Są to wartości przybliżone, które będą brane pod uwagę do dalszej analizy.



Kamera CAM2

Kamera CAM2 umieszczona w prototypie:

Matryca 1/6", rozdzielczość: 640x480, moc 300mW, ramek na sekundę: do 30, rozmiar: 6x6x4.5mm, interfejs I²C.




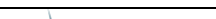
Elektronika payloadu

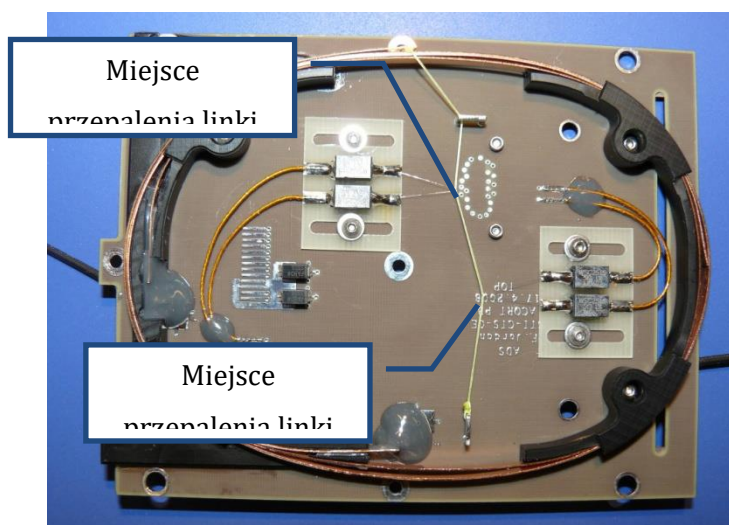
W skład modułu payloadu wchodzi: elektronika kamery oraz czujnika Słońca. Do dalszej analizy zostanie przyjęte, że elektronika sterująca kamerą może pobierać do 0,5W, a czujnik Słońca 1W.

System przepalania linek Dyneema

Linki Dyneema są szeroko stosowane w technice satelitarnej w mechanizmach zwalniających. Wysoka wytrzymałość pozwala utrzymać zwalniany mechanizm. Po przepaleniu linki Dyneema następuje otwarcie, np. paneli słonecznych, wysuwanych anten, czy struktur deorbitacyjnych. Siłę, która otwiera dany system, uzyskuje się najczęściej za pomocą różnego rodzaju sprężyn, które utrzymywane są właśnie za pomocą linki Dyneema.

System stosowany w SwissCube:


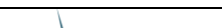
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Przyjęte zostanie, że na każdy węzeł przepalany przez nóż termiczny, przeznaczone jest 0,5W. Moc ta jest pobierana maksymalnie przez 30s, do momentu przepalenia linki Dyneema. Przyjęte również zostanie, że wszystkich węzłów jest 10, więc maksymalna moc, pobierana jednocześnie, wynosi 5W.

Moc pobierana przez poszczególne moduły

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 zmiany orientacji – moduł aktuatorów z driverami PWM	3.3V 5V	Zasilanie czujników i elektroniki: <0.5W Zasilanie aktuatorów: <1.5W

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



PLD	Elektronika payloadu	3.3V	CAM2 0,3W
		5V	SunS: 1W
		5V	Fotodiody: 0.5W
		6.5-9V	Grzałki kamery: CAM2 1W
MAGNETOMETER	Magnetometr	3.3V	Jeden magnetometr: 100mW Redundantnych magnetometrów może być więcej
OBC	Komputer pokładowy	3.3V	Główny - przetwarzanie: <1.5W Główny - tryb uśpienia: 0.1W
		5V	Zapasowy - przetwarzanie: 0.2W Zapasowy - tryb uśpienia: <0.05W

4.4 AKUMULATORY

Zdecydowano się zastosować pakiet akumulatorów NanoPower BP4 firmy GOMSpace:



Pakiet składa się z 4 akumulatorów Li-Ion. Możliwa jest ich dowolna konfiguracja połączeń. Pakiet posiada wbudowany system kontroli i utrzymywania temperatury. Pojemność pakietu 40Wh. Cena około 1500€.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



GomSpace 18650 battery with heater element

Według dokumentacji dostarczonej przez firmę GOMSpace akumulatory tracą 20% pojemności po 350 pełnych cyklach ładowania:

3.7V batteries


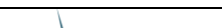
DOD	80% remaining capacity 25 degC, +1C/-1C, 4.2V EOCV	65% remaining capacity 25 degC, +1C/-1C, 4.2V EOCV
100%	350	430
50%	1000	1200
25%	1700	2100

Więc należy zaprojektować budżet mocy tak, aby w większości rozładowanie akumulatorów nie było większe niż 25%. Mając pakiet akumulatorów o pojemności 40Wh, należy traktować go tak, jak pakiet o pojemności 10Wh. Pozwoli to przedłużyć działanie akumulatorów na orbicie.

4.5 DOSTĘPNA ENERGIA NA ORBICIE

Wcześniej obliczono maksymalną możliwą energię otrzymywaną z paneli słonecznych na jedną orbitę. Zależy ona od stanu, w jakim jest satelita. Wykonano analizy dla przypadków, kiedy układ kontroli ADCS śledzi Słońce tak, aby zebrać jak najwięcej energii, kamera skierowana w stronę Ziemi oraz obracanie się bez kontroli orientacji.

Stan satelity	Otrzymana energia z paneli słonecznych w ciągu jednej orbity
Śledzenie Słońca aby zebrać jak najwięcej energii	9Wh
Śledzenie kamerą powierzchni Ziemi	4Wh
Niekontrolowany obrót satelity	5Wh

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

W powyższej nie wliczono mocy potrzebnej na ogrzewanie elementów oraz poboru energii przez układ zasilania i komputer w trybie uśpienia.

Energia potrzebna do utrzymania podstawowych funkcji satelity podczas ładowania akumulatorów, w trybie uśpienia bez kontroli orientacji. Tryb ten będzie wykorzystywany w momentach, kiedy satelita oczekuje na kolejne zadanie lub rozkaz. Poniższe wartości dotyczą jednej pełnej orbity.


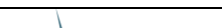
Odbiornik energii	Zapotrzebowanie na energię
Ogrzewanie akumulatorów	0,5Wh
Ogrzewanie innych elementów	0,5Wh
Tryb uśpienia komputera	0,15Wh
Tryb uśpienia układu zasilania	0,15Wh
Układ komunikacji w trybie odbioru	0,3Wh
	Razem: 1,6Wh

Zmagazynowana energia w akumulatorach podczas jednej orbity (z uwzględnieniem ścieżki od paneli słonecznych do akumulatora):

Stan satelity	Zmagazynowana energia podczas jednej orbity z uwzględnieniem sprawności układu zasilania
Śledzenie Słońca aby zebrać jak najwięcej energii	7,2Wh
Śledzenie kamerą powierzchni Ziemi	3,2Wh
Niekontrolowany obrót satelity	4Wh

Odejmując zapotrzebowanie energii, na podstawowe funkcje satelity, otrzymujemy:

Stan satelity	Zmagazynowana energia podczas jednej orbity z uwzględnieniem sprawności układu zasilania, dostępna dla podsystemów
Śledzenie Słońca aby zebrać jak najwięcej energii	4,7Wh
Śledzenie kamerą powierzchni Ziemi	1,3Wh
Niekontrolowany obrót satelity	2Wh

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

4.6 ŁADOWANIE I ROZŁADOWANIE AKUMULATORÓW

Żywotność akumulatorów litowo-jonowych zależy od głębokości rozładowania. Współczynnik głębokości rozładowania (DOD) 25% pozwala na 1700 cykli ładowania (według dokumentacji GOMSpace) z utratą pojemności 80%. Przy orbitach o długości 90minuty akumulator powinien utrzymać nominalną pojemność powyżej 80% przez okres kilku miesięcy od startu.

W układzie zasilania zostanie zastosowana zasada, aby rozładowywać akumulatory ze współczynnikiem DOD 25%. Czyli akumulator o pojemności 40Wh będzie traktowany jak akumulator o pojemności 10Wh.

Czas ładowania akumulatorów

Z poprzednich analiz wynika, że najmniejsza wartość zmagazynowanej energii z jednej orbity wynosi 4,7Wh, a najmniejsza 1,3Wh. Jest to energia zmagazynowana w akumulatorach, która jest dostępna dla podsystemów (wliczono straty i podstawowe potrzeby komputera, układu zasilania i komunikacji).



Jeśli podsystemy wykorzystają 10Wh, to czas doładowania akumulatorów będzie wynosił od 8 orbit (12 godzin) do 3 orbit (4,5 godziny).

4.7 BILANS DOSTĘPNEJ ENERGII

Aby utrzymać bezpieczny margines, misja będzie zaplanowana tak, aby nie wykorzystywać więcej niż 10Wh w ciągu 24h. Dzięki temu satelita będzie miał zapewnioną energię na podstawowe funkcje. Jeśli bilans mocy okaże się korzystniejszy, zostaną wykonane zadania dodatkowe.

4.8 BIBLIOGRAFIA OBLICZEŃ BUDŻETU MOCY



1. "Instantaneous Power Calculations in Matlab for ICARUS" - Conrad J. DeWitte - University of Michigan 1999.
2. "Power Budgets for Mission Success" - Craig Clark and Ritchie Logan – ClydeSpace 28 April 2011.
3. "FAST PROTOTYPING: A CASE STUDY THE JPEG COMPRESSION ALGORITHM" - S.PILLEMENT, L.TORRES, M.ROBERT and G.CAMBON
4. "Plotting the Orbit of a Planet Using Excel" - Michael Fowler

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

5. "DIY Satellite Platforms" – Sandy Antunes – Project Book 2012

6. "Power budget" <http://www.lr.tudelft.nl/en/organisation/departments/space-engineering/space-systems-engineering/expertise-areas/spacecraft-engineering/design-and-analysis/subsystems/electric-power/power-budget/> - B.T.C. Zandbergen - 19 September 2001

OUT OF DATE

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		


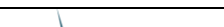
5 BILANS MOCY PO ODŁĄCZENIU OD P-POD-A

Pod odłączeniem od rakiety i uwolnieniu z P-POD-a, następuje włączenie układu zasilania. Po tym włącza się komputer i wykonuje testy pamięci. Następnie włączany jest system kontroli orientacji, który stara się zatrzymać niekontrolowane obroty satelity. Najwcześniej po upływie pół godziny możliwe jest otwarcie anten, ale dopiero po zmniejszeniu prędkości niekontrolowanych obrotów. Współczynnik rozładowania akumulatorów wynosi 25%, więc zalecane jest aby pobrana energia przez podsystemy nie przekraczała 10Wh.

Poniższe obliczenia dotyczą całego procesu detumblingu:

Zadanie	Maksymalny czas działania	Pobierana moc	Zapotrzebowanie na energię
Włączenie i testowanie komputera	0,5h	1,5W	0,75Wh
Tryb uśpienia komputera – oczekiwanie na kolejny krok	1h	0,1W	0,1Wh
Układ korekcji orientacji ADCS w trybie „detumblingu”	5h	2W	10Wh
Otwieranie anten	30s	5W	<0,1Wh
Moduł komunikacji w trybie odbioru	1h	0,2W	0,2Wh
Testowanie pozostałych podsystemów	1h	Średnio 2W	2Wh
			13,12Wh

Proces testowania satelity i przygotowania do pracy wykorzysta minimum 13,12Wh energii z akumulatorów. Nie uwzględniono energii, którą w czasie testowania są w stanie odebrać panele słoneczne.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

6 BILANS MOCY ZADAŃ

Każde z zadań do wykonania będzie potrzebowało pewnej energii. Będzie ona mierzona w wato-godzinach (Wh). Pozwoli to na szybkie i obiektywne planowanie zadań w zależności od zmagazynowanej energii w akumulatorach. Zapotrzebowanie na podstawowe funkcje satelity zostało już wcześniej wliczone. W tym rozdziale brane jest pod uwagę zapotrzebowanie na energię podsystemów.



Część zadań będzie wykonywana jako krytyczne, czyli niezbędne dla pełnego wykonania misji, a część jako opcjonalne, jeśli pozwoli na to budżet mocy i komunikacji.

6.1 WYKONANIE I PRZESŁANIE ZDJĘCIA CAM2

Aby wykonać zdjęcie za pomocą kamery, należy włączyć CAM2 oraz komputer pokładowy. W tym samym momencie moduł komunikacji jest w trybie odbioru. Jeśli zdjęcie zostanie już wykonane i zapisane w pamięci komputera, to należy je przesłać na Ziemię.

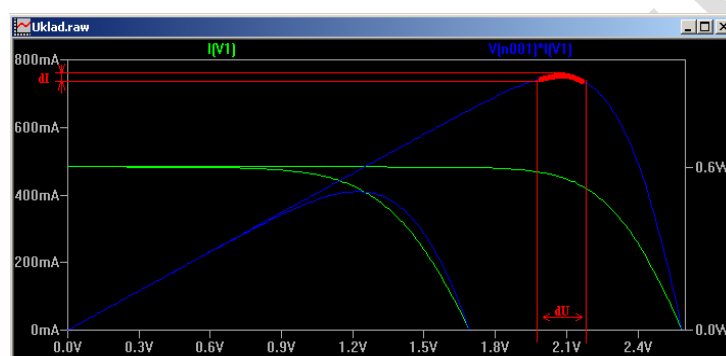
Zadanie	Zapotrzebowanie energetyczne
Praca komputera przez czas pobierania obrazu z kamery i podczas późniejszego przygotowywania zdjęcia do wysłania	0,5Wh
Stabilizacja za pomocą systemu ADCS	1Wh
Praca kamery	0,2Wh
Wysyłanie na Ziemię	1Wh
Utrzymanie orientacji	1Wh
	2,7Wh

Z powyższej analizy wynika, że zrobienie jednego zdjęcia za pomocą CAM2 oraz jego przesłanie wykorzysta około 3Wh energii. W kolejnych fazach projektu powyższa analiza zostanie rozwinięta. Pozostałe zadania również zostaną w ten sam sposób określone.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

7 PROTOTYP MODUŁU MPPT 1v0


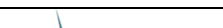
Moduł przetwornicy MPPT szuka maksymalnego punktu mocy uzyskiwanej z ogniw słonecznych. Robi to przez zmianę napięcia na wyjściu, a co za tym idzie, również prądu wyjściowego i obciążenia. Zmiana obciążenia wpływa na przesunięcie punktu aktualnie uzyskiwanej mocy na charakterystyce baterii słonecznych w lewo lub w prawo. Pokazuje to poniższy rysunek:



Niebieskie wykresy przedstawiają charakterystyki mocy przy różnych temperaturach (po prawej przy 25°C, a po lewej przy 100°C). Moc uzyskiwana z paneli słonecznych zależy od wielu czynników, między innymi od temperatury, kąta padania światła słonecznego, obciążenia, itp. Aby uzyskać maksymalną możliwą moc w danym momencie, potrzebny jest układ, który jest w stanie śledzić w czasie rzeczywistym zmiany mocy i odpowiednio reagować zmieniając obciążenie.

Na żądanie procesora głównego EPS, moduł przetwornicy MPPT przesyła raporty ze swojej pracy (czy osiągnięto maksymalny punkt mocy, prądy, napięcia, ewentualne błędy). Dzięki temu możliwe jest uzyskanie dokładnej informacji jaka moc jest dostarczana z każdego panelu. Można na tej podstawie określić czy wszystkie z nich zostały prawidłowo otwarte.

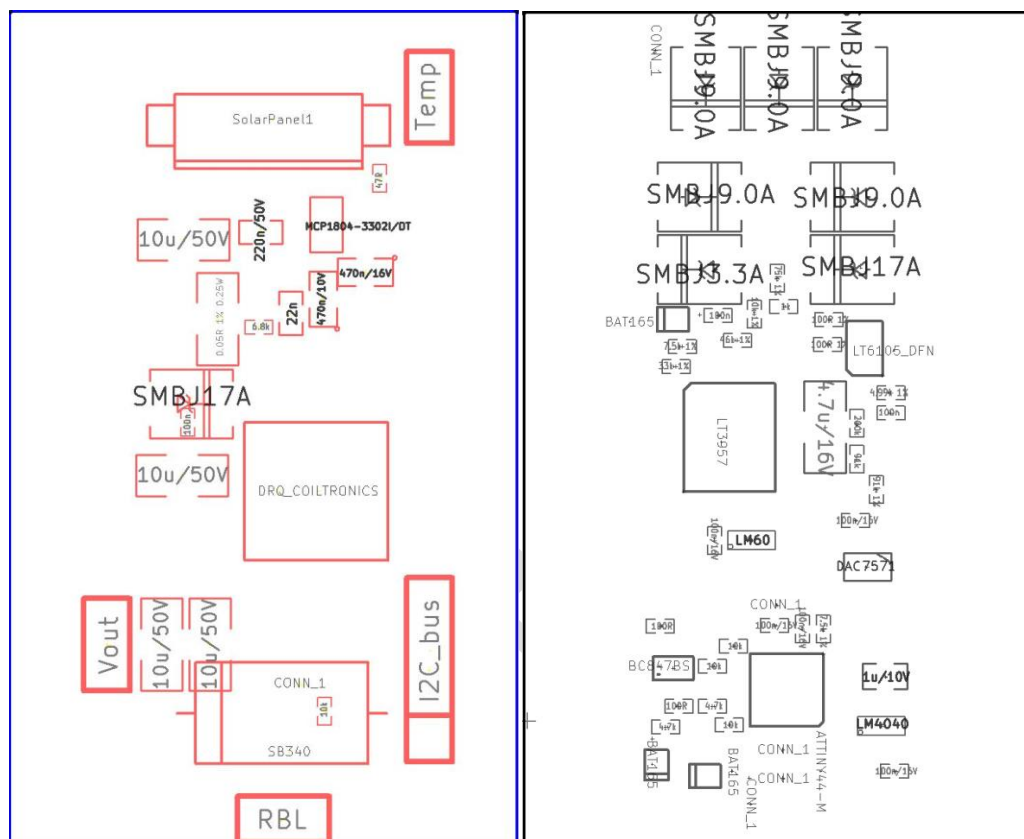
W obecnej wersji jest sześć przetwornic śledzących maksymalny punkt mocy (MPPT), sumujących moc na jednej szynie. Do tej szyny podłączone są ładowarki i systemy pokładowe satelity.



	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

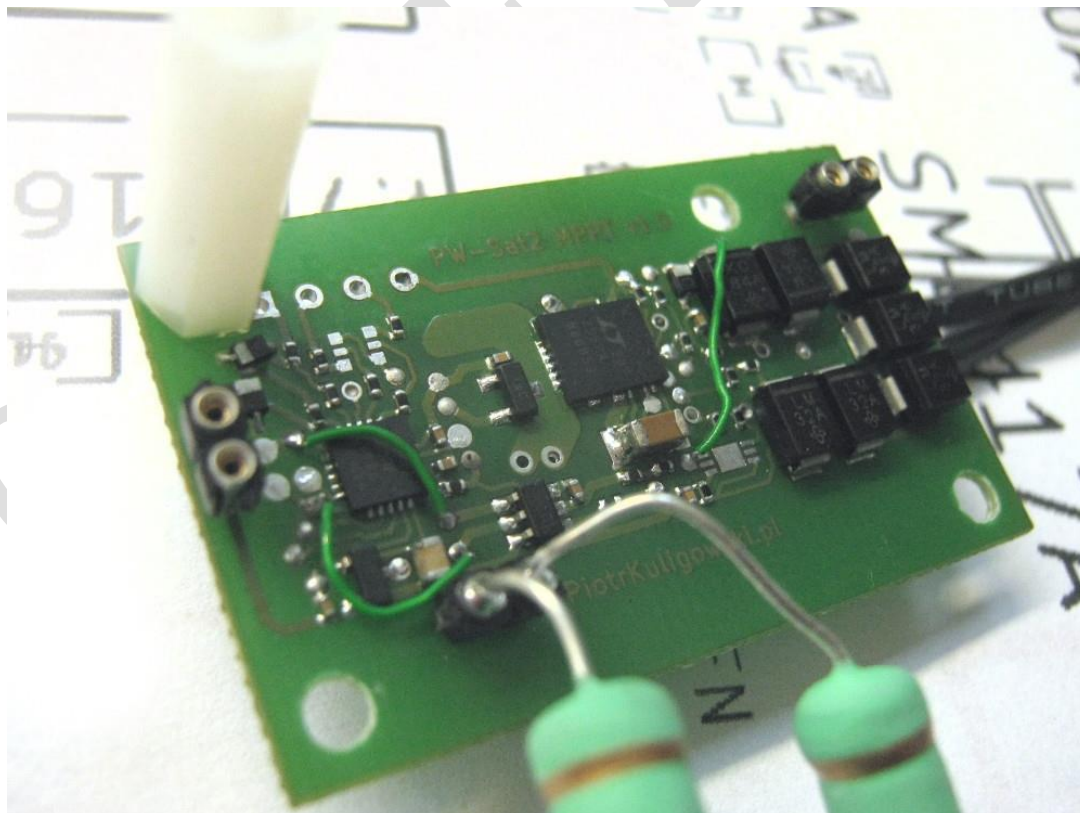
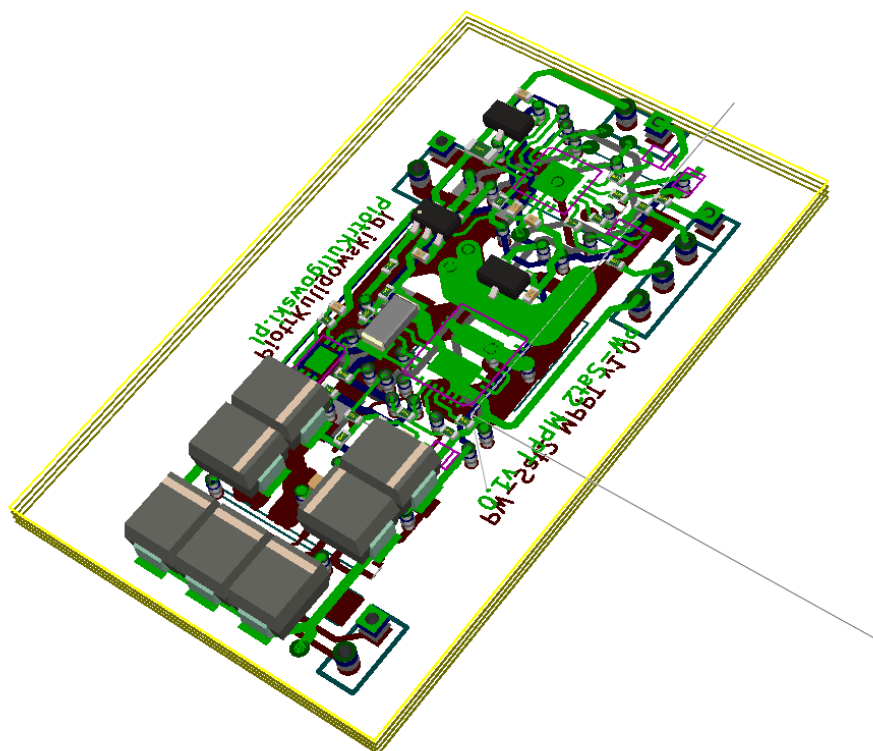
7.1.1 UWAGI TECHNICZNE DO PŁYTKI



Płytką została zaprojektowana jako cztero-warstwowa. Zamówiono dwu-warstwową, a wewnętrzne warstwy wykonano przewodami typu KYNAR. Ograniczyło to koszty prototypu.

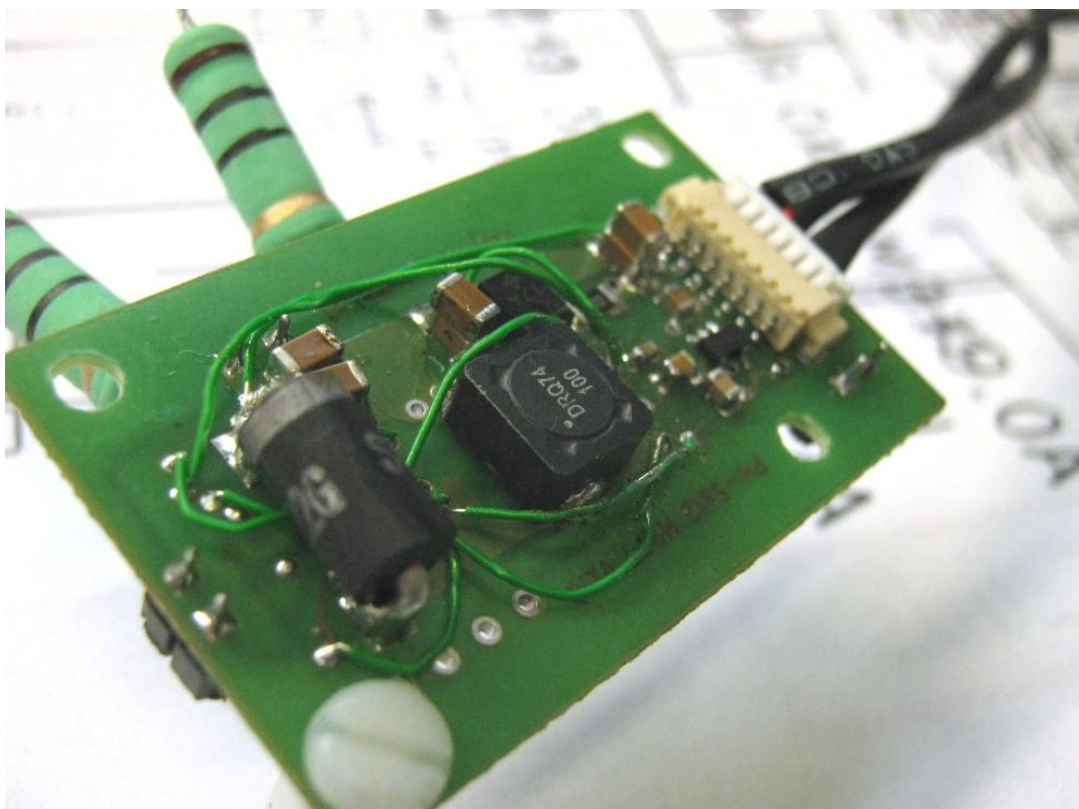
7.2 RYSUNKI I ZDJĘCIA PŁYTKI




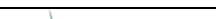
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



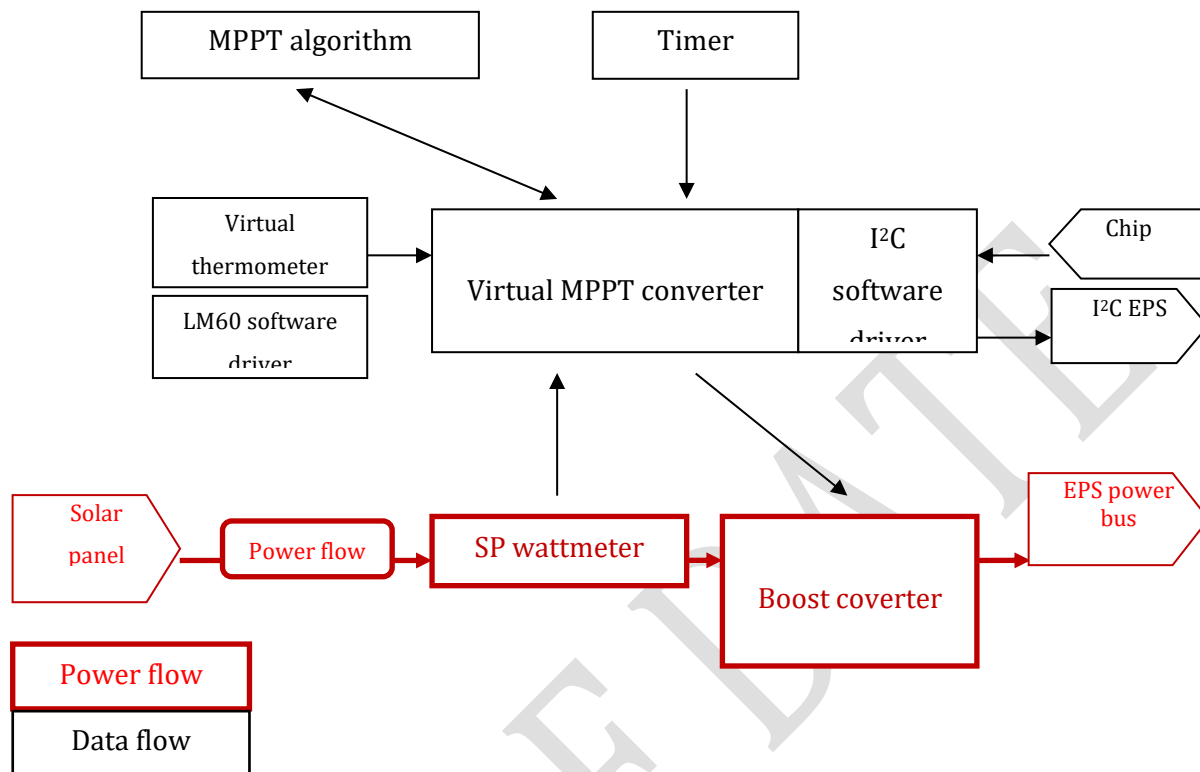
	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



OUT OF

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



7.3 SCHEMAT BLOKOWY MODUŁU



Podział przetwornicy na bloki, takie jak na powyższym schemacie, ułatwiają organizację kodu źródłowego mikrokontrolera sterującego przetwornicą. Wirtualne bloki zawierają funkcje „wysokiego poziomu”, czyli nie mają bezpośredniego dostępu do sprzętu.

Przetwornica typu boost (step-up, czyli podwyższająca) jest głównym układem wykonawczym tego modułu. Napięcie na jej wyjściu sterowane jest za pomocą mikrokontrolera, który w czasie rzeczywistym liczy różniczkę z mocy uzyskiwanej z baterii słonecznej. Na tej podstawie algorytm MPPT steruje przesunięciem punktu na charakterystyce mocy baterii słonecznych. Charakterystyczne dla baterii słonecznych jest to, że ich sprawność ściśle zależy od odbiornika energii. Przetwornica aktywnie reguluje obciążeniem, umożliwiając utrzymanie się w szczycie mocy.

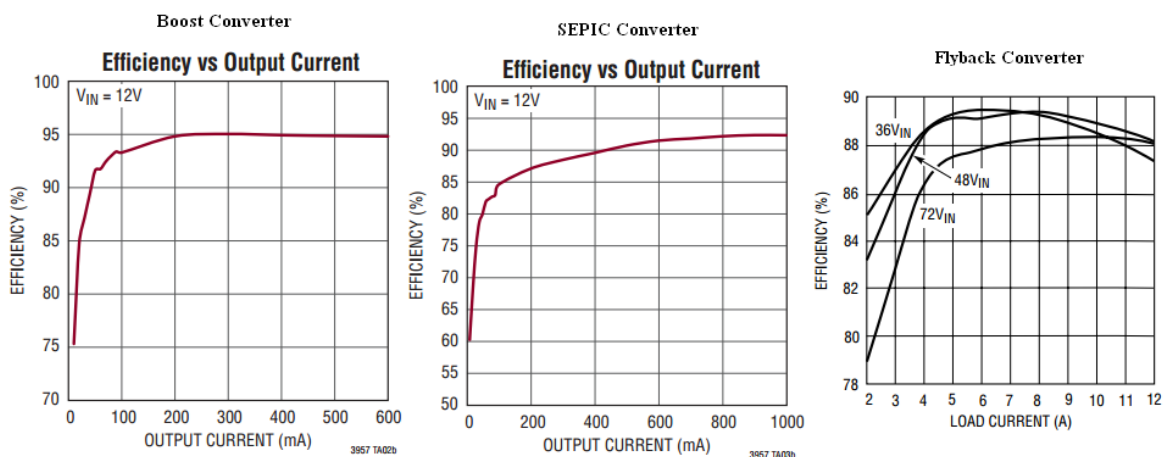
Przetwornica podwyższa napięcie do około 20V, które jest wyższe od najwyższego możliwego na wejściu (zakres napięcia wejściowego wynosi 5-15V). Zastosowano tutaj przetwornicę podwyższającą typu boost ze względu na wysoką sprawność (nawet 95%). Badany

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

układ ma na celu pokazanie czy wybrany sposób sterowania przetwornicą będzie odpowiedni w układzie ładowarki MPPT układu zasilania.



7.4 PRZETWORNICA TYPU BOOST

Zadaniem tej przetwornicy jest podwyższanie napięcia z paneli słonecznych, które jest w zakresie 0-15V, do około 20V. Do tego napięcie wyjściowe ma być aktywnie sterowane przez mikrokontroler. Zastosowany został ten typ przetwornicy ze względu na sprawność. Inne przetwornice, np. SEPIC converter nie zapewniają tak wysokiej sprawności. Ważna też jest prostota i wymiary. Przetwornica Fly-Back nie spełnia tych wymagań. Poniżej porównanie sprawności:



Wykresy boost i SEPIC pochodzą z katalogu przetwornicy LT3957, a Flyback z katalogu przetwornicy LT3825. Mimo, że prądy są różne, to już przy takich charakterystykach można określić, która z przetwornic będzie miała największą sprawność. Przetwornica typu boost, czyli podwyższająca, została wybrana głównie ze względu na sprawność i prostotę konstrukcji. Podobne parametry mają przetwornice Buck (obniżające). Jednak napięcie musiałoby być obniżone poniżej najniższego możliwego wejściowego, czyli poniżej 5V. Sprawność takiej przetwornicy jest wysoka, nawet do 98%, ale niższe napięcie wymaga wyższego prądu, do przeniesienia tej samej mocy. Wyższy prąd generuje więcej ciepła w ścieżkach, przez co straty poza przetwornicą, przy dostarczaniu mocy następnym blokom powodują niską sprawność całego systemu. Wysokie napięcie obniża prąd do przeniesienia tej samej mocy.

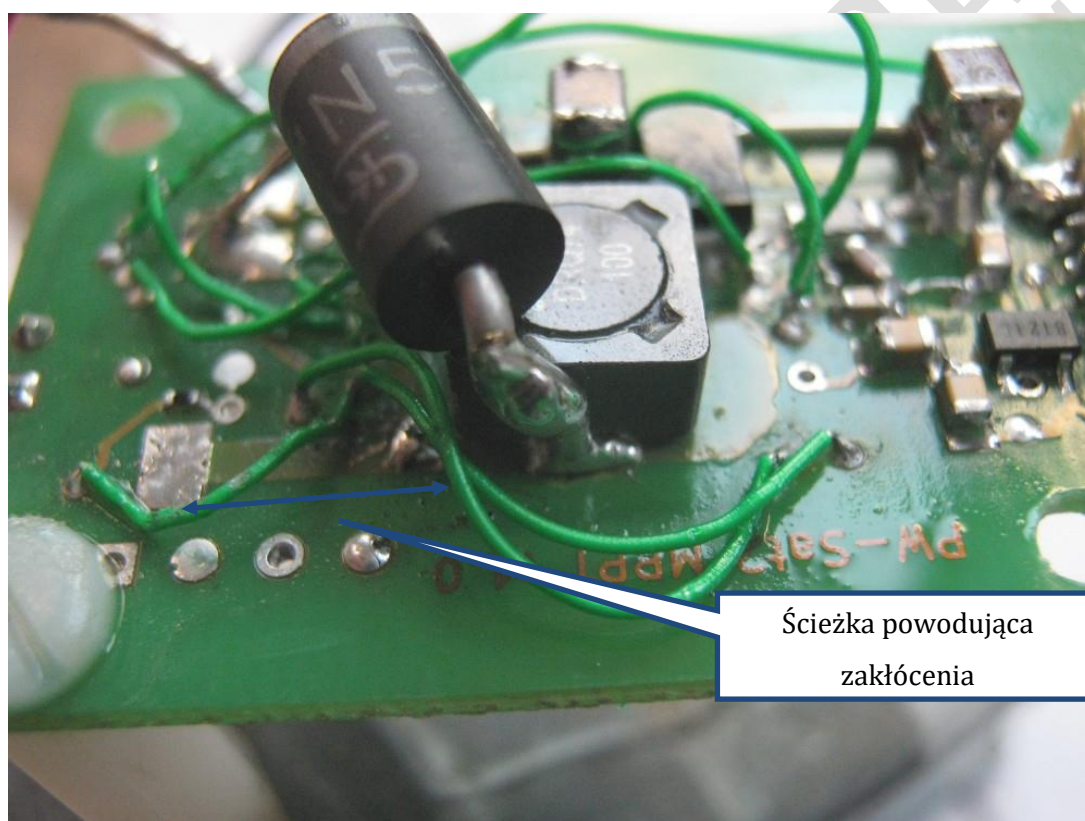
Do pracy w układzie została wytypowana przetwornica Linear Technology LT3957. Charakteryzuje się ona bardzo małymi wymiarami i jednocześnie stosunkowo do obudowy dużymi padami termicznymi, umożliwiającymi skuteczne odprowadzanie ciepła do płytki PCB. Duża powierzchnia płytki PCB odpromieniaje straty.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		


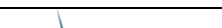
Według producenta przetwornica LT3957 w konfiguracji BOOST może osiągnąć sprawność rzędu 95%. Przy mocy wejściowej 10W, dla każdej przetwornicy MPPT, straty wynoszą 0.5W. Wydzielają się na diodzie Schottky, rezystancji szeregowej cewki, rezystancji klucza przetwornicy, itp.

7.4.1 WYNIKI BADAŃ

Podczas pomiarów okazało się, że przetwornica generuje bardzo duże szумы na wyjściu (500mVpp) oraz szумы radiowe. Powodem tego była zbyt długa ścieżka łącząca diodę Schottky z pracującą w przetwornicy cewką.



Problem zakłóceń radiowych i częściowo szumów na wyjściu, rozwiązało bezpośrednie połączenie diody z wyprowadzeniem cewki. Szумы na wyjściu przetwornicy spadły do 100mVpp. Jest to poziom nie do zaakceptowania w gotowym układzie. Podejrzanie pada tutaj na rozmieszczenie elementów na płytce. W obecnym rozwiązaniu w pobliżu cewki, po drugiej stronie płytki, są elementy sprzężenia zwrotnego. W ścieżkach sprzężenia zwrotnego, lub w innych, może indukować się niepożądane napięcie, które bardzo mocno wpływa na niestabilność przetwornicy. Na zakłócenia mogą też wpływać połączenia wewnętrznych warstw przewodami KYNAR.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Mimo dużych szumów, średnie napięcie na wyjściu bez rezystora łączącego przetwornik D/A SC_R8, wynosi 19.14V, co jest bardzo bliskie założeniom: 19.20V. W układzie zastosowano rezystory 1%.

Niewielki wpływ na ograniczenie szumów miało wymienienie kondensatorów wyjściowych i wejściowych na kondensatory z lepszym dielektrykiem. Pierwotnie w projekcie zastosowano kondensatory z dielektrykiem Y5V, a zamieniono na X5R. Kondensatory Y5V mają bardzo dużą tolerancję pojemności i przy wysokich częstotliwościach dużą rezystancję szeregową. Badania kondensatorów 10uF/50 z dielektrykami Y5V i X5R:

	Y5V	X5R
Rezystancja szeregową przy 300kHz i polaryzacji 20V	1.5Ω	0.650Ω

Ponadto kondensatory Y5V wykazują bardzo dużą wrażliwość na wzrost temperatury. Przy nagraniu do 70°C ich pojemność może spaść nawet o 80%. Wnioskiem tych badań jest stosowanie ceramicznych kondensatorów o dużych pojemnościach tylko z dielektrykiem X7R lub X5R. Wadą są większe wymiary od Y5V. Kondensator 10uF/50V Y5V był w obudowie 1206, a 10uF/50V X5R w 1210.

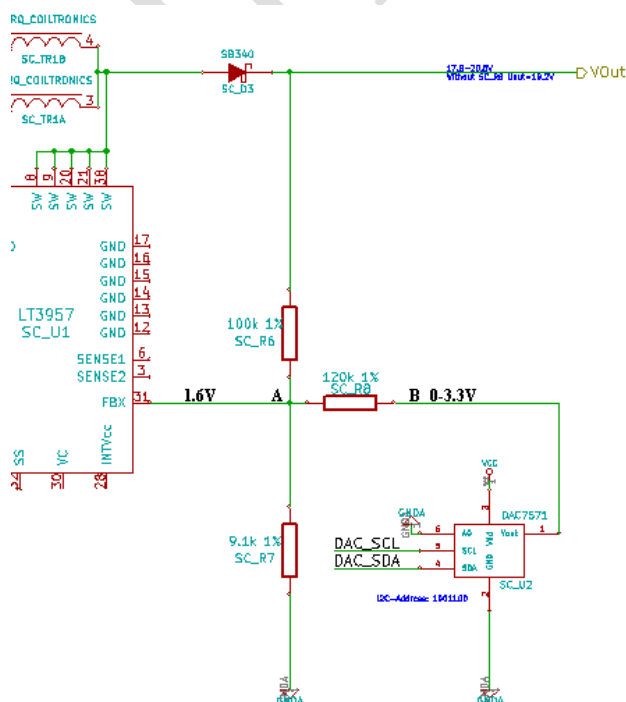
Po tych zmianach zmierzono sprawność, która wyniosła 92%.



Prace nad ograniczeniem szumów przetwornicy, dla tej wersji, zostały porzucone. Potrzebne jest rozmieszczenie elementów w inny sposób, co zostanie zrealizowane w nowej wersji (sprawdzone zostanie kilka wariantów rozmieszczenia). Ponadto zastosowana zostanie

inna cewka, lepiej ekranowana.

7.5 STEROWANIE NAPIĘCIEM WYJŚCIOWYM

Przetwornica sterowana jest przetwornikiem analogowo-cyfrowym, który podłączony jest do sprzężenia zwrotnego. Mikrokontroler sterujący układem MPPT wylicza poprawki, które następnie wprowadza przez ustawianie odpowiedniej



	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

wartości na przetworniku D/A. Idea sterowania napięciem wyjściowym przetwornicy, przez „sztuczne” podanie napięcia na sprzężenie zwrotne przedstawiona jest poniżej (zbędne w analizie elementy zostały usunięte z rysunku):


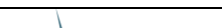
W punkcie „A” przetwornica próbuje utrzymać napięcie 1.6V. Jest to wejście sprzężenia zwrotnego. Dzielnik rezystorowy doprowadza do niego napięcie wyjściowe przetwornicy. Przetwornik D/A po ustawieniu wyższego napięcia, np. 3.3V próbuje wymusić wyższe napięcie na sprzężeniu zwrotnym. Przetwornica nie dopuszcza do tego obniżając napięcie na wyjściu. Dla niższego napięcia, np. 0V przetwornik D/A próbuje wymusić niższe napięcie na sprzężeniu zwrotnym. I tutaj analogicznie, przetwornica próbuje zapobiec temu. Ustawia wyższe napięcie wyjściowe, aby utrzymać stałe napięcie 1.6V na sprzężeniu zwrotnym.

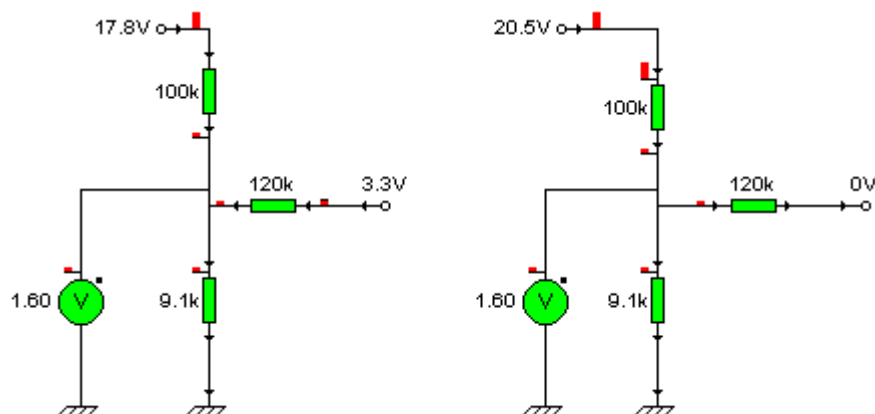
Rezystory RC_R6 i RC_R7 wpływają na napięcie wyjściowe. Kiedy na wyjściu D/A ustawione jest napięcie 1.6V, albo gdy nie ma rezystora SC_R8 (odłącza przetwornik D/A od sprzężenia przetwornicy) prąd nie wypływa ani nie wpływa do sprzężenia zwrotnego przetwornicy z przetwornika D/A. Napięcie na wyjściu przetwornicy boost wynika wtedy ze wzoru podanego przez jej producenta:

$$V_{OUT, POSITIVE} = 1.6V \cdot \left(1 + \frac{R2}{R1} \right)$$

Dla rezystorów z powyższego rysunku jest to 19.2V. Czyli po zmontowaniu przetwornicy bez rezystora SC_R8 albo gdy na wyjściu przetwornika D/A jest 1.6V, to na wyjściu boost-conwertera powinno być 19.2V.

Trzymając się tego, że napięcie na wyjściu przetwornika D/A wynosi 0V lub 3.3V (wyjście ze wzmacniaczem operacyjnym Rail-to-Rail) i jest on podłączony do sprzężenia zwrotnego przetwornicy boost przez rezystor 120k, gdzie rezystory SC_R7 i SC_R6 są takie same jak na powyższym schemacie, to można wyznaczyć możliwy zakres napięcia wyjściowego boost-conwertera:

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Rezystory SC_R6 i SC_R7 wpływają na rząd napięcia wyjściowego przetwornicy, a rezystor SC_R8 wpływa na zakres regulacji tego napięcia. Z powyższej symulacji wynika, że napięcie wyjściowe powinno zmieniać się w zakresie 17.8V-20.5V.

Przetwornik D/A sterowany jest za pomocą mikrokontrolera przez I²C. Szyna ta jest odseparowana i występuje tylko wewnątrz tego modułu. Druga szyna I²C, która używa tranzystorowego bufora (z otwartym kolektorem), podłączona jest do procesora zarządzającego EPS. Takie rozwiązanie zapobiega uszkodzeniu procesora EPS przez uszkodzoną przetwornicę, która mogłaby podać wysokie napięcie na I²C. Dzięki buforowi usterki zamykają się tylko w obrębie jednej przetwornicy MPPT.



7.5.1 WYNIKI BADAŃ

W tej wersji sprawdzone zostanie działanie samego przetwornika D/A, bez pomiaru wpływu na napięcie wyjściowe. Zbyt duże szумы wyjściowe nie pozwalają na zbadanie precyzji zmiany tego napięcia. Badanie samego przetwornika D/A pozwoli przetestować algorytm programowego I²C.

7.6 PRZETWORNIKI ANALOGOWO-CYFROWE

Przetworniki analogowo cyfrowe zastosowane są do pomiaru prądu i napięcia paneli słonecznych oraz do pomiaru napięcia na czujnikach temperatury. Rozdzielczość wynosi 10-bit, zakres napięć wejściowych 0-2.5V, źródło napięcia odniesienia 2.5V 0.1% (LM4040). Wykorzystano przetworniki wbudowane w mikrokontroler AVR Attiny84A sterujący przetwornicą MPPT.

Na każdym wejściu przetwornika ADC jest dioda Schottky, zabezpieczająca przed zbyt wysokim napięciem, mogącym uszkodzić wejście mikrokontrolera. Filtr RC uśrednia wynik

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

pomiaru i usuwa szумы. Dzielniki napięcia lub wzmacniacze pomiarowe dostosowują poziom napięć wejściowych ADC.

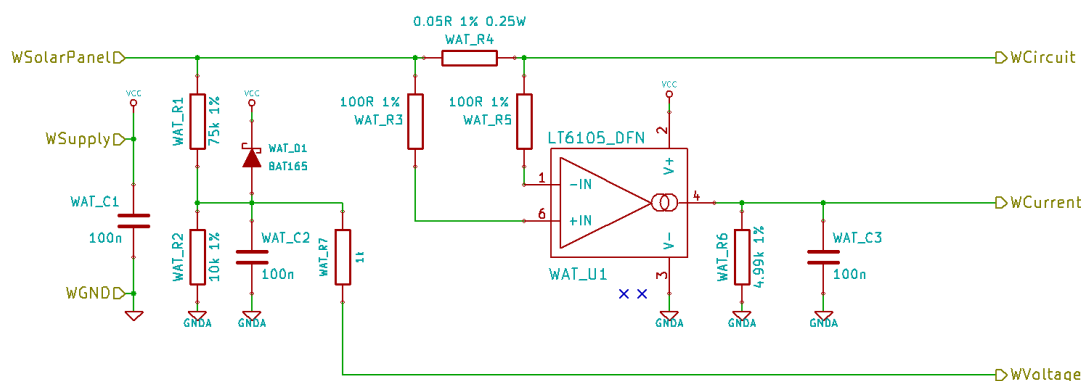
7.7 WATOMIERZ

Układ watomierza odpowiada za pomiar mocy pobieranej z paneli słonecznych. Pozwala na śledzenie punktu mocy na charakterystyce paneli słonecznych. Na podstawie pomiarów mocy, algorytm MPPT określa poprawki, które następnie wprowadzane są dzięki układowi regulacji napięcia wyjściowego.

W skład watomierza wchodzi: woltomierz i amperomierz. Na podstawie pomiaru napięcia na panelu słonecznych oraz płynącego prądu, można wyznaczyć moc:



$$P = U \cdot I$$

Układ woltomierza składa się z: dzielnika rezystancyjnego, filtru RC i diody zabezpieczającej wejście ADC mikrokontrolera. Amperomierz składa się z: rezystora bocznikowego, układu wzmacniacza z wyjściem prądowym (LT6105), filtru RC oraz diody zabezpieczającej wejście ADC mikrokontrolera.



Rezystor WAT_R4 ma bardzo małą wartość: 0.05Ω. Wzmocnienie wzmacniacza prądu oraz rezystancja bocznika dobrana jest tak, aby zakres pomiarowy był do 1A. Napięcie odniesienia mikrokontrolera wynosi 2.5V 0.1% (LM4040), wzmocnienie 50x, ADC ma 10-bi, czyli rozdzielczość pomiaru prądu wynosi około 1mA. Zakres pomiaru napięcia, przy dzielniku na WAT_R1 i WAT_R2 jak powyżej, to 0V-22.25V przy rozdzielczości około 21mV.

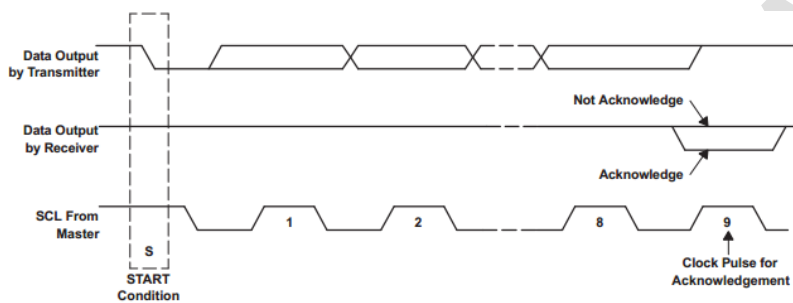
Do pamięci mikrokontrolera zarządzającego układem MPPT, powinny zostać wprowadzone poprawki tolerancji rezystorów.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

7.8.1 WYNIKI BADAŃ

Koncepcja szyn I²C została zmieniona. Wprowadzono poprawki na płytce PCB za pomocą przewodów. Teraz programową szyną jest ta dla przetwornika I²C i jest ona jednokierunkowa (dane wysyłane są tylko do DACa). Sprzętowe I²C wykorzystano do komunikacji z mikrokontrolerem EPS. Poprawki te zostaną uwzględnione przy projektowaniu wersji 1v2. Wynikają one z potrzeby obustronnej komunikacji z procesorem EPS, dzięki czemu możliwe będzie przeprogramowanie przetwornic MPPT nawet podczas trwania misji (na orbicie).


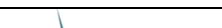
Programowy I2C, tak jak wspomniano wcześniej, będzie jednokierunkowy. Ponieważ zastosowany przetwornik cyfrowo-analogowy DAC7571, może tylko odbierać dane, wystarczy szyna jednokierunkowa.



DAC7571 wysyła sygnały potwierdzenia odbioru ACK. Aby zapobiec zwarceniu wyjścia mikrokontrolera do masy,

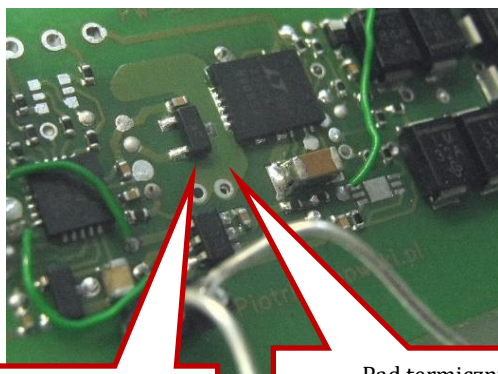
przez wewnętrzny tranzystor w przetworniku DAC, pracujący w konfiguracji open-collector, potrzebny jest bufor OC na szynie SDA. Owe zwarcie do masy może powstać, gdy na wyjściu programowego I²C jest logiczne jeden (wyjście mikrokontrolera jest typu push-pull), to gdy tranzystor w DACu wymusza logiczne zero na szynie, mamy zwarcie między zasilaniem a masą. Bufor OC zapobiega takiej sytuacji.

Sprzętowy I²C, łączący mikrokontroler przetwornicy MPPT z głównym mikrokontrolerem EPS, pozwoli na obustronną komunikację. Dzięki temu będzie można zmieniać parametry przetwornicy bez przeprogramowywania mikrokontrolera. Takie podejście przyspieszy też proces kalibracji podczas pierwszego uruchomienia (nie będzie potrzeby wprowadzania stałych do kodu programu). Program mikrokontrolera przetwornicy MPPT stanie się bardziej uniwersalny i pozwoli na zmianę parametrów pracy podczas trwania misji na orbicie.

	PW-Sat2	Układ zasilania PW-Sat2	
	1.1 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

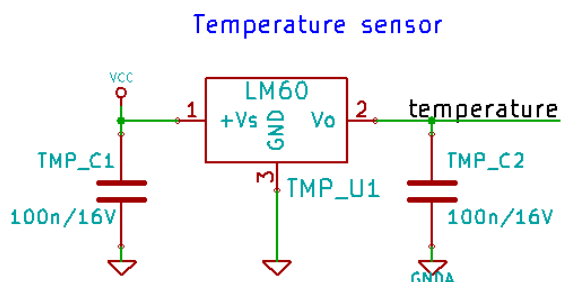
7.9 POMIAR TEMPERATURY PRZETWORNICZY

Pomiar temperatury przetwornicy zrealizowany jest przez umieszczenie analogowego czujnika temperatury LM60 na padzie termicznym.



Termometr LM60

Pad termiczny



Napięcie wyjściowe termometru LM60 jest proporcjonalne do temperatury. Następnie jest odfiltrowane i przekazane do przetwornika analogowo-cyfrowego mikrokontrolera przetwornicy MPPT. Po odczycie wartości napięcia z ADC w rozdzielczości 10bit, mikrokontroler oblicza temperaturę na podstawie wzorów podanych w katalogu LM60.

Pad termiczny wypromieniowuje moc wydzieloną w obudowie układu przetwornicy. Jednocześnie LM60 wykonuje pomiary temperatury tego padu.