

SYSTEM ZASILANIA DLA SATELITY PW-SAT

Streszczenie: Podsystem zasilania PSU (Power Supply Unit) dla satelity PW-Sat, odpowiada za zamianę energii promieniowania słonecznego w energię elektryczną potrzebną do zasilania systemów satelity, oraz za składowanie nadmiaru energii w baterii litowo-jonowej do wykorzystania podczas przelotu przez cień Ziemi. Niniejszy artykuł przedstawia ogólną koncepcję budowy satelity PW-Sat, idee leżące u podstaw konstrukcyjnych systemu PSU oraz opisuje w bliższych detalach ciekawe rozwiązania techniczne w nim zaimplementowane i przetestowane. Na koniec autor przedstawia kilka szczegółów związanych z montażem modelu podsystemu, charakterystycznych dla aparatury której środowiskiem pracy ma być przestrzeń kosmiczna.

1. WSTĘP

Projekt PW-Sat to wspólne przedsięwzięcie Instytutu Radioelektroniki i Instytutu Techniki Ciepłej, mające szansę doprowadzić do wystrzelenia pierwszego polskiego satelity. PW-Sat (czyli satelita Politechniki Warszawskiej) wykorzystuje międzynarodowy standard budowy piko-satelitów zwanych Cubesat'ami [1]. Satelity typu Cubesat to sześciiany o boku długości 10cm i wadze nie przekraczającej 1kg, dzięki czemu mogą zostać wystrzelone na praktycznie każdej rakiecie.

Głównym celem misji PW-Sat jest demonstracja technologii umożliwiającej deorbitację, czyli usunięcie „kosmicznych śmieci” znajdujących się na orbicie okołoziemskiej, poprzez ich spalenie w atmosferze. Technologia ta wykorzystuje elektrycznie rozkładany żagiel. Dzięki zwiększeniu efektywnego przekroju poprzecznego satelity następuje zwiększenie (reszkowej) siły oporu atmosferycznego. Przeprowadzone symulacje wskazują że zmiana pola powierzchni efektywnego przekroju poprzecznego z 0.01 m² (dla PW-Sata) do 0.43 m² (dla PW-Sata z otwartym żaglem) spowoduje 4-6 krotne skrócenie czasu trwania satelity na orbicie, do około 10-12 miesięcy [2].

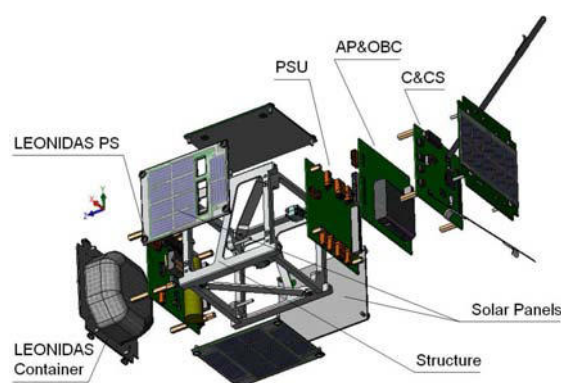
Dodatkowym celem misji PW-Sat jest zbadanie działania komercyjnych procesorów architektury ARM na niskiej orbicie ziemskiej, pod kątem ich przyszłych zastosowań tego typu, oraz testowanie łączności ze Stacją Naziemną Politechniki Warszawskiej wybudowaną przez Instytut Radioelektroniki.

PW-Sat (wraz z innymi 9 satelitami typu cubesat) ma przydzielone miejsce na rakiecie Vega, podczas jej dziewiczego lotu w listopadzie 2009 roku, z kosmodromu Kourou w Gujanie Francuskiej.

2. ARCHITEKTURA SATELITY

PW-Sat projektowany był tak by otrzymać planowaną (i wymaganą do przeprowadzenia misji) funkcjonalność przy utrzymaniu maksymalnej prostoty budowanego systemu. Z tego względu odstąpiono od powielania schematów budowy poszczególnych podsystemów znanych z mikro-satelitów i większych konstrukcji.

Z elektronicznego punktu widzenia, platforma satelity (*satellite bus*) zbudowana jest z dwóch części: podsystemu zasilania (PSU) oraz podsystemu komunikacji i kontroli (C&CS, *Communication and Control Subsystem*). Elektronika przymocowana jest do aluminiowej struktury satelity, pełniąc również rolę masy elektrycznej. Główny ładunek użyteczny, czyli żagiel, znajduje się zwinięty w kompozytowym pojemniku. Żagiel (LEONIDAS) rozpinany jest na drutach Nitinolowych (materiał pamiętający kształt) które podgrzewane są elektrycznie przez dedykowaną przetwornicę (LEONIDAS PS, *Leonidas Power Supply*) z własnym zasilaniem baterijnym. Dodatkowy ładunek użyteczny, to komputer zapasowy (OBC, *On Board Computer*) dublujący w części funkcjonalność systemu C&CS, pracujący na procesorze typu ARM. Podsystem AP (*Access Port*) jest to obwód drukowany z interfejsem obsługowym, pozwalającym przeprowadzić test podstawowej funkcjonalności satelity i naładować baterie.



Rys. 1. Podsystemy satelity PW-Sat

Wszystkie podsystemy, jak i obwody drukowane zmontowane są w stos. Elektryczne połączenia między nimi zapewnione są przez 40-pinową magistralę typu *stack-through*. Modułowość zapewniona w taki sposób, pozwala na łatwą i wygodną integrację satelity i możliwość wymiany poszczególnych podsystemów na ich

różne wersje, co jest szczególnie przydatne podczas rozbudowanych testów funkcjonalnych na pierwszym etapie budowy satelity.

3. SYSTEM ZASILANIA

System zasilania PSU satelity PW-Sat zapewnia zasilanie w energię elektryczną dla podsystemu komunikacyjnego i sterującego C&CS oraz ładunku użytecznego OBC. PSU wykorzystuje dwa źródła energii. Źródło podstawowe, to panele słoneczne zamieniające energię słoneczną bezpośrednio na elektryczną. Źródło dodatkowe, to bateria litowo-jonowa, zapewniająca moc w okresach zwiększonego jej zużycia (np. podczas nadawania) oraz częściowo podczas przebywania satelity w cieniu Ziemi. Teoretyczna, maksymalna moc dostępna na wyjściu z jednego panelu (jednej ścianki) to 2.3 W (dla stałej słonecznej 135mW/cm², powierzchni ogniwa 64 cm² i sprawności 27%). W rzeczywistości maksymalna moc dostępna będzie na poziomie 2W ze względu na brak idealnego energetycznego dopasowania ogniwa do przetwornic pierwszego stopnia. System zasilania musi zapewnić poprawną pracę satelity w różnych trybach pracy. Przewidywane zużycie mocy w poszczególnych trybach pracy satelity przedstawia Tabela 1.

<i>Minimum</i>	260mW
<i>RX</i>	323mW
<i>TX_{beacon}</i>	530mW
<i>TX_{full}</i>	~4000mW

Tabela 1. Zużycie mocy w zależności od trybu pracy

Tryb *Minimum* to utrzymywanie przez satelitę podstawowej funkcjonalności, zbieranie danych pomiarowych. Tryb *RX* oznacza włączenie układów odbiorczych systemu C&CS i gotowość satelity do przyjmowania komend z Ziemi. Tryb *TX_{beacon}* oznacza włączenie radiolatarni, za jej pomocą emitowanie podstawowych danych telemetrycznych. Tryb ten pozwala na zlokalizowanie przelatującego satelity na niebie. Tryb *TX_{full}* to nadawanie z pełną mocą zebranych pakietów z informacjami o stanie podsystemów i danych pomiarowych.

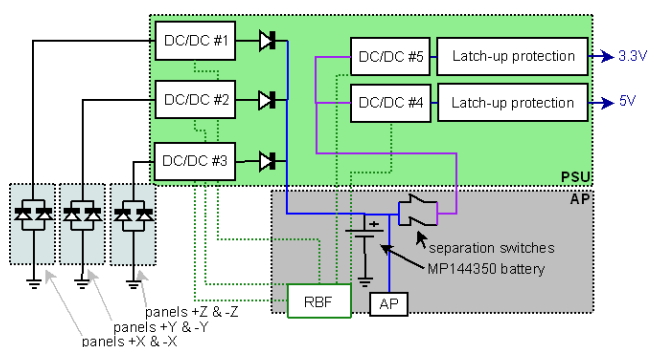
3.1. Idea budowy PSU

Można wyszczególnić pięć podstawowych bloków funkcjonalnych składających się na system zasilania PSU. Schemat blokowy podsystemu PSU znajduje się na rysunku 2. Warto zauważyć, że PSU jest systemem będącym fizycznie rozproszonym na kilku obwodach drukowanych. Wspomniane bloki funkcjonalne to:

- Panele słoneczne, zamontowane na 5 ściankach satelity
- Przetwornice DC/DC pierwszego stopnia (#1, #2, #3), zamieniające wyjściowe z paneli słonecznych (

zależne od kąta padania promieni słonecznych) na stabilizowane napięcie pośrednie 4.1 V.

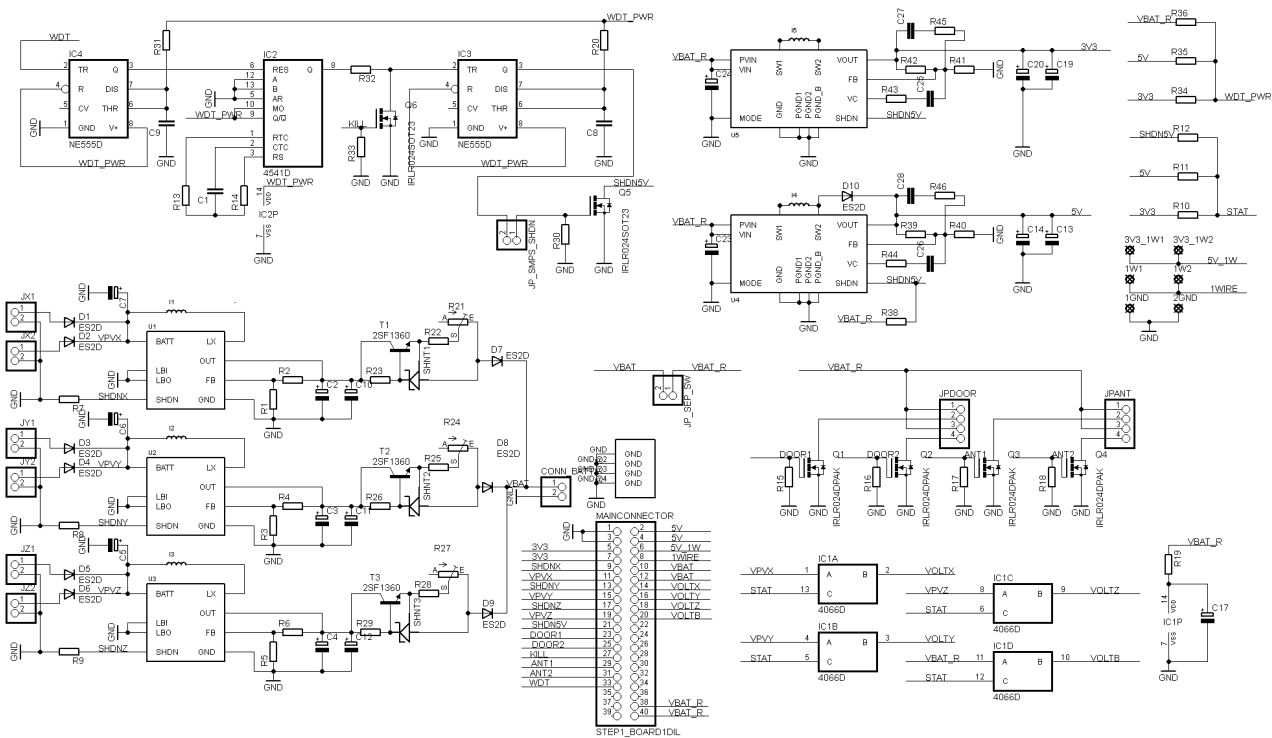
- Bateria litowo-jonowa Saft MP144350, ładowana na napięciem pośrednim.
- Przetwornice DC/DC drugiego stopnia (#4, #5), zamieniające napięcie pośrednie na napięcie 5V do zasilania układów radiowych satelity i napięcie 3.3V do zasilania logiki cyfrowej podsystemów C&CS oraz OBC.
- Obwód bezpieczeństwa typu Watchdog, zapewniający pewny i niezależny kilkusekundowy reset systemu (odcięcie zasilania).



Rys. 2. Schemat blokowy systemu zasilania

Głównym źródłem zasilania na satelicie PW-Sat są panele słoneczne zbudowane z trój-złączowych ogniwa słonecznych CTJA, wykonanych w technologii arsenku galu. Ogniwa te produkowane przez CESI [3], charakteryzują się wysoką sprawnością przetwarzania energii słonecznej ~27% oraz są kwalifikowane do pracy w przestrzeni kosmicznej. Ich napięcie rozwarcia wynosi $U_{oc} = 2.52V$ a prąd zwarcia wynosi $I_{sc} = 17.2 \text{ mA/cm}^2$, dla warunków pomiarowych AM0 i temperatury ogniwa 25 stopni Celsjusza. Panele, czyli ogniwa słoneczne przyklejone do laminatów szklano-epoksydowych i połączone elektrycznie w odpowiedni sposób stanowią ścianki zewnętrzne satelity. Pięć z sześciu ścianek pokryta jest ogniwami. Oba przeciwległe panele (oczywiście za wyjątkiem jednej osi, Z) połączone są równolegle, poprzez diody, do odpowiedniej przetwornicy pierwszego stopnia.

Zapasowym źródłem zasilania jest bateria litowo-jonowa Saft MP144350. Bateria ta posiada nominalną pojemność 2600 mAh oraz szeroki zakres temperatur pracy. Rozładowanie baterii może zachodzić w temperaturach od -50 do +60 stopni Celsjusza, a ładowanie od -20 do +60. Taki zakres temperatur pracy sprawia że bateria MP144350 świetnie nadaje się do pracy w warunkach niskiej orbity ziemskiej (LEO) [4]. Bateria zintegrowana jest z miniaturowym obwodem drukowanym który pełni funkcję kontrolera ładowania, odcinając baterię gdy napięcie na zaciskach spadnie do 2.5 V (zabezpieczenie nadmiernego rozładowania) oraz gdy wzrośnie powyżej 4.4V (zabezpieczenie nadmiernego naładowania). Kontroler ładowania zapewnia również, że prąd rozładowania baterii nie przekroczy 3A.



Rys. 3. Schemat elektryczny systemu zasilania PSU

3.2. Przetwornice pierwszego stopnia

PSU posiada 3 przetwornice pierwszego stopnia, zmieniające energię z paneli słonecznych na prąd ładujący baterię i zasilający elektronikę pokładową satelity. Przetwornice wykorzystują kontroler MAX1797, pracujący przy napięciach wejściowych od 1V do 5.5V. Wszystkie trzy kontrolery są ustawione tak by napięcie na baterii wynosiło 4.1 - 4.2V co zapewnia jej optymalne ładowanie. Każda z trzech przetwornic, podłączona jest do baterii poprzez diodę Shottky'ego ustalającą kierunek przepływu prądu. Kontroler MAX1797 zapewnia dość wysoką sprawność przetwarzania energii, około 90-95% dla prądów większych niż 100 mA i 80-85% dla prądów niższych niż 100 mA [5]. Istotnym elementem każdego z bloków przetwornic, jest ogranicznik prądowy limitujący maksymalny prąd pobierany z ogniwa, a więc zapobiegający nadmiernemu spadku napięcia na ogniwie, inaczej mówiąc, niedopasowaniu energetycznemu. Wartość ograniczenia prądowego dobrana zostanie eksperymentalnie i indywidualnie dla każdego bloku. Wartość tą można modyfikować zmieniając nastawę potencjometru w obwodzie każdego ogranicznika.

3.3. Przetwornice drugiego stopnia

Przetwornice drugiego stopnia swoje wejścia mają podłączone do obwodu baterii. Kontroler użyty przy ich budowie to LTC3443. W przypadku tych bloków użyto innego układu ze względu na odmienną specyfikę pracy tych przetwornic. Podstawową różnicą są większe wymagania prądowe a więc potrzeba skutecznego odprowadzania ciepła. Drugą istotną różnicą jest tryb pracy. Przetwornice pierwszego stopnia zamieniają napięcie wejściowe z paneli słonecznych od 1V do 3.5V, dostarcza-

jąc na wyjściu na 4.5V, więc niewątpliwie są to przetwornice podwyższające (*step-up converters*). Natomiast jedna z przetwornic drugiego stopnia na wejściu ma napięcia 2.5 – 4.1V a na swoim wyjściu dostarcza napięcie 3.3V co oznacza że musi mieć możliwość pracy w trybie podwyższającym jak i obniżającym napięcie (*buck/boost converter*). Przetwornica 5V nie ma takich wymagań na tryby pracy, ale z racji tego, że linia 5V może być obciążana przez obwody radiowe systemu C&CS prądami do 800mA, możliwość łatwego odprowadzenia ciepła do obwodu drukowanego (PCB) (obudowa DFN o niskiej rezystancji cieplnej do obwodu drukowanego) jak i *derating* (czyli technika polegająca na przykład na ograniczeniu wydzielania mocy strat w podzespołach elektronicznych poniżej nominalnej wartości gwarantowanej przez producenta, w przypadku gdy wymagana jest wysoka niezawodność układu, jak i nie ma pewności co do wartości ekstremalnych temperatur w których dany podzespół pracuje) na poziomie 67% są istotnymi cechami które zadecydowały o użyciu kontrolera LTC3443 także w tym przypadku [6].

Cechą wspólną kontrolerów MAX1797 oraz LTC3443, która przesądziła o ich wyborze spośród wielu im podobnych jest implementacja funkcji pełnego odseparowania wyjścia tzw. *True Shutdown*. Włączenie tej funkcji (poprzez podłączenie do konkretnego pinu napięcia wejściowego bądź masy) powoduje odłączenie wyjścia przetwornicy od jej wejścia. Ma to kluczowe znaczenie dla spełniania przez satelitę wymagań narzuconych przez specyfikacje Cubesat [1] w kwestii działania tzw. Remove Before Flight pin (RBFpin), czyli dodatkowego przełącznika umożliwiającego całkowite wyłączenie satelity podczas integracji z zasobnikiem w którym wynoszony jest on na orbitę.

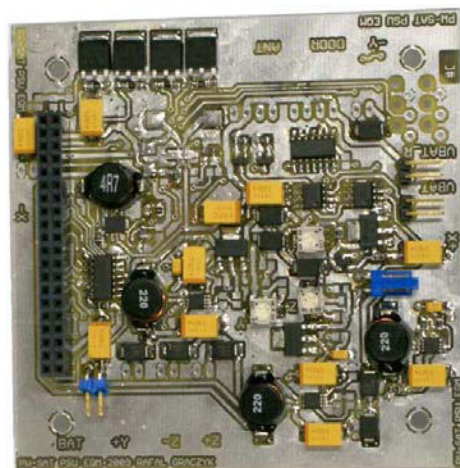
3.4. Obwody dodatkowe

System zasilania wyposażony jest w kilka obwodów dodatkowych. Jednym z nich, o istotnym znaczeniu dla niezawodności systemu zasilania jest układ zabezpieczający typu Watchdog, dokonujący czasowego wyłączenia zasilania dla satelity (konkretnie, przetwornic drugiego stopnia). Podsystem C&CS musi wysłać komendę „Watchdog reset” (negatywny impuls na linii WDT) przed upływem 2 sekund od włączenia zasilania lub ostatniego wysłania komendy, by nic nie zakłóciło jego działania, w przeciwnym wypadku cały drugi stopień przetwornic zostanie wyłączony na 5 sekund, wyłączając tym samym satelitę. Układ Watchdog zbudowany jest na 3 układach scalonych. IC4 (klasyczny timer 555) generuje impulsy resetujące 13 bitowy licznik IC2. Bez IC4, IC2 mógłby być w stanie permanentnego resetu w przypadku zwarcia linii WDT do masy. W przypadku przepelnienia licznika IC2, następuje wyzwolenie timera IC3 działającego w trybie monostabilnym i 5 sekundowy reset systemu (tranzystor Q5 zwraca linię sterującą drugim stopniem przetwornic do masy) [4].

System PSU wyposażony jest w cztery tranzystory Q1, Q2, Q3, Q4, sterowanych przez system C&CS, i służących do załączania przepływu prądu przez rezystory przepalające. Rezystory przepalające służą do przerywania linek Dyneema, trzymających anteny i drzwiczki ładunku użytecznego zamknięte. Linka Dyneema topi się już przy 150 st. C. Tranzystory Q1 i Q2 (dwa, redundantne) odpowiedzialne są za uwalnianie anten, natomiast tranzystory Q3 i Q4 uwalniają wrota ładunku użytecznego.

3.5. Obwód drukowany i montaż PSU

Obwód drukowany PSU jest wykonany na dobrej jakości laminacie (homogenicznym, o niskim gazowaniu w próżni) FR4 pokrytym folią miedzianą o grubości 17 um. Podsystem montowany jest zgodnie ze standardami Europejskiej Agencji Kosmicznej wyrażonymi w m. in.: normie Q-ST-70C [8]. Wszystkie użyte w podsystemie komponenty mają rozszerzony przemysłowy lub wojskowy zakres temperatur pracy, co przekłada się na wynikowy zakres dla całego podsystemu: -45 .. +85 st. C. Wszystkie komponenty cięższe niż 5 g, są klejone do płytki PCB klejem ScotchWeld 2216 [9], w celu wzmocnienia ich mechanicznego kontaktu z podłożem co jest istotne w kontekście wibracji podczas wystrzelenia. Podobnie, wszystkie elementy w których wydziela się jakieś istotne ciepło strat, ze względu na fakt, że satelita pracuje w próżni i nie zachodzi zjawisko konwekcyjnego odprowadzania ciepła, zalane są klejem cieplnym Stycast 2850 [10], by powiększyć ich powierzchnię oddawania ciepła do obwodu drukowanego. Całość obwodu drukowanego w ostatniej fazie montażu pokrywana jest silikonową zalewą, która stanowi zabezpieczenie przed wpływem środowiska na zbudowaną elektronikę (głównie wilgoć) a także hamuje proces gazowania laminatu i plastikowych odbudów układów scalonych w próżni (wymaganie operatora wystrzelenia).



Rys. 4. Zmontowany model (pre-)kwalifikacyjny podsystemu PSU

4. PODSUMOWANIE

System zasilania PSU jest istotnym elementem platformy piko-satelitarnej stworzonej w Instytucie Radioelektroniki Politechniki Warszawskiej, a platforma ta stanowi szkielet na której budowany jest projekt satelitarnej PW-Sat. Jest to pierwszy tego typu projekt prowadzony na polskiej uczelni wyższej. System zasilania, jak i pozostałe systemy kontrolne i komunikacyjne muszą sprostać szczególnym wymaganiom na niezawodność funkcjonalną. Jednocześnie systemy te są narażone na ekstremalne temperatury pracy, wibracje podczas wystrzelenia, próżnię i promieniowanie kosmiczne, co nakłada istotne ograniczenia na wachlarz stosowanych rozwiązań układowych jak i wymaga dużej precyzji montażu elektronicznego i mechanicznego.

SPIS LITERATURY

- [1] http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/CDS_rev11.pdf
- [2] W. J. Larson, J. R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer, Dordrecht 2005.
- [3] www.cesi.it
- [4] www.saftbatteries.com
- [5] Datasheet, *Low Supply Current, Step-Up DC-DC Converters with True-Shutdown*, Maxim, 19-1798 rev0.
- [6] Datasheet, *High Current Micropower 600kHz Buck-Boost DC/DC Converter LTC3443*, Linear Technology
- [7] T. Williams, *Circuit Designer's Companion*, The, Elsevier, Oxford 2005
- [8] ECSS Standard, *ECSS Q-ST-70C Material, Mechanical Parts and Processes*, European Cooperation for Space Standardisation, 2008
- [9] 3M, Scotch Wold 2216, www.glast.slac.stanford.edu/Tracker-Hardware/TigerTeam/3mScotchWeldAdhesive2216.pdf
- [10] Stycast 2850 www.emersoncuming.com/other/2850ft-fr.pdf