

STUDENCKIE KOŁO ASTRONAUTYCZNE
WYDZIAŁ MECHANICZNY ENERGETYKI I LOTNICTWA
POLITECHNIKA WARSZAWSKA

PW-SAT2

PRELIMINARY REQUIREMENTS REVIEW

System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej *Attitude Determination and Control System*

Faza A projektu PW-Sat2

1.0 PL

Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego

2014-04-07



Abstrakt

Niniejszy dokument jest częścią podsumowania fazy A projektu satelity studenckiego PW Sat2.

Opisuje system wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej satelity.

Dokument jest publikowany wraz z poniższym:



PW-Sat2 – Preliminary Requirements Review

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Historia zmian

Wersja	Data	Zmiany	Odpowiedzialny
0.1		Powstanie niniejszego dokumentu w wersji polskiej.	Paweł Jaworski
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

This document is also available in English.



	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

SPIS TREŚCI

1	Wstęp	4
1.1	<i>Funkcje systemu</i>	4
1.2	<i>Wymagania systemu</i>	4
1.2.1	Komentarz:	5
1.2.2	Komentarz:	6
2	Porównanie architektury ADCS innych CubeSat'ów	7
3	Dobór elementów systemu ADCS	9
3.1	<i>Czujniki do wyznaczania orientacji przestrzennej</i>	9
3.1.1	Trójosiowy magnetometr.....	9
3.1.2	Fotodiody	10
3.1.3	Giroskop.....	11
3.2	<i>Elementy wykonawcze</i>	13
3.2.1	Cewki Elektromagnetyczne.....	13
3.3	<i>Mikrokontroler</i>	14
3.4	<i>Elementy najważniejsze/obarczone największym ryzykiem</i>	14
4	Wyznaczanie pozycji satelity przy pomocy danych TLE	16
5	Schemat blokowy systemu ADCS	18
6	Tryby systemu ADCS	20
7	Przebieg prac i rozważane rozwiązania	22
8	Budżet masowy i estymacja kosztów	24
9	Odwołania:	25

Indeks Figur

Rysunek 3-1 Magnetometr cyfrowy Honeywell HMC6343	9
---	---

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Rysunek 3-2 Fotodiody OSRAM SFH2430 10

Rysunek 3-3 Giroskop analogowy MEMS 2-osiowy InvenSense IDG1215 12

Rysunek 3-4 ISIS MagneTorquer Board 13



Rysunek 4-1 Znормowany błąd pozycji pomiędzy modelem SGP4 i danymi GPS. [3] 17

Indeks tabel

Tabela 2-1 Architektury ADCS dziesięciu satelitów 8

Tabela 4-1 Porównanie odbiornika GPS z danymi TLE jako sposób wyznaczania pozycji satelity na orbicie 16

Tabela 8-1 Zestawienie masowe i cenowe dla różnych konfiguracji ADCS 24

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

1 WSTĘP

1.1 FUNKCJE SYSTEMU



Konieczność systemu ADCS uwarunkowana jest podstawowymi założeniami misji oraz poprawnym działaniem niektórych podsystemów. Motywem do rozpoczęcia prac nad systemem ADCS na pokładzie satelity PW-Sat2 są następujące kryteria:

- Wyhamowanie ruchu obrotowego satelity po umieszczeniu na orbicie przez raketę nośną (ang. *detumbling*);
- Optymalne działanie systemu zasilania wymaga skierowania satelity w kierunku Słońca, aby panele słoneczne otrzymywały możliwie jak najwięcej energii słonecznej, gdy zapotrzebowanie na energię elektryczną jest największe (np. sesja łączności);
- Prędkość kątowna satelity nie może przekroczyć wartości granicznej aby zapewnione było stabilne łącze w paśmie UHF/VHF. Zewnętrzne momenty zaburzające mogą nadać satelicie znaczącą prędkość kątową co może skutkować zanikaniem wyższych częstotliwości w paśmie UHF/VHF (na podstawie analizy problemów z komunikacją z satelitą AAUSat-II obracającego się z prędkością kątową 2,5 obr/s [1]);
- Należy zapewnić odpowiednio małą prędkość kątową satelity aby możliwe było rozłożenie paneli słonecznych oraz żagla na orbicie. Dokładna wartość prędkości kątowej zostanie sprecyzowana w przyszłości w następstwie testów przeprowadzonych przez zespół mechaników;
- Rozważa się użycie kamery pozwalającej na wykonanie zdjęć Ziemi. Rejestracja zdjęć wymaga skierowania satelity w kierunku Ziemi i zapewnienie odpowiednio małej prędkości kątowej, by możliwe było uzyskanie wymaganej rozdzielczości zdjęć.

1.2 WYMAGANIA SYSTEMU

Na podstawie wyżej wymienionych kryteriów sprecyzowano dokładniej wymagania stawiane systemowi ADCS:

- Zapewnienie wysokiej niezawodności systemu, poprzez rezygnację z ruchomych części oraz oparcie systemu na elementach zakupionych (COTS);
- System ADCS musi zapewnić automatyczne wyhamowanie satelity po umieszczeniu na orbicie (*detumbling*);

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- Aby uniknąć narastającej w czasie prędkości kątowej co może prowadzić do niespełnienia założeń misji (patrz punkt 1.1) autonomiczna zmiana trybu systemu na *detumbling* powinna mieć miejsce po przekroczeniu zadanej prędkości kątowej;
- Opierając się na wymaganiu powyżej, zalecane jest zwiększenie niezawodności oraz odporności na błędy, poprzez zapewnienie redundancji wybranych czujników – szczególnie magnetometrów, gdyż te czujniki wykorzystywane są podczas *detumblingu*;
- System ADCS musi mieć możliwość zorientowania satelity w zadanym kierunku w obrębie akceptowalnego błędu;
- System ADCS musi być w pełni kompatybilny z innymi podsystemami na pokładzie satelity (magistrala, zasilanie);

W przypadku awarii podstawowego komputera pokładowego lub niskiego poziomu naładowania baterii, przejście w bezpieczny tryb (Safe Mode) powinno odbywać się automatycznie;



Ze względu na istotne znaczenie wyhamowania satelity, zalecane jest zdublowanie trybu *detumbling* na zapasowej jednostce obliczeniowej komputera pokładowego.

Mając na uwadze wszystkie wymagania powyżej oraz opierając się na dokładnych założeniach systemu ADCS na innych CubeSatach, których zadaniem jest robienie zdjęć Ziemi (m.in. EstCube-1, AAUSat3, NUTS) oraz analizie symulacji potwierdzających osiągalność danych założeń, wymagania systemu można podsumować następująco ([1], [2], [10], [11]):

- System ADCS musi być w stanie wyhamować ruch obrotowy satelity od prędkości kątowej ± 20 °/s do prędkości kątowej ± 0.3 °/s w układzie związanym z satelitą w przeciągu 4 orbit;

1.2.1 KOMENTARZ:



Prędkość obrotowa satelity po *detumblingu* teoretycznie powinna być równa prędkości kątowej obrotu wektora pola magnetycznego Ziemi \vec{B} . Przyjmując uproszczony model można założyć, że jest to jeden obrót w przeciągu 45min na orbicie LEO ≈ 0.13 °/s [12]. Uwzględniając lokalne zmiany pola magnetycznego, błędy czujników oraz możliwe oscylacje satelity, przyjęto akceptowalną wartość bezwzględną 0.3 °/s. Ograniczenie na czas wyhamowania wynika z pojawienia się danych TLE, które zostaną przesłane w sesji łączności, jednak nie jest to parametr o najwyższym priorytecie.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- System ADCS musi być w stanie utrzymać zadaną orientację z dokładnością do $\pm 20^\circ$ w nasłonecznionej części orbity oraz $\pm 25^\circ$ w cieniu;

1.2.2 KOMENTARZ:



Dokładność utrzymania zadanej orientacji przestrzennej wynika z otrzymania nie mniej niż 90% energii promieniowania słonecznego względem wartości maksymalnej (gdy satelita jest dokładnie skierowany panelami słonecznymi ku Słońcu), możliwości zrobienia zdjęcia Ziemi, oraz możliwości magnetycznego systemu ADCS i algorytmów. Przy dalszych analizach założone wartości mogą nieznacznie ulec zmianie. Błąd stanu ustalonego wokół osi pitch/roll powinien umożliwić zrobienie zdjęcia Ziemi. Możliwość utrzymania wspomnianego błędu orientacji potwierdzają symulacje przeprowadzone dla CubeSat'ów działających zgodnie z założeniami (EstCube-1, AAUSat-3 [1], [2], [10], [11]).

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

2 PORÓWNANIE ARCHITEKTURY ADCS INNYCH CUBESAT'ÓW

Przeprowadzono analizę systemu ADCS na pokładzie innych satelitów. Nacisk kładziono na zbliżony charakter misji w porównaniu do PW-Sata2 oraz sukces projektu. Dane zebrano na podstawie [15], [10], [11], [3], [1], [16], [4], [7], [2], [5], [8], [9]:

<i>Satelita</i>	<i>Rozmiar</i>	<i>Sukces</i>	<i>Czujniki</i>	<i>Typ</i>	<i>Elementy wykonawcze</i>
EstCube1	1U	+	6x 2-osiowy SunSensor Magnetometry Giroskopy	- - -	3x cewki
Orsted	34x 45x 72cm	+	1x 3-osiowy magnetometr 1x 3-osiowy magnetometr Star Tracker 8x SunSensor	z DTU z CNES z DTU -	3x cewki Gravity Boom
AAUSat2	1U	-	1x 3-osiowy magnetometr 6x SunSensor (fotodiody) 6x 1-osiowy giroskop	HMC1023 SLCD-61N8 ADXRS401	3x cewki 3x RW
AAUSat3	1U	+	1x 3-osiowy magnetometr 24x SunSensor (fotodiody) 1x 2-osiowy giroskop 1x 1-osiowy giroskop	HMC6343 SLCD-61N8 IDG1215 ISZ1215	3x cewki 1x magnes
MaSat1	1U	+	1x 3-osiowy magnetometr 1x 3-osiowy akcelerometr 1x 3-osiowy giroskop Fotodiody	- - - -	3x cewki
NSO	3U	+	1x 3-osiowy magnetometr SunSensory Giroskopy	- - -	3x cewki 3x RW
ΔD-Sat	2U	Start 2015	Giroskopy 1-osiowe 1x 3-osiowy magnetometr	ADIS16260 HMC5843	3x cewki 4x 'Sail'

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



NTNU	2U	Start	Panele słoneczne	-	3x cewki
		2014	Magnetometry	-	
			Giroskopy	-	
SwissCube	1U	+	1x 3-osiowy magnetometr	HMC1043	3x cewki
			6x SunSensor	z DTU	
			3x 1-osiowy giroskop	ADXRS401	
RAX-2	2U	+	1x 3-osiowy magnetometr	PNI	1x magnes
			1x 3-osiowy magnetometr	MicroMag3	
			1x 3-osiowy giroskop	ADIS16405	
			Fotodiody	SFH2430	

Tabela 2-1 Architektury ADCS dziesięciu satelitów

Jednym z założeń misji EstCube1, AAUSat3, MaSat1, NSO oraz SwissCube jest robienie zdjęć Ziemi i przesyłanie ich na Ziemię podczas sesji łączności. Na podstawie tabeli [Tabela 2-1] elementami systemu ADCS we wszystkich wyżej wymienionych satelitach są:

1. 3-osiowe magnetometry;
2. konfiguracja giroskopów dostarczająca informacji o prędkości kątowej w 3 osiach;
3. czujniki Słońca;
4. cewki.

W celu wyznaczenia orientacji przestrzennej satelity na podstawie wskazań czujnika Słońca oraz magnetometru konieczna jest znajomość pozycji satelity na orbicie, aby możliwe było porównanie zmierzonych wektorów ze wzorcem. Misje Orsted, AAUSat3 oraz NPSat1 wykorzystywały dane TLE ([3], [1], [6]), odświeżane z odpowiednią częstotliwością podczas sesji łączności (dokładniejszy opis w punkcie 4).

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

3 DOBÓR ELEMENTÓW SYSTEMU ADCS

Opierając się na strukturze systemu ADCS innych CubeSatów o zbliżonym charakterze misji dobrano następujące elementy układu. Przy wyborze konkretnych modeli zwracano uwagę na:

1. poprawne działanie podczas misji przebiegających zgodnie z założeniami
2. dokładność
3. masę
4. rozmiar
5. koszt
6. pobór mocy

Wybór każdego elementu jest odpowiednio uzasadniony.

3.1 CZUJNIKI DO WYZNACZANIA ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ

3.1.1 TRÓJOSIOWY MAGNETOMETR



(np. Honeywell HMC6343 [20] lub HMC5843)



Rysunek 3-1 Magnetometr cyfrowy Honeywell HMC6343

Zalety

- Czujniki temperatury pozwolą na zmniejszenie wpływu zmian temperatury na charakterystykę dynamiczną czujnika;
- Wbudowana funkcja Self-Test pozwala na wykrycie ewentualnej awarii czujnika;
- Niski koszt umożliwia zwielokrotnienie liczby czujników bez znacznego wpływu na całkowity koszt układu;
- Mały rozmiar (MEMS) nie wpływa na dostępność miejsca na satelicie;
- Odczyt jest zawsze dostępny.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Wady

- Podatność na szумы pochodzące od elektroniki, konieczność modelowania błędów i eliminacji szumów z wykorzystaniem filtra dolnoprzepustowego o odpowiednio dobranej częstotliwości granicznej, by nie pogorszyć dokładności czujnika poprzez problemy z odwracaniem fazy;
- Podatność na zmianę temperatury, konieczna kompensacja jej wpływu na pracę czujnika.

Czujniki cyfrowe mają wbudowany filtr dolnoprzepustowy oraz kompensację temperaturową. Wyżej wymienione ograniczenia będą uzasadnione w przypadku wyboru czujnika analogowego. Magnetometr dostarcza informację o orientacji przestrzennej, gdy satelita znajduje się w cieniu. Ma kluczowe znaczenie w fazie detumblingu, zezwala na optymalne wyhamowanie ruchu obrotowego. Błędy wynikające z niepełnej informacji o polu magnetycznym Ziemi, ewentualnych szumów pomiarowych oraz niedokładności umieszczenia czujnika na płytce PCB, przekładają się na błędy orientacji przestrzennej nie przekraczającej 4° ([14], [24]), dlatego mogą być użyte na pokładzie PW-Sata2.

3.1.2 FOTODIODY

Fotodiody o charakterystyce kierunkowej jako czujniki Słońca

(OSRAM SFH2430 [23] lub Farnell SLCD61N8)





Rysunek 3-2 Fotodiody OSRAM SFH2430

Zalety

- Umieszczenie 3-4 fotodiod na każdej ściance umożliwi wyznaczenie kierunku do Słońca, gdy tylko jedna ścianka jest oświetlona [1];
- Prostota konstrukcji;
- Niski koszt.

Wady



	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

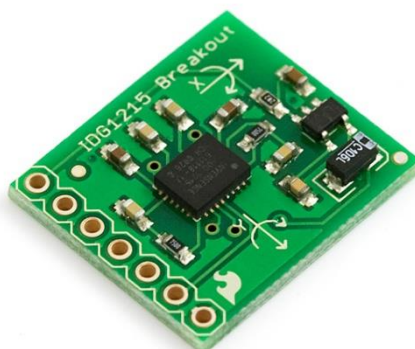
- Zgrubny pomiar kąta, szacowany na poziomie 10° [14];
- Konieczność eliminacji wpływu albedo Ziemi, w tym celu uwzględnia się pomiary o największych wartościach, rozważa się również pokrycie powierzchni fotodiody materiałem absorbującym podczerwień;
- Konieczność eliminacji wpływu promieniowania UV skutkującym ściemnieniem powierzchni; w tym celu konieczne jest pokrycie powierzchni szkiełkiem nakrywkowym [8];
- Brak odczytu w cieniu;
- Podobnie jak w przypadku magnetometru konieczne jest kompensowanie wpływu temperatury oraz szumu pomiarowego na wskazania czujnika; w tym celu wykorzystany zostanie czujnik temperatury oraz filtr dolnoprzepustowy.

Ze względu na konieczność znajomości dwóch wektorów referencyjnych w celu wyznaczenia orientacji przestrzennej (algorytm TRIAD) zintegrowanie wskazań fotodiody z magnetometrem jest konieczne. Ze względu na wysoki koszt jednostkowy (2,500 €) zespół nie może zakupić 6 SunSensorów o błędzie wskazań nie przekraczającym 0.5° (na podstawie dokumentacji). Opierając się na sprawdzonym działaniu na pokładzie innych CubeSatów fotodiody zostały wybrane jako czujniki do określania kątów orientacji przestrzennej. Optymalna konfiguracja fotodiody, pozwalająca na pokrycie całej sfery wokół satelity, zostanie uzyskana podczas testów i symulacji. Wskazania z fotodiody zostaną znormalizowane oraz w algorytmie uwzględniona zostanie wartość prądu ciemnego.

3.1.3 GIROSKOP

MEMS 3-osiowy lub integracja 2-osiowego z 1-osiowym (InvenSense IDG1215 [21], ISZ1215 [22] lub AnalogDevices ADIS16260)

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Rysunek 3-3 Giroskop analogowy MEMS 2-osiowy InvenSense IDG1215



Zalety

- Zastosowanie giroskopu w celu wyznaczania prędkości kątowej w układzie związanym z satelitą pozwala na znajomość orientacji przestrzennej, gdy satelita przebywa w cieniu i nie jest dostępna informacja z fotodiod;
- Mały rozmiar;
- Niski koszt;
- Wbudowana funkcja autozerowania, czujnik temperatury i filtr dolnoprzepustowy.

Wady

- Narastający w czasie dryf;
- Duże względne błędy wskazań przy małych prędkościach kątowych ze względu na dryf, duże bezwzględne błędy wskazań przy dużych prędkościach kątowych oraz wpływ temperatury na charakterystykę czujnika; konieczna kompensacja wyżej wymienionych efektów;
- Konieczna kompensacja szumów z wykorzystaniem filtra dolnoprzepustowego.

Symulacje układu ADCS testujące użyteczność regulatorów PD i PID w celu uzyskania zadanej orientacji przestrzennej dla CubeSatów realizujących z powodzeniem założenia misji wykazały, że w przypadku zmiany kątów Eulera o więcej niż 20° za pomocą cewek, czas uzyskania zadanej orientacji to około 4 orbity w przypadku LEO (ok. 600 km) [2]. Konieczne jest zatem sterowanie satelitą w cieniu i w miarę dokładna znajomość orientacji i prędkości kątowej satelity, gdyż w przypadku satelity 2U o masie 2,7 kg poddanego działaniu momentu zaburzającego rzędu 10^{-5} Nm (założono działanie oporu atmosferycznego, niejednorodnego pola grawitacyjnego oraz promieniowania słonecznego na wysokości 600 km, przyjęto największą

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

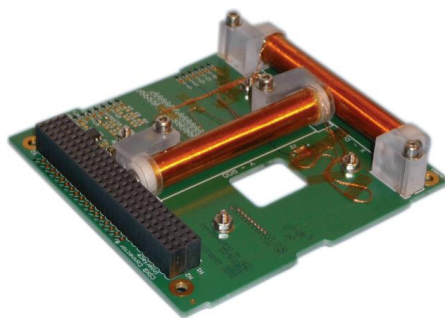
łącną wartość przyjmowaną w literaturze) przez czas ok. 50 min prowadzi do zmiany prędkości kątowej wokół osi najmniejszego momentu bezwładności o ok. 360°/s.

Możliwe jest wyznaczenie wektora stanu satelity z odpowiednią dokładnością przy wykorzystaniu jedynie informacji z magnetometrów i filtru Kalmana. Zaletą zastosowania giroskopu jest natychmiastowy odczyt, w przypadku gdy konieczna jest informacja o prędkości kątowej do algorytmu sterowania (na przykład gdy satelita ma dużą prędkość kątową). W przypadku wyznaczania prędkości kątowej na podstawie wskazań magnetometrów, w początkowej fazie działania filtru Kalmana, do układu sterowania nie będzie dostarczana informacja o prędkości kątowej, gdyż filtr stabilizuje się po pewnym czasie. Ostateczna decyzja o ewentualnym wyborze giroskopu zostanie podjęta po przeprowadzeniu symulacji.

3.2 ELEMENTY WYKONAWCZE

3.2.1 CEWKI ELEKTROMAGNETYCZNE

3 cewki elektromagnetyczne; ang. *magnetorquers* (ISIS MagneTorquer Board [19]);





Rysunek 3-4 ISIS MagneTorquer Board

Zalety

- Układ mieści się na płytce PCB;
- Brak ruchomych części;
- Względnie niski koszt i mały rozmiar – w porównaniu do kół reakcyjnych;
- Dwie cewki z ferromagnetycznym rdzeniem zapewniają mniejszy pobór energii, natomiast jedna cewka bez rdzenia jest mniej podatna na wpływ histerezy podczas sterowania;
- Prostota konstrukcji.

Wady

- Mała wartość momentu sterującego;

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

- Możliwość uzyskania momentu siły tylko w płaszczyźnie prostopadłej do wektora \vec{B} ;
- Względnie duży pobór mocy $\sim 1W$ [19];
- Należy uwzględnić wpływ momentu magnetycznego generowanego przez cewki na pracę czujników i elektroniki.

Układ cewek elektromagnetycznych jest najpopularniejszym rozwiązaniem umożliwiającym sterowanie orientacją przestrzenną dla CubeSatów na orbicie LEO. Ze względu na ograniczenia finansowe, masowe oraz rozmiarowe zespół nie rozważa użycia innych elementów wykonawczych na pokładzie PW-Sat2. Symulacje przeprowadzone dla wszystkich CubeSatów posiadających tylko magnetyczny system sterowania orientacją przestrzenną pokazują, że uzyskanie błędu orientacji w granicach sprecyzowanych w punkcie 1.2 jest osiągalne [15], [10], [11], [1], [2].

3.3 MIKROKONTROLER



Jednostką obliczeniową dla systemu ADCS będzie główny komputer pokładowy OBC o architekturze 32-bit i taktowaniu 72MHz (STM32F103ZGT6). Podstawowe tryby pracy ADCS (patrz punkt 6) tj. Detumbling, Safe Mode i Pointing będą zdublowane na zapasowym mikrokontrolerze 8-bit z taktowaniem 32MHz (ATXMEGA128A1).

3.4 ELEMENTY NAJWAŻNIEJSZE/OBARCZONE NAJWIĘKSZYM RYZYKIEM

Czujnikami mającymi kluczowe znaczenie w systemie ADCS są magnetometry. W wypadku ich uszkodzenia niemożliwe staje się:

- Optymalne wyhamowanie satelity (*detumbling*);
- Dokładne określenie kątów orientacji przestrzennej, gdyż magnetometr jest czujnikiem o największej dokładności na pokładzie PW-Sat2;
- Sterowanie orientacją satelity, gdyż każdorazowo przed działaniem cewek pracujących z określoną częstotliwością (zależną od czasu rozładowania cewek, czasu dokonania pomiaru, czasu potrzebnego na obliczenia i czasu działania cewek) dokonywany jest pomiar wektora \vec{B} .

Rozpatruje się zapewnienie redundancji w postaci 2 dodatkowych 3-osiowych magnetometrów. Gdy wszystkie magnetometry będą sprawne, jednoczesne 3 pomiary pozwolą na uśrednienie wskazań oraz wyeliminowanie błędów grubych, wynikających np. z ewentualnych błędów transmisji magistralą I²C. W przypadku uszkodzenia algorytm głosujący

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

odrzuca błędną informację, wykraczającą poza akceptowalny zakres. Jednoczesne uszkodzenie dwóch magnetometrów, skutkujące odrzuceniem informacji z poprawnie działającego czujnika nie jest rozpatrywane ze względu na niski poziom prawdopodobieństwa. Przynajmniej jeden magnetometr powinien być umieszczony poza satelitą.



Zdublowanie algorytmów podstawowych trybów systemu ADCS na zapasowym mikrokontrolerze OBC zapewni odporność systemu ADCS na awarie głównego mikrokontrolera (patrz punkt 3.3).

Elementami obciążonymi największym ryzykiem są fotodiody ze względu na niską niezawodność i dokładność. W przypadku niedostatecznej ochrony przed promieniowaniem UV, wskazania są odpowiednio mniejsze oraz błąd wyznaczania orientacji znacząco rośnie [8].

Gdy fotodiody ulegną awarii:

- Algorytm TRIAD nie może być użyty do wyznaczenia zgrubej orientacji przestrzennej jako sygnał wejściowy do filtru Kalmana; konieczne staje się wyznaczanie wektora stanu przy pomocy wskazań magnetometrów i ewentualnego giroskopu;
- Realizacja trybu Pointing (patrz punkt 6) nie może opierać się na wskazaniach z fotodiod; konieczne staje się estymowanie orientacji przy wykorzystaniu magnetometru i giroskopu.

Ze względu na ilość przewodów oraz komplikację algorytmu (przy dwukrotnym zdublowaniu konieczność uwzględnienia wskazań z 72 czujników) nie rozpatruje się redundancji fotodiod. Rozpatruje się natomiast opracowanie algorytmu umożliwiającego wykrycie niesprawności fotodiod, skutkujące zaprzestaniem korzystania z algorytmu TRIAD oraz opieranie się na wskazaniach z giroskopu i magnetometru.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



4 WYZNACZANIE POZYCJI SATELITY PRZY POMOCY DANYCH TLE

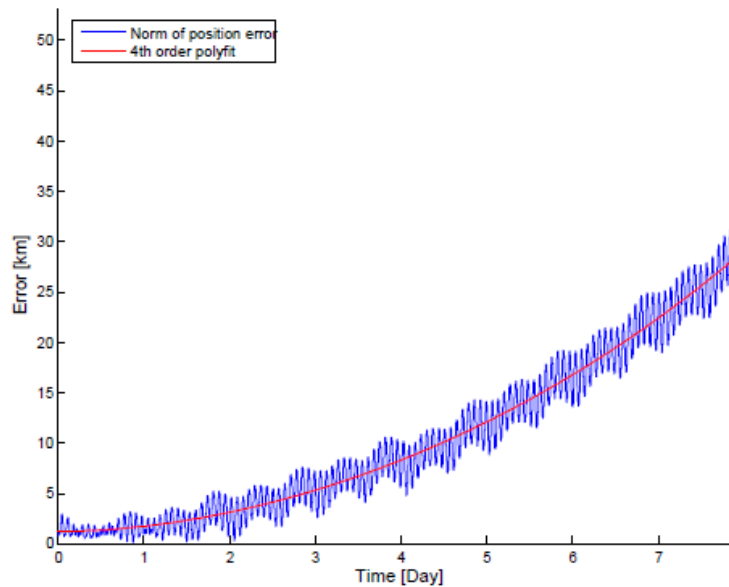
Aby możliwe było wyznaczenie orientacji satelity w orbitalnym układzie współrzędnych na podstawie wskazań magnetometru i fotodiod, konieczne jest porównanie zmierzonych wartości ze wzorcem. Wymagana jest zatem znajomość pozycji satelity na orbicie, aby wiedzieć jaki jest wektor pola magnetycznego w miejscu, w którym znajduje się satelita. Dwie powszechnie stosowane metody to odbiornik GPS lub implementacja propagatora orbity na pokładzie satelity opartego na aktualizowanych danych TLE modelu SGP4.

	Zalety	Wady
Odbiornik GPS	<ul style="list-style-type: none"> -dokładność ~10m; -błędy jonosferyczne korygowane w oprogramowaniu. 	<ul style="list-style-type: none"> -wysoki koszt; -odrębna płytką PCB; -konieczność zamontowania anteny; -masa i rozmiar; -zorientowanie anteny w kierunku konstelacji GPS.
TLE	<ul style="list-style-type: none"> -nic nie kosztuje; -nie zajmuje miejsca; -łatwy algorytm uwzględniający szereg współczynników. 	<ul style="list-style-type: none"> -błąd pozycji rośnie w czasie wykładniczo; -konieczność aktualizowania danych.

Tabela 4-1 Porównanie odbiornika GPS z danymi TLE jako sposób wyznaczania pozycji satelity na orbicie

Misje NPSat1, Orsted oraz AAUSat3 miały wgrany propagator orbity ([6], [3], [1]). W przypadku dwóch ostatnich misji był to sposób na zapewnienie odpowiedniej redundancji w przypadku awarii odbiornika GPS. W przypadku misji NPSat1, dane TLE aktualizowane były co 7 dni. Dane zebrane przez misję Orsted w dniach 10-17.02.2002 wykazały narastający wykładniczo błąd pozycji wyznaczony za pomocą modelu SGP4 w porównaniu do danych odbiornika GPS.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		





Rysunek 4-1 Znrmowany błąd pozycji pomiędzy modelem SGP4 i danymi GPS. [3]

Aby utrzymać błąd pozycji $< 5 \text{ km}$ konieczna jest aktualizacja danych TLE po 3 dniach. Należy mieć również na uwadze konieczność synchronizacji czasu, gdyż na orbicie LEO, błąd 1 s skutkuje błędem pozycji rzędu 7,5 km, co przekłada się na błędy orientacji $\sim 0.5^\circ$. Wartość błędu orientacji oszacowano na podstawie modelu IGRF [24] w obszarze najbardziej zmiennego pola magnetycznego na wysokości 600 km nad półkulą północą 80°N , 110°W . Obliczono kąt pomiędzy składowymi poziomymi wektora \vec{B} w odległości 7,5 km wzdłuż południka, co przekłada się na różnicę szerokości geograficznej 0.06° . Otrzymany wynik 0.23° pomnożono przez 2, przyjmując możliwe błędy modelu.

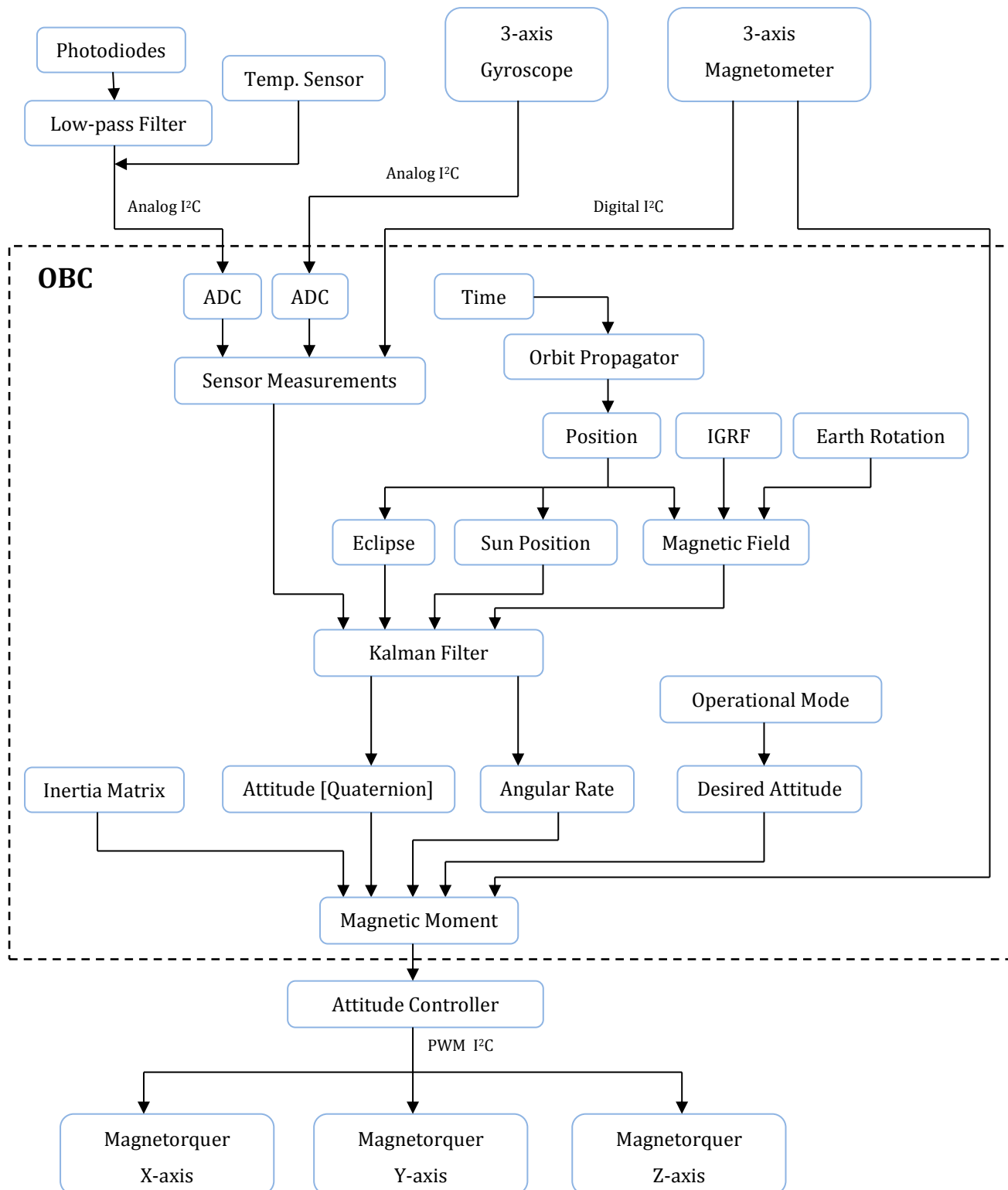
Model SGP4 uwzględnia wpływ [17], [18]:



- oporu aerodynamicznego;
- niesferyczności Ziemi (J2, J3, J4);
- promieniowania słonecznego;
- oddziaływania grawitacyjnego Księżyca i Słońca.

Ze względu na akceptowalną dokładność, możliwość przesłania aktualnych danych podczas sesji łączności, oszczędność kosztów, masy i miejsca zespół zdecydował o wyborze modelu SGP4 do wyznaczania pozycji satelity na orbicie.



	PW-Sat2	System wyznaczenia i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

5 SCHEMAT BLOKOWY SYSTEMU ADCS



	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

Przykładowy magnetometr HMC6343 jest czujnikiem cyfrowym z wbudowanym czujnikiem temperatury. Giroskop IDG1215 ma wyjście analogowe, posiada natomiast filtr dolnoprzepustowy i czujnik temperatury. Schemat blokowy systemu ADCS będzie się różnił w zależności od trybu. Powyżej przedstawiono tryb wykorzystujący informacje ze wszystkich czujników (Pointing).

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

6 TRYBY SYSTEMU ADCS

Następujące 7 trybów systemu ADCS zostało sprecyzowanych. Symulacje i testy wykażą, czy poniższa złożoność systemu jest uzasadniona, dlatego też ilość trybów może z czasem ulec zmianie.

- OFF

System ADCS jest wyłączony w początkowej fazie misji. Jego uruchomienie następuje po sprawdzeniu działania systemu zasilania (EPS) i komputera pokładowego (OBC) poprzez odpowiednią komendę. W trybie OFF zasilanie nie jest doprowadzone do systemu ADCS, nie są zatem pobierane dane z czujników, orientacja nie jest wyznaczana oraz nie jest możliwa jej korekcja. Jeśli poziom naładowania baterii jest krytycznie niski, system ADCS powinien automatycznie przejść w tryb OFF.

- CHECK

Następuje sprawdzenie działania czujników i elementów wykonawczych poprzez wbudowane funkcje lub poprzez algorytm głosowania, gdy zastosuje się redundancję. Jeśli awaria zostanie wykryta, elementy wykonawcze nie mogą pracować, system ADCS przechodzi w tryb SLEEP.



- SLEEP

W przypadku gdy sprawdzenie czujników i cewek przebiegło pomyślnie lub zostały wykryte błędy, system ADCS powinien przejść w tryb SLEEP, podczas którego pobierane są dane z czujników, jednak z mniejszą częstotliwością, co pozwala na zmniejszenie zapotrzebowania na moc.

- STANDBY

Wyznaczana jest orientacja, natomiast nie steruje się orientacją przestrzenną. Przejście w ten tryb powinno mieć miejsce, gdy zostanie wykryta awaria cewek. Wówczas wyznaczenie orientacji przestrzennej może mieć uzasadnienie ze względu na eksperyment SunSensor i porównanie wskazań.

- DETUMBLING

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		



Gdy magnetometr i cewki są sprawne, przejście w tryb DETUMBLING ma miejsce automatycznie po sprawdzeniu działania EPS i OBC. Przy działającym giroskopie automatyczne przejście w tryb DETUMBLING powinno mieć miejsce po przekroczeniu granicznej prędkości kątowej. W przypadku awarii giroskopu, ale sprawnych magnetometrach i cewkach, prędkość kątowa wyznacza będzie na podstawie wskazań magnetometru.

- SAFE MODE

Tryb Safe Mode dotyczy pracy całego satelity. Gdy poziom naładowania baterii spadnie, wejście w bezpieczny tryb powinno mieć miejsce. Wówczas ADCS przechodzi w tryb OFF.

- POINTING

Przejście w tryb POINTING powinno mieć miejsce tylko po trybie DETUMBLING. Wykorzystywane są informacje z wszystkich czujników oraz zapewnione jest sterowanie przy pomocy cewek.



	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

7 PRZEBIEG PRAC I ROZWAŻANE ROZWIĄZANIA



Zespół przystąpi do symulacji zaproponowanych rozwiązań przy pomocy oprogramowania Matlab/Simulink. Testy muszą wykazać, że wymagania stawiane systemowi ADCS w punkcie 1.2 są możliwe do realizacji.

Zadania zespołu:

- Sprawdzenie zaproponowanej konfiguracji magnetycznego układu ADCS poprzez symulacje utrzymania zadanej orientacji przestrzennej jedynie przy pomocy cewek, zakładając brak momentów zaburzających i dokładną informację o wektorze stanu;
- Przetestowanie optymalnej konfiguracji fotodiod, aby możliwe było pokrycie całej sfery wokół satelity; opracowanie algorytmów wyznaczania wektora skierowanego ku Słońcu na podstawie wskazań fotodiod;
- Symulacja momentów zaburzających na orbicie LEO (wpływ oporu aerodynamicznego, niejednorodności pola grawitacyjnego, promieniowania słonecznego);
- Dalsza rozbudowa oprogramowania symulacyjnego poprzez implementację modelu IGRF oraz emulację rzeczywistych czujników (bias, dryf, szum) wraz z filtracją Kalmana;
- Symulacja algorytmu B-Dot, określenie współczynnika wzmocnienia, oszacowanie dokładności modelu IGRF;
- Weryfikacja dokładności teoretycznej wartości współczynnika wzmocnienia, przetestowanie możliwości obliczania jego wartości optymalnej w czasie rzeczywistym, aby zapewnić najkrótszy czas detumblingu;
- Weryfikacja dokładności danych TLE;
- Symulacja algorytmów sterowania, testowanie regulatora PD, weryfikacja założeń z punktu 1.2;
- Przetestowanie stanów awaryjnych, implementacja algorytmów przy awarii czujników;
- Przetestowanie wszystkich trybów pracy systemu ADCS;
- Wybór i zakup elementów układu;
- Przetestowanie algorytmów na zakupionych elementach (Processor/Software In The Loop);
- Testy na zintegrowanym ADCS z satelitą; uwzględnienie błędów czujników, sprawdzenie komunikacji między elementami; testy polaryzacji.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

W celu dokładnego porównania wskazań eksperymentalnego SunSensora rozważa się zakup jednego SunSensora referencyjnego, którego wskazania uwzględniono by przy wyznaczaniu orientacji przestrzennej.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

8 BUDŻET MASOWY I ESTYMACJA KOSZTÓW

Tabela poniżej przedstawia zestawienie kosztów oraz masy poszczególnych elementów oraz całego systemu ADCS w różnych konfiguracjach. Konkretnie modele stanowią jedynie przykład. Firma i typ czujnika mogą ulec zmianie.

Wersja 1 (podstawowa): ISIS Magnetorquer Board, magnetometr HMC6343, giroskop 2-osiowy IDG1215, giroskop 1-osiowy ISZ1215, 24 fotodiody OSRAM SFD2430;

Wersja 2 (podstawowa + redundancja): elementy z wersji podstawowej + 2 redundantne magnetometry;

Wersja 3 (podstawowa + referencyjny SunSensor): elementy z wersji podstawowej + referencyjny SunSensor;



Wersja 4 (pełna): elementy z wersji podstawowej + 2 redundantne magnetometry + referencyjny SunSensor.

	Wersja 1		Wersja 2		Wersja 3		Wersja 4	
	Masa [g]	Cena	Masa [g]	Cena	Masa [g]	Cena	Masa [g]	Cena
<i>ISIS MagneTorquer Board</i>	195	7500€	195	7500€	195	7500€	195	7500€
<i>Magnetometr HMC6343¹</i>	5	80\$	15	240\$	5	80\$	15	240\$
<i>Giroskop IDG1215¹</i>	3	25\$	3	25\$	3	25\$	3	25\$
<i>Giroskop ISZ1215¹</i>	2	2\$	2	2\$	2	2\$	2	2\$
<i>Fotodioda SFD2430¹</i>	24*3=72	24*1,5=36€	24*3=72	24*1,5=36€	24*3=72	24*1,5=36€	24*3=72	24*1,5=36€
<i>Referencyjny SunSensor</i>	-	-	-	-	5	2500€	5	2500€
Suma²	277 g	7812€	287 g	7926€	282 g	10312€	292 g	10426€

Tabela 8-1 Zestawienie masowe i cenowe dla różnych konfiguracji ADCS



¹ Do masy podanej w dokumentacji dodano masę przewodów i lutowania

² Do końcowej ceny dodano 200€ na różnice w cenie i przesyłkę. Przy przeliczeniu \$ na € przyjęto aktualny (20.03.2014) współczynnik 0,71.

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

9 ODWOŁANIA:

- [1] K. Jensen, K. Vinther, *Attitude and Determination Control System for AAUSAT3*, Master Thesis, Aalborg University, 2010
- [2] G. Brathen, *Design of Attitude Control System of a Double CubeSat*, Master Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 2013
- [3] T. Bak, R. Wiśniewski, M. Blanke, *Autonomous Attitude Determination and Control System for the Orsted Satellite*, IEEE Aerospace Application Conference. Colorado March 1996
- [4] M. Green, M. Kragelund, M. Kristensen, L. Alminde, J. D. Bendsten, *A Robust Controller Structure for Pico-Satellite Applications*, Aalborg University
- [5] M. Noca, F. Jordan, N. Steiner, T. Choueiri, F. George, G. Roethlisberger, N. Scheidegger, H. Contesse, M. Borgeaud, R. Krpoun, H. Shea, *Lessons Learned from the First Swiss Pico-Satellite: SwissCube*, 23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- [6] B. Leonard, *NPSat1 Magnetic Attitude Control System*, 16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- [7] Z. Hao, *Detumbling and Aerostable Control for CubeSats*, Master Thesis, Cranfield University, 2013
- [8] J. C. Springmann, J. W. Cutler, *Initial Attitude Analysis of the RAX Satellite*, University of Michigan
- [9] J. C. Springmann, B. P. Kempke, J. W. Cutler, H. Bahcivan, *Initial Flight Results of the RAX-2 Satellite*, 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- [10] Slavinskis, *Magnetic Attitude Control Algorithms for EstCube-1*, 63rd International Astronautical Congress, Naples 2012
- [11] Slavinskis, U. Kvell, E. Kulu, I. Sunter, H. Kuuste, S. Latt, K. Voormansik, M. Noorma, *High spin rate magnetic controller for nanosatellites*, Acta Astronautica 95 (2014)
- [12] G. Juchnikowski, T. Barciński, J. Lisowski, Detumbling of highly non-symmetrical satellites with use of B-dot control law, IEEE 2013
- [13] G. Micharaleas, S. B. Gabriel, E. Rogers, *Spacecraft Attitude Estimation based on Magnetometer Measurements and the Covariance Intersection Algorithm*, University of Southampton 2002
- [14] Hyo-Sung Ahn, Seon-Ho Lee, *Gyroless Attitude Estimation of Sun-Pointing Satellites Using Magnetometers*, IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, January 2005
- [15] <http://estcube.eu/en/home>
- [16] <http://cubesat.bme.hu/en/projektek/masat-1/muszaki-reszletek/#adcs>

	PW-Sat2	System wyznaczania i kontroli orientacji przestrzennej	
	1.0 PL	Kategoria: Tylko do użytku wewnętrznego	
	Faza A projektu PW-Sat2		

[17] T. Kelso, *Frequently Asked Questions: Two-Line Element set format*, <http://celestrak.com/columns/v04n03/>

[18] F. R. Hoots, R. L. Roehrich, Spacetrack Report No.3, Models for Propagation of NORAD Element Sets, 1980

[19] ISIS Innovative Solutions in Space, *ISIS Magnetorquer Board (iMTQ)*

[20] Honeywell Inc., HMC6343 3-axis compass with algorithms

[21] InvenSense Inc., IDG1215 dual-axis gyroscope

[22] InvenSense Inc., ISZ1215 single-axis z-gyro

[23] OSRAM OptoSemiconductors, Silicon Photodiode with $V\lambda$ Characteristic, SFH2430

[24] <http://www.ngdc.noaa.gov/geomag-web/?model=igrf#igrfwmm>