**Projekt 3:**

Analiza wielkości i konfiguracji paneli słonecznych dla satelity obserwacyjnego Ziemi (satelita radarowy SAR).

Informacje dodatkowe/wskazówki:

Energia elektryczna wykorzystywana jest jedynie do podtrzymania pracy urządzeń pokładowych. Założyć, że docelowo satelita znajduje się na orbicie LEO o wysokości 600km, SSO, węzeł wstępujący RAAN 9:00AM. Pobór energii przez systemy pokładowe oraz ładunek określono w Tabeli P3. Czas życia misji to 5 lat. Należy uwzględnić degradację sprawności paneli i przyjąć, że dla przewidywanego końca misji (EOL) system zasilania powinien zapewniać 20% margines bezpieczeństwa. Określić pojemność i masę akumulatorów.

Tabela P3

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| **Komponent systemu satelity** | **Moc [W]** | **Czas użycia odniesiony do czasu orbity** |
| Ładunek | 1000 | 0,10 |
| Utrzymanie orientacji i orbity (AOCS) | 100 | 0,20 |
| Komunikacja | 200 | 0,15 |
| Komputer pokładowy | 15 | 1,00 |
| Konwersja i dystrybucja zasilania | 70 | 1,00 |

1. Czas zaćmienia:

Przyjęto że orbita posiada inklinację 90deg. W rzeczowistości dla zadanej wysokości lotu, aby zapewnić warunek, by orbita była synchronizowana słonecznie musiałaby być odchylona od osi obrotu ziemi o kąt 7.78deg. Wynika to z zapewnienia, aby precesja orbita była równa rocznemu obrotowi osi ziemi wokół słońca. Przyjęto ponadto, że cień ziemi jest walcem, więc wyznaczenie czasu wynika z punktów przecięcia okręgu naszej orbity z walcem. Dla RAAN 9AM kąt orbity względem walca wyniesie 45deg. Z tego powoduje nieuwzględnienie również wpływu momentu, w którym z punktu widzenia satelity słońce zaczyna zachodzić (Umbra, Penumbra).

Obliczenia przeprowadzono metodą analityczno-numeryczną. Czas obiegu orbity wynosi: 1hr:36min, a prędkość kołowa orbity: 0.001083rad/s.

Przyjęto następujący układ współrzędnych:

* Oś X zwrócona na słońce
* Oś Z współosiowa z osią obrotu ziemi
* Oś y dopełniająca prawoskrętny układ współrzędnych

Następnie zrzutowano pozycje satelity na orbicie zależnie od czasu:

Warunek aby satelita znajdował się w cieniu ziemi wymagają:

* X<0 – satelita znajduje się po ciemnej stronie ziemi
* Ryz < Rz – promień wodzący zrzutowany na płaszczyznę YZ musi być mniejszy niż promień ziemi.

Następnie równania obliczono co 10 sekund, co najmniej tyle razy ile wynosi czas pełnego obiegu satelity.

Wyniki przedstawiono na wykresie

Wartość logiczna 1 oznacza te wartości w których satelita znajduje się w cieniu ziemi.

Spośród 3549 wartości 1063 były prawdziwe, stąd procentowy czas przebywania w cieniu wynosi ok 30%.

Należy pamiętać, że te założenia nie uwzględniają stożkowego charakteru cienia, przebywania w cieniu księżyca oraz inklinacji orbity. Jednakże do naszej analizy są wystarczające.

1. Analiza mocy potrzebnej do działania satelity

W tabeli zadane były komponenty, moce i czasy użycia elementów. Na jej podstawie średnia moc potrzebna do działania wynosi 235W natomiast maksymalna 1385W. Uwzględniając 20% margines bezpieczeństwa średnia moc powinna wynosić: 282W, a maksymalna 1662W.

1. Analiza Ogniw słonecznych

Przyjęto sprawność ogniwa jak dla nowoczesnych ogniw wielowarstwowych rzędu 30% oraz degradację rzędu 2%/rok, stąd po 5latach trwania misji ich sprawność wyniesie ok.27%.

Przyjęto minimalną wartość stałej słonecznej 1360.3W/m2. Czas przebywania w cieniu ziemi wynosi 30%, stąd:

, gdzie: P-moc[W], - sprawność, Q-Stała słoneczna, -czas przebywania na słońcu.

Założono że panele są zawsze zwrócone prostopadle do kierunku padania promieni słonecznych.

Jeżeli panele słoneczne miałyby zapewniać zasilanie przy maksymalnym obciążeniu ich powierzchnia powinna wynosić 6.5. Dla średniego poboru mocy ich minimalna powierzchnia wyniesie 1.1.

1. Dobór akumulatora

Czas przebywania w cieniu ziemi wynosi ok. 30minut. W tym czasie musi dostarczyć minimalną moc 85W, zakładając że wszystkie podzespoły poza OBC i PCDU są niesprawne.

Stąd pojemność powinna wynosić 43Wh.

W ciągu 5lat akumulator wykona 27375 cykli ładowania i rozładowania.

Pojemność i sprawność baterii maleje z ilością cykli. Ich charakterystyki zależą od producenta. Przyjmijmy, że posiadamy baterię, która po 5latach będzie spełniać minimalne wymogi pojemnościowe.

Założyliśmy, że panele słoneczne dostarczają średniej mocy potrzebnej do działania satelity, różnica między wartością średnią, a maksymalną wynosi 1380W- i jest to wartość jaką powinny zapewnić akumulatory.

Głębokość rozładowania akumulatorów nie powinna przekraczać 40%, aby nie zapobiec nadmiernej degradacji. Stąd pojemność powinna wynosić min. 400Wh, aby zapewnić działanie komponentów przez zadany czas użycia.

Jednakże przyjmijmy wymiarujący przypadek, kiedy satelita znajduje się w cieniu ziemi i satelita pracuje pod pełnym obciążeniem, wtedy aby zapewnić działanie przez 32minut przebywania w cieniu potrzebowalibyśmy mocy 1662W oraz pojemności 376Wh.

1. Podsumowanie

Profesjonalna analiza zagadnienia zaopatrzenia satelitę w energię jest zagadnieniem niezwykle złożonym. Przyjęte uproszczenia mogą wprowadzić znaczne różnice przy analizie rzeczywistych pojazdów kosmicznych. Przyjęte wartości sprawności paneli i baterii zostały przyjęte na podstawie wiedzy zdobytej na zajęciach. W rzeczywistości należało by się zapoznać z technologiami dostępnymi na rynku oraz przeprowadzić dużo dokładniejszą analizę parametrów orbity.