

Wymagania

Podstawowe wymagania na platformę satelitarną:

- Satelita musi być w stanie przesłać na Ziemię zgromadzone dane i telemetrię. Komunikacja z satelitą musi być dwukierunkowa.
- Nominalny czas trwania misji satelity to 3-5 lat.
- Satelita musi być w stanie skomunikować się ze stacją naziemną niezależnie od aktualnej orientacji satelity.
- Nachylenie orbity satelity musi być większe niż 55 stopni by zapewniać realizację komunikacji ze stacją naziemną zlokalizowaną na terenie Polski zgodnie z niezbędnymi przepływnościami danych. Wymaganie długotrwałego (wielotygodniowego) dostępu do pola obserwacyjnego wskazuje, że preferowane są orbity słoneczno-synchroniczne.
- Pamięć danych satelity powinna zapewniać przechowanie danych zbieranych przez 10 dni pracy nominalnej satelity. Satelita musi być w stanie przesłać dane zgromadzone w ciągu 10 dni w przeciągu 20 dni nominalnej komunikacji i przy zajęciu do 50% linku komunikacyjnego.
- Projekt i wykonanie satelity musi być wykonane tak, by pojawienie się uszkodzenia w jednym komponencie nie powodowało utraty możliwości realizacji celu misji. Ewentualne odstępstwa od tego wymagania powinny być jasno przedstawione i zaakceptowane przez organy zarządzające projektem do zakończenia fazy A.
- Czas absolutny na pokładzie satelity powinien być znany z dokładnością nie gorszą niż 0,1 s (wartość do konsultacji).
- Pamięć komputera powinna zapewniać możliwość składowania danych z 10 dni bez transferowania ich na Ziemię.
- Pamięć pokładowa powinna umożliwiać gromadzenie co najmniej 200 GB danych.
- Czasy ekspozycji muszą być określone z precyzją 0,01% (np. dla czasu ekspozycji 1 s precyzja nie gorsza niż 0,1 ms). Powinny być dostępne czasy ekspozycji 0,1 – 100 s.
- Orientacja pomiędzy osią optyczną instrumentów badawczych powinna być stała z dokładnością 1 minuty kątowej względem osi optycznej aktywnego star trackera przez czas odpowiadający najdłuższemu zakładanemu czasowi obserwacji.
- Satelita zapewni niezbędną moc wymaganą przez wszystkie podzespoły.

Podstawowe wymagania środowiskowe dla satelity:

- Materiały i komponenty powinny być odporne na radiację nie niższą niż 2 kRad/rok. Elementy mechaniczne oraz optyczne nie mogą być radioaktywne jak również nie mogą wykazywać radio-aktywności wtórnej w wyniku pracy w środowisku kosmicznym.
- Wszelkie elementy satelity muszą spełniać wymóg <1% TML (total mass loss) oraz <0.1% CVCN (collected volatile condensable material).
- Wszelkie wnęki i przestrzenie wewnątrz satelity i jego podsystemów muszą być wentylowane poprzez otwory, których minimalna sumaryczna powierzchnia (A) uzależniona jest od objętości przestrzeni (V) poprzez zależność: $A > 7 \times 10^{-6} \text{ mm}^{-1} \times V$, gdzie A i V wyrażone są odpowiednio w mm^2 i mm^3 .
- Wszelkie elementy satelity muszą zapewniać poprawną pracę w zakresie temperatur co najmniej -20C do +60C, przy czym temperatura przeżycia („survival temperature”) powinna pokrywać zakres co najmniej od -40C do +80C.
- Instrument jak i satelita muszą spełniać wymogi odnośnie wibracji nakładane przez rakiety nośną.
- Wymagania dotyczące wysokości orbity powinny uwzględniać Space Debris Mitigation Guidelines

Podstawowe wymagania na instrument:

Instrument - podwójny teleskop (każdy kanał pracujący jako niezależny fotometr) do obserwacji w ultrafiolecie (UV) i dziedzinie widzialnej (Vis):

- pasmo spektralne:
 - pasmo UV długość centralna $250\pm 10\text{nm}$, szerokość pasma 60-100nm, Pasma nie powinno przepuszczać fal z $\lambda > 300\text{ nm}$ z uwagi na to, że tło UV zdecydowanie rośnie dla fal o tej długości jako efekt obecności światła zodiakalnego
 - pasmo VIS długość centralna $550\pm 10\text{nm}$, szerokość pasma 60-100nm, dobrane tak, aby przy podobnych jak w UV czasach ekspozycji uzyskiwać dla gwiazd o temperaturach efektywnych rzędu 30 000 K podobną dokładność fotometrii, co w paśmie UV
- pole widzenia FOV: $10^0 \times 10^0$,
- rozdzielczość przestrzenna 10 - 20 sekund kątowych,
- średnica apertury 5 -12 cm,
- szerokość połówkowa dla obrazów obiektów punktowych 6 pikseli.
- Wymaganie na „kąt wykluczenia od kierunku na Słońce” $\pm 25^0$
- Dopuszczalny stosunek sygnału do szumu dla najsłabszego obiektu (pytanie do astronomów) powinien wynosić 1-3%.
- Detektory (mogą być różne dla UV i Vis) powinny zapewniać: wysoką wydajność kwantową w obrębie wybranych pasm nie mniej niż 50% , liniowość lepszą niż 1% w całym zakresie dynamicznym lub zbadaną z taką dokładnością i możliwą do skorygowania, jednorodność czułości (dopuszczalne odchyłki rzędu 10%), możliwość sczytywania tylko wybranych obszarów detektora. Preferowane będą rozwiązania zapewniające możliwość niezależnego odczytu pikseli (np. CID, CMOS, MCP), bez konieczności transferu ładunku do rejestru szeregowego, a tym samym zapewnienia jak największego zakresu dynamicznego obserwowanych obiektów (rzędu 7 – 8 mag).
- Efektywny czas obserwacji (*duty cycle*). Efektywny czas gromadzenia fotonów (naświetlenia) powinien być nie mniejszy niż 60% czasu, podczas którego wykonywane są obserwacje. Całkowity efektywny czas obserwacji, uwzględniający czas obserwacji podczas każdej orbity, powinien być nie mniejszy niż 12%.
- Liczba obiektów, rozmiary rastra. Zakładamy, że liczba jednocześnie obserwowanych obiektów wynosi 50 – 500 przy rozmiarach pojedynczego rastra wokół każdego obiektu równego minimum 5×5 FWHM, nie mniej niż 20×20 pikseli.
- Dokładność utrzymania orientacji. Dokładność utrzymania pozycji teleskopu powinna być lepsza niż 0,5 piksela (r.m.s.) lub 10 sekund kątowych.
- Dokładność wyznaczenia orientacji. Błąd pomiędzy zadaniem a osiągniętym kierunkiem obserwacji powinien być mniejszy niż 1 stopień.
- Powtarzalność osiągniętej orientacji. Przy wielokrotnym zadaniu określonej orientacji satelita musi ją osiągać z powtarzalnością nie gorsza niż 2 piksele (40 sekund kątowych).
- Pamięć i komputer pokładowy. Komputer pokładowy powinien umożliwiać składanie serii obrazów (*stacking*) wraz z koniecznymi poprawkami do pojedynczych obrazów

(np. usuwanie śladów po promieniach kosmicznych). Pamięć komputera powinna zapewniać możliwość składowania danych z 10 dni bez transferowania ich na Ziemię.

- Dokładność fotometrii. Zakładamy, że dokładność pomiaru (na orbitę) obiektu o jasności $m_{\lambda} = 11$ mag w paśmie UV wyniesie około 1 mmag ($S/N \approx 1100$). W paśmie Vis podobna dokładność wymagana będzie dla obiektu o jasności $V = 12$ mag.