FUTURE SPACE

Opis zagadnień wykorzystanych podczas lekcji

Autor/ Autorzy: **Małgorzata Michalska**

Projektowanie naukowej misji kosmicznej

Tematyka: **Wiedza ogólna o misjach kosmicznych**

Wiek uczniów: **15-19 lat**

Czas: **2 x 45 minut**

CBK PAN | POLSA Polska Agencja Kosmiczna | NEMO | NOESIS THESSALONIKI SCIENCE CENTER & TECHNOLOGY MUSEUM | OEiiZK Ośrodek Edukacji Informatycznej i Zastosowań Komputerów w Warszawie

- *Misje kosmiczne, typy eksperymentów kosmicznych, informacje wstępne o instrumentach satelitarnych i ich zadaniach*
- *Klasyfikacja i typy statków kosmicznych*
- *Fazy przebiegu misji kosmicznych (projektowanie i budowa aparatury naukowej, testy, start i faza operacyjna w przestrzeni kosmicznej)*
- *Wymagania środowiskowe i techniczne aparatury kosmicznej*
- *Wymagania niezawodnościowe. Konstrukcje układów elektronicznych – wymagania, przykłady rozwiązań*
- *Przykłady realizacji projektów kosmicznych i testów urządzeń.*

Część 1 –– wiadomości ogólne, przykłady misji

- Organizacja projektów kosmicznych, struktury konsorcjów, gdzie możemy znaleźć swój udział
- Klasyfikacja projektów (na przykładzie ESA), w których taka aparatura jest budowana
- Jak powstaje aparatura, kolejne fazy projektowania i produkcji sprzętu
- Charakterystyka kolejnych modeli aparatury (od projektu do egzemplarza lotnego),
- Narzędzia używane w kolejnych etapach projektu

Organizacja projektów kosmicznych, struktury konsorcjów, gdzie możemy znaleźć swój udział

- **Europejska Agencja Kosmiczna (ESA):** Austria, Belgia, Dania, Finlandia, Francja, Holandia, Irlandia, Niemcy, Norwegia, Portugalia, Hiszpania, Szwecja, Szwajcaria, Wielka Brytania, Włochy. Kanada ma specjalny status członka stowarzyszonego i bierze udział w niektórych projektach. W chwili obecnej kilka innych państw europejskich, w tym i Polska, uzyskały lub starają się o podobny status → **www.esa.int**

- Główna siedziba **ESA** mieści się w Paryżu
- **ESTEC**, European Space Research and Technology Centre, Noordwijk, Holandia, to główne laboratoria techniczne
- **ESOC**, European Space Operations Centre, Darmstadt, Niemcy, to główne centrum kontroli misji
- **EAC**, European Astronauts Centre, Kolonia, Niemcy to miejsce gdzie trenują astronauci ESA
- **ESRIN**, European Space Research Institute, Frascati, Włochy zbiera, gromadzi i prowadzi dystrybucję danyc
- Nowo otwarte **ESAC**, European Space Astronomy Centre, Madryt, Hiszpania stanowi centrum naukowe ESA w projektach związanych z astrofizyką i badaniami Układu Słonecznego
- **Koruou** - pole startowe w Gujanie Francuskiej

➲ **Agencje narodowe:**

- **NASA** - National Areonautic and Space Administration,
- **CNES** - Centre National d'Etiudes Spatiales,
- **ASI** - Agenzia Spaziale Italiano,
- **DLR** - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt,
- **RKA**- Rossiiskoie Aviacionno-Kosmitcheskoje Agenstwo,
- **CAS** - Canadian Space Agency,
- **SRON** - Stichting Ruimteonderzoek Nederland,
- i wiele innych

➲ Dziedziny związane z przemysłem kosmicznym: astronomia, fizyka, astrofizyka, specjalności inżynierskie i techniczne (elektronika, informatyka, elektryczność, mechanika, chemia, optyka, materiałoznawstwa, ale także prawo, medycyna, geologia ,biologia, etc.

✍ **Klasyfikacja projektów (na przykładzie ESA), w których aparatura pomiarowa jest budowana**

➲ Projekty o najwyższym priorytecie - międzynarodowe laboratoria badawcze
➲ Projekty o największym znaczeniu dla rozwoju wybranych dziedzin nauki, tzw. „cornerstone missions"
➲ Projekty duże, w których poszczególne eksperymenty finansowane są w całości przez PI a satelita przez ESA
➲ Projekty tzw. „technologiczne" służące do sprawdzenia wybranych zagadnień technologicznych
➲ Projekty małe, z zasady realizowane razem z innymi (wspólne wyniesienie na orbitę).
➲ Projekty dydaktyczne, głównie studenckie
➲ Zasady finansowania, problemy niezawodności, odpowiedzialność za eksperyment, dostępność wyników, zasady publikowania raportów

✍ **Jak powstaje aparatura, kolejne fazy projektowania i produkcji sprzętu**

Faza 0: analiza misji, identyfikacja potrzeb.

- zidentyfikowanie i wstępna charakterystyka proponowanej misji,
- ocena fizykalnych i środowiskowych wymagań dla misji,
- identyfikacja możliwych rozwiązań systemowych z uwypukleniem innowacyjności i możliwych problemów,
- wstępne określenie struktury organizacyjnej misji, jej kosztów i harmonogramu

Faza A: wykonalność projektu

- wyszczególnienie i charakteryzacja krytycznych elementów projektu,
- określenie sposobu finansowania,
- studia różnych rozwiązań systemowych i porównanie wyników z oczekiwaniami, określenie niewiadomych,
- ocena ryzyka, ocena możliwości technologicznych i wykonawczych

✍ *Faza powinna zakończyć się wyborem koncepcji projektu. W tej fazie najczęściej dochodzi do wstępnego rozdziału prac, od aktywności w tej i poprzedniej fazach zależy nasza pozycja w projekcie.*

Faza B: wstępne zdefiniowanie projektu

- wybór rozwiązań technicznych,
- sformułowanie systemowych założeń dla projektu,
- decyzja co kupić a co należy zbudować,
- modelowanie i budowa prototypów krytycznych elementów projektu, potwierdzenie, że wybrana koncepcja da się zrealizować,
- pełne określenie i podział zadań technicznych, kosztów, powstanie pełnej struktury organizacyjnej,
- stworzenie założeń dla Planu Niezawodności,

Faza C: szczegółowe zdefiniowanie projektu, modele instrumentów

- stworzenie i zatwierdzenie szczegółowych założeń dla całego projektu i jego składowych,
- określenie sposobów kwalifikacji i testowania podsystemów i instrumentów,
- rozpoczęcie procedury zamawiania elementów,
- przygotowanie Interface Control Documents,
- wykonanie pierwszych modeli, weryfikacja założeń, czasami wykonanie modelu kwalifikacyjnego i jego testy.

✍ *Faza C kończy się Critical Design Review, formalna akceptacja zakończenia tej fazy jest konieczna do przejścia do fazy wykonywania modeli lotnych.*

Faza D: produkcja modeli lotnych, integracja satelity

- przeprowadzenie kwalifikacji instrumentów (czasami w fazie C)
- budowa egzemplarzy lotnych i zapasowych
- testy akceptacyjne egzemplarzy lotnych, integracja przyrządów i satelity,
- testy satelity na Ziemi
- przygotowanie centrum operacyjnego (kontrola projektu po starcie),
- przygotowanie środków umożliwiających wykorzystanie danych, rozdział „czasu pomiarowego” i obiektów

✍ *Faza D kończy się decyzją o wystrzeleniu, ostatecznymi testami zintegrowanego satelity, zintegrowaniem satelity z rakietą oraz wystrzeleniem satelity*

Faza E: wykorzystanie instrumentu

- E1 - cruise phase - faza dolotu (w przypadku dalekich misji),
- E1 - „commisionning phase” - testy i kalibracja przyrządu na orbicie,
- E2 - eksploatacja instrumentu przez użytkowników.

Faza F: zakończenie misji, zgodnie z aktualnymi zasadami powinno zakończyć się deorbitacją satelity

✍ Charakterystyka kolejnych modeli aparatury (od projektu do egzemplarza lotnego)

- **model(e) laboratoryjny -** budowany po to, aby sprawdzić podstawowe założenia instrumentu - bardzo uproszczony, wykonany z elementów/materiałów komercyjnych, modeluje tylko najbardziej krytyczne fragmenty urządzenia

- **model gabarytowo/masowy i termalny (STM)-** struktura i parametry mechaniczne i cieplne modelu powinny odpowiadać przyszłemu egzemplarzowi lotnemu. Budowany jest głównie dla Prime Contractor w celu przeprowadzenia testów mechanicznych i cieplnych całego satelity przed fazą wykonywania egzemplarzy kwalifikacyjnych instrumentów.

- **różne symulatory -** ze względu na dużą złożoność aparatury buduje się ją w wielu miejscach. Aby uniknąć przyszłych problemów związanych z integracją całego urządzenia wykonuje się i rozsyła do kooperantów symulatory swojego urządzenia. Dzięki temu, już we wczesnej fazie projektu można przeprowadzić częściowe integracje poszczególnych podsystemów, co znacznie przyśpiesza finalną integrację.

- **model(e) inżynieryjny (EM)-** budowany po to, aby sprawdzić pełną funkcjonalność instrumentu - praktycznie powinien zawierać wszystkie bloki przyszłego urządzenia (bez redundancji), wykonany jest z elementów/materiałów komercyjnych, model ten w końcowej fazie testów dostarczany jest do Prime Contractor i tam integrowany z pierwszym, funkcjonalnym modelem satelity, sprawdza się współpracę EM z pozostałymi urządzeniami satelity, w tym, przede wszystkim z układami telemetrii, komend i zasilania. Jest to pierwszy model w którym można sprawdzić oprogramowanie pokładowe.

- **model kwalifikacyjny (QM)-** budowany po to, aby sprawdzić zachowanie się instrumentu w całym zakresie zmian warunków otoczenia. Testuje się go w komorach próżniowo-termalnych, poddaje narażeniom mechanicznym, sprawdza jego odporność na zakłócenia elektromagnetyczne i radiację (nie zawsze). Obciążenia testowe są większe niż zakładane warunki eksploatacji. Zakłada się, że model jest wykonany tak samo jak egzemplarz lotny, dopuszcza się stosowanie elementów militarnych zamiast kosmicznych. Wszystkie bloki docelowe muszą być w modelu reprezentowane, użyte technologie identyczne z finalnymi. Czasami ten egzemplarz zostaje zakwalifikowany jako zapasowy.

- **modele: lotny (FM) i zapasowy (FS) -** model lotny zostaje przetestowany, zintegrowany z satelitą i wystrzelony, model zapasowy pozostaje w gotowości i może być zamieniony z lotnym nawet w ostatniej chwili. Model zapasowy po starcie służy

do symulowania na ziemi działania instrumentu. Czasami jest wykorzystywany w kolejnych misjach jako lotny.

✍ Narzędzia używane w kolejnych etapach projektu

➲ **w fazie projektowania: typowe pakiety oprogramowania:**

- analiza układów optycznych - ZEMAX, OPTICAD,
- analiza układów elektronicznych - głównie pochodne SPICE - InSpice, PiSpice....
- modelowanie warunków radiacyjnych w programie SPENVIS, analiza wpływu radiacji na elementy elektroniczne (SPUR, CATIA,...)
- typowe programy CAD dla projektowania mechaniki (Autodesk INVENTOR, NASTRAN, CATIA, Solid Work, ANSYS...), płytek drukowanych (PiCAD, OrCAD, PADS, PROTEL), układów programowalnych (np. Libero dla FPGA firmy ACTEL), typowe programy wspomagające proces technologiczny (MASTER CAM, ...)
- pełna gama oprogramowania wspomagającego pisanie oprogramowania, kompilatory, symulatory...
- dokumentacja

➲ **w fazie uruchamiania:** typowy sprzęt laboratoryjny, czasami konieczne jest stworzenie lub użycie specjalistycznej aparatury. Zawsze używana jest aparatura MGSE i EGSE

➲ w fazie integracji i testów: „clean room", komory próżniowo-termiczne, wytrząsarki, symulatory Słońca, klatki Faraday'a, aparatura do pomiarów EMC.... Czasami bardzo specjalistyczne zestawy symulujące specyficzne warunki środowiska.

Część 2 – wymagania środowiskowe i testy

- Nieważkość
- Próżnia – problemy mechaniczne i cieplne
- Narażenia mechaniczne
- Radiacja i jego wpływ na elementy elektroniczne
- Testy wytrzymałościowe
- Testy cieplne w komorach próżniowych
- Testy EMC
- Clean-room
- Aparatura MGSE i EGSE
- Bazy danych służących do testów i późniejszego sterowania aparaturą
- Penetrator w misji Rosetta

Nieważkość:

- konieczność uwzględnienia stanu nieważkości w czasie projektowania mechanizmów
- problemy związane z odkształcaniem się konstrukcji mechanicznych (co może prowadzić do rozjustowania elementów optycznych
- problemy związane z trudnością symulacji stanu nieważkości na Ziemi (np. w czasie testów)

Próżnia: problemy mechaniczne

- Gazowanie materiałów
- Dobór materiałów, dobór pokryć
- Sklejanie się wzajemnie kontaktujących się ze sobą powierzchni
- Inne charakterystyki współczynnika tarcia
- Problemy związane ze smarowaniem
- Ochrona materiałów przed korozją w czasie testów na Ziemi

  - Stress corrosion - ESA PSS 01-737
  - Flammability - ESA PSS 01-721
  - Offgasing and toxic analysis ESA PSS 01-729
  - Guideliness for materials selection - ESA PSS 01-701
  - Materials selection for controlling stress-corrosion craking - ESA PSS 01-736
  - Inne

Próżnia: problemy termiczne

- Nagrzewanie przez Słońce i ewentualnie inne, bliskie planety (np. Ziemię), stała słoneczna 1367W/m^2
- Chłodzenie poprzez wypromieniowanie w przestrzeń kosmiczną, szczątkowe promieniowanie mikrofalowe odpowiadające temperaturze 2.7K
- Wewnętrzne źródła energii:
- Akumulatory, ogniwa jądrowe, baterie słoneczne.

✍ Metody stabilizacji temperatury satelity i aparatury na nim umieszczonej:

- Obrót satelity
- Naturalny transfer ciepła ze strony oświetlonej na stronę zaciemnioną
- Wymuszony transfer ciepła ze strony oświetlonej na stronę zaciemnioną
- Dodatkowe radiatory umieszczane po stronie zaciemnionej
- Podgrzewanie niektórych fragmentów satelity i części aparatury
- Powłoki odbijające lub zaczernianie powierzchni
- Specjalne warstwy izolacyjne (Multi Layer Isolation)

- Typowe temperatury pracy aparatury dobrze połączonej termicznie z satelitą:
  - Integral (okołoziemskie): -15°C do 40°C
  - Mars Express: -10°C do 40°C, skaner pracujący częściowo w otwartej przestrzeni: -20°C do 50°C
  - Herschel, Planck: -25°C do 40°C
  - Rosetta (lądownik na komecie): -160°C do 80°C

- Typowe temperatury pracy elementów wysuniętych daleko od satelity – zakres temperatur od kilkudziesięciu Kelwinów do około trzystu Kelwinów

✍ Narażenia mechaniczne

- Wibracje i efekty akustyczne występują przede wszystkim w czasie startu. Wywołane są:
  - odbiciem się fali dźwiękowej od platformy startowej
  - działaniem głównych i pomocniczych silników rakiety
  - turbulencjami związanymi z przechodzeniem rakiety przez kolejne warstwy atmosfery

- W czasie startu i po osiągnięciu orbity (koniec pracy ostatniego stopnia) należy liczyć się z efektami wywołanymi odpalaniem ładunków pirotechnicznych - odłączanie się kolejnych stopni, otwarcie kapsuły, odłączenie się satelity, otwieranie niektórych mechanizmów.

- Manewrowanie na orbicie z reguły nie stanowi problemu dla aparatury (wyjątki - czujniki mikrograwitacji, mechanizmy o dużej bezwładności).

✍ Radiacja i jej wpływ na elementy elektroniczne

Promieniowanie kosmiczne (galaktyczne) to głównie protony o energiach 1Mev do 1GeV (86%), cząstki alfa (13%), jądra pierwiastków cięższych, elektrony i kwanty gamma o energiach dochodzących do 10^8GeV. Wiatr słoneczny to głównie strumień protonów zmieniający się wraz ze zmianami aktywności Słońca (nawet o 5 do 7 rzędów wielkości). Elektrony i protony oraz inne, naładowane cząstki występujące w promieniowaniu kosmicznym

i mające z reguły dużą energię stanowią poważny problem występujący przy projektowaniu aparatury pomiarowej:

Przy bardzo dużych dawkach napromieniowania mogą występować defekty struktury krystalicznej w metalach; w polimerach mogą wystąpić zjawiska rozrywania łańcuchów i gazowania.

Naprawdę istotny jest wpływ radiacji na elementy elektroniczne. Wyróżniamy dwie kategorie zjawisk związanych z tym wpływem:

- efekty kumulowania dawki promieniowania (total dose) i związanej z tym, powolnej degradacji półprzewodników, a tym samym powolnej zmianie parametrów nominalnych elementów elektronicznych), oraz
- efekty nazywane „Single Event Effects" (SEE) polegające na gwałtownej zmianie parametrów lub nawet awarii elementu pod wpływem jednorazowej, bardzo dużej dawki promieniowania.

✍ TID – Total Ionizing Doze

Efekty kumulowania promieniowania występują w czasie całej pracy urządzenia na orbicie. Podstawową przyczyną tego zjawiska jest przekazanie energii promieniowania do warstwy izolacyjnej (np. tlenek krzemu) w półprzewodniku. Energia może być pozostawiona przez neutrony lub cząstki zjonizowane. Wpływ neutronów widać wyraźnie w przypadku struktur tranzystorów bipolarnych. Prąd kolektora w tranzystorach może być znacznie zredukowany przez redukcję czasu życia nośników mniejszościowych w półprzewodniku. Z kolei wpływ cząstek zjonizowanych, jakkolwiek mniej istotny w strukturach bipolarnych, wywołuje pogorszenie wzmocnienia tranzystora i zwiększa prąd upływu. Efekt ten można zmniejszyć przez stosowanie technologii głębszego domieszkowania. Elementami bardzo czułymi na efekty kumulacji dawki promieniowania są optoizolatory. Szczególnie w zastosowaniach liniowych, gdzie istotną rolę odgrywa liniowość lub stabilność charakterystyki przejściowej optoizolatora, wszelkie zmiany sprawności emitera (LED) i czułości odbiornika (fotodioda lub fototranzystor) wywołane radiacją stanowią duży problem przy projektowaniu. Zdecydowanie większy wpływ ma dawka promieniowania zjonizowanego w strukturach typu MOS. Obserwowane są zjawiska zmiany przewodności kanałów tranzystorów a nawet poziomów ich przełączania. Należy jeszcze raz podkreślić, że wszelkie zjawiska wymienione powyżej mają charakter ciągły i zależą od czasu pracy urządzenia.

W większości misji TID nie powinna być dużym problemem: większość elementów elektronicznych przeznaczonych do stosowania w kosmosie ma odporność na TID w granicach pojedynczych krad lub nawet kilkudziesięciu krad, z reguły ekranowanie cienką warstwą Al całkowicie wystarcza, a w szczególnych przypadkach pojedyncze fragmenty instrumentu można ekranować dodatkowo.

Dla przykładu można rozważyć opracowanie hipotetycznego systemu komputera pokładowego przewidywanego do zastosowania na małym satelicie ziemskim orbitującym na niskiej orbicie.

Całkowita dawka zakumulowana w czasie trwania misji (TID, „Total Ionizing Dose"), w przypadku tego opracowania odnosząca się do orbity LEO i przewidzianego czasu pracy na orbicie 5 lat, nie powinna w sposób znaczący wpłynąć na poprawność pracy komputera pokładowego. Przy standardowej osłonie 2mm Al dawkę tą można ocenić na 10krad i wartość

ta mieści się z zapasem w specyfikacjach typowych elementów elektronicznych stosowanych w satelitarnych systemach komputerów pokładowych. Ewentualna korekta tej wartości powinna być związana ze sporadycznymi wejściami obiektu w strefę SAA („South Atlantic Anomaly") pasów Van Allena. Całościowe (obudowa komputera o odpowiedniej grubości) lub strefowe (dodatkowe kawałki ekranu osłaniające najwrażliwsze podzespoły) ekranowanie pozwoli na pełną eliminację problemu TID.

✍ **SEE - Single Event Effects - pojedyncza, wysokoenergetyczna cząstka przechodząc przez strukturę półprzewodnika może wywołać zjawisko przełączenia lub nawet zniszczenia elementu. Zjawisko to występuje w przypadku gdy element jest zasilany (pracuje).**

Wyróżniamy następujące kategorie SEE:

- Single Event Upset - zjawisko przejściowe, po ponownym włączeniu element pracuje poprawnie. Przejście wysokoenergetycznej cząstki powoduje powstanie dodatkowego kanału złożonego z dziur i elektronów i tym samym np. przełączenie się komórki pamięci.
- Single Event Latchup - przejście wysokoenergetycznej cząstki zatrzaskuje istniejące wewnątrz struktury układy w takim, nieprzewidzianym w normalnej pracy stanie, że powoduje to znaczne zwiększenie prądu układu. Jeśli nie istnieje w tym momencie możliwość wyłączenia zasilania, to następuje przepalenie się struktury.
- Single Event Burnout - przejście wysokoenergetycznej cząstki otwiera dodatkowy, pasożytniczy tranzystor w strukturze półprzewodnika. Znaczne zwiększenie prądu z tym związane może być sztucznie podtrzymane przez strukturę (efekt sprzężenia zwrotnego) i prowadzić do kolejnego wzrostu prądu, aż do trwałego przepalenia.
- Single Event Gate Rupture - ciężkie, wysokoenergetyczne jony uderzając w niektóre fragmenty struktury MOSFEF mogą spowodować trwałe zniszczenie dielektryka w bramce tranzystora

✍ **Testy środowiskowe:**

➲ <u>inżynierskie (nieformalne)</u> – wykonywane według uproszczonych procedur, pozwalają sprawdzić, że nasze urządzenie rzeczywiście będzie pracować w warunkach misji kosmicznej, dają podstawę do przewidywania (z dużym prawdopodobieństwem), że nie będzie potrzeba powtarzać długotrwałych i bardzo kosztownych testów kwalifikacyjnych, o poziomie obciążeń na jakie narażony jest nasz przyrząd decydujemy sami

➲ <u>kwalifikacyjne (formalne)</u> – weryfikują technologię zastosowaną w procesie produkcji urządzenia, są formalną podstawą do rozpoczęcia budowy urządzenia lotnego, poziom obciążeń na jakie narażony jest nasz przyrząd wynika z dodania współczynników bezpieczeństwa (z reguły 50% lub 100% więcej) do rzeczywistych obciążeń na jakie będzie narażony przyrząd w czasie misji, jakiekolwiek zmiany w konstrukcji przyrządu

dokonane po przejściu testów kwalifikacyjnych z reguły zmuszają do powtórzenia testów kwalifikacyjnych

- akceptacyjne (formalne) – są formalną podstawą do umieszczenia urządzenia na satelicie, testowany jest egzemplarz lotny, poziom obciążeń na jakie narażony jest nasz przyrząd wynika z rzeczywistych obciążeń na jakie będzie narażony przyrząd w czasie misji, jakakolwiek ingerencja w konstrukcję przyrządu dokonana po przejściu testów akceptacyjnych z reguły zmusza do powtórzenia tych testów.

Testy wytrzymałościowe:

- poszukiwanie rezonansów
- wymuszenia typu “random”
- wymuszenia sinusoidalne
- wymuszenia typu “shock”
- testy akustyczne

Naczelna zasada współpracy przyrządów z satelitą (wykorzystania jego zasobów): satelita ma pełnić rolę służebną w stosunku do aparatury pomiarowej (po to został zbudowany i wystrzelony), **ale jest on elementem wspólnym dla wszystkich urządzeń i jakiekolwiek wykorzystanie jego zasobów w sposób grożący awarią innych bloków lub samego satelity powinno zostać wyeliminowane.**

Materiał edukacyjny opracowany w ramach projektu FUTURE SPACE (nr umowy: 2019-1-PL01-KA201-065434), współfinansowany przez Unię Europejską w programie ERASMUS+

Erasmus+

LICENCJA: CC BY-SA 4.0 **https://futurespaceproject.eu/**