



Sterowanie procesem deorbitacji sztucznego satelity

Praca dyplomowa wykonana pod kierunkiem dr. inż.
Tomasza Barcińskiego
Katedra Sterowania i Pomiarów

Streszczenie pracy

W pracy przeprowadzono badania nad procesem deorbitacji sztucznego satelity. Modelowanym obiektem jest polski satelita **PW-Sat** wyposażony w teleskopowy rękaw służący do sprowadzenia satelity w niższe warstwy atmosfery. Zaproponowano również inny system sterowania dołączając dodatkowy „ruchomy panel” na bocznej ścianie satelity w celu zmiany stabilnej orientacji. Model satelity składa się z matematycznego opisu dynamiki pod działaniem siły i momentu siły aerodynamicznego, a także opisu orientacji (wykorzystując algebrę kwaternionów) i opisu ruchu orbitalnego wynikającego z drugiej zasady dynamiki Newtona.

Wstęp

W odniesieniu do Ziemi i związanego z nią sztucznego satelity procesem deorbitacji nazywamy proces sprowadzenia tego satelity w gęstą atmosferę. Na niskich orbitach okołozemskich znajdują się jej szczątkowe warstwy, co oznacza, że obiekt orbitujący wytraci z biegiem czasu swoją prędkość v dzięki hamowaniu aerodynamicznemu i najprawdopodobniej spali się w atmosferze.

Przyjęte założenia

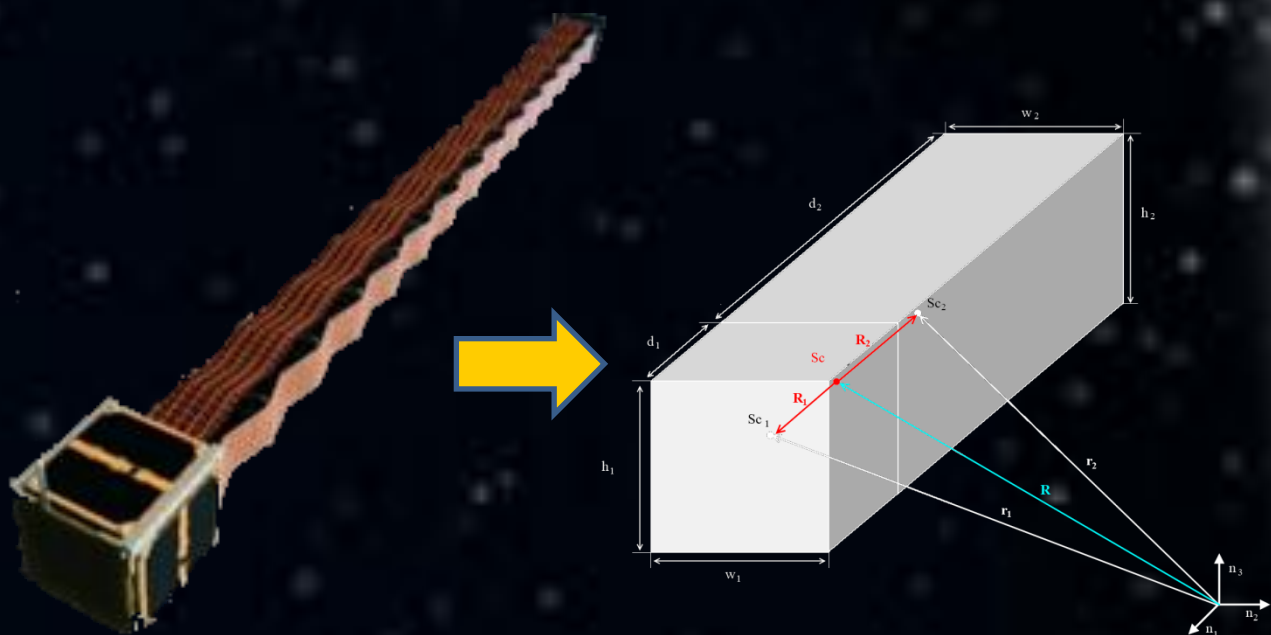
Badanym układem są dwa prostopadłościowe będące geometrycznym modelem satelity **PW-Sat**. Źródłem siły wpływającej na spadek prędkości liniowej satelity v oraz momentu siły wpływającego na jego orientację jest zamodelowane środowisko pracy obiektu.

Opis problemu

W celu przyspieszenia procesu deorbitacji można stosować różnego rodzaju akulatory, których zadaniem jest wytworzenie zewnętrznej siły hamującej (np. małe silniki rakietowe). Poszukiwane jest rozwiązanie, które nie zwiększa znacznie masy satelity. Sterowanie deorbitacją opiera się na fakcie, że siła aerodynamiczna F_{aero} zmieniająca pęd H satelity zależy od wielkości powierzchni natarcia, a ta zależy od aktualnej orientacji satelity. Poprzez sterowanie procesem deorbitacji należy rozumieć wymuszenie na satelicie zejścia z danej orbity w stronę Ziemi.

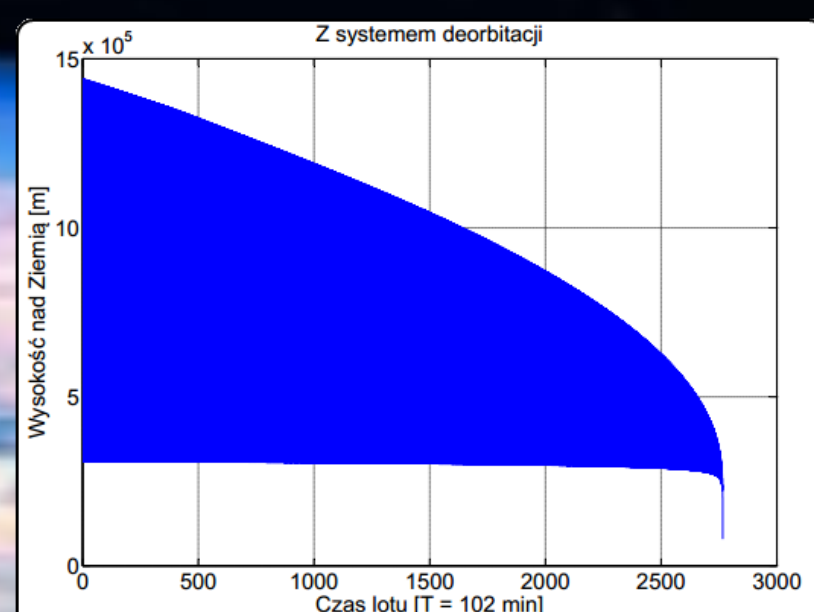
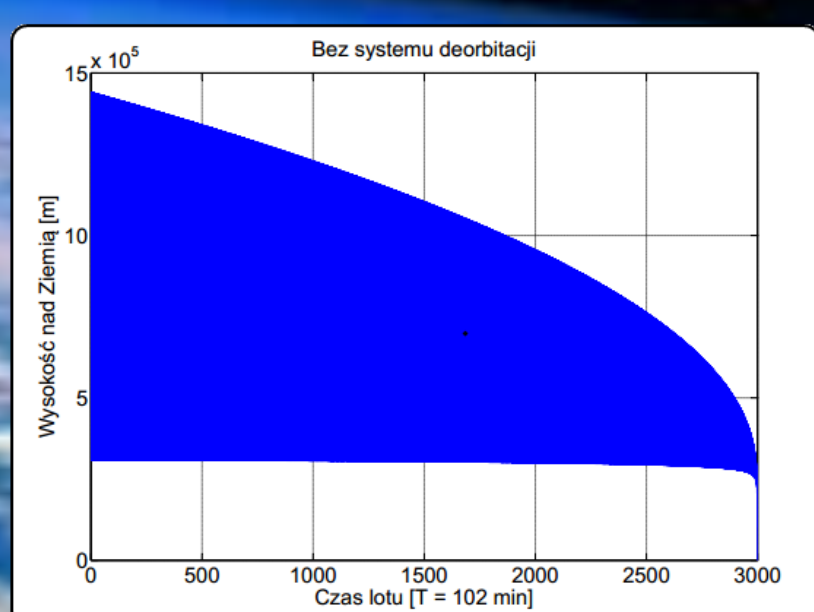
Teleskopowy rękaw

Satelita **PW-Sat** posiada orbitę eliptyczną o perygeum równym 310 km i apogeum 1441 km. Aby satelita poruszał się po takiej orbicie należy nadać mu prędkość o wartości 6855 m/s i o zwrocie wektora prostopadłego do promienia wodzącego satelity na wysokości jego apogeum. Przeprowadzono symulację procesu deorbitacji przy rozłożonym ogonie oraz przy jego braku.



Wyniki symulacji

Na satelitę bez systemu deorbitacji w momencie zbliżania się do Ziemi na odległość perygeum działa siła aerodynamiczna F_{aero} o wartości maksymalnej rzędu 0.8 mN. Dla uruchomionego systemu, czyli dla wysuniętego rękawa siła hamująca jest przynajmniej 3 razy większa dla pierwszego obiegu satelity wokół Ziemi. Jednocześnie bez wysuniętego rękawa na satelitę nie działa moment siły aerodynamicznej, ponieważ każda znacząca ściana satelity jest jednakowa.



Charakterystyki $h(t)$ wysokości satelity nad Ziemią w funkcji czasu dla orbity eliptycznej.

Podsumowanie

W ramach pracy został wyprowadzony model matematyczny satelity kosmicznego wraz z środowiskiem ruchu orbitalnego, celem przeprowadzenia procesu deorbitacji. Zaproponowano dwie koncepcje sterowania. Pierwsza, wykorzystana w przypadku satelity **PW-Sat** polega na wysunięciu **teleskopowego ogona**, który w interakcji z ziemską atmosferą generuje siłę i moment siły aerodynamicznej odpowiednio F_{aero} i L_{aero} wpływając na dynamikę obiektu. Drugą koncepcją jest zainstalowanie **ruchomego panelu** odpowiedzialnego za zmianę jego stabilnej orientacji i w rezultacie zwiększenie powierzchni natarcia satelity.

Teleskopowy rękaw został przetestowany dla obiektu geometrycznie modelowanego jako polski satelita **PW-Sat**. Z przeprowadzonych badań wynika, że ogon jest skuteczny dla orbity eliptycznej **przyspieszając proces deorbitacji** o ponad **7%**, a dla orbit kołowych nawet o **33%**. Odchylenie jednej ze ścian satelity okazało się mieć wpływ na jedną płaszczyznę obrotu. Uzyskano przesunięcie stabilnej orientacji satelity i w rezultacie zwiększenie siły F_{aero} jakiemu poddawany był obiekt sterowania.

Dlaczego orbituję ?

$$\ddot{\mathbf{R}}_s = -G \frac{M}{(R_z + h)^3} \hat{\mathbf{R}}_s + \frac{\mathbf{F}_{aero}}{m}$$

Dlaczego się obracam ?

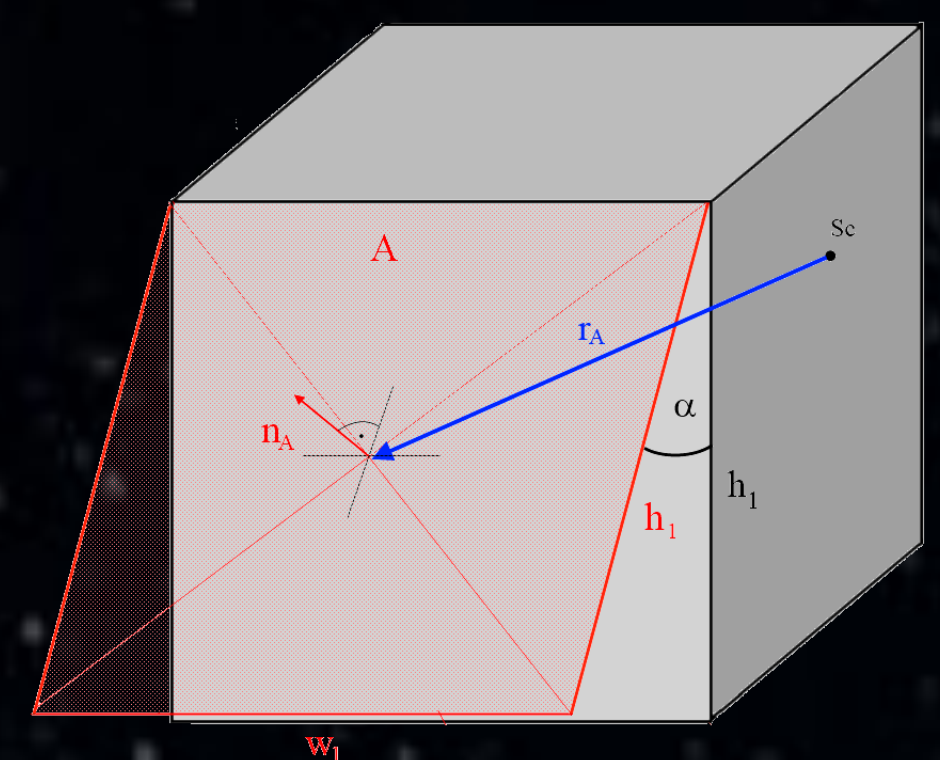
$$[I_0] \dot{\omega} = -[\tilde{\omega}][I_0] \omega - \mu \omega + L_{aero}$$

Jak jestem zorientowany ?

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \omega$$

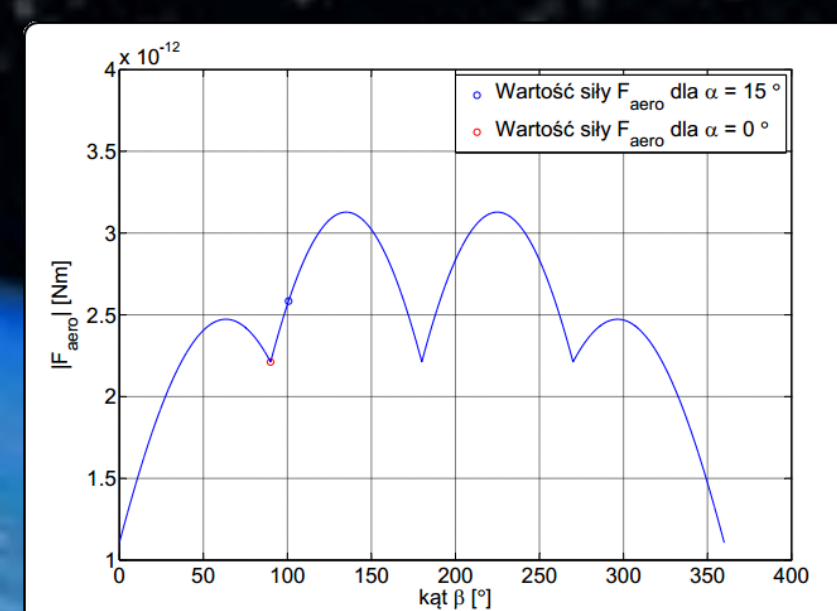
Ruchomy panel

Ideą systemu sterowania jest zainstalowanie ruchomego panelu (na wzór drzwiczek), jak na poniższym rysunku, który to zostaje otwarty w przypadku rozpoczęcia procesu deorbitacji. Badania przeprowadzono dla małych zmian wartości kąta nachylenia ściany (maksymalnie $\pi/3$). Do manewru można wykorzystać oddzielne źródło energii w postaci małej baterii, bądź prostej, ściśniętej sprężyny wraz ze zgromadzoną energią potencjalną sprężystości uwalnianej w celu odchylenia panelu.

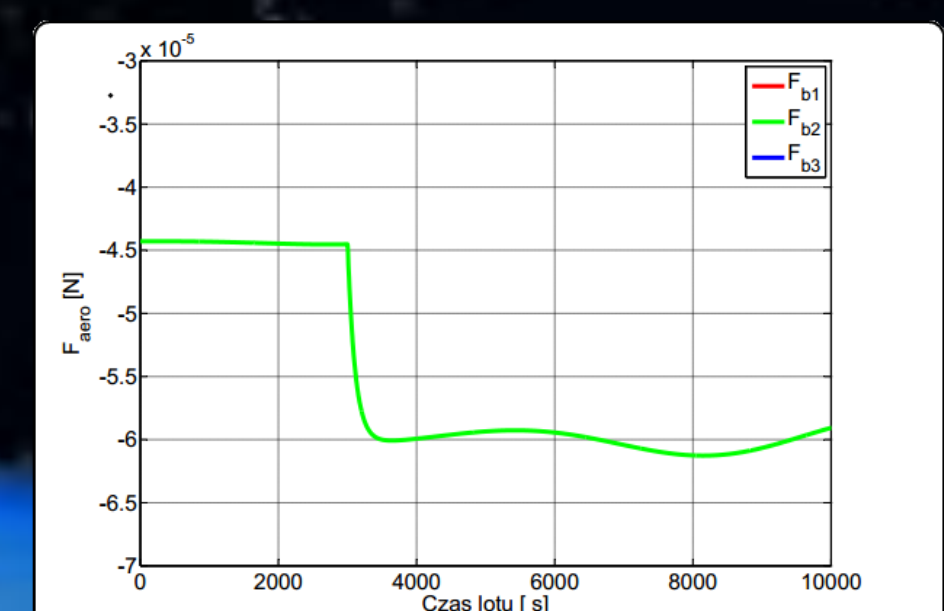


Wyniki symulacji

Dla odchylenia panelu o kąt $\pi/12$ otrzymano stabilną orientację satelity, tzn. taką, przy której zmiana orientacji spowoduje wygenerowanie momentu siły L_{aero} sprowadzającego satelitę do orientacji wyjściowej. Jednocześnie z tą orientacją związana jest większa powierzchnia natarcia satelity na szczątkową warstwę atmosfery, co prowadzi do zwiększenia siły hamującej.



Wartość siły F_{aero} dla odchylenia panelu o kąt 15 stopni.



Przebieg siły aerodynamicznej podczas wykonania manewru otwarcia panelu w 3000 s ruchu.