



Politechnika Warszawska

Wydział Mechaniczny,
Energetyki i Lotnictwa

Zakład Mechaniki



Adam Śmiałek

Praca przejściowa

Zastosowanie nowoczesnych metod sterowania w
korekcji orbity satelity heliosynchronicznego

271350

Lotnictwo i kosmonautyka
Automatyka i systemy lotnicze

Promotor:
dr. inż Franciszek Dul

Warszawa 2017

Streszczenie

Praca rozwodzi się nad sterowaniem korekcji orbity satelity za pomocą metody LQR. Badane są różne warunki początkowe i nastawy współczynników tej metody. Pod koniec pokazano, jak wybrane sterowanie reaguje na hipotetyczne scenariusze mogące zajść na orbicie okołoziemskiej.

Słowa kluczowe: *nowoczesne metody sterowania, LQR, satelita, korekcja orbity.*

Spis treści

1	Wprowadzenie	3
1.1	Cel pracy	3
1.2	Model satelity i założenia	3
2	Nowoczesne metody sterowania	4
2.1	Metoda LQR	4
2.2	Inne metody	5
3	Model symulacji	5
3.1	Model matematyczny	5
3.2	Algorytm symulacji	6
4	Wyniki	7
4.1	Manipulacja początkowym wektorem stanu	7
4.2	Dobór macierzy Q i R	9
5	Wpływ czynników zewnętrznych	11

1 Wprowadzenie

1.1 Cel pracy

Niniejsza praca naukowa, a dokładniej praca przejściowa na wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa, ma na celu przedstawienie działania nowoczesnych metod sterowania użytych do korekcji orbity satelity. Metoda sterowania wykorzystana w badanym przypadku to metoda regulatora liniowo-kwadratowego. Efektem tego badania jest kod, w uproszczeniu symulujący dynamikę satelity na orbicie, oraz wykonujący w sposób automatyczny korekcje odchyłek satelity od zadanej wcześniej orbity. Dla ziemskich satelitów występuje wiele źródeł różnic między założoną, idealną orbitą wynikającą z praw Keplera, takie jak odchylenia siły przyciągania ziemskiego związane z nieregularnym kształtem Ziemi, wpływ przyciągania innych ciał, bądź ciśnienie promieniowania słonecznego. W dalszej części przeprowadzono symulacje wpływu wybranych źródeł perturbacji.

1.2 Model satelity i założenia

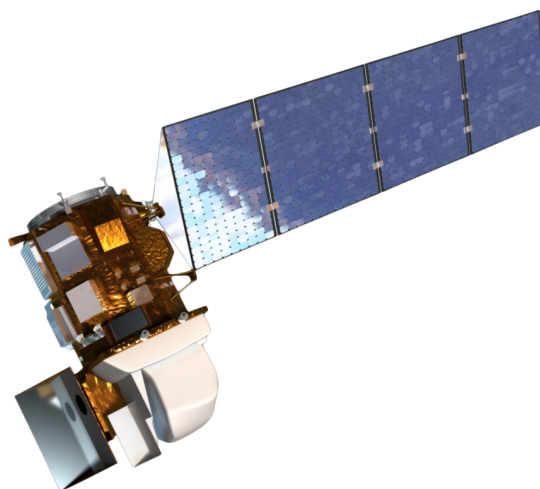
W celu uwiarygodnienia wyników pracy zdecydowano się na modelowanie satelity Landsat 8.. Satelita ten został wprowadzony na orbitę w listopadzie 2013 roku jako część amerykańskiego programu monitorowania Ziemi, a jego zadaniem jest uzyskiwanie obrazów powierzchni planety w zakresie światła widzialnego oraz bliskiej i średniej podczerwieni.

Na potrzeby symulacji poczyniono kilka założeń:

- Satelita traktowany jest jako masa punktowa;
- Orbita, ze względu na niską różnicę perygeum i apogeum (2 km), przybliżona jest orbitą kołową;
- Istnieją czujniki potrafiące wskazać dokładne położenie satelity;
- Sterowanie ciągiem silników odbywa się płynnie i natychmiastowo;
- Badany jest jedynie ruch satelity wzdłuż jego osi, zatem wektory ciągu silników manewrowych są zawsze do nich równoległe.

Ważnymi dla modelu parametrami Landsata 8 są:

- $M = 2623kg$ - masa całkowita;
- $R = 7080km$ - przybliżony promień orbity kołowej.



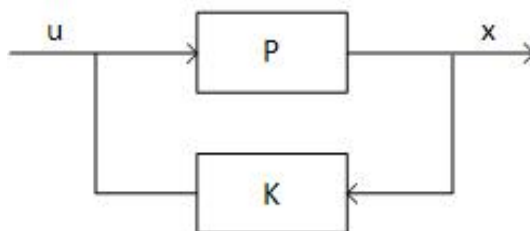
Rysunek 1. Render satelity Landsat 8

2 Nowoczesne metody sterowania

Problemem rozważanym w tej pracy jest sterowanie położeniem satelity na orbicie. By to robić, niezbędny jest algorytm, który porównuje odchylenie położenia satelity od zadanej wartości i w pętli sprzężenia zwrotnego zwraca sygnał sterujący. Charakterystyką tego układu jest wiele zmiennych wejściowych, nieliniowość równań opisujących dynamikę układu i opis układu poprzez równania stanu. W związku z tak przedstawionym zadaniem klasyczna teoria sterowania, przy ograniczeniu jednego wejścia i wyjścia, zawodzi. Zdecydowano się na sięgnięcie do nowoczesnych metod sterowania.

2.1 Metoda LQR

Regulator linowo-kwadratowy, w skrócie LQR, zarządza procesem sterowania za pomocą algorytmu matematycznego, który minimalizuje funkcję kosztów. W naszym przypadku ta funkcja definiowana jest jako odchylenie pozycji satelity od zadanej orbity. Celem zastosowania algorytmu LQR jest zmniejszenie pracy niezbędnej do włożenia przez inżyniera do optymalizacji kontrolera. Niemniej jednak, regulator wymaga nastawów wartości macierzy \mathbf{Q} i \mathbf{R} , a wyznacza je się zazwyczaj dzięki metodzie iteracyjnej.



Rysunek 2. Schemat działania metody LQR

Zastosowanie metody LQR nie jest jednak bez wad. Po pierwsze, nastawy wyżej wymienionych macierzy mogą okazać się nie optymalne. Zaproponowana iteracyjna metoda jest pewnym rozwiązaniem tego problemu, ale zmusza projektującego do poddania systemu dużej liczbie prób. Po drugie, niezbędne jest znanie kompletnego stanu obiektu w każdym momencie działania kontrolera. Prowadzi to zwykle do skorzystania z wartości ekstrapolowanych. Po trzecie sygnał sterujący z LQR nie jest z definicji obciążony ograniczeniami dotyczącymi amplitudy, bądź prędkości zmiany. Powoduje to sporą rozbieżność efektów uzyskanych przez surowy model, a działanie rzeczywistego mechanizmu.

2.2 Inne metody

Teoria nowoczesnego sterowania obejmuje też inne metody sterowania, takie jak sterowanie LQG albo H-infinity. W metodzie LQG niekonieczne jest znanie pełnego stanu systemu, co sprawia, że można go użyć w szerszym zakresie problemów. Sterowanie H-infinity, jak widać w rozprawie na temat porównania sterowania LQR i H-infinity [2], możemy szybciej osiągnąć zadane wartości, ale zazwyczaj występuje większe przesterowanie, niepożądane podczas sterowania satelitą. Zdecydowano się więc na skorzystanie ze sterowania LQR.

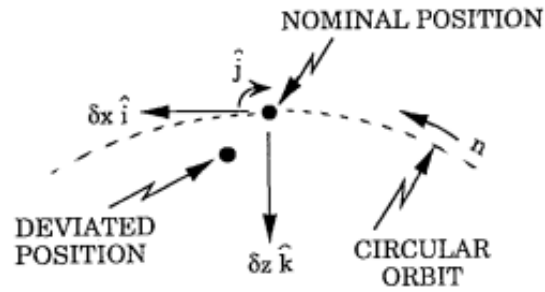
3 Model symulacji

3.1 Model matematyczny

Na podstawie *Control of Spacecraft and Aircraft* A. E. Brysona [1] wypracowano model matematyczny punktowego satelity. Różniczkowe równanie stanu opisujące podmiot badań to: $\dot{x} = Ax + Bu$. Równanie to można rozpisać:

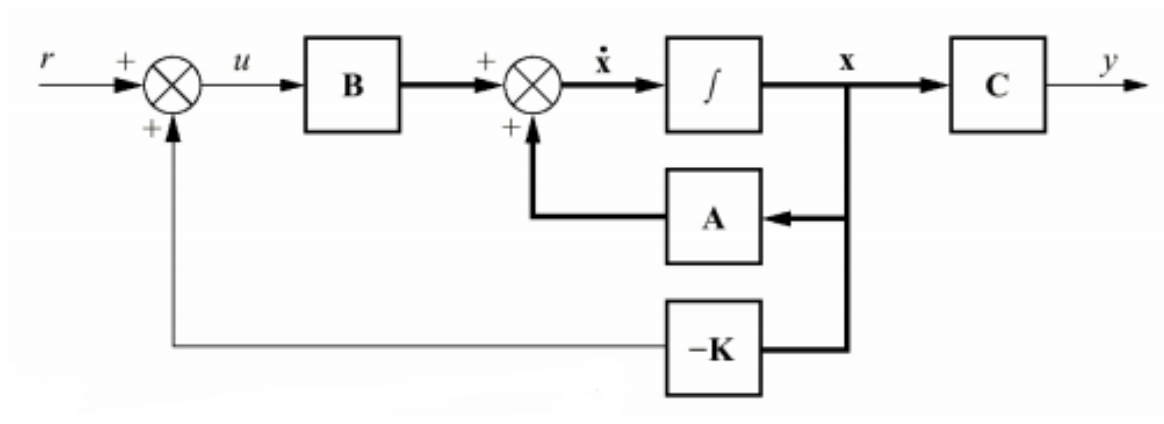
$$\begin{bmatrix} \delta\dot{u} \\ \delta\dot{v} \\ \delta\dot{w} \\ \delta\dot{x} \\ \delta\dot{y} \\ \delta\dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & n & -n^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -n^2 & 0 \\ -n & 0 & 0 & 0 & 0 & 2n^2 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & n \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -n & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta v \\ \delta w \\ \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x/m \\ T_y/m \\ T_z/m \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Gdzie x, y, z to położenia wzdłuż osi tak jak na *Rysunku 3.* na następnej stronie, a u, v, w to prędkości wzdłuż odpowiednich osi. Ponadto $n = \sqrt{g/R}$, gdzie g to ziemskie przyspieszenie grawitacyjne na orbicie satelity, a R - orbita satelity.



Rysunek 3. Układ współrzędnych przyjęty za [1]

3.2 Algorytm symulacji



Rysunek 4. Schemat blokowy

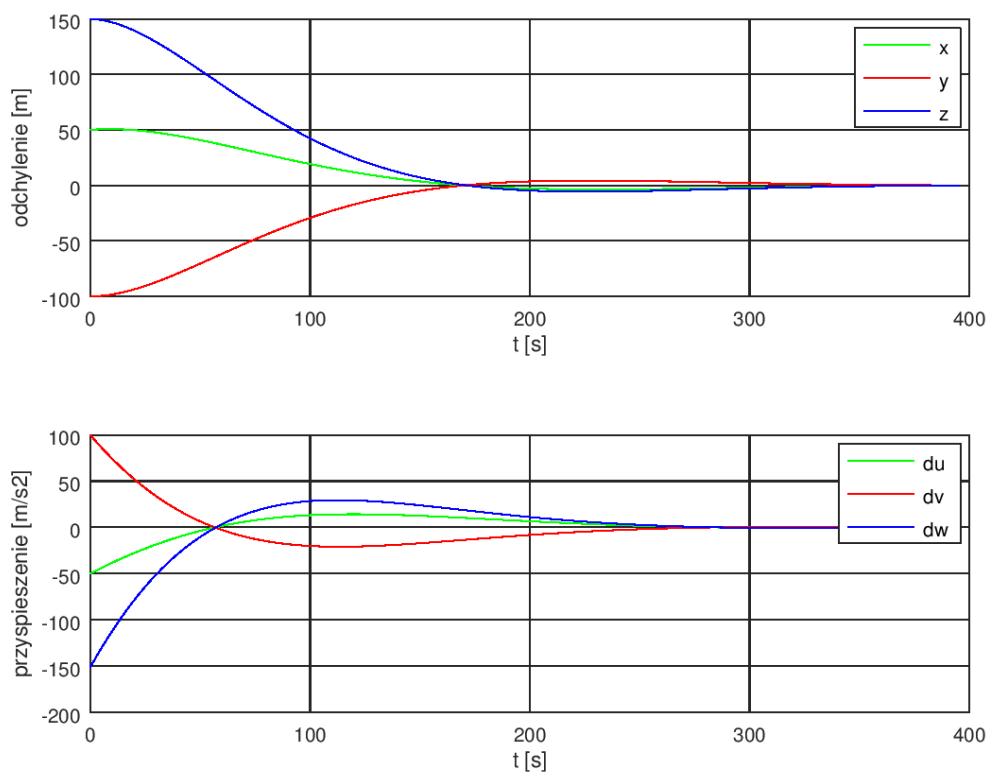
Wektory x_0 i u_0 używane są do inicjalizacji symulacji, potem zastępowane są przez wektory stanu x i sterowania u . Znajdują się one na wejściu różniczkowego równania stanu, które potem całkowane jest algorytmem Rungego-Kutty. Wektor wyjścia analizowany jest poprzez algorytm metody LQR i podaje on macierz \mathbf{K} służącą do nastawienia wektora sterowania u .

4 Wyniki

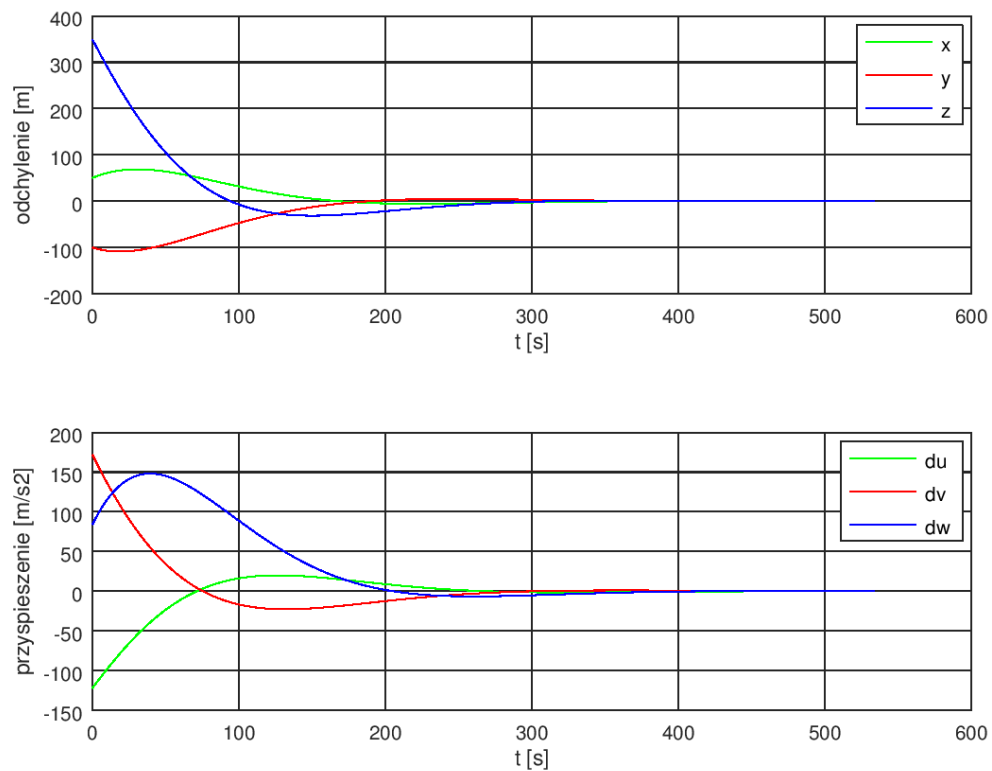
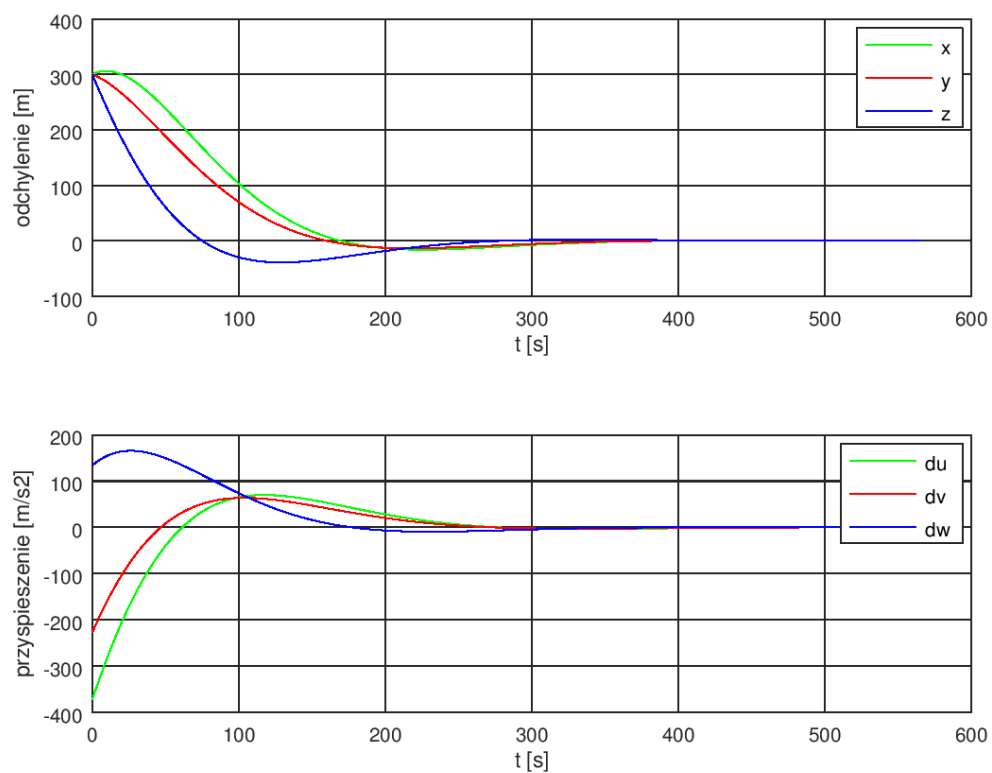
Poniżej zaprezentowano wyniki przykładowych symulacji, przeprowadzonych dla różnych warunków wejściowych. Na górnym wykresie zawsze znajdować się będą wartości odchyłek, a na dolnych wartości sterowania w odpowiednich kierunkach.

4.1 Manipulacja początkowym wektorem stanu

Następujące wykresy przedstawiają symulacje dla różnych początkowych wektorów stanu, przy nastawach jednostkowych macierzy \mathbf{Q} i \mathbf{R} . Warto zauważyć, że już przy minimalnych zmianach prędkości początkowych sygnał sterowania drastycznie zwiększa się. Dzieje się tak oczywiście z powodu braku ograniczenia maksymalnego ciągu i niedoskonałego doboru macierzy metody LQR.



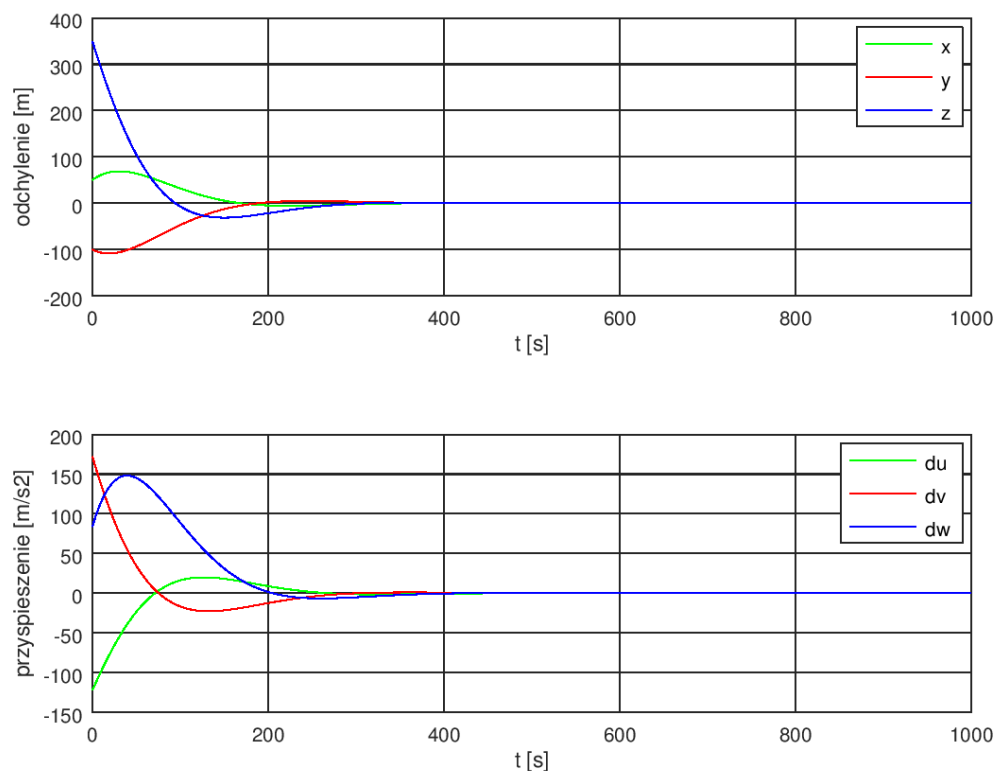
Wykres 1.1. Wykres dla wektora początkowego $y = [0, 0, 0, 50, -100, 350]$

Wykres 1.2. Wykres dla wektora początkowego $y = [1, -1, -6, 50, -100, 350]$ Wykres 1.3. Wykres dla wektora początkowego $y = [1, -1, -6, 300, 300, 300]$

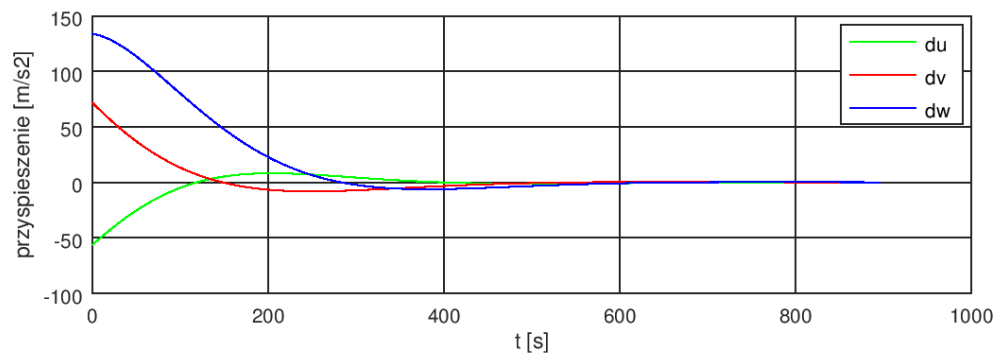
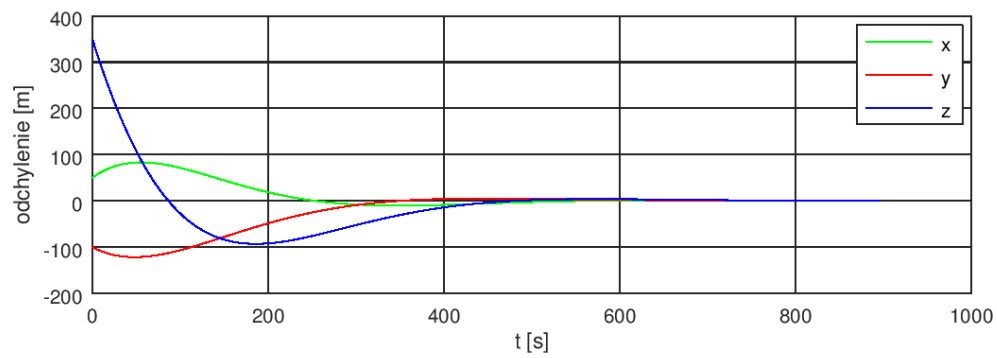
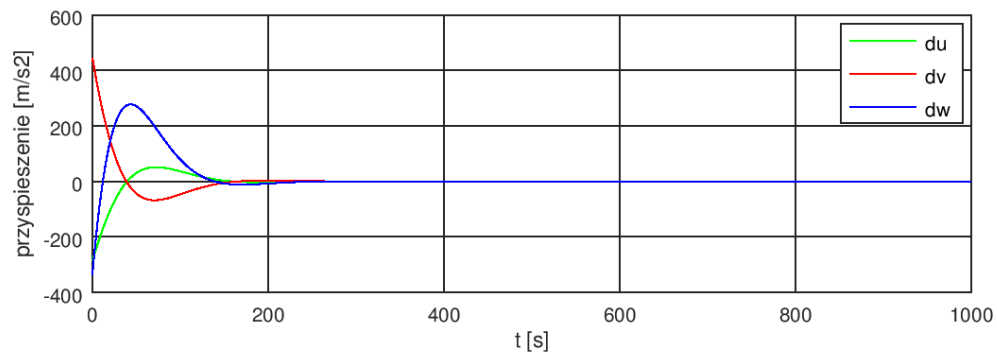
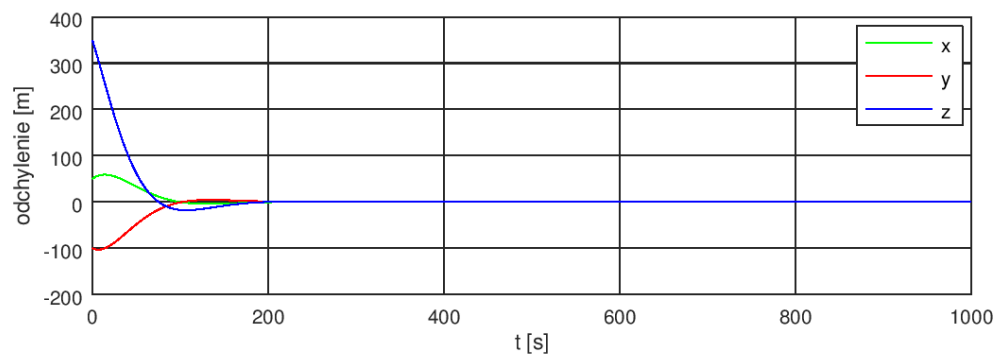
4.2 Dobór macierzy \mathbf{Q} i \mathbf{R}

Zbadano zależność między czasem powrotu do założonego położenia, a nastawami macierzy \mathbf{Q} i \mathbf{R} . Nie skoncentrowano się na optymalnym doborze, a jedynie na poniższych wykresach przedstawiono parę wybranych przypadków i omówiono je. Za warunek stabilizacji ustalono maksymalną wartość odchyłki $\varepsilon_{pos} < 0.1$ i maksymalną wartość prędkości $\varepsilon_{vel} < 0.01$. Badanie przeprowadzono dla wektora początkowego $y = [1, -1, -6, 50, -100, 350]$. Symbol \mathcal{I} oznacza macierz jednostkową.

Na Wykresie 2.1., dla najbardziej podstawowych nastawów, czas stabilizacji to według symulacji około 534 sekund. Sprawdzono jak wyglądałby przebieg dla macierzy \mathbf{Q} o mniejszych wartościach. Wykres 2.2. przedstawiający ten przypadek znajduje się na następnej stronie. Widać na nim, że stabilizacja nastąpiła później, niemniej została ona osiągnięta poprzez mniejsze i mniej gwałtowne zmiany ciągu. Czas stabilizacji dla drugiego przypadku to około 896 sekund. Wykres 2.3. przedstawia większy nastaw macierzy \mathbf{Q} , i zgodnie z oczekiwaniami daje dużo lepsze wyniki w odniesieniu do prędkości stabilizacji, ale korzysta z, w porównaniu, wielkich przyspieszeń. Przybliżony czas do osiągnięcia zadanych warunków to 305 sekund. Zmiana wartości macierzy \mathbf{R} nie miała znaczącego wpływu na przebieg symulacji, więc pominięto ją podczas prezentacji wyników.



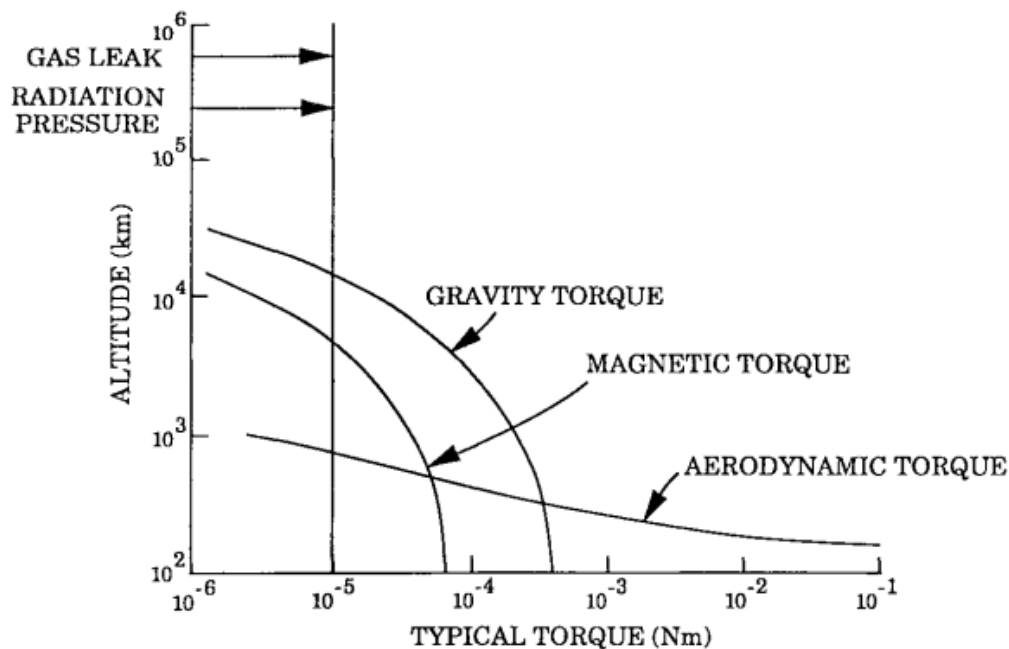
Wykres 2.1. Wykres dla $\mathbf{Q} = \mathcal{I}$ i $\mathbf{R} = \mathcal{I}$

Wykres 2.2. Wykres dla $Q = 0.1 * J$ i $R = J$ Wykres 2.3. Wykres dla $Q = 10 * J$ i $R = J$

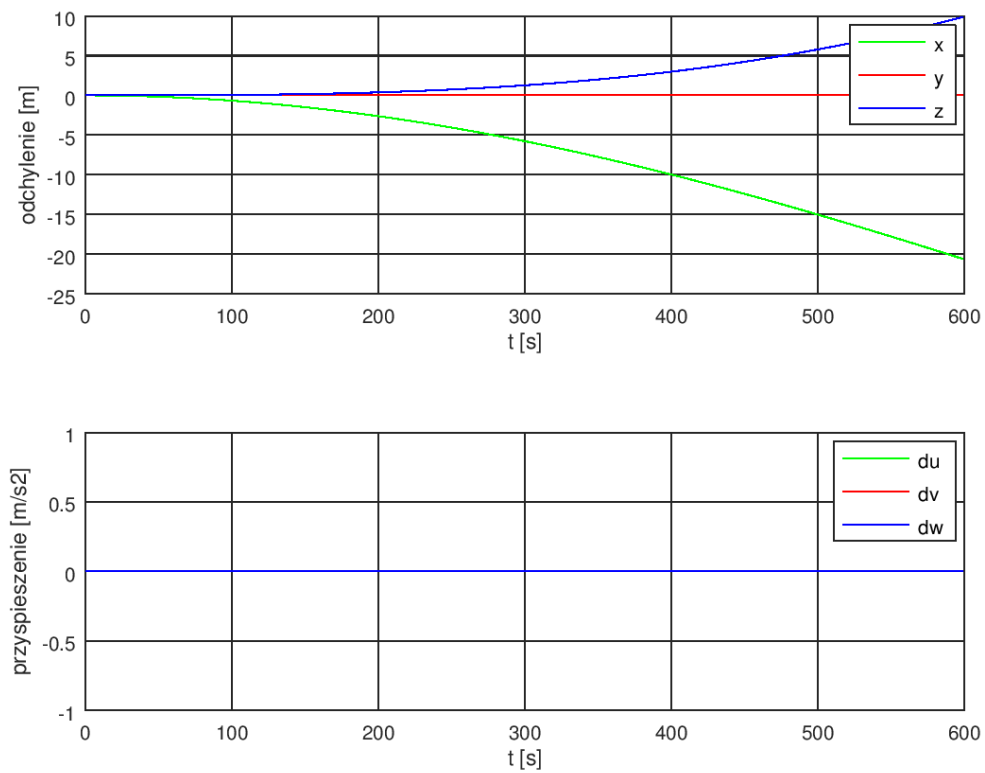
5 Wpływ czynników zewnętrznych

W Układzie Słonecznym, na orbicie okołoziemskiej, występuje wiele czynników zarówno naturalnego jak i sztucznego pochodzenia, które mogą być źródłami zakłóceń w ruchu orbitalnym satelity. Jednym z głównych zakłóceń jest promieniowanie słoneczne, które wynosi około $4.4 * 10^{-6} \frac{N}{m^2}$ na odległości Ziemi od Słońca. Innym dość ważnym możliwym zakłóceniem może być wyciek gazu ze zbiorników systemu kontroli nastaw satelity. Mimo tego, że dokładny proces projektowania pozwala zminimalizować szkody wyrządzone przez takie nieprawidłowe działanie, wciąż może ono prowadzić do zmiany orbity. Dla niższych orbit kolejnym powodem musu korekcji orbity jest opór aerodynamiczny. Ten problem znaczący jest jednak tylko dla satelit znajdujących się na niskiej orbicie okołoziemskiej (LEO), do wysokości 1000 kilometrów. Dość nietypowym, choć nie niemożliwym, wydarzeniem jest również zderzenie się satelity z kosmicznym śmieciem, bądź elementami pyłu kosmicznego. Ponadto pewien wpływ na ruch orbitalny mogą mieć wpływ nierównomierności w polu magnetycznym i grawitacyjnym Ziemi, jako niedoskonałego ciała.

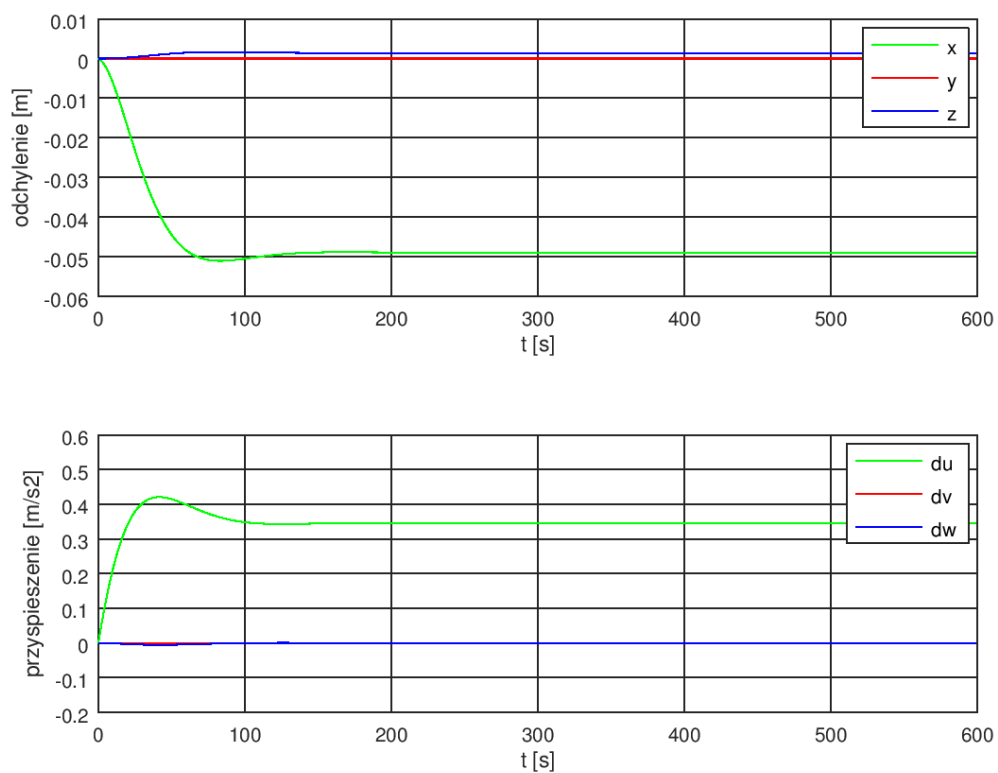
Dla uproszczenia w następnych symulacjach przyjęto powierzchnię boczną satelity jako $3m^2$, ciśnienie promieniowania słonecznego jako $4.4 * 10^{-6} \frac{N}{m^2}$, oraz zmianę prędkości wywołaną zderzeniem z kosmicznym śmieciem jako $0.015424 \frac{m}{s}$. Ponadto w tych przypadkach wykonano symulację dla wpływu czynników zewnętrznych tylko w jednym z kierunków ruchu.



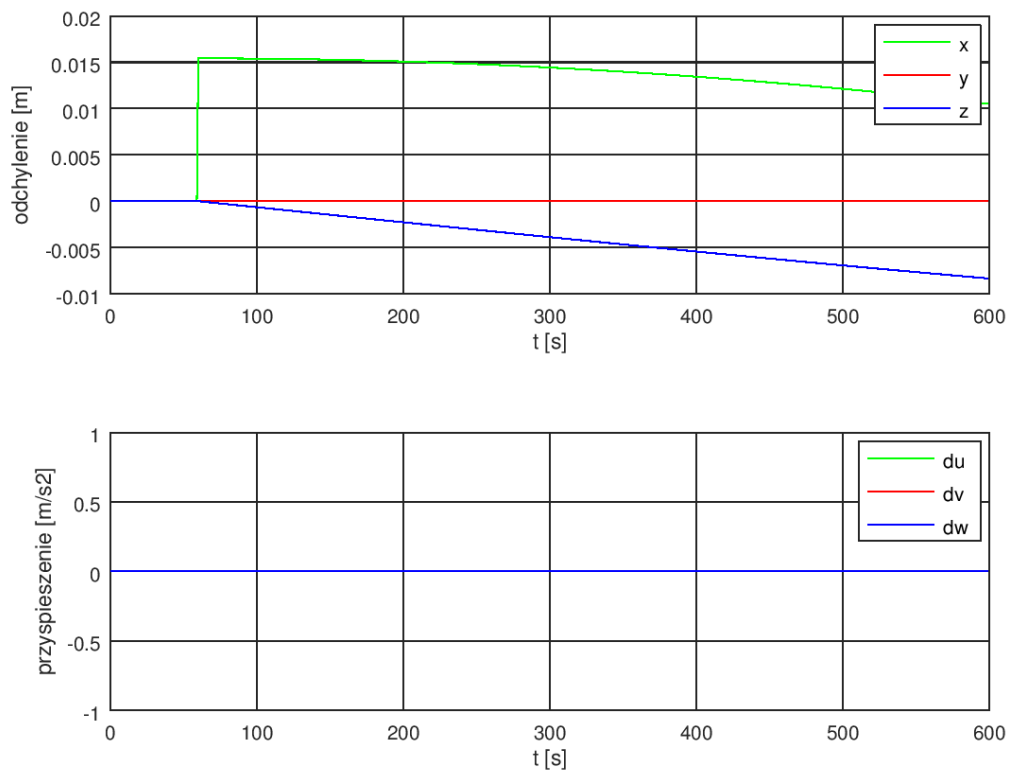
Rysunek 5. Wpływ czynników zewnętrznych na moment sił, jako funkcja wysokości orbity



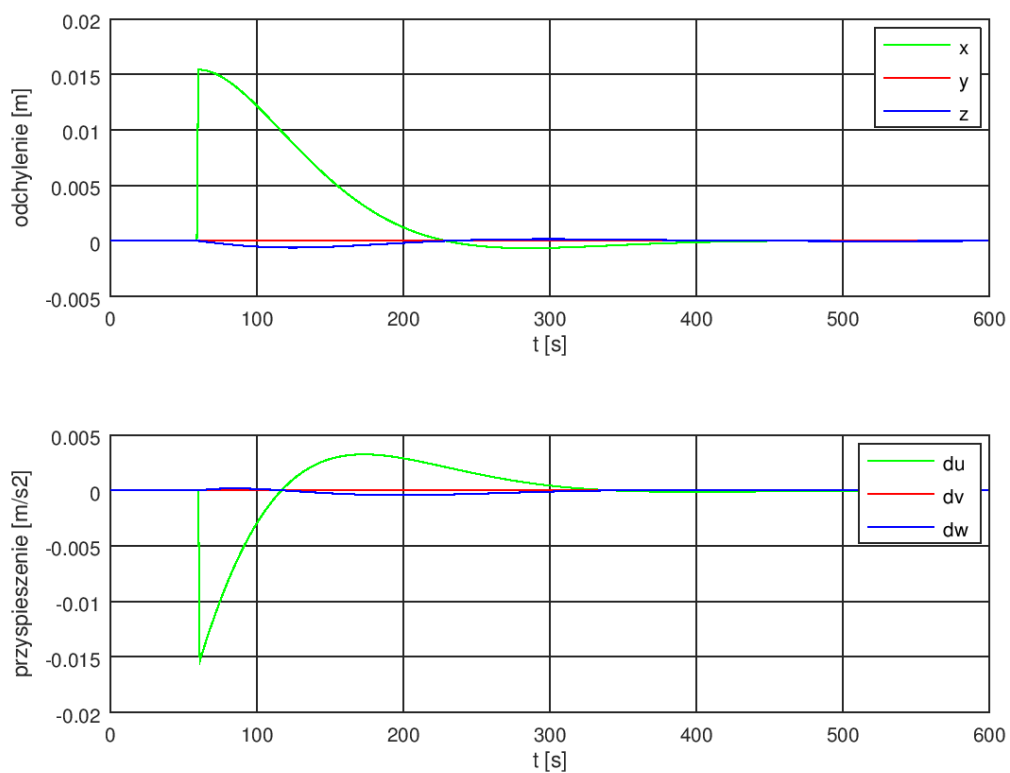
Wykres 3.1. Położenie i przyspieszenie satelity pod wpływem ciśnienia słonecznego (bez korekcji)



Wykres 3.2. Położenie i przyspieszenie satelity pod wpływem ciśnienia słonecznego (z korekcją)



Wykres 3.3. Położenie i przyspieszenie satelity po zderzeniu z kosmicznym śmieciem w $t = 60s$ (bez korekcji)



Wykres 3.4. Położenie i przyspieszenie satelity po zderzeniu z kosmicznym śmieciem w $t = 60s$ (z korekcją)

Załączniki

W pliku *src.zip* dołączonym do pracy zawarto kod źródłowy symulacji. Do skorzystania z niego potrzebny jest program **Matlab**, **Octave**, lub dowolny kompilator skryptów *.m*. Najważniejszym plikiem jest *spacecraft.m*, zawierający główną pętlę symulacji. Plik *RHS.m* zawiera wektor prawych stron oraz wartości fizyczne opisujące satelitę i jego orbitę - plik ten można modyfikować, by uzyskać symulację innego satelity. Pliki *aar_k45.m*, *lqr_.m* i *jacob.m* to odpowiednio funkcje całkowania numerycznego, metody LQR i linearyzacji funkcji metodą jakobianu.

Bibliografia

- [1] Arthur Earl Bryson. *Control of Spacecraft and Aircraft*. Princeton University Press, 1994.
- [2] Rajani S. H., Usha Nair. *Performance Comparison of H-infinity and LQR Controllers for the Pressure Regulation of a Hypersonic Wind Tunnel*. International Journal of Modern Engineering Research Vol. 3, Issue. 3, May - June 2013.
- [3] *Question about LQR*. Odwiedzone 26.06.2017.
<http://control.com/thread/966880428>