

Mgr inż. Mirosław MAKOWSKI
Dr inż. Konrad SIENICKI
Dr inż. Krzysztof MOTYL
Wojskowa Akademia Techniczna

DOI: 10.17814/mechanik.2015.7.264

WIZUALIZACJA LOTU POCISKU RAKIETOWEGO W ŚRODOWISKU MATLAB/SIMULINK Z WYKORZYSTANIEM PROGRAMU FLIGHTGEAR

Streszczenie: Przedstawiono procedurę opracowania symulacji i wizualizacji komputerowej lotu 122 mm pocisku raketowego FENIKS. Zaprezentowana procedura obejmuje budowanie modelu fizycznego, matematycznego i symulacyjnego pocisku raketowego. Równania dynamiczne i kinematyczne opisujące ruch postępowy i obrotowy pocisku raketowego, stanowiące model matematyczny, zostały zaimplementowane w pakiecie Matlab-Simulink. Na podstawie wyników uzyskanych z symulacji komputerowej opracowano wizualizację lotu pocisku raketowego w programie FlightGear.

VISUALIZATION OF FLIGHT ROCKET MISSILE IN THE ENVIRONMENT MATLAB / SIMULINK WITH THE USE OF THE FLIGHTGEAR

Abstract: A procedure for the development of computer animation missile flight in the Mathcad was presented. Presented procedure includes: building a discrete of physical model and mathematical model of the missile. The equations describing the dynamic and kinematic motion and rotational of the missile, which are its mathematical model has been implemented in the Mathcad. The simulation results were used to develop computer animation.

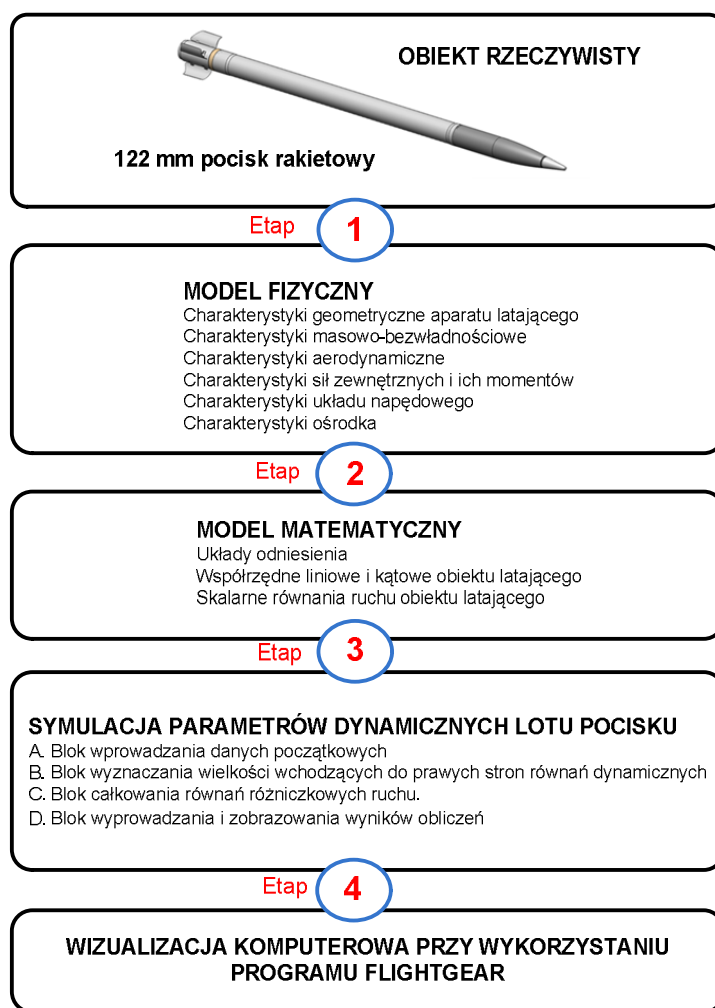
Słowa kluczowe: pocisk raketowy, model matematyczny, symulacja, wizualizacja komputerowa.

Keywords: rocket missile, mathematical model, simulation, computer visualization.

1. WPROWADZENIE

Obecnie we wstępnej fazie opracowywania konstrukcji pocisku raketowego posługujemy się metodami analitycznymi i teoretycznymi do oszacowania charakterystyk projektowanego pocisku raketowego. Jedną z najdokładniejszych i najtańszych metod są komputerowe badania symulacyjne, gdyż nie wymagają angażowania kosztownego sprzętu oraz rozległego poligonu raketowego. Podstawowym modelem umożliwiającym badanie właściwości dynamicznych ruchu pocisków raketowych jest przestrzenny model matematyczny, a uzasadnione jest to występowaniem istotnych sprzężeń bezwładnościowych przechodzących przez oś podłużną pocisku raketowego [1, 2, 3].

W niniejszym opracowaniu badanie właściwości dynamicznych wirującego pocisku raketowego na torze lotu wykonano w czterech etapach metodą teoretyczną. W pierwszym etapie przeprowadzono modelowanie fizyczne i opracowano na podstawie rzeczywistego pocisku raketowego jego model fizyczny, drugi etap dotyczy opracowania modelu matematycznego, trzeci modelu numerycznego (symulacyjnego) w środowisku Matlab/Simulink, natomiast w czwartym etapie wykonano wizualizację lotu pocisku raketowego, wykorzystując program FlightGear. Pełną procedurę opracowania wizualizacji przestrzennego lotu pocisku raketowego za pomocą integracji środowiska Matlab/Simulink z programem FlightGear przedstawiono na rys. 1.



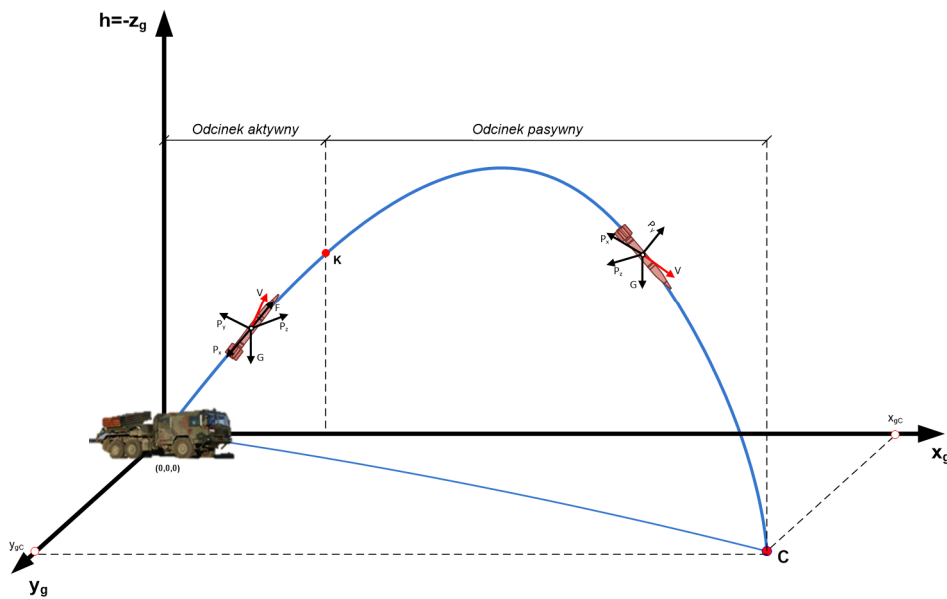
Rys. 1. Procedura opracowania wizualizacji przestrzennego lotu pocisku raketowego za pomocą integracji środowiska Matlab/Simulink z programem FlightGear

2. ETAP PIERWSZY – OBIEKT BADAŃ I JEGO MODEL FIZYCZNY

Obiektem modelowania matematycznego jest 122 mm niekierowany wirujący pocisk raketowy składający się z zapalnika, głowicy bojowej, silnika raketowego na stały materiał napędowy i czterech małych stateczników [6, 7]. Pociski raketowe tego typu wystrzeliwane są z 40 prowadnic rurowych stanowiących wyrzutnię zamontowaną na pojeździe kołowym. W chwili obecnej i najbliższej przyszłości w Wojskach Lądowych RP wycofywane będą wyrzutnie polowe BM-21 GRAD i RM-70, a zastępowane wyrzutniami WR-40 LANGUSTA.

Przestrzenny tor lotu 122 mm pocisku raketowego składa się z dwóch odcinków: aktywnego i pasywnego (rys. 2). Pocisk raketowy z pracującym silnikiem raketowym opuszcza prowadnicę rurową z prędkością około 50 m/s i przemieszcza się na odcinku aktywnym w czasie 3 s do punktu **K**, w którym następuje koniec pracy silnika raketowego. Bezpośrednio po wylocie pocisku z prowadnicy rozkładają się cztery brzechwy. Stabilizują one pocisk na torze, wymuszając odpowiedni ruch wirowy w celu zmniejszenia rozrzutu. Po zakończeniu pracy silnika raketowego pocisk raketowy porusza się torem balistycznym w kierunku celu. Na odcinku aktywnym działają na pocisk następujące siły: **F** – ciąg silnika raketowego, **G** – siła ciężkości, **P_x** – siła oporu aerodynamicznego, **P_y** – aerodynamiczna siła nośna i **P_z** – siła boczna. Rozpatrując lot badanego wirującego pocisku raketowego na odcinku pasywnym, łatwo zauważyć, że charakter jego ruchu w przestrzeni jest wynikiem działania na niego następujących sił: **G** – siła ciężkości, **P_x** – siła oporu aerodynamicznego, **P_y** – aerodynamiczna siła nośna i **P_z** – siła boczna.

Należy zaznaczyć, że przewód każdej prowadnicy ma bruzdę wytłoczoną według linii śrubowej, z którą współpracuje wkręt prowadzący pocisku podczas ruchu pocisku w prowadnicy. W wyniku takiego wymuszenia obrotu pocisk zaczyna wirować wokół swej osi podłużnej, uzyskując odpowiednią prędkość obrotową, powodującą zmniejszenie wpływu niektórych zakłóceń działających w czasie lotu na pocisk raketowy, co w konsekwencji wywołuje zmniejszenie rozrzutu pocisku raketowego.



Rys. 2. Przestrzenny tor lotu i siły działające na niekierowany pocisk raketowy w czasie lotu

W procesie opracowywania modelu fizycznego 122 mm pocisku raketowego uwzględniono cechy mające istotny wpływ na analizowane zjawisko (rys. 1). Opracowanie modelu fizycznego pocisku wymagało przede wszystkim [1, 2, 3]:

1. Przyjęcia układów współrzędnych niezbędnych do opisu ruchu pocisku oraz sił na niego działających.
2. Określenia struktury pocisku, czyli (tabela 1):
 - charakterystyk geometrycznych;
 - charakterystyk masowo-bezwładnościowych;
 - charakterystyk układów napędowych.
3. Wyznaczenia składowych sił zewnętrznych i momentów tych sił działających na pocisk wraz z funkcjami je opisującymi, czyli:

- siły ciężkości i jej momentu;
 - siły aerodynamicznej i jej momentu;
 - siły Coriolisa i jej momentu.
4. Określenia charakterystyk ośrodka ruchu obiektu, tzn.: gęstości, lepkości, temperatury, ciśnienia w zależności od wysokości lotu.

W tabeli 1 zamieszczono wyznaczone charakterystyki struktury pocisku raketowego, obejmujące parametry geometryczne, masowo-bezwładnościowe i parametry silnika raketowego.

Tabela 1
Wartości liczbowe charakterystyk struktury 122 mm pocisku raketowego

Charakterystyki dyskretnego modelu fizycznego pocisku raketowego	Wartość liczbową
Masa startowa pocisku raketowego m_0 [kg]	60,51
Masa paliwa m_{pal} [kg]	24,8
Masa pocisku po wypaleniu się paliwa m_k [kg]	35,71
Współrzędna położenia środka masy pocisku w chwili startu $x_{s,m}$ [m]	1,317
Współrzędna położenia środka masy pocisku bez paliwa $x_{s,mk}$ [m]	1,145
Masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{x0} [kgm ²]	0,1445015
Masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{y0} [kgm ²]	34,0378047
Masowy moment bezwładności pocisku w chwili startu I_{z0} [kgm ²]	34,0378047
Masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{xk} [kgm ²]	0,09802673
Masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{yk} [kgm ²]	23,35557
Masowy moment bezwładności pocisku po wypaleniu się paliwa I_{zk} [kgm ²]	23,35557
Długość pocisku raketowego L_p [m]	2,671
Średnica kadłuba d [m]	0,1216
Pole powierzchni przekroju poprzecznego kadłuba S_k [m ²]	0,0116133
Rozpiętość stateczników z częścią podkadłubową L_{st} [m]	0,254
Średni ciąg silnika raketowego [N]	20 000
Czas pracy silnika raketowego t_k [s]	3

3. ETAP DRUGI – MODEL MATEMATYCZNY POCISKU RAKIETOWEGO

Równania stanowiące model matematyczny pocisku raketowego zostały wyprowadzone zgodnie z PN-83 w oparciu o twierdzenia zmiany pędu i krętu ciała o zmiennej masie. Skalarne równania opisujące pełny ruch przestrzenny pocisku raketowego wraz z równaniami dodatkowymi zamieszczono poniżej [10, 11]:

a) skalarne równania dynamiczne ruchu postępowego środka masy pocisku raketowego

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = F \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta - P_x - m \cdot g \cdot \sin \gamma \quad (1)$$

$$m \cdot V \cdot \cos \gamma \cdot \frac{d\kappa}{dt} = F \cdot (\sin \alpha \cdot \sin \mu_a + \cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \mu_a) + P_y \cdot \cos \mu_a + P_z \cdot \sin \mu_a \quad (2)$$

$$-m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} = -F \cdot (\cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \sin \mu_a + \sin \alpha \cdot \cos \mu_a) + P_y \cdot \sin \mu_a - P_z \cdot \cos \mu_a + m \cdot g \cdot \cos \gamma \quad (3)$$

b) skalarne równania kinematyczne ruchu postępowego środka masy pocisku raketowego

$$\frac{dx_g}{dt} = V \cdot \cos \gamma \cdot \cos \kappa \quad (4)$$

$$\frac{dy_g}{dt} = V \cdot \cos\gamma \cdot \sin\kappa \quad (5)$$

$$\frac{dz_g}{dt} = -V \cdot \sin\gamma \quad (6)$$

c) skalarne równania dynamiczne ruchu pocisku raketowego wokół jego środka masy

$$I_x \cdot \frac{dp}{dt} - (I_y - I_z) \cdot q \cdot r = L \quad (7)$$

$$I_y \cdot \frac{dq}{dt} - (I_z - I_x) \cdot p \cdot r = M \quad (8)$$

$$I_z \cdot \frac{dr}{dt} - (I_x - I_y) \cdot p \cdot q = N \quad (9)$$

d) skalarne równania kinematyczne ruchu pocisku raketowego wokół jego środka masy

$$\frac{d\Theta}{dt} = \cos\Phi \cdot q - \sin\Phi \cdot r \quad (10)$$

$$\frac{d\Phi}{dt} = p + (\sin\Phi \cdot q + \cos\Phi \cdot r) \cdot \tan\Theta \quad (11)$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = (\sin\Phi \cdot q + \cos\Phi \cdot r) \cdot \frac{1}{\cos\Theta} \quad (12)$$

e) zależności geometryczne między wprowadzonymi układami współrzędnych

$$\sin\alpha = \frac{1}{\cos\beta} \cdot (\cos\Phi \cdot \sin\Theta \cdot \cos\gamma \cdot \cos(\kappa - \Psi) - \cos\gamma \cdot \sin\Phi \cdot \sin(\kappa - \Psi) - \sin\gamma \cdot \cos\Phi \cdot \cos\Theta) \quad (13)$$

$$\sin\beta = \cos\gamma \cdot \cos\Phi \cdot \sin(\kappa - \Psi) + \sin\Phi \cdot \sin\Theta \cdot \cos\gamma \cdot \cos(\kappa - \Psi) - \sin\gamma \cdot \cos\Theta \cdot \sin\Phi \quad (14)$$

$$\sin\mu_a = \frac{1}{\cos\beta} \cdot (\sin\gamma \cdot \cos\Phi \cdot \sin(\kappa - \Psi) + \sin\Phi \cdot \sin\Theta \cdot \sin\gamma \cdot \cos(\kappa - \Psi) + \sin\Phi \cdot \cos\Theta \cdot \cos\gamma) \quad (15)$$

f) równania uzupełniające opisujące siły, momenty i współczynniki aerodynamiczne

$$P_x = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \text{ gdzie } C_x = C_{x0} + C_{x\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{x\beta^2} \cdot \beta^2 \quad (16)$$

$$P_y = C_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \text{ gdzie } C_y = C_{y\beta} \cdot \beta \quad (17)$$

$$P_z = C_z \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \text{ gdzie } C_z = C_{z\alpha} \cdot \alpha \quad (18)$$

$$L = C_l^A \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot l_r, \text{ gdzie } C_l^A = C_{l0}^A + C_{lp}^A \cdot \bar{p} \quad (19)$$

$$M = C_m^A \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot c_{aL}, \text{ gdzie } C_m^A = C_{m\alpha}^A \cdot \alpha + C_{mq}^A \cdot \bar{q} \quad (20)$$

$$N = C_n^A \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot c_{aL}, \text{ gdzie } C_n^A = C_{n\beta}^A \cdot \beta + C_{nr}^A \cdot \bar{r} \quad (21)$$

- g – przyspieszenie ziemskie,
m – masa pocisku raketowego,
S – powierzchnia największego przekroju poprzecznego kadłuba,

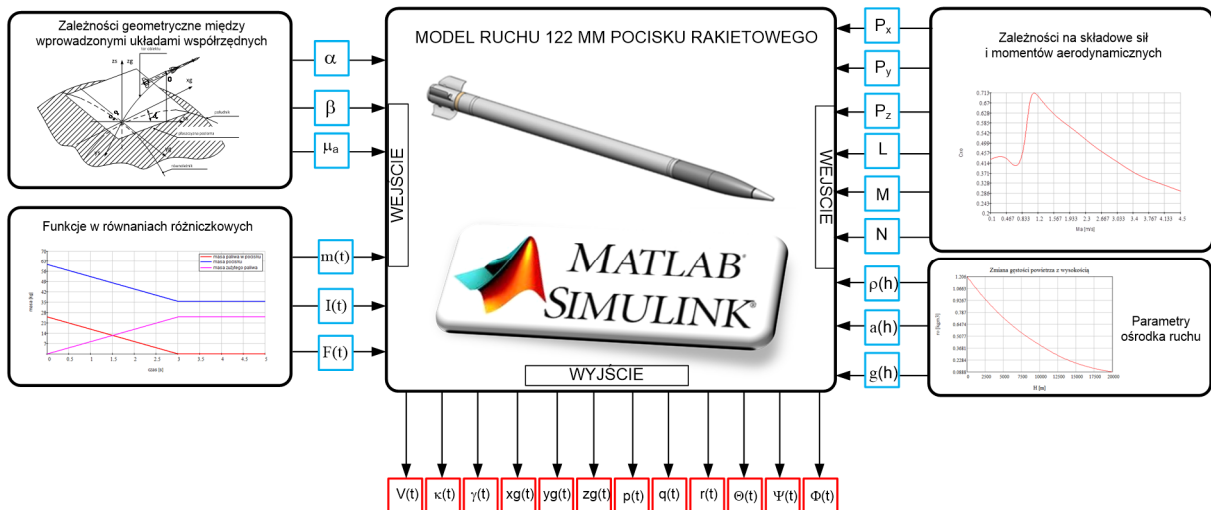
- l_r – długość pocisku raketowego,
- c_{aL} – średnia cięciwa aerodynamiczna statecznika,
- V – prędkość środka masy obiektu względem ziemi,
- ρ – gęstość powietrza,
- F – składowa ciągu pocisku raketowego wzdłuż osi x w układzie 0xyz,
- α, β – odpowiednio: kąt natarcia i kąt ślizgu,
- γ, κ – odpowiednio: kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości obiektu,
- μ_a – kąt przechylenia układu 0xayaza,
- p, q, r – składowe prędkości kątovej Ω rakiety w układzie 0xyz odpowiednio wzdłuż osi x, y oraz z,
- I_x, I_y, I_z – momenty bezwładności rakiety względem osi: x, y, z układu współrzędnych, związanego z obiektem 0xyz,
- L, M, N – odpowiednio: moment przechylający, pochylający i odchylający względem środka masy pocisku raketowego,
- P_x, P_y, P_z – odpowiednio: siła oporu, siła boczna i siła nośna,
- C_x, C_y, C_z – odpowiednio: współczynnik oporu aerodynamicznego, współczynnik siły bocznej, współczynnik siły nośnej,
- Θ, Ψ, Φ – odpowiednio: kąt pochylenia, odchylenia i przechylenia obiektu latającego,

Dodatkowo należy uzupełnić ten układ równań różniczkowych zależnościami opisanymi funkcjami zmiany masy i ciągu silnika raketowego.

4. ETAP TRZECI – MODEL NUMERYCZNY LOTU POCISKU RAKIETOWEGO

4.1. Implementacja modelu matematycznego w pakiecie Matlab/Simulink

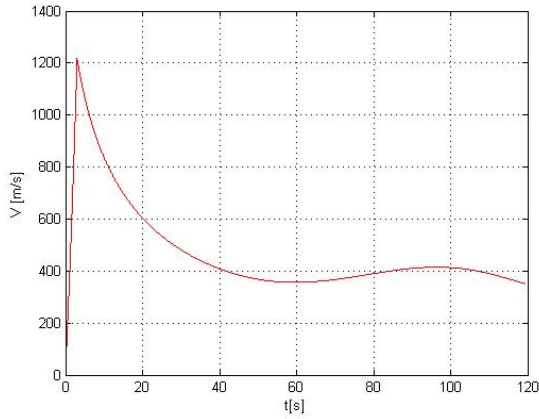
Model matematyczny opisujący przestrzenny ruch pocisku raketowego w atmosferze składa się z układu 12 równań różniczkowych zwyczajnych pierwszego rzędu i równań dodatkowych, które zaimplementowano w programie Matlab/Simulink. Schemat blokowy modelu symulacyjnego ruchu pocisku raketowego przedstawiono na rys. 3.



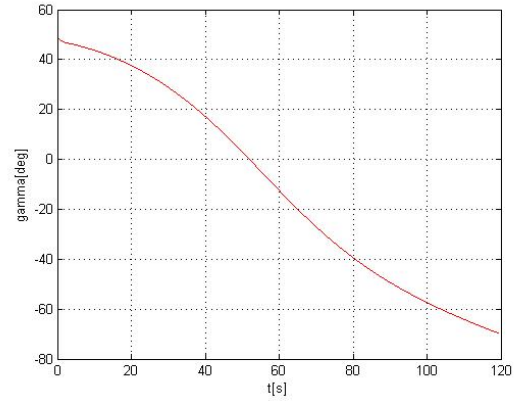
Rys. 3. Schemat blokowy modelu symulacyjnego ruchu pocisku raketowego

4.2. Analiza numeryczna podstawowych parametrów lotu pocisku raketowego

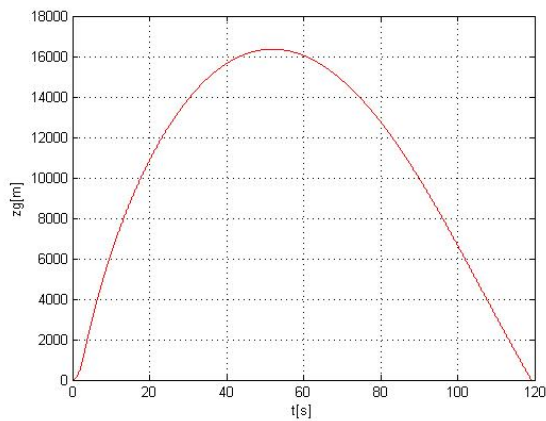
Poniżej przedstawiono na rys. 4-9 wybrane parametry lotu przestrzennego pocisku raketowego uzyskane z symulacji komputerowej dla parametrów wejściowych zaprezentowanych w tabeli 1 oraz dla prędkości początkowej 20 m/s i kąta startu $\gamma = 50^\circ$.



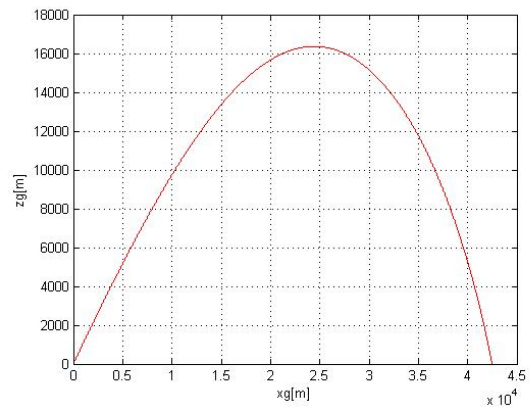
Rys. 4. Zmiana prędkości lotu pocisku w czasie



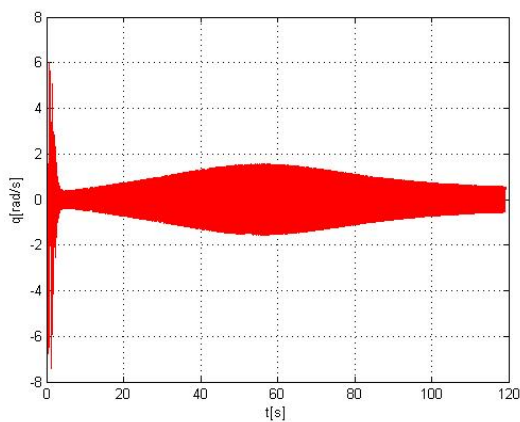
Rys. 5. Zmiana kąta pochylenia wektora prędkości pocisku w czasie



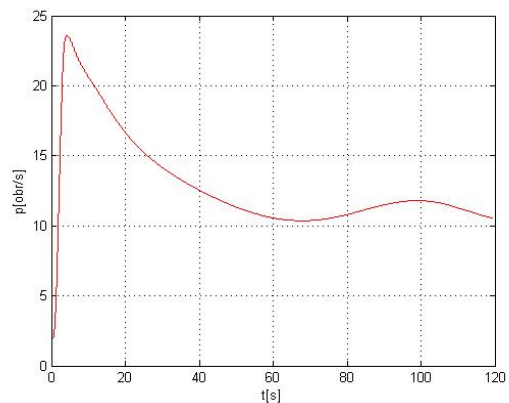
Rys. 6. Zmiana wysokości lotu pocisku w czasie



Rys. 7. Trajektoria lotu pocisku raketowego



Rys. 8. Zmiana prędkości kątowej w kącie pochylenia pocisku raketowego w czasie

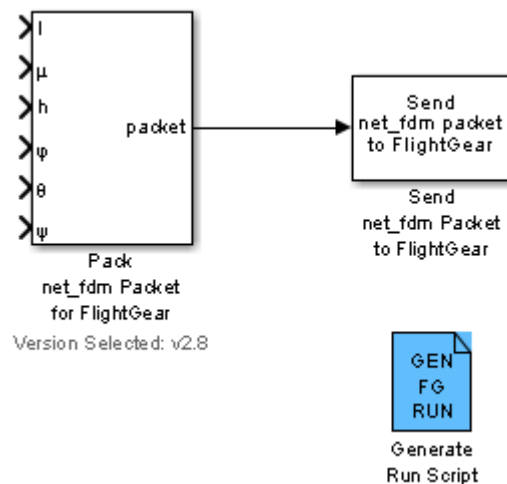


Rys. 9. Zmiana prędkości obrotowej pocisku raketowego w czasie

5. ETAP CZWARTY – WIZUALIZACJA LOTU POCISKU RAKIETOWEGO W PROGRAMIE FLIGHTGEAR

FlightGear jest w pełni darmowym symulatorem lotów. Program należy do środowisk wolnych i otwartych. Mocną stroną tego symulatora jest zachowanie realizmu lotu oraz możliwość wykorzystania różnych modeli dynamiki lotu, również autorskich, co zostało przedstawione w poniższej pracy. Polecenie posiada modele około 20 tysięcy lotnisk oraz wiele modeli samolotów gotowych do wykorzystania, tworzonych i udostępnianych przez społeczność internetową. FlightGear oferuje również możliwość dołączenia własnych modeli bryłowych samolotów i innych obiektów, program obsługuje kilkanaście najpopularniejszych formatów modeli bryłowych. Teren jest wzorowany na rzeczywistej mapie świata, pogoda i pory dnia ulegają zmianie, co uatrakcyjnia wizualizację. Grafika programu stoi na wysokim poziomie (zwłaszcza biorąc pod uwagę to, że nie jest to program komercyjny).

Modele bryłowe używane w symulatorze zawarte są w specjalnie do tego przygotowanej ścieżce: *FlightGearRoot/data/Aircraft/*. Aby poprawnie przeprowadzić wizualizację lotu pocisku, należy dodać wcześniej zbudowany model do wymienionej lokalizacji. Najważniejszym dokumentem służącym do opisu oraz konfiguracji modelu jest plik *feniks-set.XML*. Należy również zwrócić uwagę, że każdy model w programie posiada taki plik konfiguracyjny. W pliku tym podane są informacje, w jakiej ścieżce znajduje się model, jakie elementy zawiera oraz jakiego modelu dynamiki lotu będzie używał. W polu pod *<flight-model>* powinien znajdować się wpis *network*, oznaczający, że wykorzystywany będzie zewnętrzny model dynamiki (zaprogramowany w Matlab/Simulink). Aby przeprowadzić wizualizację, wykorzystywane są trzy bloki funkcyjne: Pack net_fdm Packet for FlightGear, Send net_fdm Packet to FlightGear, Generate Run Script (rys. 10).



Rys. 10. Podstawowe bloki funkcjonalne Matlab/Simulink niezbędne do przeprowadzenia symulacji

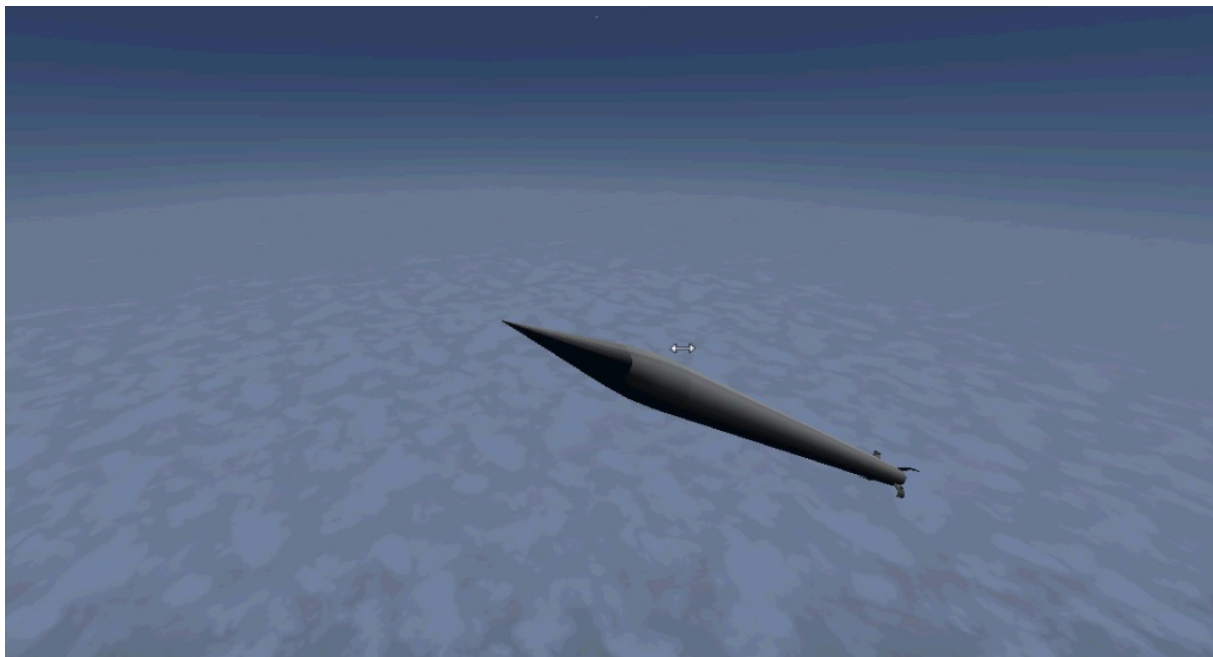
Bloki można scharakteryzować:

- Pack net_fdm Packet for FlightGear – jest to podstawowy blok, który tworzy pakiet informacji wysyłany do FlightGear. W podstawowej wersji wystarczy podać następujące wielkości opisujące lot: wysokość lotu, szerokość oraz długość geograficzną, a także pochylenie, odchylenie i przechylenie. Pełen opis bloczka można znaleźć w pomocy Matlab'a,
- Send net_fdm Packet to FlightGear – jest to blok wysyłający pakiety do programu FlightGear. W opcjach tego bloczka możemy ustawić port, po którym programy będą się komunikować, oraz adres IP komputera, na którym prowadzimy obliczenia, umożliwia to

również przeprowadzenie wizualizacji na innej platformie niż ta, na której zainstalowany jest Matlab,

- Generate Run Script – dzięki temu bloczkowi będziemy mogli uruchomić program FlightGear z Matlab. Samo narzędzie generuje plik.bat. Jego konfiguracja wygląda jak na rysunku 5. W dwóch pierwszych polach wpisujemy nazwę pliku uruchomieniowego oraz ścieżkę, w której zainstalowano program FlightGear. W następnych wpisujemy wartości początkowe.

Aby uruchomić wizualizację, należy stworzyć plik uruchomieniowy w bloczku Generate Run Script. W zależności od systemu może zaistnieć potrzeba zmodyfikowania wygenerowanego skryptu. Plik.bat możemy otworzyć z command window Matlab za pomocą polecenia: *open runfg2.bat.*, gdzie *runfg2* jest nazwą pliku uruchomieniowego, może być ona różna w zależności od preferencji użytkownika. Po otwarciu pliku należy zmodyfikować linię zawierającą: `\\bin\\EDIT_THIS_NAME\\fgfs-aircraft=feniks`. Zmianie podlega element ścieżki *EDIT_THIS_NAME*, powinien on odpowiadać ścieżce prowadzącej do pliku *fgfs*, zwykle jest to *Win32* dla systemów 64-bitowych. Ostatecznie linia ta ma postać: `\\bin\\Win32\\fgfs`. Po zapisaniu zmian można uruchomić FlightGear z Matlab za pomocą polecenia: `system('runfg2 &')`. Po uruchomieniu programu automatycznie załadowany zostanie model *feniks* z wartościami początkowymi wysokości i położenia. Po uruchomieniu symulacji w Matlabie wizualizacja ruchu pocisku zostanie przeprowadzona w środowisku FlightGear (rys. 11). Położenie kamery śledzącej lot można dostosować za pomocą narzędzi programu FlightGear.



Rys. 11. Kadr wizualizacji lotu pocisku rakietowego Feniks z wykorzystaniem programu FlightGear

6. PODSUMOWANIE I WNIOSKI KOŃCOWE

1. Pakiet Matlab/Simulink jest dość często stosowany do analizy właściwości dynamicznych niekierowanych i kierowanych pocisków raketowych. Umożliwia analizę numeryczną pełnego modelu matematycznego ruchu pocisku raketowego zbudowanego z układu nieliniowych równań różniczkowych oraz z dodatkowych równań algebraicznych.
2. Na podstawie wyników uzyskanych z symulacji komputerowej opracowano wizualizację lotu pocisku raketowego w programie FlightGear. Daje to możliwość lepszego zrozumienia i zbadania danego zagadnienia naukowego.
3. Wyniki pracy wykazały wysoką przydatność pakietu obliczeniowego Matlab/Simulink do wyznaczania charakterystyk dynamicznych pocisków raketowych, szczególnie w układzie przestrzennym 6DoF.

LITERATURA

- [1] Gacek J.: *Modelowanie i badanie dynamicznych właściwości obiektów balistycznych*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1992.
- [2] Gacek J.: *Balistyka zewnętrzna, cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Warszawa, 1997.
- [3] Gacek J.: *Balistyka zewnętrzna, cz. II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Warszawa, 1998.
- [4] Karpowicz J.: *Podstawy taktyki lotnictwa sił powietrznych*, Wydawnictwo WSOSP, Dęblin, 2008.
- [5] Ławniczek Ł.: *Taktyka lotnictwa i obrony powietrznej*, CSIL, Oleśnica, 1995.
- [6] Dębecki A., Dubiel S.: *Konstrukcja rakiet. Część III. Podstawy projektowania. Charakterystyki aerodynamiczne i optymalne programy lotu rakiet*, WAT, Warszawa, 1988.
- [7] Dubiel S.: *Konstrukcja rakiet. Część I. Przeciężenia*, WAT, Warszawa, 1980.
- [8] Koruba Z., Osiecki J.W.: *Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 2006.
- [9] Misiak J.: *Mechanika techniczna. Kinematyka i dynamika*, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa, 1996.
- [10] Baranowski L.: *Wpływ uproszczeń modelowych na symulację procesu samonaprowadzania rakiet z-p*, „Biul. WAT”, 2(486), Warszawa, 1996, s. 79-93.
- [11] Baranowski L.: *Modelowanie, identyfikacja i badania numeryczne dynamiki lotu obiektów balistycznych na potrzeby systemów kierowania ogniem artylerii naziemnej*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2011.