

Modelowanie trajektorii rakiety aerobalistycznej

Modeling of aeroballistic missile trajectory

MARCIN WARCHULSKI
JACEK WARCHULSKI *

Materiały z XX SKWPIE, Jurata 2016 r.
DOI: 10.17814/mechanik.2016.7.210

W referacie zaprezentowano możliwość wykorzystania pakietu MathWorks™ MATLAB® do symulowania lotu rakiety aerobalistycznej. Zaimplementowano model dynamiki rakiety i atmosfery oraz przeprowadzono badania symulacyjne.

SŁOWA KLUCZOWE: rakietka aerobalistyczna, symulacja komputerowa, MATLAB

The paper presents the possibility of using MathWorks™ MATLAB® software to simulate the flight of an aeroballistic missile. Missile dynamics and atmosphere model are implemented and the results of numerical simulations are discussed.

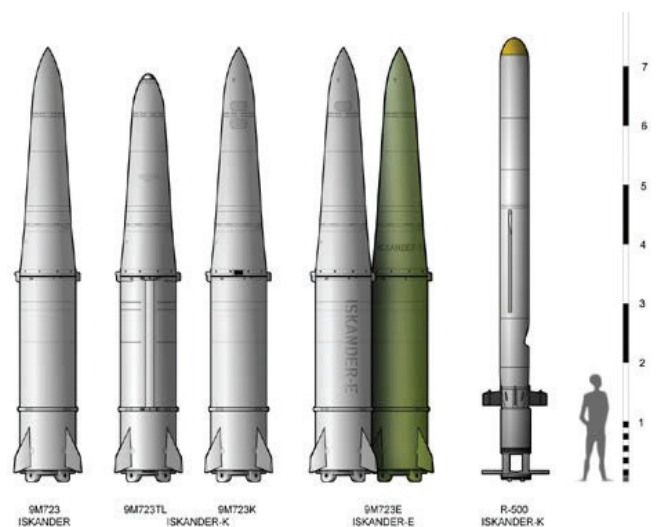
KEYWORDS: aeroballistic missile, computer simulation, MATLAB®

System raketowy Iskander

System raketowy Iskander (SS-26 Stone) jest jednym z najbardziej zaawansowanych operacyjno-taktycznych zestawów krótkiego zasięgu typu ziemia – ziemia. Jego zadaniem jest wsparcie wojsk własnych, niszczenie stanowisk dowodzenia, węzłów komunikacyjnych, samolotów i śmigłowców na lotniskach oraz ważnych celów infrastrukturalnych powierzchniowych, także o małych wymiarach, znajdujących się w głębi terytorium przeciwnika. Iskander może współdziałać z dowolnymi elementami rozpoznania: od pojedynczego żołnierza – celowniczego, przez bezzałogowe statki powietrzne, do satelitów. System cechuje się wysoką mobilnością, zapewnioną dzięki zastosowaniu autonomicznej samobieżnej wyrzutni oraz wysoką manewrowością taktyczną, określoną jako zdolność pokonywania trudnego terenu. W czasie przygotowania pozostaje w ukryciu, na otwartą przestrzeń wjeżdża tylko na czas prowadzenia ognia. Na wyrzutni umieszczone są dwie rakiety, które mogą być kierowane niezależnie w czasie lotu. Głównym założeniem konstruktorów była duża precyzja rażenia, co miało być osiągnięte poprzez zastosowanie korekcji trajektorii oraz wprowadzenie samonaprowadzania na końcowym odcinku lotu. Ostatecznie zastosowano układ nawigacji bezwładnościowej z laserowymi żyroskopami, współpracujący z GLONASS, w którym możliwe jest korygowanie wskazań poprzez GPS. Pocisk został wyposażony w elektrooptyczną głowicę poszukującą (pracującą w co najmniej dwóch zakresach widma), dzięki czemu ma większą odporność na zakłócenia.

System Iskander występuje w kilku wariantach. Iskander-M stworzony na potrzeby armii rosyjskiej ma zasięg 480 km, masę 4620 kg, z czego głowica bojowa waży 800 kg. Iskander-E jest wersją eksportową i może razić cele w granicach 50÷280 km. Masa głowicy w odniesieniu do wersji M została zmniejszona do 480 kg. Iskander-K to wersja zaprojektowana tylko z przeznaczeniem dla rosyjskich sił zbrojnych, wykorzystująca pociski manewrujące (skrzydlate). Ich maksymalny zasięg wynosi 500 km. Według danych ze stycznia 2014 roku, pochodzących od firmy KBM, w użyciu jest pięć typów rakiet [1, 4]. Pociski z rodziny 9M723 nie mają wymiennych głowic

bojowych, co oznacza, że rakiety różniące się rodzajem głowicy są w Rosji traktowane jako oddzielne typy. Wpłynęło to na niższe koszty produkcji, mniejszą masę, a także zmniejszenie echa radiolokacyjnego rakiety (m.in. dzięki zastosowaniu mniejszej ilości złączy). Możliwe jest zastosowanie pocisków skrzydlatych (9M728), pocisków z głowicą kasetową (9M723K), z konwencjonalną głowicą penetrującą (9M723P) lub z głowicą jądrową (rys. 1).



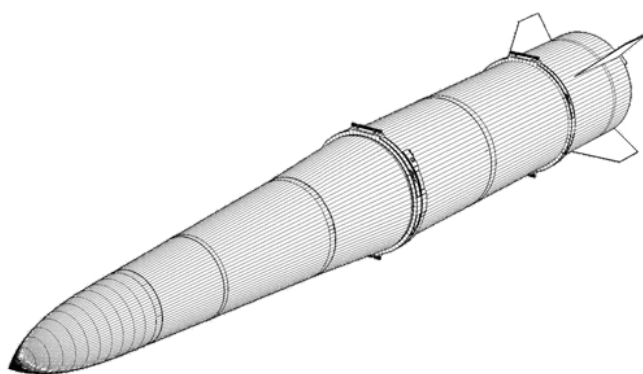
Rys. 1. Porównanie rakiet wykorzystywanych w zestawach Iskander [12]

Model dynamiki rakiety aerobalistycznej i atmosfery

Podczas modelowania jako wzorzec fizyczny przyjęto rakiety zestawu Iskander-E (9M723E). Zestawiono parametry opisujące strukturę rakiety, w tym charakterystyki geometryczne, masowo-bezwładnościowe i aerodynamiczne. Z wykorzystaniem programu AutoCAD® stworzono model bryłowy rakiety. Na jego podstawie wyznaczono charakterystyki masowo-bezwładnościowe. Środek ciężkości oraz momenty bezwładności rakiety wyznaczono, wykorzystując komendę *Paramfiz*. Wynikiem działania komendy jest zbiór tekstowy zawierający dane masowo-bezwładnościowe dotyczące wskazanych obiektów. Użycie programu „AutoCAD–Odczyt danych” [6] pozwoliło na przyspieszenie procesu analizy danych pozyskanych z programu AutoCAD®. Jest to aplikacja stworzona w języku programowania Delphi, która umożliwia automatyczny odczyt i przeskalowanie wyników znajdujących się w plikach z rozszerzeniem *.mpr – tworzonych przy wykorzystaniu komendy *Paramfiz* (rys. 2).

Charakterystyki aerodynamiczne rakiety wyznaczono metodą teoretyczno-doświadczalną, która polega na obliczeniu charakterystyk aerodynamicznych całego obiektu w oparciu o charakterystyki jego izolowanych elementów, z uwzględnieniem ich wzajemnego położenia względem kadłuba oraz aerodynamicznego oddziaływania tych części ze sobą. Do tego celu wykorzystany został program komputerowy opracowany w środowisku MATLAB®, wspomagający obliczenie charakte-

* Mjr dr inż. Jacek Warchulski (jacek.warchulski@wat.edu.pl); mjr dr inż. Marcin Warchulski (marcin.warchulski@wat.edu.pl) – Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna



Rys. 2. Model bryłowy rakiety w programie AutoCAD®

rystyk aerodynamicznych osiowo-symetrycznych obiektów latających [7].

Przyjęto niezbędne do opisu ruchu rakiety i sił na nią działających układy współrzędnych. Dla opisu przestrzennego ruchu rakiety wykorzystano prostokątne i prawoskrętne układy współrzędnych zgodne z PN-ISO 1151-1 i PN-ISO 1151-2 [9, 10]. W oparciu o ogólną macierz transformacji zestawiono macierze transformacji między poszczególnymi układami współrzędnych. Wyznaczono składowe siły i momenty tych sił, działające na raketę w locie. Ruch rakiety w atmosferze odbywa się pod wpływem wypadkowej sił: siły aerodynamicznej, ciągu silnika, siły ciężkości i sił sterujących.

Zestawiono równania ruchu rakiety. Przy wyprowadzaniu równań ruchu przyjęto założenie o sztywności rakiety, co pozwoliło zastosować równania mechaniki klasycznej dla układów o zmiennej masie i opisać ruch rakiety dwoma grupami równań: równaniami ruchu postępowego i równaniami ruchu obrotowego przy wykorzystaniu praw zmiany pędu i krętu układu punktów materialnych. Równanie ruchu postępowego rakiety zapisano w ruchomym układzie współrzędnych związanym z torem lotu, natomiast równanie ruchu obrotowego rakiety – w ruchomym układzie współrzędnych związanym z raketą :

$$m \left(\frac{\delta V}{dt} + \omega \times V \right) = R^A + F + G \quad (1)$$

$$\frac{\delta K_0}{dt} + \Omega \times K_0 = M_0^A \quad (2)$$

gdzie: ω – wektor prędkości kątovej układu $Ox_k y_k z_k$ względem układu $Ox_g y_g z_g$, Ω – wektor prędkości kątovej rakiety, K_0 – moment pędu (kręt) rakiety względem początku układu związanego z raketą, M_0^A – moment siły aerodynamicznej względem początku układu związanego z raketą.

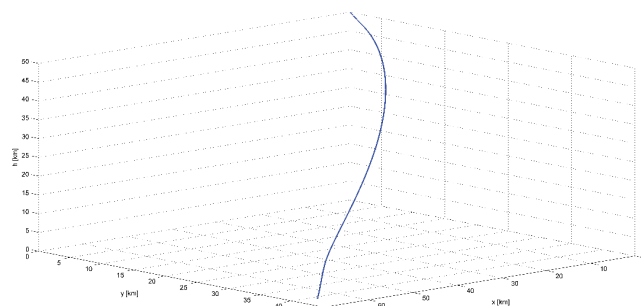
Określono charakterystyki ośrodka ruchu w zależności od wysokości lotu. W tym celu wykorzystano normę PN-78/N-03100 [8], której przedmiotem są podstawowe zasady i wzory obliczeniowe, służące do obliczania wartości parametrów atmosfery wzorcowej w zakresie wysokości od minus 2000 do plus 80 000 m nad poziomem morza.

Przykładowe wyniki badań symulacyjnych

Aerodynamikę rakiety i jej niestacjonarność odwzorowano za pomocą pakietu MATLAB® w rozbudowanym modelu symulacyjnym, bazując na metodykach i algorytmach zawartych w publikacjach [2, 3, 5]. Model ruchu rakiety, opracowany w oparciu o ogólny model matematyczny ruchu statku powietrznego, obejmuje dwanaście równań różniczkowych oraz zależności dodatkowe, dopełniające powyższy układ równań, tj.: zależności geometryczne między wprowadzonymi układami

współrzędnych, funkcje w równaniach różniczkowych (zmiana w czasie: ciągu, masy, momentów bezwładności), zależności na składowe siły i momenty aerodynamiczne i parametry ośrodka ruchu (zmiana przyspieszenia ziemskiego, prędkości dźwięku i gęstości powietrza wraz z wysokością). Opracowany model symulacyjny zapewnia generowanie przestrzennych trajektorii lotu rakiety oraz obliczanie parametrów i charakterystyk jej ruchu.

Na rys. 3 przedstawiono przykładową trajektorię lotu rakiety aerobalistycznej dla pionowego wariantu ataku. Rakietę znajdującą się na wysokości 50 km rozpoczyna swoją fazę terminalną. Z lotu poziomego rakieta przechodzi do uderzenia w cel przy kącie zbliżonym do 90°.



Rys. 3. Trajektorja lotu rakiety aerobalistycznej w fazie terminalnej

Podsumowanie

Głównym celem pracy było stworzenie programu do symulowania lotu rakiety aerobalistycznej. Niektóre dane wejściowe w badaniach symulacyjnych zostały oszacowane na podstawie porównania rakiet o podobnych parametrach i konstrukcji. Wynika to z ograniczonego dostępu do informacji na temat rakiet systemu Iskander z powodu użytkowania ich tylko w siłach zbrojnych Federacji Rosyjskiej.

Opracowane narzędzie cechuje się dużą funkcjonalnością i może być wykorzystane do prowadzenia dalszych badań na temat zestawu Iskander – dotyczy to zwłaszcza weryfikacji deklarowanych przez producenta stref rażenia czy też możliwości manewrowych rakiety w fazie terminalnej.

LITERATURA

- Gawęda M. „Iskander na ćwiczeniach Wostok-2014”. *Nowa Technika Wojskowa* 1/2015, s. 28÷30.
- Pietrasieński J., Warchulski M., Warchulski J. „Badania symulacyjne ostrzału rakiet balistycznych przeciwlotniczym zestawem dalekiego zasięgu Wega”. *Mechanik* 85 (2012)7, s. 763÷774 (CD).
- Pietrasieński J., Warchulski M., Warchulski J., Bużantowicz W. „Uwarunkowania kinematyczne obserwacji pocisków balistycznych”. *Mechanik* 87 (2014)7, s. 569÷574 (CD).
- Szulc T. „Nowe pociski Iskandera”. *Nowa Technika Wojskowa* 12/2014, s. 22÷26.
- Warchulski M., Warchulski J. „Model symulacyjny rakiety balistycznej jako celu dla systemu obrony przeciwlotniczej (przeciwrakietowej)”. *X Szkoła Komputerowego Wspomagania Projektowania, Wytwarzania i Eksploatacji*, Jurata, 8÷12 maja 2006, Materiały konferencyjne, s. 253÷262.
- Warchulski J., Warchulski M. Program „AutoCAD-odczyt danych”. Warszawa: Wojskowa Akademia Techniczna, 2010.
- Warchulski J., Warchulski M. Program „aero.mdl” oraz „dane_geometryczne.m”. Warszawa: Wojskowa Akademia Techniczna, 2011.
- PN-78/N-03100 „Atmosfera wzorcowa”. Wydawnictwa Normalizacyjne, 1978.
- PN-ISO 1151-1 „Dynamika lotu. Pojęcia wielkości i symbole. Część 1: Ruch statku powietrznego względem powietrza”. Warszawa: Polski Komitet Normalizacyjny, 2004.
- PN-ISO 1151-2 „Dynamika lotu. Pojęcia wielkości i symbole. Część 2: Ruch statku powietrznego i atmosfery względem Ziemi”. Warszawa: Polski Komitet Normalizacyjny, 2004.
- only-paper.ru/forum/79-15768-1.
- www.frontovik.net/IPBoard/index.php?/topic/11743-larme-absolue-de-larmee-russe-9k723-iskander-m.