

ROZWÓJ METOD OBLICZENIOWYCH DO SYMULACJI TRAJEKTORII LOTU RAKIET

JAN MATYSZEWSKI

Institut Lotnictwa, Centrum Technologii Kosmicznych

Streszczenie

Celem niniejszej pracy jest przedstawienie aktualnych działań Zakładu Technologii Kosmicznych Instytutu Lotnictwa na drodze rozwoju komputerowych symulacji lotu raket. W pierwszej części publikacji wyjaśniono potrzebę tworzenia omawianego oprogramowania i dotychczasowe osiągnięcia pracowników w tej dziedzinie. Główną część artykułu poświęcono zaawansowanym metodom symulacji lotu raket w atmosferze ziemskiej, czyli algorytmom obecnie rozwijanym przez autora niniejszego tekstu. Oprócz informacji dotyczących przyjętych założeń przedstawiono aktualne możliwości tworzonego oprogramowania. W krótkim podsumowaniu określono dalsze kierunki rozwoju projektu.

Słowa kluczowe: algorytm, symulacja, lot, rakietka, atmosfera, Ziemia

OZNACZENIA

\vec{a}_{sc}	przyspieszenie środka masy	m_p	masa paliwa
B	parametr wiatru	\vec{M}	moment sił zewnętrznych
\vec{F}	wypadkowa sił zewnętrznych	\vec{M}_T	moment rakietowy
\vec{F}_c	siła Coriolisa	\vec{M}_c	moment siły Coriolisa
g	przyspieszenie grawitacyjne	p	ciśnienie hydrost. powietrza
H	wysokość	r_k	promień kanału paliwa
I_1	moment bezw. - osiowy	r_z	promień zewnętrzny ziarna
I_2	moment bezw. - równikowy	\vec{R}	promień - wektor położenia
I_c	impuls całkowity	R_g	właściwa stała gazowa
lp	długość ziarna	t	czas
m	masa objętości kontrolnej	T	temperatura gazu
$m(t)$	masa rakiety	$T(t)$	ciąg silnika rakietowego
m_k	masa korpusu rakiety	\vec{v}	prędkość środka masy rakiety

$\underline{v_g}$	maksymalna prędkość wiatru	z_0	parametr nierówności podłoża
V_{sc}	prędkość środka masy	$\vec{\Omega}$	prędkość kątowna Ziemi
v_w	prędkość wiatru	$\vec{\Omega}$	prędkość kątowna rakiety
V	objętość kontrolna	q	gęstość płynu (powietrza)
$x_{sc(p)}$	położenie środka masy paliwa		
$x_{sc(k)}$	położenie środka masy korpusu		

WSTĘP

Określenie parametrów lotu raket jest niezmiernie ważnym etapem w procesie ich projektowania. Dzieje się, tak ze względu na konieczność dostosowywania obiektu do konkretnych, z góry założonych potrzeb. Ponadto dobra znajomość mechaniki lotu otwiera furtkę do budowania konstrukcji o coraz lepszych osiągnięciach przy tych samych nakładach (kosztach). Wynika to z możliwości efektywniejszego optymalizowania aerodynamiki, masy czy też toru lotu (w przypadku lotów orbitalnych).

Wyznaczanie parametrów ruchu rakiety za pomocą narzędzi analizy matematycznej obecnie jest bardzo pracochłonne, a rezultaty obliczeń odbiegają w znaczny sposób od rzeczywistości. Istotny wpływ na wielkość błędów ma złożoność i losowość zjawisk zachodzących w atmosferze Ziemi, w szczególności takich jak powstawanie sił aerodynamicznych czy stochastyczna zmienność parametrów powietrza. Dlatego też dobre zamodelowanie ich za pomocą stosunkowo prostych funkcji analitycznych nie jest możliwe.

Nie od dziś znana jest przewaga symulacji komputerowych nad obliczeniami analitycznymi w technice inżynierskiej. Skomplikowane zagadnienia z punktu widzenia matematyki klasycznej przy obecnej mocy obliczeniowej komputerów osobistych rozwiązywane są we względnie krótkim czasie. Zaletą metod komputerowych jest również możliwość wykorzystania modeli dyskretnych, a także łatwość modyfikacji i implementacji dodatkowych funkcji.

SYMULACJE LOTU RAKIET W INSTYTUCIE LOTNICTWA

Zakład Technologii Kosmicznych może pochwalić się bardzo dużym doświadczeniem zespołu zajmującego się symulacjami lotu raket. Od utworzenia jednostki powstał między innymi program Visual Rocket Simulation (VRS) zaprojektowany przez W. Florczuka [1]. Obecnie opracowywany jest przez autora niniejszej pracy algorytm aplikacji do wyznaczania trajektorii i parametrów lotu raket w atmosferze ziemskiej wykorzystujący zaawansowane modele mechaniki lotu oraz otoczenia. Z założenia oba te projekty utworzą jedno wysokorozwinięte narzędzie wspomagające projektowanie raket kosmicznych oraz sondujących, a także układów sterowania do tego typu obiektów.

Niepomijalny wpływ na rozwój symulacji raket ma współpraca Instytutu Lotnictwa z Sekcją Rakietową Studenckiego Koła Astronautycznego działającego przy wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Wspólnie tworzone konstrukcje serii raket A i H są źródłem cennych informacji dotyczących mechaniki lotu i aerodynamiki.

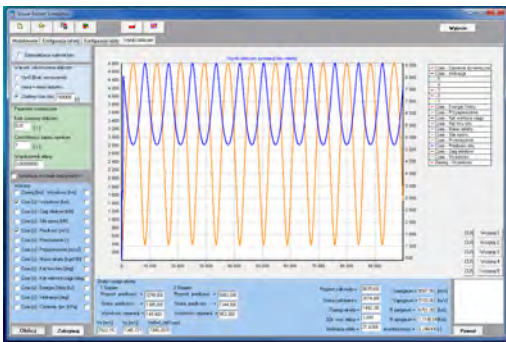
Program Visual Rocket Simulation

Program VRS jest stosunkowo prostym narzędziem zaprojektowanym, umożliwiającym wyznaczanie i projektowanie toru lotu raket w zasięgu ziemskiego pola grawitacyjnego. Zaletami

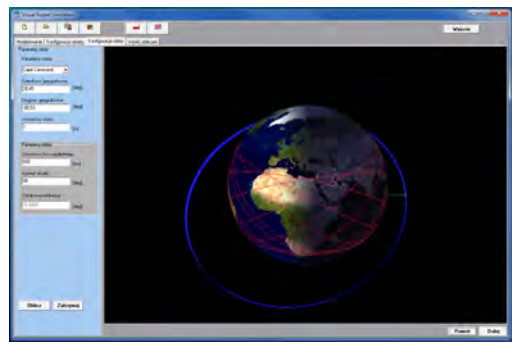
programu są przede wszystkim łatwość użytkowania i bardzo krótki czas obliczeń. Interfejs oferuje również możliwość obejrzenia wyników obliczeń w trybie RTS (Real Time Simulation). Ze względu na rozwojowość projektu kod programu ma charakter modułowy. Szeregowa struktura algorytmów zdecydowanie ułatwia implementację, rozbudowę, i wychwycenie błędów w modelach, a także wpływa na przejrzystość ścieżek przepływu informacji w programie.

W celu uproszczenia i przyspieszenia obliczeń rakiety w programie VRS zamodelowano jako punkt materialny o zmiennej masie, posiadający dodatkowe cechy w zależności od charakteru lotu. Taki zabieg eliminuje z równań ruchu 3 stopnie swobody (związane z obrotami), a zatem redukuje układ równań i dodatkowo pozwala pominąć aspekty związane ze statecznością i złożonym sterowaniem. Jest to podstawowe i najważniejsze założenie przyjęte w tym programie definiujące dynamikę ruchu obiektu

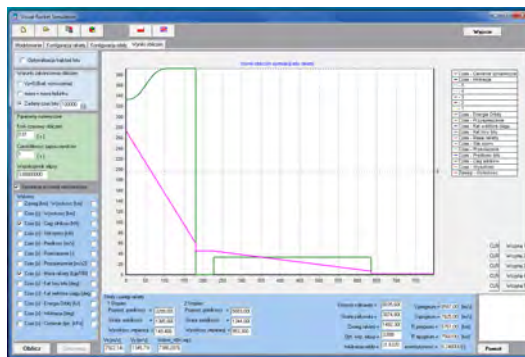
VRS pozwala wyznaczać przybliżone tory lotu rakiety o maksymalnie 4 stopniach oraz ich podstawowe osiągi. Wyniki symulacji przedstawiane mogą być na dwuwymiarowych wykresach bądź możliwe jest również śledzenie trajektorii obiektów na tle Ziemi. Dodatkowe narzędzie optymalizacyjne pozwala dobrać najodpowiedniejszą ścieżkę (spośród ścieżek eliptycznych) w celu uzyskania zadanej orbity. Poniższe wykresy przedstawiają przykładowe wyniki obliczeń programu dla rakiety Falcon 1 wyprodukowanej przez firmę SpaceX:



Rys. 1. Wyniki symulacji rakiety Falcon
– prędkość i wysokość od czasu



Rys. 2. Wyniki symulacji rakiety Falcon
– wizualizacja orbity



Rys. 3. Wyniki symulacji rakiety Falcon
– masa i ciąg od czasu

PROGRAM DO SYMULACJI LOTU RAKIET W ATMOSFERZE

Symulacje lotu raket w atmosferze ziemskiej stawiają szereg dodatkowych wyzwań dla programistów. O ile na obiekty poruszające się w próżni zasadniczo działają tylko dwie podstawowe siły: siła ciągu oraz siła przyciągania grawitacyjnego, a ruch ich może być rozpatrywany jako ruch punktu materialnego (o zadanej masie), tak w przypadku lotu w atmosferze zachodzi szereg zjawisk, w większości przypadków o charakterze losowym, będących przyczyną powstawania dodatkowych sił. Pomimo faktu, iż oddziaływanie powietrza ma realny wpływ na ruch statków kosmicznych tylko do wysokości około 85 km, to jego pominięcie może pociągać za sobą stosunkowo duże błędy obliczeń.

Obecnie w Pracowni Technologii Kosmicznych przez autora niniejszej pracy rozwijane są algorytmy i modele pozwalające przeprowadzać dokładniejszą symulację ruchu raket w atmosferze Ziemskiej. Dotychczasowe prace skupione były na implementacji pełnego układu równań dynamiki oraz stosunkowo niezłożonych modeli. Na tej podstawie powstała pierwsza wersja oprogramowania, wykorzystywana do obliczeń serii jednostopniowych, sondujących raket niekierowanych „H” projektowanych wspólnie z Sekcją Raketową SKA.

Równania dynamiki lotu

W programie wykorzystano dwa podstawowe układy współrzędnych [2]:

- Związany z Ziemią (bezwzględny)
- Związany z raketą (względny)

Równania dynamiki stosowane w symulacjach lotu raket w atmosferze są równaniami ruchu kulistego w układzie względnym. Oznacza to konieczność zamodelowania rakiety jako bryły sztywnej o, co należy podkreślić 6 stopniach swobody [3][4]:

Równanie sił:

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F} + \vec{T} + \vec{F}_c + m\vec{a}_{sc} + 2m\vec{\Omega} \times \vec{v}_{sc} - 2m\vec{\Omega}_z \times \vec{v} - m\vec{\Omega}_z \times (\vec{\Omega}_z \times \vec{R})$$

Równania momentów:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_1 \frac{d\Omega_x}{dt} = M_x + M_{Tx} + M_{cx} \\ I_2 \frac{d\Omega_y}{dt} + (I_1 - I_2)\Omega_x\Omega_z = M_y + M_{Ty} + M_{cy} \\ I_2 \frac{d\Omega_z}{dt} + (I_2 - I_1)\Omega_x\Omega_y = M_z + M_{Tz} + M_{cz} \end{array} \right.$$

Takie podejście do zagadnienia pociąga za sobą potrzebę określenia szeregu dodatkowych (względem analizy ruchu obiektu jako punktu materialnego) oddziaływań, takich jak:

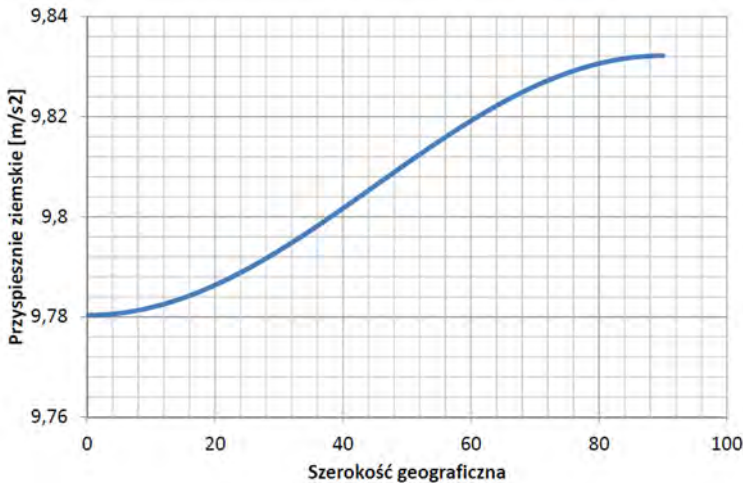
- Siły aerodynamiczne
 - Podstawowe siły aerodynamiczne i momenty sił aerodynamicznych
 - Momenty tłumiące sił aerodynamicznych
 - Poprawki dotyczące ruchu względnego atmosfery (wiatr)
 - Poprawki dotyczące ruchu obrotowego Ziemi
- Siła ciągu oraz moment siły raketowej (wynikający z nieosiowości siły ciągu)
- Siły wewnętrzne oddziałujące na raketę:
 - Siły i momenty wynikające z ruchu materiału pędnego
 - Siły i momenty wynikające z ruchu produktów spalania materiału pędnego

- Siły i momenty wynikające z ruchu względnego środka ciężkości
- Siła ciężkości oraz siła Coriolisa

Zdefiniowanie układów współrzędnych mogących obracać się względem siebie wiąże się z koniecznością opracowania odpowiednich metod transformacji pomiędzy układami. Z dostępnych sposobów przejścia wybrano rachunek kwaternionowy [5], gdyż wykorzystanie tradycyjnie używanych w lotnictwie kątów Eulera wiąże się z możliwością powstania osobliwości.

Model otoczenia

W trakcie lotu rakiety w atmosferze ziemskiej oddziałowuje na nią siła grawitacji wprost proporcjonalna do masy obiektu oraz natężenia pola grawitacyjnego. Wartość natężenia pola grawitacyjnego Ziemi obliczana jest na podstawie zależności opisanych w międzynarodowych standardach WGS 84 [6]. Charakter zmienności modułu przyspieszenia ziemskiego (natężenia pola grawitacyjnego powiększonego o siłę odśrodkową wynikającą z ruchu obrotowego Ziemi) względem szerokości geograficznej przedstawiony został na poniższym wykresie.



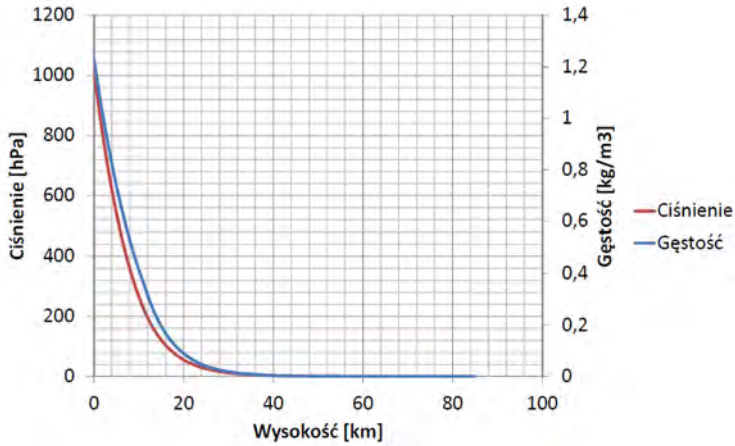
Rys. 4. Zmienność przyspieszenia ziemskiego w funkcji szerokości geograficznej

Ruch obiektu w gęstej atmosferze ziemskiej pociąga za sobą konieczność wyznaczenia parametrów ośrodka – powietrza. Wielkości te ściśle zależą od wysokości względem powierzchni Ziemi. W lotnictwie i kosmonautyce w celu wyznaczenia podstawowych parametrów powietrza wykorzystuje się powszechnie model atmosfery wzorcowej [7] (rys. 2, 3 i 4). Oparty on jest na dwóch podstawowych prawach: prawie gazu doskonałego oraz ciśnieniu słupa płynu.

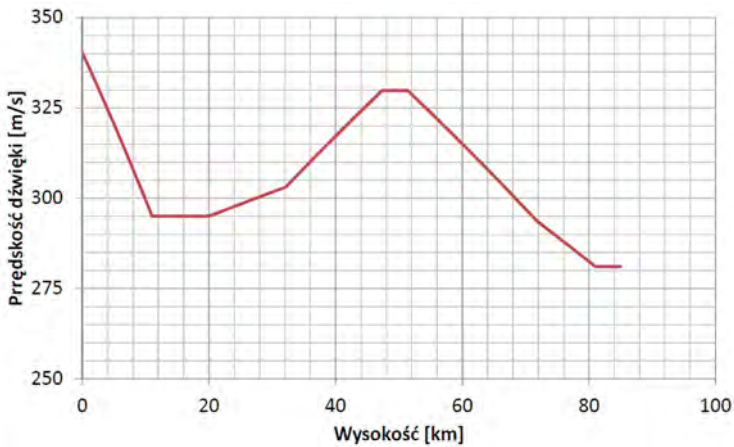
Ciśnienie słupa płynu:
$$-dp = \rho g dH$$

Prawo gazu doskonałego:
$$p = \rho R_g T$$

Rozwiązanie powyższego układu równań z uwzględnieniem wysokościowego profilu temperaturowego oraz warunków brzegowych (na wysokości 0), pozwala otrzymać następujące zależności na ciśnienie i gęstość powietrza:



Rys. 5. Profil wysokościowy gęstości powietrza i ciśnienia



Rys. 6. Profil wysokościowy prędkości dźwięku

Powyższy model atmosfery rozbudowany został o dodatkowy model wiatru, zaimplementowany w sposób deterministyczny, przy następujących założeniach upraszczających:

- Kierunek wektora prędkości wiatru jest zawsze prostopadły do pionu lokalnego (brak wymiany cząsteczek powietrza pomiędzy poziomymi warstewkami)
- Na skutek sił tarcia wektor prędkości wiatru na wysokości zerowej jest wektorem zerowym
- Wektor prędkości wiatru nie zmienia swojego kierunku wraz ze zmianą wysokości, natomiast jego wartość dąży do pewnej prędkości granicznej
- Wartość wektora prędkości wiatru określana jest względem Ziemi

Model wiatru ze względu na charakter oddziaływań z Ziemią rozdzielony został na dwie warstwy, w których rozkład prędkości opisywany jest przez następujące równania [8]:

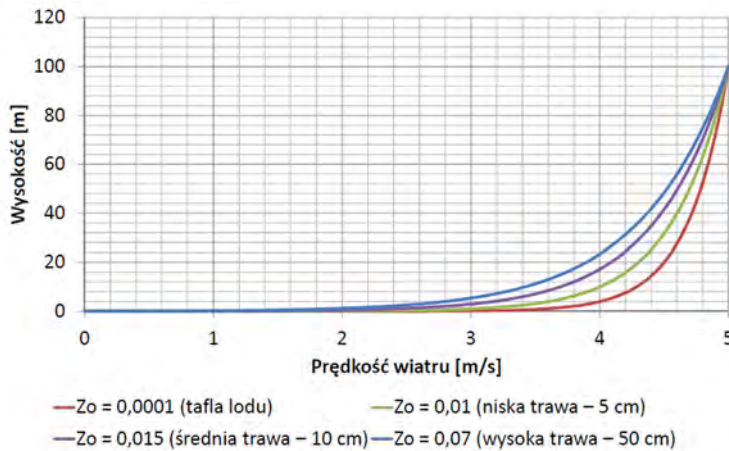
- Do 100 m:
$$v_W = v_A \frac{\ln \frac{H+z_0}{z_0}}{\ln \frac{H_A+z_0}{z_0}} \quad \text{dla } H \in \langle 0; 100m \rangle$$

- Od 100 m: $v_W = v_g \sqrt{1 - 2e^{-BH} \cos(BH) + e^{-2BH}}$ dla $H \in \langle 100m; \infty \rangle$

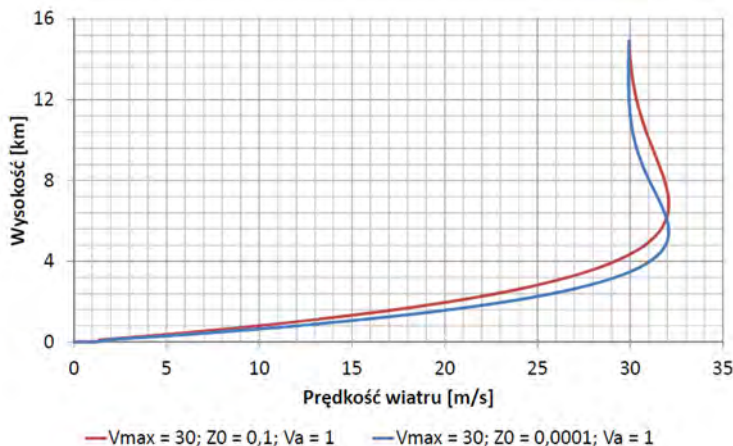
Ostatecznie pionowy profil prędkości wiatru wyznaczono na podstawie powyższych zależności i następujących warunków brzegowych:

- doświadczalnego współczynnika charakteryzującego nierówność podłoża
- prędkości wiatru na pewnej wysokości (wiatromierza)
- oraz na podstawie maksymalnej prędkości granicznej.

Przykładowe pionowe profile prędkości wiatru przedstawiono na poniższych wykresach.



Rys. 7. Profil pionowy prędkości wiatru dla różnych współczynników nierówności podłoża

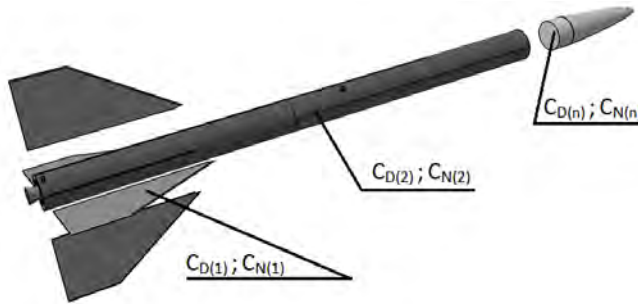


Rys. 8. Pionowy profil prędkości wiatru dla różnych warunków początkowych

Warto zaznaczyć, iż dalszy etap prac nad programem zakłada wprowadzenie stochastycznego modelu wiatru zarówno ze względu na wartość wektora prędkości jak i jego kierunek (generowanie podmuchów), oraz możliwość wczytania rzeczywistego profilu pionowego uzyskanego na podstawie badań meteorologicznych.

Model rakiety

Pełen układ równań ruchu (sześć stopni swobody) pociąga za sobą konieczność dokładnego zamodelowania bryły, czyli zarówno kształtu (aerodynamiki) jak i rozkładu ciężaru rakiety. W programie zaimplementowany został uproszczony model aerodynamiki oparty na podstawowym założeniu braku interferencji pomiędzy elementami rakiety. Siły aerodynamiczne działające na poszczególne części wyznaczone są na podstawie szeregu wzorów teoretycznych bądź półempirycznych [9][10]. Przykładowe charakterystyki otrzymane na ich podstawie przedstawiono na wykresach w kolejnym rozdziale.



Rys. 9. Podział rakiety sondującej na elementy

Określenie rozkładu ciężkości w czasie wiąże się z koniecznością zamodelowania pracy napędu. Obecnie opracowany został model silnika na stały materiał pędny przy założeniu stałej średnicy kanału i spalaniu ziarna jedynie promieniowym. Zmianę masy rakiety w czasie, zmiany momentów bezwładności, oraz zmianę położenia środka ciężkości opisują następujące równania[4]:

$$m(t) = m_k + m_p - \frac{m_p}{I_c} \int_0^t T(t) dt$$

$$I_1(t) = \frac{1}{2} m_p(t) \left(2r_z^2 - \frac{m_p(t)}{m_p} (r_z^2 - r_k^2) \right) + I_{1(k)}$$

$$I_2(t) = \frac{1}{12} m_p(t) l_p^2 + m_p(t) [x_{SC}(t) - x_{SC(p)}]^2 + I_{2(k)} + m_k [x_{SC}(t) - x_{SC(k)}]^2$$

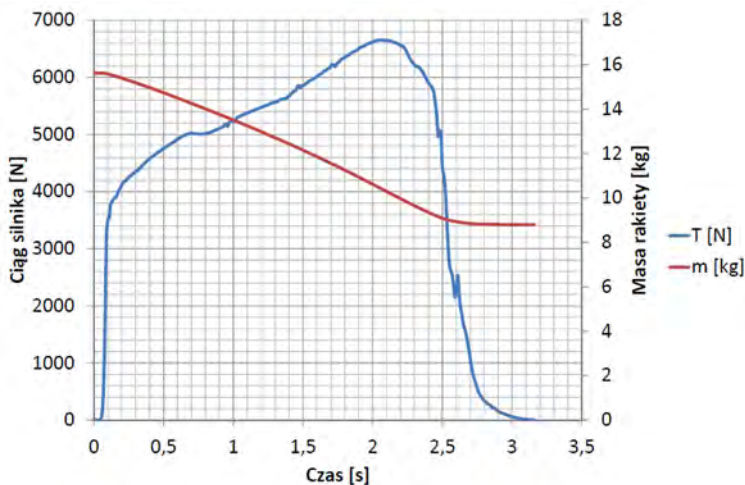
$$x_{SC}(t) = \frac{m_k x_{SC(k)} + m_p(t) x_{SC(p)}}{m_k + m_p(t)}$$

Możliwości programu

W chwili obecnej opisywany program stanowi doskonałe narzędzie do optymalizacji oraz wyznaczania osiągnięć rakiet sondujących na stały materiał pędny. Przedstawione w tym podrozdziale wykresy opracowane dla rakiety H1 ukazują jego podstawowe możliwości. Parametry analizowanej rakiety H1 zostały opisane w tabeli 1 i na rysunku 10.

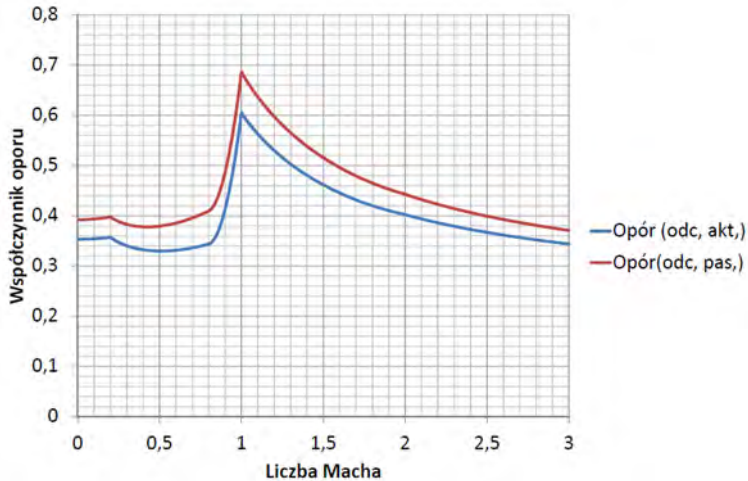
Tab. 1. Parametry rakiety H1

Wielkość	H1
Masa paliwa [kg]	7
Masa pustej rakiety [kg]	6,613
Moment bezwładności osiowy [$\text{kg}\cdot\text{m}^2$]	0,012
Moment bezwładności równikowy [$\text{kg}\cdot\text{m}^2$]	3,131
Długość materiału pędnego [m]	0,945
Promień zewnętrzny materiału pędnego [m]	0,042
Promień wewnętrzny materiału pędnego [m]	0,018
Położenie środka masy paliwa [m]	0,609
Położenie środka masy korpusu [m]	1,1
Średnica rakiety [m]	0,1
Średnica przekroju wylotowego dyszy [m]	0,061
Średnica stożka redukcyjnego [m]	0,082
Promień czubka głowicy [m]	0,008
Długość całej rakiety [m]	2,1
Długość głowicy [m]	0,267
Długość stożka redukcyjnego [m]	0,023
Liczba stateczników	4
Powierzchnia jednego statecznika [m^2]	0,013
Wydłużenie statecznika	1,5
Zbieżność statecznika	0,212
Skos statecznika [rad]	1,047
Maksymalna grubość statecznika [m]	0,003
Kąt krawędzi natarcia statecznika [rad]	0,524
Położenie krawędzi natarcia statecznika [m]	0,252



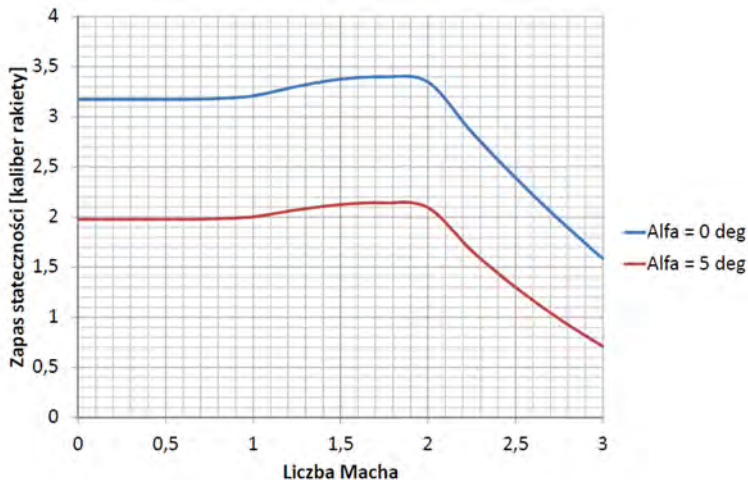
Rys. 10. Ciąg silnika rakiety H1 oraz masa rakiety

Pierwsze przedstawione wyniki działania aplikacji związane są ściśle z aerodynamiką i statecznością rakiety:

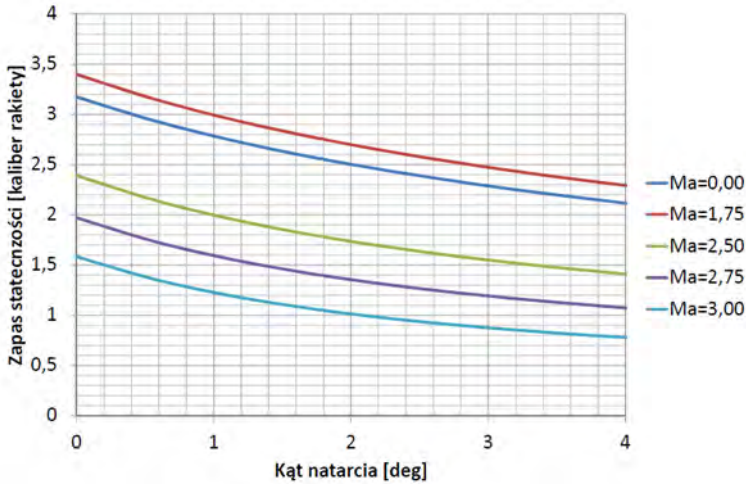


Rys. 11. Prawo oporu dla rakiety H1

Jak widać, zastosowane prawo oporu uwzględnia zarówno spadek współczynnika oporu powietrza wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa, a także znaczny jego wzrost w okolicach jednego Macha. Na wykresie pokazano dwie krzywe: dla odcinka aktywnego i dla odcinka pasywnego. W trakcie pracy silnika za raketą panuje nadciśnienie w związku z czym opór ciśnieniowy zostaje pomniejszony proporcjonalnie do przekroju wylotowego dyszy. Możliwość zmiany parametrów kształtu rakiety i szybkie wyznaczenie nowego prawa oporu stanowi nieocenione narzędzie optymalizujące aerodynamikę.



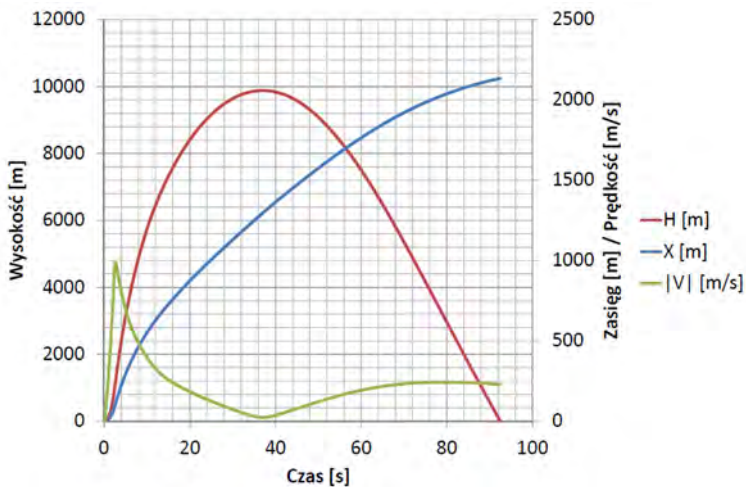
Rys. 12. Zapas stateczności - liczba Macha



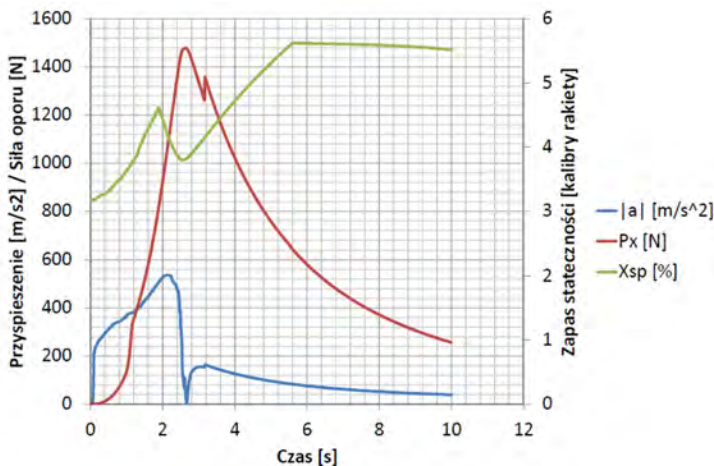
Rys. 13. Zapas stateczności – kąt natarcia

Kolejnym ważnym parametrem bezpośrednio wpływającym na lot rakiet niekierowanych jest zapas stateczności (w przypadku analizy lotu obiektu o 3 stopniach swobody z góry zakłada się jego stateczność). Program generuje wykresy zapasu stateczności w zależności od kąta natarcia i od prędkości (liczby Macha).

Dla opisywanej rakiety została przeprowadzona również pełna symulacja ruchu, której wyniki widoczne są poniżej. Start odbył się pod kątem 5 stopni od pionu lokalnego, z wyrzutni o długości prowadnicy 5,2 m przy czym założony został brak wiatru.



Rys. 14. Parametry rakiety



Rys. 15. Parametry rakiety – c.d.

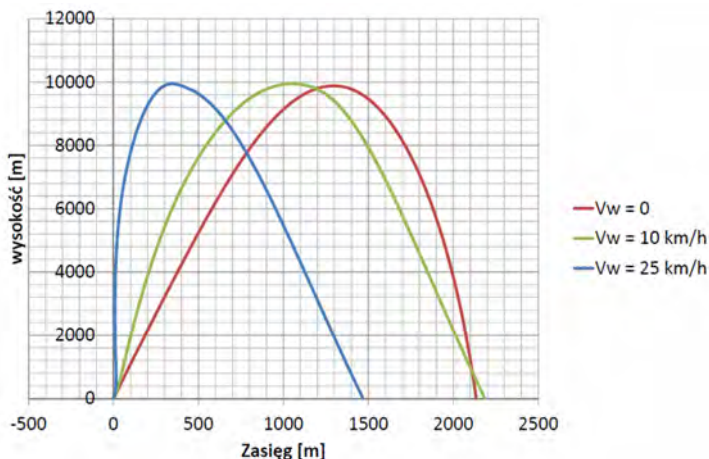
Na uwagę zasługuje wykres zapasu stateczności (rys. 15). W pierwszej fazie lotu (do około 2 s) widoczny jest wzrost stateczności (przesunięcie środka ciężkości ku głowicy). Następnie w wyniku przekroczenia prędkości równej 2 Ma (rys. 12) następuje wędrówka środka parcia ku dołowi rakiety. W momencie zakończenia pracy silnika, rakietka zaczyna zwalniać, czego rezultatem jest powrót środka parcia ku górze.

Skok siły oporu w około 3 sekundzie (rys. 15) wywołany jest zakończeniem pracy silnika i wzrostem oporu ciśnieniowego.

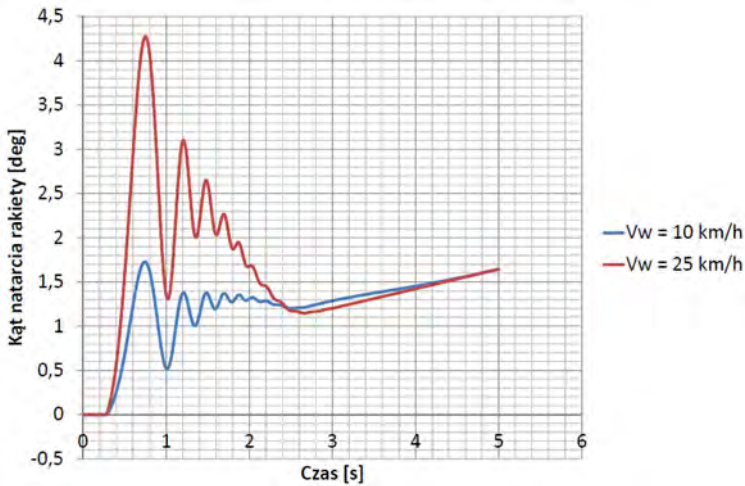
Symulacja została przeprowadzona jeszcze dwukrotnie, z uwzględnieniem prędkości wiatru przy zejściu z wyrzutni równej:

1. 10 km/h
2. 25 km/h

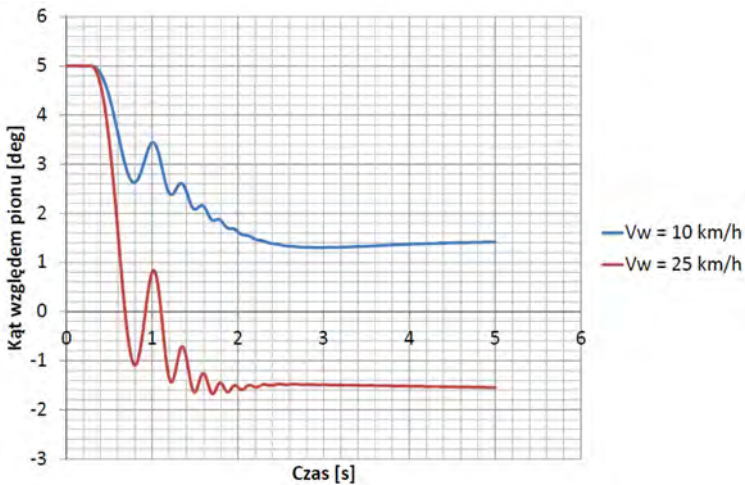
Rezultatem wszystkich trzech obliczeń są wykresy przedstawiające wpływ wiatru na lot rakiet. Na podstawie poniższych wykresów wyraźnie widać, że dominujący wpływ na całościowy lot rakiety ma pierwszy odcinek ruchu. Zaburzenia lotu bezpośrednio po zejściu z wyrzutni są najważniejszą przyczyną uchybów rakiet niekierowanych.



Rys. 16. Tory lotu rakiety H1 – wpływ wiatru



Rys. 17. Kąt natarcia



Rys. 18. Kąt względem pionu

UKIERUNKOWANIE ROZWOJU SYMULACJI

Koncepcja ostatecznej wersji oprogramowania symulacyjnego zakłada jego pełną modułowość, a co się z tym wiąże możliwość doboru predefiniowanych modeli otoczenia oraz rakiet i wybór złożoności równań ruchu. Dzięki temu użytkownik otrzyma pełną kontrolę nad jakością otrzymywanych wyników oraz szybkością obliczeń.

Nie mniej jednak obecnie prace nad oprogramowaniem są na etapie początkowym. Poprawne zdefiniowanie równań ruchu stanowiło podstawę do rozpoczęcia prac nad złożonym procesem modelowania deterministycznego i stochastycznego (zarówno otoczenia jak i samego obiektu). Ostatni cykl prac zakłada opracowanie modułów odpowiedzialnych za optymalizację lotu oraz wspomaganie tworzenia i testowania układów sterowania raketami.

LITERATURA

- [1] Florczuk W., VRS – Program do symulacji lotu rakiet wielostopniowych, Prace Instytutu Lotnictwa 198, Warszawa 2009
- [2] Dziopa Z., Mechanika lotu, WPŚ, Kielce 2007
- [3] Gantmacher F., Lewin L., Teoria lotu rakiet niekierowanych, WMON, Warszawa 1961
- [4] Gutowski R., Mechanika teoretyczna. Dynamika, ZGPW, Warszawa 1981
- [5] Gosiewski Z., Otryl A., Algorytmy inercyjnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym, BNIL, Warszawa 1999
- [6] National Imagery and Mapping Agency, Department of defense world geodetic system 1984, NIMA TR8350.2, 03-01-2000
- [7] Dworak T. Z., Fizyka środowiska atmosferycznego, W-AGH, Kraków 1994
- [8] Kopcewicz T., Fizyka atmosfery. Część III, Kinematyka i Dynamika, PWN, Warszawa 1959
- [9] Fleeman E. L., Tactical Missile Design, AIAA, Reston (Virginia) 2006
- [10] Kurow W., Dołżański J., Zasady projektowania pocisków rakietowych na paliwo stałe, WMON, Warszawa 1964
- [11] Stankiewicz J., Wilczek K., Algebra z geometrią. Teoria, przykłady, zadania, OWPRz, Rzeszów 2000
- [12] Arżanikow N. S., Malcew W. L., Aerodynamika, PWN, Warszawa 1959
- [13] Arczewski K. P., Kinematyka układów dyskretnych, OWPW, Warszawa 1994
- [14] Gajda J., Zastosowanie kwaternionów w algorytmach wyznaczania orientacji przestrzennej obiektów ruchomych, BNIL, Warszawa 1990
- [15] Praca zbiorowa pod red. Reymer B., Mały Poradnik Mechanika. Tom I, WNT, Warszawa 1998

DEVELOPMENT OF COMPUTATIONAL METHODS FOR ROCKET FLIGHT SIMULATIONS

Abstract

The paper presents current efforts undertaken at the Institute of Aviation to develop computer program for simulation of rocket flight in the atmosphere as well as for satellite's launcher. The main content of this work includes a description of advanced algorithms for 6 degrees of freedom rocket flight modelling in the atmosphere. The initial results of exemplary calculations of flight of the single stage rocket in atmosphere and two stage satellite launcher are presented in the paper. Further planes of improvements of the developed program are also presented.

Keywords: algorithm, symulation, flight, rocket, missile, atmosphere, Earth