

Konceptcja wspomaganego lotniczo raketowego systemu wynoszenia mini- i mikrosatelitów

Concept of aero-assisted rocket system for taking out mini- and microsattelites

PAWEŁ DOBRZYŃSKI
BOGDAN MACHOWSKI
ALEKSANDER OLEJNIK
PIOTR ZALEWSKI*

DOI: <https://doi.org/10.17814/mechanik.2018.7.68>

Zaprezentowano koncepcję projektu niskobudżetowego systemu wynoszenia satelitów z wykorzystaniem jednoczłonowych rakiet przeciwlotniczych oraz samolotu klasy MiG-29. Przeanalizowano możliwości umieszczania sztucznych satelitów Ziemi z wykorzystaniem dostępnych w Polsce technologii oraz posiadanych rakiet przeciwlotniczych, planowanych do wycofania w najbliższej przyszłości. Przedstawiono wyniki wstępnych symulacji i wnioski dotyczące wykonalności projektu.

SŁOWA KLUCZOWE: lotnictwo i kosmonautyka, przeciwlotnicze zestawy raketowe, wynoszenie sztucznych satelitów Ziemi

The article presents the concept of a low cost satellite launch system using single-shell anti-aircraft missiles and MiG-29 class aircraft. The authors have analyzed the possibilities of placing artificial Earth satellites available in the Republic of Poland with technologies and using currently available and planned in the near future to withdraw anti-aircraft missiles. The article presents the results of preliminary simulations and conclusions on the feasibility of the project.

KEYWORDS: aviation and cosmonautics, anti-aircraft missile, lifting artificial Earth satellites

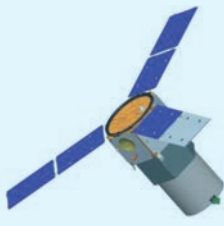
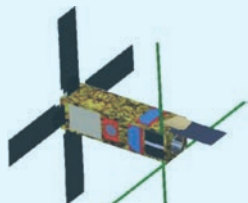
Rzeczpospolita Polska nie ma żadnego systemu wynoszenia ładunków na orbitę okołoziemską. Brak możliwości wynoszenia mikro- czy nanosatelitów (rys. 1) na niską orbitę – LEO (*Low Earth Orbit*) powoduje, że nie dysponujemy ani cywilnymi, ani wojskowymi satelitami komunikacyjnymi czy rozpoznawczymi. Wprawdzie Polska może korzystać z systemów europejskich, np. systemów Europejskiej Agencji Kosmicznej, lub amerykańskich, jednak dostęp do nich jest ograniczony i bardzo kosztowny.

Z wielu względów uzasadnione jest zbudowanie własnego systemu wynoszenia ładunków, który stanie się czynnikiem postępu w rozwoju krajowej technologii kosmicznej. W rezultacie Polska osiągnęłaby zupełnie nowe zdolności w zakresie technologii kosmicznej. Samo opracowanie i analiza możliwości takiego systemu stworzyłyby ogromne szanse dla polskich uczelni technicznych oraz podmiotów prawnych i firm, które chciałyby inwestować swoje zasoby w szeroko rozumiany segment kosmiczny.

W 2016 r. zespół naukowy WML WAT zaproponował opracowanie unikalnego systemu wynoszenia ładunków opartego na systemie składającym się z samolotu–no-

siciela oraz orbitera–rakiety kosmicznej. W założeniu samolot służyłby jako platforma do wynoszenia rakiety–orbitera na wysokość kilkunastu tysięcy metrów. Po bezpiecznym rozcaleniu następowalby jej start i po osiągnięciu pułapu 150÷250 km (w zależności od potrzeb) rakietą zwalniałaby ładunek użyteczny (jeden większy lub kilka mniejszych). Takie systemy opracowywano już wcześniej (m.in amerykański system wojskowy ASAT, F15GSE czy komercyjny WhiteKnight-SpaceShip).

Wstępne analizy wykazały, że w Polsce jako platformę lotniczą można by wykorzystać zmodernizowany samolot MiG-29 (będący na wyposażeniu Lotnictwa Sił Zbrojnych RP) do wynoszenia rakiety kosmicznej o masie do ok. 4000 kg, co umożliwiłoby umieszczanie mikro- lub nanosatelitów na orbicie. Modernizacja płatowca MiG-29 na potrzeby programu jest możliwa, ponieważ w kraju dysponujemy pełną dokumentacją technologiczną samolotu oraz doświadczeniem i zapleczem remontowym.

Mikro	10÷100 kg	XSS-10/11 OPAL TacSat-1 JWS-2 Microsat-70/100 Ofeq-3 Minisat-400 MiGhtySat II	
Nano	1÷10 kg	FalconSat EyeSat MegSat SNAP ST-5 Microstar	

Rys. 1. Klasyfikacja i przykłady małych satelitów (na podstawie: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8303876/>)

Problematyka wspomaganego lotniczo systemu wynoszenia satelitów

Na świecie koncepcja wynoszenia rakiet kosmicznych przez samoloty i inne obiekty (np. aerostaty) jest analizowana od wielu lat. W Polsce prace zainicjowane w 2016 r. przez prof. Aleksandra Olejnika (WML WAT) zostały przyjęte do realizacji przez zespół autorski (w składzie: B. Machowski, P. Dobrzyński), który wstępnie ocenił możliwości wynoszenia ładunków na orbity LEO za pomocą rakiet wykorzystywanych przez Siły Zbrojne RP. Zainteresowano się przede wszystkim pułapami (trajektoriami lotu) osiąganymi przez przeciwlotnicze pociski raketowe

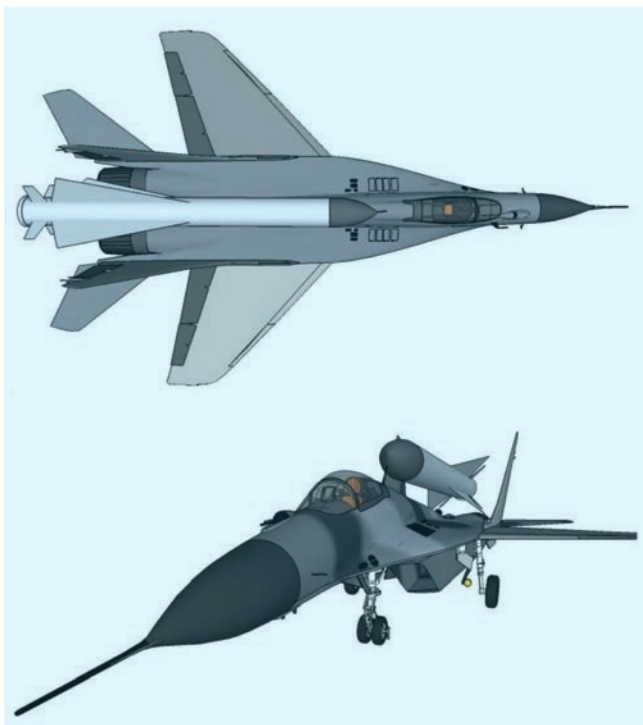
* Dr inż. Paweł Dobrzyński (pawel.dobrzynski@wat.edu.pl), dr inż. Bogdan Machowski (bogdan.machowski@wat.edu.pl), prof. dr hab. inż. Aleksander Olejnik (aleksander.olejnik@wat.edu.pl), dr inż. Piotr Zalewski (piotr.zalewski@wat.edu.pl) – Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej

systemów S-75M, S-125 oraz S-200 dla warunków początkowych startu zapewnianych przez samolot MiG-29. Z analizy parametrów samolotu MiG-29 wynika, że jego masa użyteczna $m_u = 7580$ kg, co teoretycznie umożliwia obciążenie samolotu drugim stopniem rakiety 5W28E o masie $m_R = 3918$ kg i zatankowanie do pełna zbiorników skrzydłowych paliwem (rys. 2).

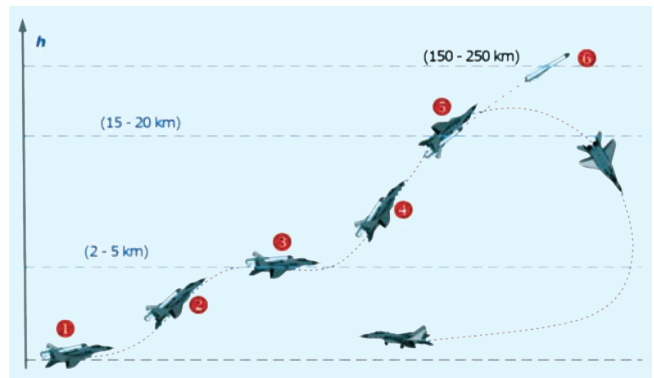
Rzeczywiste parametry pracy silników turboodrzutowych na dużych wysokościach znacznie się obniżają, co wynika z faktu, że gęstość powietrza spada dziesięciokrotnie, a ciśnienie powietrza – kilkakrotnie. Ma to ogromny wpływ zarówno na obniżenie ciągu silnika turboodrzutowego, jak i na zwiększenie jego zapotrzebowania na paliwo lotnicze. Z tego powodu jednym z rozpatrywanych wariantów osiągnięcia dużej wysokości przez samolot wynoszący raketę kosmiczną jest wykorzystanie techniki określanej jako *zoom climb* (rys. 3).

Technika *zoom climb* to sposób wznoszenia, w którym osiąga się wysokości większą od wysokości, jaką uzyskuje się dzięki ciągowi silników samolotu. W pierwszej fazie manewru samolot przyspiesza do dużej prędkości w locie poziomym na wysokości, na której moc silników jest wykorzystywana w optymalny sposób. Następnie, po osiągnięciu dużej prędkości, samolot zaczyna piąć się w górę dzięki zamianie energii kinetycznej ruchu postępowego w energię potencjalną wysokości. Ten sposób różni się od metody stałego wznoszenia, gdzie wzrost energii potencjalnej wynika z pracy mechanicznej wykonanej przez silniki turboodrzutowe, a nie z energii kinetycznej statku powietrznego. Wznoszenia typu *zoom climb* są dość często wykonywane przez współczesne myśliwce.

Kolejnym problemem jest konieczność przeprowadzenia prac adaptacyjnych w samej rakiecie nośnej, co może wpłynąć na stopień złożoności systemu i tym samym – na jego opłacalność. Autorzy koncepcji proponują modyfikację wyposażenia pokładowego, które ma zapewnić współpracę rakiety z systemem programatora toru lotu na podstawie danych z układu nawigacji inercyjnej i innych czujników zainstalowanych na rakiecie.



Rys. 2. Ilustracja proponowanej konfiguracji zamocowania pocisku rakietowego 5W28 na samolocie MiG-29



Rys. 3. Ilustracja jednego ze scenariuszy lotniczo wspomaganego rakietowego wnoszenia satelitów: 1 – start i kontrola systemu nawigacji rakiety; 2 – wznoszenie klasyczne na wysokość bezpiecznego rozpędzenia; 3 – nabieranie prędkości maksymalnej; 4 – wznoszenie typu *zoom climb*; 5 – oddzielenie rakiety od nosiciela w locie odwróconym; 6 – oddzielenie satelity od rakiety

Raketa 5W28 (rys. 4) jest wyposażona w silnik marszowy 5D12, zasilany płynnym paliwem TG-02 i utleniaczem AK-20. Temperatura gazów wylotowych z dyszy silnika wynosiła $2500 \div 3000^\circ\text{C}$. Silnik ma regulator siły ciągu 5F45. W badaniach symulacyjnych wykorzystano jego drugi tryb, umożliwiający pracę silnika rakietowego przez ok. 100 s. W normalnym trybie pracy zestawu rakiety 5W28 (napędzanej czterema silnikami startowymi, które po upływie $3 \div 5$ s kończą pracę i nadają rakiecie prędkość ok. 650 m/s) znajduje się ona ok. 1000 m od wyrzutni.



Rys. 4. Raketa 5W28 PZR S-200WE na stanowisku startowym (źródło: www.wzu.pl/sites/default/files/wega_wr_1.jpg)

Model matematyczny wykorzystany do badań symulacyjnych lotu rakiety kosmicznej

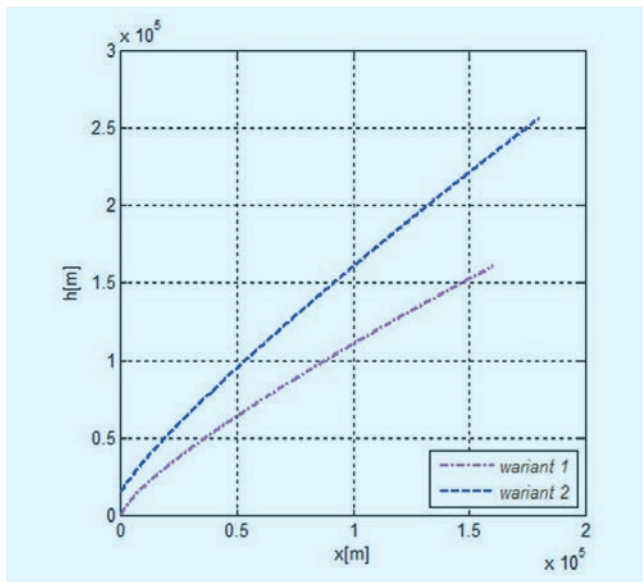
Model matematyczny jest zapisem formuł opisujących badane zjawisko. Pojedyncze formuły czy równania matematyczne reprezentują jedynie część zjawisk związanych z modelem latającej maszyny, np. niektóre wzory odzwierciedlają tylko funkcjonalną zależność między parametrami i nic więcej. Modele matematyczne obiektów latających są różne w zależności od celów projektowych, choć nawet w przypadku tego samego celu modele mogą się różnić w zależności od dokładności wykonywanych obliczeń. Często jest zastępowanie każdej części obiektu latającego osobnym modelem matematycznym. Z równań różniczkowych można wyznaczyć ruch obiektu latającego, jednak to szczegóły konstrukcyjne – związane z balistyką lub aerodynamiką – decydują o optymalnych parametrach obiektu latającego.

W modelu pominięto ruch boczny i efekty ruchu obrotowego, a system sterowania przyjęto jako idealny, co

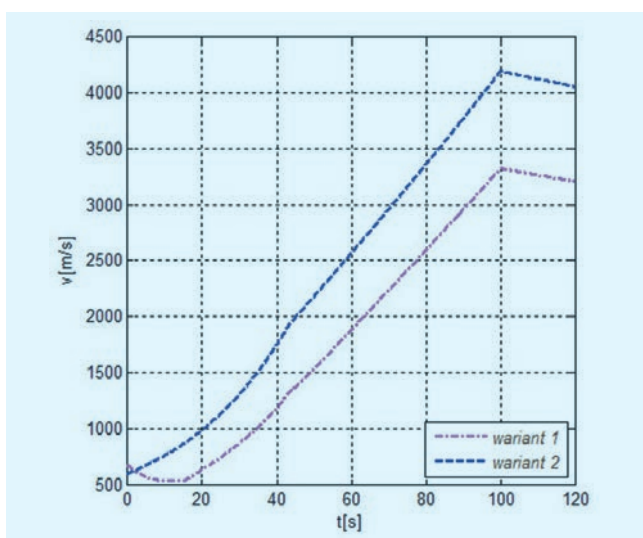
znacznie uprościło obliczenia. W rozpatrywanym projekcie wynoszenia satelitów jako model matematyczny rozważano uproszczone równania ruchu środka masy obiektu lecącego w odniesieniu do inercjalnego układu odniesienia (układu współrzędnych związanego z Ziemią) [2–4]. Zapisy wynikające z modelu matematycznego posłużyły do opracowania modelu symulacyjnego – na jego potrzeby określono model silnika raketowego ze zmianą ciągu, model zmiany masy i wydatku masowego oraz współczynniki sił aerodynamicznych, a ponadto zaadaptowano model grawitacji i model atmosfery do 1000 km. Wyniki badań symulacyjnych dla dwóch wariantów (patrz tablica) przedstawiono na rys. 5–7. Czas symulacji jest ograniczony do 120 s, co stanowi 120% czasu pracy raketowego zespołu napędowego.

TABLICA. Warunki symulacji (w tym początkowe)

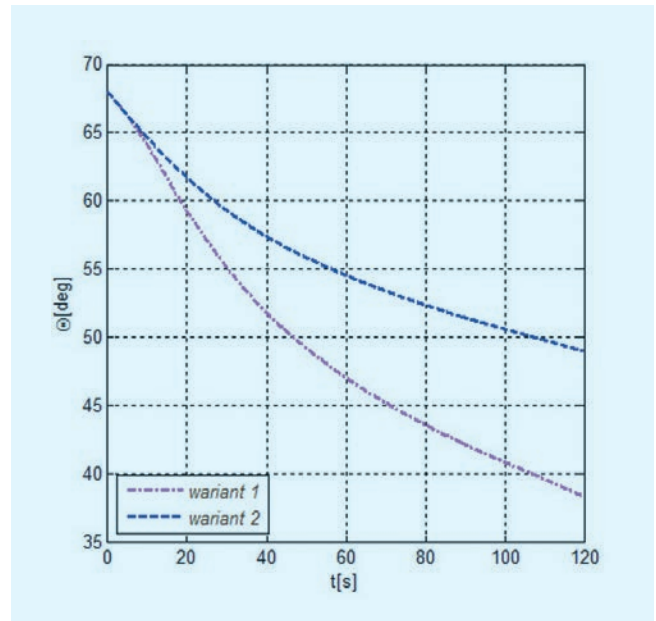
Opis wariantu	Wariant 1: symulacja warunków startu jak z Ziemi, z pierwszym stopniem	Wariant 2: symulacja lotu dla warunków początkowych startu po separacji z samolotem
x_0, m	0	0
y_0, m	700	15 000
$v_0, m/s$	675 (~2 Ma)	590 (~2 Ma)
$\theta_0, ^\circ$	78	78



Rys. 5. Tor lotu pocisku raketowego 5W28



Rys. 6. Prędkość lotu pocisku raketowego 5W28



Rys. 7. Kąt pochylenia wektora prędkości pocisku raketowego 5W28

Podsumowanie

Przeprowadzone studium wykonalności, dotyczące opracowania projektu lotniczo wspomaganego raketowego wynoszenia satelitów, odpowie na pytanie, czy modernizacja płatowca samolotu MiG-29 i dostosowanie rakiety 5W28 w warunkach krajowych są możliwe. Wskaże także na zagrożenia w realizacji koncepcji, pozwoli oszacować ryzyko wykonalności i znaleźć alternatywne rozwiązania. Wyniki będą opublikowane w postaci raportu dla MON oraz artykułów i referatów na konferencji krajowej. Działania te wpisują się w takie dokumenty MON związane z kierunkami priorytetowych badań, jak dokument pn. „Priorytetowe kierunki badań w resorcie obrony narodowej na lata 2013–2022”: 4.7. Technologie przełomowe. Technologie satelitarne, w tym: mikrosatelity – pojazdy kosmiczne o wielkości rzędu kilku centymetrów i masie rzędu kilkuset gram, umożliwiające funkcjonowanie w klastrach sensorów i zapewniające uzyskanie zdolności nadzoru i obserwacji. Priorytet – wysoki.

Autorzy sygnalizują potrzebę komercyjnego wykorzystania posiadanych przez MON rakiet przeciwlotniczych, które po 2020 r. będą musiały zostać zutylizowane (albo wzorem czasów ubiegłych – sprzedane po cenie złomu w celu ich zyskowego odsprzedania na rynku wtórnym zagranicznym podmiotom).

LITERATURA

- Przeżak Z. „Przeciwlotniczy Zestaw Raketowy S–200WE „Wega”, (SA–5 Gammon)”, ostatnia aktualizacja: 05.07.2010 r. http://infowsparcie.net/wria/o_autorze/wsp78pr_s200we.html.
- Kuznecov A.A. „Optimizacija parametrov ballisticheskikh raket po ehfektivnosti”. Moskwa, 1986.
- Fleeman E.L. „Tactical missile design”. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2001.
- Gacek J., Machowski B. „Simulation of the anti-aircraft, long range missile guidance”. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics (Mechanika Teoretyczna i Stosowana)*. 33, 4 (1995): s. 899–908. ■