LOTNICZO-RAKIETOWY SYSTEM WYNOSENIA ŁADUNKÓW NA NISKĄ ORBITĘ OKOŁOZIEMSKĄ – STUDIUM REALIZOWALNOŚCI¹

ALEKSANDER OLEJNIK, PIOTR ZALEWSKI, ŁUKASZ KISZKOWIAK, ROBERT ROGÓLSKI,
DOMINIK BORCUCH, JAROSŁAW MILCZARCZYK, MICHAŁ RADOMSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; piotr.zalewski@wat.edu.pl; lukasz.kiskowiak@wat.edu.pl;

robert.rogolski@wat.edu.pl; dominik.borcuch@wat.edu.pl; jaroslaw.milczarczyk@wat.edu.pl; michal.radomski@wat.edu.pl

ADAM DZIUBIŃSKI

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

e-mail: adam.dziubinski@ilot.lukasiewicz.gov.pl

Praca jest komunikatem dotyczącym stanu realizacji projektu badawczego. W opracowaniu zaprezentowano wyniki analizy obszaru badawczego projektu. Na tej podstawie dokonano wyboru platformy-nosiciela rakiety kosmicznej. Dwustopniowy system do wynoszenia mikro-satelity bazuje na zaadoptowanym samolocie bojowym przenoszącym raketę z ładunkiem satelitarnym, która odstrzeliwana jest na maksymalnie osiągniętej wysokości lotu. Jako potencjalną platformę transportową wytypowano dwa wycofywane ze służby bojowe samoloty naddźwiękowe: MiG-29 oraz Su-22. Dedykowana raketa z ładunkiem misyjnym ma być przenoszona pod kadłubem. Wstępne analizy wykazały, iż wskazane samoloty przy zaproponowanym profilu misji z powodzeniem wykonają postawione zadanie wyniesienia hipotetycznej rakiety z ładunkiem użytecznym o masie co najmniej 10 kg na niską orbitę okołoziemską. Potwierdziło to zasadność podstawowej tezy projektu badawczego. Dla potrzeb analizy własności aeromechanicznych zestawu opracowano zarówno modele cyfrowe 3D do symulacji komputerowych, jak i fizyczne modele skalowane do badań tunelowych. Do odwzorowania geometrii samolotów wykorzystano skanery laserowe, a pomiary wykonano na egzemplarzach samolotów Su-22 oraz MiG-29 znajdujących się w zasobach bazy laboratoryjnej Instytutu Techniki Lotniczej WML WAT. Wykorzystując trójwymiarowe modele skalowane wygenerowane w środowisku CAD, wydrukowano fizyczne modele bryłowe do badań w tunelu aerodynamicznym. Wstępne symulacje komputerowe przeprowadzone w systemie ANSYS Fluent nie wykazały negatywnego wpływu rakiety kosmicznej na charakterystyki aerodynamiczne i stateczność samolotu-nosiciela.

Słowa kluczowe: zestaw lotniczo-rakietowy, raketa nośna, kosmos, mikro-satelita

1. Wprowadzenie

W okresie minionych 20 lat w literaturze związanej z tzw. „komercyjną eksploracją” przestrzeni kosmicznej można znaleźć liczne opracowania dotyczące lotniczo-rakietowego systemu wynoszenia obiektów kosmicznych [1]-[10]. Istotą tego systemu jest wykorzystanie samolotu w charakterze nosiciela do wynoszenia oraz platformy startowej do wystrzeliwania rakiety kosmicznej (rys. 1). Rozwiązanie to stanowi alternatywę dla tradycyjnego systemu wynoszenia ładunków w przestrzeń kosmiczną przy pomocy ракет nośnych odpalanych z powierzchni Ziemi (lądu lub oceanu). Systemy te ze względu na ograniczony udźwig samolotu (np. w porównaniu do udźwigu ракет nośnych typu Falcon-9 czy Delta IV), który stanowi naturalne ograniczenie

---

¹Praca jest efektem realizacji etapu Grantu Badawczego nr 13-989/2018/WAT pt. „Lotniczo-rakietowy system wynoszenia ładunków na niską orbitę okołoziemską – studium realizowalności” finansowanego ze środków Ministerstwa Obrony Narodowej, a wykonywanego w Wojskowej Akademii Technicznej od 2018 r.

masy ładunku użytecznego rakiety do kilkudziesięciu czy kilkuset kilogramów, są rozważane jako alternatywne zdolne do wynoszenia mikro- lub minisatelitów na niską orbitę okołozemską (ang. Low Earth Orbit – w skrócie LEO).

Rys. 1. Opracowany model samolotu MiG-29 z rakietą kosmiczną na „grzbiecie” (rosyjski pocisk przeciwlotniczy 5W28) – jeden z wariantów analizowanych na etapie wstępnym projektu badawczego

W nawiązaniu do cytowanej koncepcji, od 2018 r. w Wojskowej Akademii Technicznej jest realizowany grant badawczy pt. „Lotniczo-rakietowy system wynoszenia ładunków na niską orbitę okołozemską – studium realizowalności”, a jego celem jest wykazanie, czy w warunkach krajowych w oparciu o rodzime zaplecze naukowo-badawcze i technologiczne taki system jest możliwy do zaprojektowania i zbudowania.

2. Analiza obszaru badawczego

Pierwszym etapem projektu było wykonanie analizy obszaru badawczego, czyli dokonanie na podstawie zebranej literatury oceny stanu technologii. Z jej analizy wynika, iż rozważano niemal 140 projektów systemów lotniczo-rakietowych, co więcej, w ostatnim czasie (kilku lat) analizowanych jest wiele nowych [1]. Najstarszym systemem i do tego jedynym operacyjnym jest Stargazer-Pegasus firmy Orbital ATK¹ opracowany w latach 90. ubiegłego wieku [2]. Przy pomocy tego zestawu (zmodyfikowany samolot pasażerski Lockheed Tri Star i odpalana z pod jego kadłuba trójstopniowa rakietą kosmiczną Pegasus XL o masie całkowitej 23130 kg) wynoszony jest ładunek kosmiczny o łącznej masie do 443 kg. Do końca 2020 roku wykonano 44 operacje wyniesienia obiektów na niską orbitę okołozemską (LEO).

W 2006 roku firma Boeing zaprezentowała koncepcje wynoszenia rakiety z ładunkiem kosmicznym na grzbiecie naddźwiękowego samolotu bojowego Boeing F-15E [3] jako systemu alternatywnego do „klasycznego” (ang. Responsive Air Launch). Zmodernizowana rakietą opracowana na bazie cytowanego Pegasus o masie ok. 15 000 kg miała przenosić ładunek użyteczny o masie do 300 kg (około 2% całkowitej masy rakiety). Był to punkt zwrotny w rozwoju technologii, gdyż w kolejnych latach pojawiły się analogiczne projekty, w których do wynoszenia rakiet kosmicznych proponowano wycofane z użytkowania samoloty naddźwiękowe: np. F-16, F-15 czy rosyjskie MiG-29 oraz MiG-31 [9]. W ostatnim okresie powstały „star-up”, które poszukują inwestorów do finansowania programów. Jednym z nich jest hiszpański Celestia Aerospace [10], który zakłada użycie do roli nosiciela-platformy samolotu MiG-29.

W literaturze systemy te są klasyfikowane jako tzw. Responsive Space Assets², czyli alternatywne do tradycyjnych systemy wynoszenia obiektów kosmicznych (nano lub mikro satelitów),

¹Nad podobnym systemem pracuje firma Virgin Orbit, niestety siniki odpalanej w dniu 25.05.2020 r. z pod kadłuba Boeing 747 rakiety LauncherOne nie pracowały poprawnie i rakietę utraciono.

²Definicja to została sformułowana na 4. konferencji nt. *Responsive Space*, w Los Angeles, CA w 2006 r.

tj. niskokosztowe, niezawodne, dostępne i mobilne. W tym kontekście należy rozumieć systemy nie wymagające rozbudowanej i stałej infrastruktury naziemnej do startu i kontroli rakiet kosmicznych. Funkcję platformy startowej pełni statek powietrzny przenoszący raketę. Takie rozwiązanie gwarantuje dużą elastyczność i mobilność, dzięki czemu obiekt może zostać wyniesiony na orbitę o dowolnej inklinacji. Użytkowanie lotniczo-rakietowych systemów oznacza też niezależność od warunków pogodowych. Istotna jest sprawa bezpieczeństwa. Naziemne systemy wymagają wytyczenia specjalnych niezamieszkałych stref bezpieczeństwa (lokalizacja JFK Space Center czy Bajkonur). W krajowych czy europejskich warunkach jest to niemal niemożliwe. Aktualnie jedynie Norwegia posiada, a w zasadzie buduje „poligon rakietowy” (spaceport) na wyspie Andoya.

Proponowany system zapewnia „niezależność” od dostawcy usługi. Wprawdzie na rynku pojawiły się firmy prywatne świadczące usługi komercyjne (np. SpaceX), ale są one nadal zależne od infrastruktury rządowej (jak dotąd rakiety SpaceX Falcon operują z JFK Space Center), co więcej, w przypadku „usług militarnych” firma musi mieć zgodę kongresu USA. SpaceX przy pomocy rakiet Falcon wynosi ładunki orbitalne o masie do niemal 10 ton. W tym wypadku klient „mniejszy” z małym ładunkiem musi czekać na duży transport, albo do czasu, gdy firma „zapełni” ładownie, więc nie jest to Responsive Space Assets. Także profil misji czy docelowa orbita jest zdefiniowana przez „zasadniczego” kontrahenta.

Co najważniejsze, system może wykorzystywać po niezbędnych modyfikacjach istniejące konstrukcje lotnicze, w tym dostępne naddźwiękowe samoloty bojowe wycofywane z użytkowania w lotnictwie wojskowym. Aktualnie samoloty tzw. 4 generacji są powszechne wycofywane (Su-22, MiG-29, F-15 czy starsze wersje F-16). W naszym przypadku samoloty Su-22 oraz MiG-29 wkrótce będą wycofywane z lotnictwa Sił Zbrojnych RP, a rodzimy przemysł i zaplecze naukowo-techniczne ma potencjał i doświadczenie w remoncie oraz modernizacji wymienionych statków powietrznych. Wojskowe Zakłady Lotnicze Polskiej Grupy Zbrojeniowej od wielu lat wykonują przeglądy, remonty i modernizacje płatowców i silników porosyjskich statków powietrznych.

3. Dobór konfiguracji zestawu oraz misji

Do prowadzenia operacji kosmicznych jako nosiciela-platformę wybrano eksploatowane w lotnictwie wojskowym wersje samolotów bojowych Su-22M4 oraz MiG-29A. W tabeli 1 zestawiono podstawowe dane i osiągi wymienionych statków powietrznych. Dysponują one naddźwiękową prędkością lotu i pułapem operacyjnym ponad 15 000 m odpowiednio dużym, aby rozważać wyniesienie rakiety z ładunkiem satelitarnym jako koncepcję opłacalną. MiG-29 dysponuje zdecydowanie większą prędkością maksymalną, zasięg samolotów jest porównywalny. Mniejszym udźwigniem charakteryzuje się rodzima wersja MiG-29A – około 2000 kg. W tym kontekście samolot Su-22M4 z udźwigniem dwukrotnie większym ma większy potencjał. Co więcej, w przypadku ładunku umieszczonego pod kadłubem (rakietą podwieszana) tzw. prześwit, czyli odległość skrajnie dolnego punktu rakiety od płaszczyzny kołowania jest znacznie większy niż w przypadku MiG-29. W tym ostatnim zbiornik paliwa jest umieszczony pomiędzy gondolami silników, a podwozie jest relatywnie niższe, co warunkuje możliwość podwieszenia rakiety o znacznie mniejszej średnicy. Należy przyjąć, iż dla potrzeb programu kosmicznego pewna część wyposażenia samolotów będzie zbędna. Zasadniczo można rozważyć usunięcie elementów bojowych wchodzących w skład lotniczych systemów pokładowych, tzn.: radiolokatora, dalmierza laserowego, urządzeń celowniczych, działka pokładowego, podwieszanych stanowisk uzbrojeniowych, urządzeń walki radiolokacyjnej, itp. Wstępnie można oszacować masę ww. urządzeń na około 1000 kg, niemniej trzeba pamiętać o wędrówce środka masy i zmianie wyważenia. To samo dotyczy umieszczenia rakiety kosmicznej na lub pod płatowcem. Dla różnych konfiguracji zestawu o określonej lokalizacji środka masy konieczne jest przeprowadzenie analizy stateczności samolotu w locie.

Tabela 1. Podstawowe parametry i osiągnięć samolotów Su-22 M4 oraz MiG-29A

Parametr	Samolot	
	MiG-29A	Su-22M4
Udźwig użyteczny [kg]	2000	4500
Prędkość maksymalna [Ma]	2,30	1,70
Pułap operacyjny [m]	17500	15200
Zasięg bez zbiorników dodatkowych [km]	1750	1500
Liczba egzemplarzy aktualnie w eksploatacji	29	12
Dostępność	tak	tak

Kolejnym zagadnieniem jest skonfigurowanie systemu do realizacji misji. Firma Boeing proponowała przenoszenie rakiety na „grzbiecie” samolotu F-15E pomiędzy podwójnym usterzeniem pionowym (rys. 1). Taką konfigurację można by przyjąć dla samolotu MiG-29, natomiast w przypadku Su-22 jego pojedyncze usterzenie wyklucza ten wariant. Analizy wskazały, iż transport rakiety na kadłubie niesie znaczne ryzyko. W przypadku nieprawidłowego zrzutu ładunku może on uderzyć w statecznik pionowy i nie można wykonać awaryjnego zrzutu. W przypadku awarii samolotu czy utraty możliwości odpalenia rakiety załoga musi lądować w konfiguracji z dodatkową masą na grzbiecie. Przeciążony w ten sposób samolot będzie charakteryzował się dużą prędkością lądowania, a w przypadku ciekłego paliwa raketowego dochodzi niebezpieczeństwo zapłonu i jego eksplozji. Powstaje także problem z bezpiecznym katapultowaniem pilota – fotel katapultowy może uderzyć w rakietę kosmiczną, która w tej konfiguracji jest umieszczona tuż za jego kabiną. Oprócz przytoczonych zagrożeń mogą się pojawić problemy ze statecznością kierunkową samolotu, wywołane interferencją opływu rakiety i stateczników pionowych oraz generowaniem przez rakietę drgań typu buffeting usterzenia pionowego. Prawdopodobnie wyżej przytoczone argumenty spowodowały, iż w kolejnym programie z wykorzystaniem samolotu F-15E w roli nosiciela, firma Boeing umieściła rakietę pod jego kadłubem. Konfiguracja misyjna z rakietą wynoszącą ładunek orbitalny zamocowaną pod kadłubem wydaje się być znacznie bardziej bezpieczna. W przypadku zastosowania samolotów bojowych jest możliwość wykorzystania klasycznych belek uzbrojenia oraz wręg kadłubowych do mocowania ładunku, co w konsekwencji nie wymaga ingerencji w strukturę siłową i wykonania modernizacji konstrukcji płatowca. Natomiast zasadniczym ograniczeniem jest wymóg zachowania minimalnego prześwitu pomiędzy płatowcem a pasem startowym (czyli wysokość podwozia). Jest on znacznie większy w Su-22 niż w przypadku MiG-29. Alternatywą dla obu konstrukcji MiG-29 i Su-22 jest zaprojektowanie nowego podwozia, ale to są już zmiany w strukturze siłowej płatowca i wymagają uruchomienia cyklu skomplikowanych i długotrwałych prób i testów oraz czynności niezbędnych do certyfikowania zmian konstrukcji.

W konsekwencji dla MiG-29 przyjęto umieszczenie ładunku pod kadłubem, pomiędzy gondolami silnikowymi (w miejscu dodatkowego zbiornika paliwa) przy zastosowaniu specjalnego adaptera. Element ten zapewnia obniżenie zawieszenia rakiety, która wystaje wtedy poza obrys samolotu. Takie rozwiązanie umożliwia podwieszenie elementu o średnicy przekraczającej 300 mm. Niestety ograniczeniem jest „prześwit”, który dla takiej konfiguracji jest niewielki i wiąże się z ryzykiem uderzenia obiektu o nawierzchnię podczas startu samolotu. Dla Su-22 obliczenia wykonano przy założeniu, iż rakietę będzie przenoszona centralnie pod kadłubem lub pod skrzydłem (rys. 2). W tym drugim przypadku „prześwit” jest znacznie większy, ale taki wariant będzie wykazywał asymetrię masy i geometrii, co w konsekwencji skutkować będzie koniecznością permanentnego korygowania trajektorii lotu przez pilota.

Osobnym zagadnieniem jest analiza rakiety kosmicznej i jej potencjału. W pierwotnym projekcie Boeing F-15E miał przenosić rakietę Boeing Global Strike Missile (OSC Minotaur 3) o masie 15 000 kg z ładunkiem kosmicznym o masie do 300 kg. W kolejnym projekcie, tym razem

Rys. 2. Opracowany dla potrzeb projektu model samolot Su-22 z rakietą kosmiczną ALASA pod skrzydłem

pod kadłubem F-15E, rakietę ALASA4 o masie ok. 4000 kg z ładunkiem kosmicznym ok. 45 kg. W Niderlandach Nationaal Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium [1] prowadzi podobne badania, których celem jest opracowanie Affordable Launch Opportunities for Small Satellites, czyli systemu wynoszenia mikro-satelitów przez m.in. wycofywany z eksploatacji samolot F-16. Analizy wykazały, iż samolot ten jest zdolny wystrzelić rakietę kosmiczną o masie całkowitej 930 kg z ładunkiem użytecznym ok. 10 kg na orbitę LEO do wysokości ok. 500 km. Z obliczeń wynika, iż rakietę powinna być odrzucana na wysokości 15 000 m z prędkością początkową (nosiciela) 250 m/s, przy kącie zrzutu-wznoszenia samolotu 50° . Pierwszy cytowany przypadek rakiety OSC Minotaur jest poza możliwościami samolotów MiG-29 oraz Su-22, ale już w przypadku dwóch następnych rakiet rodzime samoloty dysponują odpowiednimi osiągnięciami (pułap i prędkość lotu oraz udźwig).

Parametrami kluczowymi decydującymi o efektywności systemu wynoszenia obiektów kosmicznych przy pomocy platform lotniczych jest prędkość nosiciela w momencie zrzutu ładunku i jest to (niemal jednocześnie) prędkość początkowa rakiety kosmicznej, pułap lotu nosiciela, kąt nachylenia trajektorii lotu samolotu w momencie zrzutu, będący kątem startu rakiety kosmicznej. Do realizacji zadania zaproponowano profil (rys. 3), w którym do zwiększenia pułapu i prędkości lotu wykorzystywany jest tzw. „pułap energetyczny”. Pułap energetyczny (inna nazwa dynamiczny, kinetyczny, balistyczny) to wysokość osiągnięta przez statek powietrzny dzięki wykorzystaniu zapasu energii kinetycznej w locie poziomym. Po osiągnięciu maksymalnej wysokości, na której samolot może kontynuować długotrwały lot, pilot w locie poziomym przyspiesza do maksymalnej możliwej prędkości, następnie wykonuje gwałtowne wznoszenie, a tym samym samolot zyskuje dodatkową energię potencjalną (wysokości) kosztem wytracanej stopniowo energii kinetycznej (prędkość maleje). W literaturze angielskojęzycznej manewr ten jest określany jako „zoom climb”. W czasie tego manewru można uzyskać optymalny kąt zrzutu rakiety, gdyż samolot wykonuje połowę pętli i zawraca, oddalając się od rakiety. Jest to istotne, gdyż w przypadku awarii czy eksplozji rakiety samolot pozostaje w bezpiecznej odległości.

Dla proponowanego profilu misji i konfiguracji zestawów samolotów MiG-29 oraz Su-22 z rakietą o masie całkowitej 930 kg (wariant „holenderski” [1]) wykonano bilans zużycia paliwa. Z obliczeń wynika, iż do jej wykonania wystarczy paliwo w zbiornikach integralnych, z czego około 40% paliwa nie zostanie w ogóle zużyte. W konsekwencji profil misji może ulec modyfikacji, a pozostałe paliwo pozwoli na zwiększenie zasięgu samolotu w przypadku konieczności lądowania w miejscu oddalonym od lotniska startowego. W przypadku prowadzenia operacji nad Bałtykiem dysponujemy lotniskami wzdłuż linii wybrzeża (Miroslawiec, Świdwin, Zegrze Pomorskie, Debrzno, Babie Doły). Wykorzystanie w misji tylko części paliwa umożliwiłoby też zastosowanie cięższej rakiety o większym udźwigu użytecznym.

Rys. 3. Zaproponowany profil misji samolotu bojowego jako lotniczo-rakietowego systemu do wynoszenia ładunków na niską orbitę okołozemską. Poszczególne etapy: 0-1 – uruchomienie silników i kołowanie, 1-2 – start i wznoszenie, 2-3 – lot poziomy ustalony, 3-4 – rozpędzanie do prędkości naddźwiękowej, 4-5 – manewr zoom-climb (z odrzuceniem rakiety), 5-6 – zawrót i zniżanie, 6-7 – zajęcie do lądowania i lądowanie

Rys. 4. Etapy tworzenia modelu cyfrowego samolotu Su-22: (a) skaner Leica ScanStation P30 oraz samolot Su-22 w hangarze WAT podczas pomiarów, (b) „chmura punktów” z pomiarów samolotu Su-22, (c) model „mesh” samolotu, (d) model powierzchniowy STP

4. Budowa modelu zestawu

Kolejnym zadaniem było opracowanie modeli cyfrowych (3D) do analiz i symulacji numerycznych oraz skalowanych do badań tunelowych dla obu rozpatrywanych samolotów. Modele brył płatowców zbudowano, odwzorowując wymiary rzeczywistych samolotów. W tym celu wykorzystano skaner laserowy firmy Leica model ScanStation P30 wraz z oprogramowaniem. Wynikiem skanowania była tzw. „chmura punktów”, na podstawie której technikami aproksymacyjnymi wygenerowano powierzchnie odwzorowywanych pokryć płatowca (rys. 4 i 5). Wykorzystując modele cyfrowe „wydrukowano” na drukarkach modele w skali (1:13 oraz 1:15) do badań w tunelu aerodynamicznym (rys. 6). Większość elementów modeli została wydrukowana w technologii FDM (Fused Deposition Modeling), gdzie detale są budowane poprzez nanoszenie warstwy po warstwie roztopionego „filamentu” tworzywa sztucznego, spajając je w ten sposób z poprzednimi warstwami detalu, aż do uzyskania pełnej wysokości modelu. Następnie elementy połączono w całość, dokonano korekt połączeń oraz pomalowano ich zewnętrzne powierzchnie.

Rys. 5. Cyfrowy model geometryczny samolotu MiG-29

Modele cyfrowe rakiet kosmicznych opracowano na podstawie danych oraz rysunków rzeczywistych konstrukcji. Wykonano m.in. model rakiety kosmicznej programu DARPA ALASA (rys. 7), dalej użytkowanego w kraju pocisku przeciwlotniczego systemu S-200 czy S-75 (W-755) produkcji radzieckiej. Na potrzeby aerodynamicznych badań tunelowych modele rakiet zostaną „wydrukowane” w takiej samej technologii jak modele samolotów.

W celu umożliwienia analizy wpływu poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne opracowane modele obliczeniowe samolotu i rakiety podzielono na odpowiednie obszary (rys. 8 i 9). W skład obszarów obliczeniowych wchodzi: kadłub, skrzydła, usterzenie poziome, podwozie oraz rakiet systemu wynoszenia ładunków na LEO. Analiza aerodynamiczna w ten sposób przygotowanego modelu umożliwia prezentację graficzną uzyskanych wyników w postaci oddzielnych charakterystyk obrazujących efekty od poszczególnych separowanych komponentów modelowych.

5. Wstępne analizy numeryczne aerodynamiki zestawu

Dla obu zaprezentowanych wariantów zestawów przeprowadzono serię obliczeń numerycznych dla różnych prędkości lotu oraz kątów natarcia. Wyniki wykazały, że zestaw składający się z samolotu i rakiety zachowuje w sposób zadowalający stateczność podłużną, a utrata siły nośnej spowodowana zwiększaniem kąta natarcia powyżej krytycznego kąta natarcia nie jest gwałtowna. Ponadto zaobserwowano mały wpływ przenoszonej rakiety na charakterystyki aerodynamiczne

(a)

(b)

(c)

(d)

Rys. 6. Etapy tworzenia modelu rzeczywistego samolotu MiG-29 do badań tunelowych:
(a) wydrukowane elementy samolotu, (b) łączenie kadłuba ze skrzydłami, (c) wypełnienie szczelin
montażowych w płaszczyznach łączenia skrzydeł z kadłubem, (d) model końcowy w skali 1:15

Rys. 7. Rakieta DARPA ALASA – podstawowe wymiary i model CAD odwzorowanej bryły

Rys. 8. Podział bryły aerodynamicznej samolotu Su-22 (z rakieta ALASA) na obszary obliczeniowe

Rys. 9. Podział bryły aerodynamicznej samolotu MiG-29 (z rakieta S-75) na obszary obliczeniowe

całego zestawu. Wyniki zaprezentowano w formie wykresów charakterystyk aerodynamicznych i kolorowych map rozkładu parametrów w polu przepływu na powierzchniach badanych brył uzupełnionych o obraz linii prądu. Na rysunkach (rys. 10-13) pokazano przykładowe wyniki dla zestawu MiG-29 z rakietą S-75 przenoszoną na grzbiecie (w późniejszych analizach ten wariant nie był już uwzględniany). Symulacje wykonano za pomocą uznanego za standard w przemyśle oprogramowania do analiz przepływu systemu ANSYS Fluent.

Rys. 10. Porównanie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych: z lewej – współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha)$, z prawej – współczynnika siły oporu $C_x(\alpha)$ dla samolotu MiG-29 z rakietą (CFD_A+R) i bez rakiety S-75 (CFD)

Rys. 11. Porównanie doskonałości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia C_z/C_x dla samolotu MiG-29 z rakietą (CFD_A+R) i bez rakiety S-75 (CFD)

6. Wnioski

Wynikiem dotychczasowych badań jest aktualizacja harmonogramu realizacji projektu badawczego i przede wszystkim uwzględnienie samolotu Su-22 w dalszych analizach.

Ze względów bezpieczeństwa konfiguracja samolotu i rakiety pod kadłubem jest rozwiązaniem do zaakceptowania.

W rozpatrywanej konfiguracji i dla zaproponowanego profilu misji samoloty MiG-29 oraz Su-22 z powodzeniem wykonają postawione im zadanie wyniesienia rakiety o masie obliczeniowej 930 kg z użytecznym ładunkiem kosmicznym 10 kg, czyli co najmniej nanosatelity.

Rys. 12. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia $C_m(\alpha)$ dla samolotu MiG-29 z rakietą (CFD_A+R) i bez rakiety S-75 (CFD)

Rys. 13. Rozkłady ciśnienia statycznego na powierzchni płatu samolotu MiG-29 w konfiguracji z nawieszoną rakietą S-75 dla różnych wartości kąta natarcia α , odpowiednio: 0° , 12° , 30°

Na podstawie wstępnych analiz numerycznych aerodynamiki zestawów wyciągnięto następujące wnioski:

- korzystając z metod numerycznej mechaniki płynów (ang. Computational Fluid Dynamics), można wyznaczyć charakterystyki aerodynamiczne wysoko manewrowych samolotów odrzutowych;
- wpływ rakiety na zmianę obliczeniowych charakterystyk aerodynamicznych samolotu jest znikomy;
- obecność przenoszonej rakiet nie wpływa znacząco na obraz pola przepływu na płatu samolotu;
- numeryczne analizy aerodynamiczne można wykonywać dla samolotów w skali rzeczywistej;
- model numeryczny samolotu może zostać podzielony na strefy, z których łatwiej otrzymać wyniki cząstkowe niż w przypadku badań doświadczalnych w tunelu aerodynamicznym;
- korzystanie z metod numerycznej mechaniki płynów wymaga dużego doświadczenia i umiejętności zarówno w zakresie przygotowania modelu do obliczeń, jak również krytycznej analizy uzyskiwanych wyników.

Szczegółowe wyniki analiz własności aeromechanicznych zestawów będą prowadzone w kolejnych etapach projektu badawczego.

Ponadto, niejako równolegle zostaną wykonane analizy dotyczące „zredukowania” masy własnej samolotów, opracowania projektu stanowiska do przenoszenia rakiety, oraz samej rakiety kosmicznej. W kraju nie projektowano tego typu raket (w latach 60. XX wieku produkowano rakiety meteorologiczne Meteor), niemniej w ostatnim okresie została zaprojektowana przez Sieć Badawczą Łukasiewicz — Instytut Lotnictwa eksperymentalna wielostopniowa rakiet suborbitalna ILR-33 Bursztyn.

Bibliografia

1. KESTEREN M.W., *Air Launch versus Ground Launch: a Multidisciplinary Design Optimization Study of Expendable Launch Vehicles on Cost and Performance*, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Netherlands, 2013
2. Orbital ATK: *Pegasus User's Guide*, 2015
3. CHEN T., FERGUSON P.W., DEAMER D.A., HENSLEY J. Responsive air launch F-15 global strike eagle, *AIAA – Proceedings of 4th Responsive Space Conference*, AIAA RS4-2006-2001, 2006
4. SMOLYAKOV A.V., YANAKAEV V.A., KORNEV A.V., SHEVKO S.V., „MARKS” small aviation-rocket space launch system, *Journal of Engineering Science and Technology*, **13**, 5, 1143-1152, 2018
5. BARTOLOTTA P.A., *Horizontal Launch: Versatile Concept for Assured Space Access*, NASA, SP 2011-215994, 2011
6. CLARKE J.P., CERVEN K., MARCH J., OLSZEWSKI M., WHEATON B., WILLIAMS M., YU J., SELIG M., LOTH E., BURTON R., Conceptual design of a supersonic air-launch system, *Proceedings of 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2007-584, 2007
7. DARPA: *Report on Horizontal Launch Study*, June 2011
8. NIEDERSTRASSER C., Small launch vehicles – a 2018 state of the industry survey, *Proceedings of 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2018.
9. LOPATA J., RUTAN B., RASCAL: A demonstration of operationally responsive space launch, *AIAA Proceedings of 2nd Responsive Space Conference*, RS2-2004-8004, 2004
10. GARCIA-CUADRADO G., Nanosatellites – the tool for a new economy of space: opening space frontiers to a wider audience, *Journal of Aeronautics and Aerospace*, **6**, 2, 1000192, 2017
11. OLEJNIK A., DOBRZYŃSKI P., MACHOWSKI B., ZALEWSKI P., Koncepcja wspomaganego lotniczo-rakietowego systemu wynoszenia mini- i mikrosatelitów, *Mechanik*, **7**, 511-513, PL ISSN 0025-6552, 2018
12. OLEJNIK A., KISZKOWIAK L., DZIUBIŃSKI A., ZALEWSKI P., MACHOWSKI B., DOBRZYŃSKI P., Analiza aerodynamiczna samolotu odrzutowego pod kątem wykorzystania do wynoszenia mini i mikro satelitów, *Materiały Konferencji „Nasze Stulecie, Nauka dla Obronności”*, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań, s. 407-423, 2018
13. OLEJNIK A., DOBRZYŃSKI P., MACHOWSKI B., ZALEWSKI P., Aspekty bezpieczeństwa lotniczo-rakietowego systemu wynoszenia nano i mikro satelitów, *Materiały Konferencji „Wyzwania i rozwój obrony powietrznej Rzeczypospolitej Polskiej. Obronność RP XXI wieku”*, Dęblin, s. 291-306, 2018
14. Wojskowa Akademia Techniczna, *Sprawozdania etapowe z realizacji Grantu Badawczego nr 13-989/2018/WAT pt. „Lotniczo-rakietowy system wynoszenia ładunków na niską orbitę okołoziemską – studium realizowalności”*, Warszawa, 2019

Air-launch space system – feasibility study

The paper presents a report of work carried out within a research project. The first step was analysis of the project research area. As a result, a two-stage micro-satellite launch system based on an adopted combat aircraft carrying a satellite-laden rocket was selected. As a potential transport platform, two withdrawn supersonic aircraft were selected: MiG-29 and Su-22. A dedicated mission-laden rocket is to be carried under the fuselage. Preliminary analyses showed that these aircraft, with the proposed mission profile, would successfully carry out the task of launching a hypothetical rocket with a payload of at least 10 kg into a low Earth orbit. This confirmed the merits of the basic thesis of the research project. For analysis of aeromechanical properties of the kit, both 3D digital models for computer simulations and real models scaled for wind tunnel investigations were developed. Laser scanners were used to map Su-22 and MiG-29 aircraft. Using three-dimensional scaled models generated in a CAD environment, physical solid models were printed for wind tunnel testing. Preliminary computer simulations conducted in ANSYS Fluent did not show any negative impact of the spacecraft on the aerodynamic characteristics and stability of the carrier aircraft.