ANALIZA WŁASNOŚCI AERODYNAMICZNYCH SAMOŁOTU SU-22 Z RAKIETĄ SYSTEMU WYNOŚZENIA ŁADUNKÓW NA NISKĄ ORBITEŃ OKOŁOZIEMSKĄ¹

ALEKSANDER OLEJNIK, ŁUKASZ KISZKOWIAK, PIOTR ZALEWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

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

ADAM DZIUBIŃSKI

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

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

W pracy przedstawiono wyniki numerycznych analiz aerodynamicznych zespołu składającego się z samolotu-platformy Su-22M4 oraz rakiety do wynoszenia obiektów na niską orbitę. Przeprowadzono serię obliczeń dla różnych prędkości lotu. Wyniki wykazały, że zespół zachowuje w sposób zadowalający stateczność podłużną oraz dobre charakterystyki przeciągnięcia dla wysokich kątów natarcia w całym badanym zakresie, a wpływ prędkości jest niższy od tego wywołanego samą obecnością rakiety kosmicznej. Wyniki zaprezentowano w formie wykresów i map barwnych pola przepływu na powierzchni badanych brył uzupełnionych o obraz linii prądu.

1. Wstęp

Wstępne analizy wykonane w ramach projektu wskazały, 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 na orbicie nano- czy mikrosatelitów. Natomiast dalsze analizy wykonane w ramach projektu pokazały, iż samolot Suchoj Su-22M3K może być rozwiązaniem alternatywnym. Samolot Su-22 właśnie kończy użytkowanie w lotnictwie wojskowym i wkrótce będzie dostępny do celów komercyjnych. Jeżeli rozpatrzymy wariant przenoszenia rakiety kosmicznej pod kadłubem, to w tym względzie Su-22 dysponuje większym udźwigniem (standardowo 4000-4500 kg) i znacznie wyższym podwoziem, co ma wpływ na średnicę rakiety i bardziej optymalnym rozmieszczeniem węzłów mocowania uzbrojenia (osiem podkadłubowych węzłów), do których można by mocować rakietę. Samolot dysponuje naddźwiękową prędkością lotu i pułapem około 15000 km, zgodnie z instrukcją użytkowania z udźwigniem użytecznym około 3300 kg jest w stanie latać z prędkością 1,35 Ma. Co więcej, technologia remontu Su-22 jest w kraju całkowicie opanowana. Z wykonanych w ramach zadania opracowań wynika, że samolot Su-22 posiada potencjał, aby rozpatrzeć jego przydatność do przenoszenia obiektów kosmicznych. Analogicznie rozwiązania pojawiły się w USA, gdzie w podobnej konfiguracji ma być użyty samolot F-104 Starfighter czy nawet F-16.

Prezentowana praca dotyczy geometrii samolotu Suchoj Su-22M4 „Fitter K”, a składa się z analizy konfiguracji z podczepioną rakieta służącą do wynoszenia satelitów wzorowaną na pocisku DARPA ALASA. Ze względu na fakt, że rakietę ma być przenoszona na przykadłubowym węźle podwieszeń, nie będzie możliwe schowanie podwozia głównego, stąd ta konfiguracja ma

¹Praca jest efektem realizacji etapu Grantu Badawczego nr 13-989/2018/WAT „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.

również otwarte podwozie z pominięciem goleni oraz dla podwozia głównego również pokryw (rys. 1). W pracy przebadano wpływ prędkości lotu na charakterystyki aerodynamiczne samolotu, szczególnie w kanale podłużnym. Symulacje wykonano za pomocą uznanego za standard w przemyśle oprogramowania do analiz przepływu – ANSYS Fluent. Kod służy do symulacji pola przepływu metodą objętości skończonych. Rozwiązuje on równania ruchu płynu metodą RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes). Do domknięcia układu równań stosowany jest model turbulencji Spalart-Allmaras. Model ten jest co prawda powoli wypierany przez model K- ω SST (Mentera), ale został tutaj zastosowany dla zgodności metod z analizami dla poprzednich wersji nosicieli rakiety ALASA i dla lepszej stabilności obliczeń. W symulacjach zastosowano siatki całościowe, zawierające obie połówki geometrii, zakładające asymetrię pola przepływu wraz z asymetrią geometrii. Symulowane były różne kąty natarcia, ale istotny był również moment przechylający, wynikający z przenoszenia rakiety. Ze względu na opływowy kształt modelu przyjmuje się silne założenie, że za żadnym z elementów w płaszczyźnie symetrii nie będzie powstawała ścieżka wirów Karmana.

2. Układy współrzędnych oraz oznaczenia składowych siły i momentu aerodynamicznego

Podczas wykonywania numerycznych analiz aerodynamicznych przyjęto następujące założenia:

- przepływ jest stacjonarny i ustabilizowany, czyli za płotowcem nie pojawia się ścieżka wirów Karmana ani żadna inna niestacjonarna struktura w przepływie;
- warunki lotu odpowiadają zerowej wysokości (na poziomie morza) według atmosfery wzorcowej: ciśnienie $p = 101325$ Pa, temperatura $T = 288,15$ K oraz gęstość powietrza $\rho = 1,225$ kg/m³;
- prędkość lotu odpowiada liczbom Macha $Ma = 0,1, 0,27, 0,4$ co odpowiada prędkościom odpowiednio: $V = 123, 330, 491$ km/h.

Dla analiz aerodynamicznych przyjęto następujące układy współrzędnych (rys. 2):

- $Oxyz$ – układ związany z geometrią CAD o środku w punkcie odniesienia tejże geometrii;
- $OxAyAzA$ – układ aerodynamiczny, związany z kierunkiem strumienia niezaburzonego o środku w rzucie 1/4 średniej cięciwy aerodynamicznej na płaszczyznę symetrii, osi Ox równoległej do strumienia niezaburzonego, osi Oz zawartej w płaszczyźnie symetrii samolotu oraz osi Oy skierowanej w stronę prawego skrzydła.

W toku dalszych obliczeń przyjęto następujące parametry odniesienia:

- powierzchnia nośna $S = 38,82$ m²,
- rozpiętość skrzydeł $b = 13,23$ m,
- długość średniej cięciwy aerodynamicznej $SCA = 4,249$ m.

3. Siatka obliczeniowa obiektów badawczych

Wokół modelu wygenerowano siatkę obliczeniową, zakładając, że w symulacji przepływu niezachowana będzie symetria geometrii i przepływu. Domena obliczeniowa ma kształt prostopadłościanu o wymiarach $(100 \times 100 \times 100)$ m. Zastosowane warunki *Pressure Far-Field* oraz *Pressure Outlet* wymogły zastosowanie modelu gazu doskonałego, co nie jest zbyt komplikacją, choć zakres prędkości przepływu jest nieściśliwy. Jest to też dobry zwyczaj (*Pressure Far-Field* + gaz doskonały) dla samolotów o dużym zakresie prędkości, gdyż nie ma ryzyka pomyłki i nieuwzględnienia ściśliwości w symulacjach „szybkich”.

Rys. 1. Geometria samolotu Su-22M4 w konfiguracji, z pociskiem z wypuszczonym podwoziem, którego nie można by schować w wypadku przenoszenia tego pocisku

Rys. 2. Oznaczenia układów współrzędnych i relacji między nimi

W domenie wygenerowano siatkę tetrahedralną z pryzmatyczną częścią w obszarach warstwy przyściennej. Warstwa przyścienna została wygenerowana tak, by spełniać wymóg dla modelu turbulencji *Spalart Allmaras*, aby parametr Y^+ , określający wysokość pierwszej komórki graniczącej ze ścianą bryły mieścił się w zakresie $Y^+ \in \langle 30, 200 \rangle$. Stąd wygenerowano 5 warstw siatki warstwy przyściennej, z pierwszym elementem o grubości $h_1 = 0,6 \text{ mm}$ i współczynnikiem wzrostu grubości kolejnych warstw $n = 1, 2$.

Samolot Su-22 jest samolotem ze zmienną geometrią skrzydeł, zewnętrzne części płata rozkładają się dla niższych prędkości lotu, zapewniając siłę nośną do lądowania. Zakłada się, że prędkość ta nie wzrośnie radykalnie (do prędkości okołodźwiękowych) w warunkach wynoszenia rakiety, stąd ta sama konfiguracja nie zmienia się w zakresie badanych prędkości.

Gęstość siatki dobrano tak, aby w symulacji odwzorowały się wszystkie istotne dla wyników zjawiska w przepływie, a więc turbulizacja i oderwanie się warstwy przyściennej, działanie urządzeń wspomagających wysoką nośność, takich jak kierownice aerodynamiczne opóźniające oderwanie na pasmach skrzydeł. Wszystkie krawędzie natarcia i spływu oraz przejścia skrzydłokadłub i nasady płetw i węzłów podwieszenia mają zagęszczenia siatki w pobliżu ostrych krawędzi. Szczególnie człon orbitalny został zdefiniowany z najdrobniejszym podziałem dyskretyzacji (podziału przestrzennego), ze względu na jego nieznane charakterystyki aerodynamiczne, zarówno w konfiguracji swobodnej jak i w konfiguracji z interferencją z nosicielem.

Opis gęstości siatki obliczeniowej pokazany został na rysunku 3, który przedstawia szczegóły samolotu i człon orbitalny (czyli człon wynoszącego i orbitera). Ten podział nie został jeszcze wyróżniony w podziale na nazwane fragmenty siatki (tzw. „strefy”), które zazwyczaj odzwierciedlają podział technologiczny konstrukcji, ułatwiając oszacowanie sił na poszczególnych węzłach płatowca, a szczególnie tych pochodzących od aerodynamiki. Podział ten przedstawiono na rysunku 4.

Rys. 3. Szczegóły gęstości siatki nosiciela systemu orbitalnego

Rys. 4. Podział płatowca i członu orbitalnego na nazwane strefy

4. Wyniki numerycznych analiz aerodynamicznych przedstawione w postaci charakterystyk aerodynamicznych

Na rysunkach 5 ÷ 8 zaprezentowano porównanie charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych dla samolotu Su-22 w konfiguracji z rakieta systemu wynoszenia ładunków na LEO uzyskane dla różnych prędkości lotu. Z charakterystyk uzyskanych dla prędkości lotu $Ma = 0,1$ odczytano:

- maksymalną wartość współczynnika siły nośnej: $C_{za\ max} = 1,309$;
- nachylenie charakterystyki współczynnika siły nośnej: $dC_{za}/d\alpha = 3,403\ 1/\text{rad}$;
- krytyczny kąt natarcia: $\alpha_{kr} = 40^\circ$;
- wartość współczynnika siły nośnej przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$: $C_{za0} = -0,0194$;
- minimalną wartość współczynnika siły oporu: $C_{xa\ min} = 0,0609$;
- wartość współczynnika momentu pochylającego całego samolotu przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$ wyznaczonego względem 25% SCA: $C_{m0} = 0,0123$.

Z charakterystyk uzyskanych dla prędkości lotu $Ma = 0,27$ odczytano:

- maksymalną wartość współczynnika siły nośnej: $C_{za\ max} = 1,298$;
- nachylenie charakterystyki współczynnika siły nośnej: $dC_{za}/d\alpha = 3,447\ 1/\text{rad}$;
- krytyczny kąt natarcia: $\alpha_{kr} = 40^\circ$;
- wartość współczynnika siły nośnej przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$: $C_{za0} = -0,0027$;
- minimalną wartość współczynnika siły oporu: $C_{xa\ min} = 0,0334$;
- wartość współczynnika momentu pochylającego całego samolotu przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$ wyznaczonego względem 25% SCA: $C_{m0} = -0,01499$.

Z charakterystyk uzyskanych dla prędkości lotu $Ma = 0,4$ odczytano:

- maksymalną wartość współczynnika siły nośnej: $C_{za\ max} = 1,263$;
- nachylenie charakterystyki współczynnika siły nośnej: $dC_{za}/d\alpha = 3,510\ 1/\text{rad}$;
- krytyczny kąt natarcia: $\alpha_{kr} = 40^\circ$;
- wartość współczynnika siły nośnej przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$: $C_{za0} = -0,0086$;
- minimalną wartość współczynnika siły oporu: $C_{xa\ min} = 0,0247$;
- wartość współczynnika momentu pochylającego całego samolotu przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$ wyznaczonego względem 25% SCA: $C_{m0} = -0,00289$;
- wartość współczynnika momentu pochylającego samolotu bez usterzenia przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$ wyznaczonego względem 25% SCA: $C_{mbu0} = -0,00367$.

Charakterystyki współczynnika siły oporu (rys. 5) wyraźnie wskazują, że największy wpływ rakiety typu ALASA można zaobserwować w przedziale ujemnych wartości kątów natarcia. Dla konfiguracji samolotu wraz z rakieta uzyskano zwiększenie wartości współczynnika siły oporu we wskazanym zakresie kątów natarcia dla wszystkich zbadanych prędkości lotu, jednak jest to stosunkowo niewielki wzrost. Co więcej, dla dodatnich kątów natarcia dopiero powyżej $\alpha = 34^\circ$ widoczny jest istotny wzrost wartości współczynnika siły oporu. Jednocześnie należy zwrócić uwagę na wzrost wartości $C_{x\ min}$ z 0,023 (CFD Su-22) do 0,033 (CFD Su-22 ALS). Jeśli chodzi o duży wzrost siły oporu dla $Ma = 0,1$ do 0,0886, jest to prędkość nie występująca w realnych warunkach lotu, ale konieczna do przebadania ze względu na zgodność z przyszłymi wynikami tunelowymi. Przypadek ten wymaga dalszych badań. Prawdopodobnie otrzymany wynik spowodowany jest dużą turbulizacją warstwy przyściennej (Su-22 to duży samolot) i znacznego pogrubienia się warstwy przyściennej. Przypadek ten nie wystąpi w realnych warunkach lotu. Poza omówionym wyżej przypadkiem we wszystkich charakterystykach $C_{x\ min} \approx C_{x0}$.

Na wykresie współczynnika siły nośnej (rys. 6) można zauważyć, że dla kątów natarcia w zakresie $\alpha = -26^\circ \div 28^\circ$ wpływ rakiety typu ALASA na zmianę wartości współczynnika siły

Rys. 5. Porównanie charakterystyk współczynnika siły oporu dla samolotu Su-22 w konfiguracji z rakieta systemu wynoszenia ładunków na LEO uzyskanych dla różnych prędkości lotu

Rys. 6. Porównanie charakterystyk współczynnika siły nośnej dla samolotu Su-22 w konfiguracji z rakieta systemu wynoszenia ładunków na LEO uzyskanych dla różnych prędkości lotu

nośnej jest pomijalnie mały. Co ciekawsze, pomijalnie mały jest również wpływ prędkości lotu, poza faktem, że wraz ze wzrostem prędkości spada nieznacznie $C_{za\ max}$, z $C_{za\ max} = 1,309$ dla $Ma = 0,1$ do $C_{za\ max} = 1,263$ dla $Ma = 0,4$, przy czym nadal pozostaje większy niż dla samolotu izolowanego (wpływ siły nośnej pocisku). Nieznaczne zwiększenie bezwzględnej wartości współczynnika siły nośnej względem samolotu izolowanego otrzymano dla kątów natarcia mniejszych od $\alpha = -26^\circ$ i większych od $\alpha = 28^\circ$. Wynika on z dokładania się siły nośnej rakiety do sumarycznej siły nośnej zespołu.

Największy wpływ rakiety typu ALASA zaobserwowano na charakterystyce współczynnika momentu pochylającego (rys. 7). Zmiany prędkości nie powodują tu istotnych różnic w liniowej części charakterystyki, można jedynie stwierdzić gwałtowniejsze zmiany współczynnika momentu pochylającego w obszarach przeciągnięcia. Obecność pocisku, przez to że znajduje się on przed środkiem ciężkości samolotu, powoduje zmniejszenie stateczności, zaś wpływ ten spada wraz ze wzrostem liczby Macha. Należy jednak zaznaczyć, że względem przyjętego bieguna momentu pochylającego, który znajduje się w 25% SCA, samolot Su-22, zarówno w konfiguracji bez jak i z raketą typu ALASA, praktycznie w całym zakresie analizowanych kątów natarcia i prędkości lotu jest stateczny statycznie w kanale podłużnym.

Rys. 7. Porównanie charakterystyk współczynnika momentu pochylającego dla samolotu Su-22 w konfiguracji z raketą systemu wynoszenia ładunków na LEO uzyskanych dla różnych prędkości lotu

W porównaniu do obserwowanego dużego wpływu obecności rakiety typu ALASA na przebieg charakterystyki doskonałości aerodynamicznej, która została przedstawiona na rysunku 8, wpływ prędkości na doskonałość jest dużo słabszy, co jest dobrym prognostykiem. Największą różnicę otrzymano dla maksymalnej doskonałości. Dla samolotu Su-22 bez rakiety typu ALASA wynosi ona 9,47, natomiast dla samolotu z raketą od $C_{za}/C_{xa} = 7,13$ dla $Ma = 0,1$ przez $C_{za}/C_{xa} = 7,69$ dla $Ma = 0,27$, po $C_{za}/C_{xa} = 7,85$ dla $Ma = 0,4$.

Ogólnie wpływ prędkości na charakterystyki aerodynamiczne nosiciela w badanym zakresie prędkości jest, w zależności od charakterystyki, niemal o rząd niższy do o połowę niższy niż wpływ samej rakiety. Podstawowe cechy, takie jak wysokie osiągnięte kąty natarcia oraz niewielki

Rys. 8. Porównanie doskonałości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia dla samolotu Su-22 w konfiguracji z rakieta systemu wynoszenia ładunków na LEO uzyskanych dla różnych prędkości lotu

wpływ rakiety na stateczność podłużną zostały zachowane. Wyniki, szczególnie w przypadku tych odpowiadających $Ma = 0,1$ wymagają potwierdzenia w badaniach eksperymentalnych.

5. Wyniki jakościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu w konfiguracji z rakieta systemu wynoszenia ładunków na LEO

Wyniki jakościowe zostały przedstawione na rysunkach 9 i 10 w postaci map barwnych rozkładów ciśnienia oraz obszarów oderwania (przepływu wstecznego) na powierzchni analizowanej bryły (zespołu brył, składającego się na nosiciel i człon wynoszony). Obrazy te zostały uzupełnione o linie prądu o długości czasu całkowania dobranej tak, aby zachowywały się podobnie do nitek wizualizacji tunelowej w eksperymencie. Takie wyniki są łatwo porównywalne z wynikami jakościowymi otrzymywanymi eksperymentalnie.

Na zaprezentowanych rysunkach można odczytać, że wraz ze zwiększaniem kąta natarcia rośnie obszar podciśnienia na górnej powierzchni skrzydła oraz obszar nadciśnienia na jego dolnej powierzchni. Dla mniejszych kątów natarcia obszar podciśnienia tworzy się przy krawędzi natarcia skrzydeł. Wraz ze zwiększaniem kąta natarcia powiększa się obszar podciśnienia na powierzchni centropłata. Dla około krytycznych kątów natarcia oderwanie rozpoczyna się na końcówce skrzydła, co jest charakterystyczne dla skrzydła skośnego. Widoczne jest działanie kierownic aerodynamicznych. W powietrzu spływającym w kierunku końcówek skrzydeł kierownice aerodynamiczne tworzą wiry stabilizujące samolot i zapobiegające nagłemu niesymetrycznemu oderwaniu, które mogłoby doprowadzić do korkociągu. W konfiguracji przelotowej dla wyższych kątów natarcia oderwanie dodatkowo występuje w okolicach środkowej części skrzydła i ostatecznie obejmuje całą jego powierzchnię.

Rys. 9. Porównanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Su-22 w konfiguracji z rakietą systemu wynoszenia ładunków na LEO dla kąta natarcia $\alpha = 0^\circ, 6^\circ, 12^\circ, 14^\circ$

Rys. 10. Porównanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Su-22 w konfiguracji z rakieta systemu wynoszenia ładunków na LEO uzyskanych dla kąta natarcia $\alpha = 18^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$

6. Wnioski i rekomendacje do dalszych badań

Na podstawie analizy otrzymanych wyników obliczeń wyciągnięto następujące uogólnione wnioski dotyczące techniki obliczeniowej:

- korzystając z metod numerycznej mechaniki płynów (*Computational Fluid Dynamics*) można wyznaczyć charakterystyki aerodynamiczne wysokomanewrowych samolotów odrzutowych;
- wydajność obliczeniowa współczesnych komputerów pozwala na zastosowanie analiz RANS do analizy wysokomanewrowych samolotów odrzutowych;
- obecność przenoszonej rakiety nie wpływa znacząco na obraz pola przepływu na płatowcu samolot-nosiciel;
- wpływ rakiety na zmianę poszczególnych charakterystyk aerodynamicznych samolotu-nosiela jest znikomy.

Bibliografia

1. CHEN T.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
2. 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
3. BARTOLOTTA P.A., *Horizontal Launch: Versatile Concept for Assured Space Access*, NASA, SP 2011-215994, 2011
4. *DARPA: Report on Horizontal Launch Study*, 2011
5. *DARPA: Airborne Launch Space Access*, ALASA, 2015
https://en.wikipedia.org/wiki/Airborne_Launch_Assist_Space_Access
6. 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
7. NIEDERSTRASSER C., Small launch vehicles – a 2018 state of the industry survey, *Proceedings of 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2018
8. OLEJNIK A., DOBRZYŃSKI P., MACHOWSKI B., ZALEWSKI P., Koncepcja wspomaganego lotniczo raketowego systemu wynoszenia mini i mikro satelitów, *Mechanik – Miesięcznik Naukowo-Techniczny*, 2018, **7**, 511-513, PL ISSN 0025-6552, DOI: 10.17814/mechanik.2018.7.68
9. OLEJNIK A., ZALEWSKI A., DOBRZYŃSKI P., KISZKOWIAK Ł., MACHOWSKI M., Analiza aerodynamiczna samolotu odrzutowego pod kątem wykorzystania do wynoszenia mini i mikro satelitów, [w:] *Nasze Stulecie, Nauka dla Obronności*, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, 2018, str. 407-423, ISBN 978-83-7775-510-5
10. OLEJNIK A., ZALEWSKI P., DOBRZYŃSKI P., MACHOWSKI B., Aspekty bezpieczeństwa lotniczo-wspomaganego raketowego systemu wynoszenia nano i mikro satelitów, [w:] *Wyzwania i rozwój obrony powietrznej Rzeczypospolitej Polskiej. Obronność RP XXI wieku*, 2018, str. 291-306, PL ISSN 978-83-64636-88-2
<https://sowa.wsosp.pl/sowacgi.php?KatID=0&typ=record&001=LWSOk19000333>
11. SOBIERAJ W., *Aerodynamika*, Warszawa, Wojskowa Akademia Techniczna, 2014
12. *Wojskowa Akademia Techniczna: Lotniczo-raketowy system wynoszenia ładunków na niską orbitę okołozemską – studium realizowalności*, sprawozdania etapowe z realizacji Grantu Badawczego nr 13-989/2018/WAT, Warszawa, 2018-2020
13. *ANSYS Fluent Theory Guide, Release 15.0*, Ansys Inc, 2013

14. *ANSYS ICEM CFD Tutorial Manual*, Ansys ICEM CFD 15, 2013
15. *Dynamika lotu: Pojęcia, wielkości i symbole – Część 1: Ruch statku powietrznego względem powietrza*, PN-ISO 1151-1, Warszawa, Polski Komitet Normalizacyjny, 2004

Analysis of aerodynamic properties of an air-launch space system – Sukhoy Su-22 and a space rocket

The work presents results of numerical aerodynamic analyses of an air launch space system consisting of aircraft-carrier Su-22M4 and a space rocket to take objects into low orbit. A series of calculations were carried out for different flight speeds and angles of attack. The results show that the system maintains satisfactorily longitudinal stability and good drag characteristics for high range angles of attack, and the impact of speed is lower than that caused by the presence of the space rocket. The results are presented in the form of graphs and color maps of the flow field on the surface of tested solids supplemented with an image of the current line. They are also presented in a tabular form for use in further research.