THE IMPACT OF PROPELLER ON AERODYNAMICS OF AIRCRAFT

WPLYW ŚMIGŁA NA AERODYNAMIKĘ SAMOLOTU

Wiesław Zalewski

Instytut Lotnictwa

e-mail: zalewski@ilot.edu.pl

Abstract: The paper presents a numerical analysis of the impact of working propellers on the aerodynamics of the aircraft. Analysis was made on the example of a twin-engined, unmanned aircraft with electric drive during the low altitude flight. Three configurations were studied and compared: the plane without propellers, the plane with pusher propellers and the plane with tractor propellers. For each configuration distributions of aerodynamic coefficients along the span of the wing and their global values for the entire aircraft were estimated. Calculations were performed using the Fluent solver with implementation of a simplified model of propeller based on the Blade Element Theory. Results of the analysis indicate a slight advantage of the tractor propellers configuration.

Keywords: propeller-driven unmanned airplane, propeller wing interaction

Streszczenie: W pracy przedstawiono analizę numeryczną wpływu pracujących śmigieł na aerodynamikę samolotu na przykładzie dwusilnikowego, bezzałogowego samolotu o napędzie elektrycznym. Analiza koncentrowała się głównie na symulacji wzajemnego oddziaływania układu skrzydło-śmigło samolotu. Badano i porównywano trzy konfiguracje: samolot bez śmigieł, samolot ze śmigłami pchającymi i samolot ze śmigłami ciągnącym. Dla każdej konfiguracji wyznaczono rozkłady współczynników aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości skrzydła oraz ich globalne wartości dla całego samolotu. Obliczenia wykonano za pomocą programu Fluent z implementacją modelu śmigła opartą na Teorii Elementu Łopaty.

Słowa kluczowe: interferencja skrzydło-śmigło, modelowanie numeryczne, samolot bezzałogowy

1. Wstęp

W czasie wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych samolotu na drodze eksperymentalnej bądź obliczeniowej, najczęściej badany jest sam płatowiec bez symulacji pracy napędu śmigłowego. Takie podejście ma swoje uzasadnienie, które wynika z kolejności przebiegu procesu projektowania oraz dążenia do uproszczenia modelu. Na etapie wstępnym wiele szczegółowych rozwiązań nie jest jeszcze ostatecznie określonych. Przyjmuje się domyślnie założenie, że wpływ pracującego śmigła na aerodynamikę płatowca jest pomijalnie mały. Podobnie wygląda to od strony projektowania śmigła. W procesie projektowania aerodynamicznego śmigła stosuje się najczęściej model izolowany, czyli zakłada się, że w najbliższym otoczeniu pracującego śmigła nie znajdują się żadne elementy zaburzające przepływ. Takie podejście pozwala na uproszczenie i przyspieszenie obliczeń, i jest uzasadnione szczególnie w przypadku napędów elektrycznych, gdzie średnica silnika najczęściej nie przekracza średnicy piasty śmigła. W rzeczywistości jednak między strukturą samolotu i śmigłem występuje wzajemne oddziaływanie. Szczególnie w przypadku samolotów wielosilnikowych, interferencja skrzydło-śmigło może być wyraźnie zauważalna i mieć wymierny wpływ na pracę śmigła i opływ skrzydła [5], [6]. W większości prac badawczych, szczególnie eksperymentalnych, analiza zjawiska interakcji śmigło-skrzydło ogranicza się do szczegółowej analizy opływu skrzydła [1], [3]. W innych opracowaniach do uproszczonych modeli śmigła wprowadza się współczynniki korygujące poziom rotacji strumienia zaśmigłowego w zależności od wzajemnego położenia układu skrzydło-śmigło [2]. Wpływ struktury samolotu na osiągi śmigła jest często pomijany. W przedstawionej pracy analizowano zarówno wpływ interferencji na opływ skrzydła jak i na osiągi śmigła.

W dalszej części przedstawiono wyniki symulacji numerycznej w której określono wzajemne oddziaływanie struktury samolotu i śmigła. Obliczenia wykonano na przykładzie dwusilnikowego, bezzałogowego samolotu o napędzie elektrycznym. Zbadano i porównano trzy konfiguracje: samolot bez śmigieł (wariant A), samolot ze śmigłami w układzie pchającym (wariant B) oraz samolot ze śmigłami w układzie ciągnącym (wariant C). Wariant A wykorzystano jako punkt odniesienia do analiz wpływu pozostałych konfiguracji napędu i odpowiada on warunkom badań aerodynamiki płatowca w tunelu aerodynamicznym. Obliczenia przygotowano tak aby możliwe było wyznaczenie rozkładu współczynników siły nośnej C_z i oporu C_x wzdłuż rozpiętości skrzydła dla każdej konfiguracji. Wyznaczono również globalne wartości tych współczynników dla całego samolotu oraz doskonałość aerodynamiczną. Dodatkowo analizowano wpływ zastosowanej konfiguracji napędu na sprawność śmigła.

2. Model obliczeniowy

Do analizy wykorzystano oprogramowanie FLUENT z modułem Virtual Blade Model (VBM). Jest to oprogramowanie rozwiązujące równania przepływowe Naviera-Stokesa metodą objętości skończonych z implementacją uproszczonego modelu śmigła opartą na Teorii Elementu Łopaty. Pozwala na modelowanie śmigła bez konieczności odwzorowywania fizycznej geometrii jego łopat. Rzeczywista geometria śmigła jest zastępowana wirtualnym dyskiem komórek obliczeniowych ze źródłami pędu. Parametry źródeł pędu są obliczane przy wykorzystaniu charakterystyk aerodynamicznych dwuwymiarowych profili na bazie których zaprojektowana została łopata śmigła, z uwzględnieniem rozkładu skręceń i długości cięciw wzdłuż promienia śmigła. Model może być wykorzystywany do symulacji pracy śmigła w warunkach ustalonych [3]. Zaletą modelu jest odwzorowanie rotacji przepływu za śmigłem wynikającej z ruchu obrotowego łopat. Uwzględnienie rotacji przepływu strumienia zaśmigłowego ma szczególne znaczenie w obliczeniach konfiguracji samolotu w układzie ze śmigłami ciągnącymi.

Założono, że kierunki wirowania śmigieł są przeciwne. Pozwoliło to na uproszczenie modelu do symetrycznego względem płaszczyzny pionowej w osi podłużnej samolotu. Modelowano prawą połowę samolotu patrząc w kierunku lotu. W celu przeprowadzenia obliczeń, dla każdej konfiguracji wykonano hybrydową siatkę obliczeniową o ilości elementów około 7 mln. Siatka składała się z elementów pryzmatycznych (warstwa przyścienna), hexahedralnych (dysk śmigła) i tetrahedralnych. Ze względu na potrzebę określenia rozkładu współczynników aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości, skrzydło zostało podzielone na kilkadziesiąt segmentów o zróżnicowanej szerokości. Podział zagęszczono na końcówce skrzydła i w strefach gdzie spodziewano się silnego wpływu śmigła. Położenie dysku śmigła dla badanych konfiguracji pokazano na rysunkach 1 i 2. Śmigło dla obu wariantów było jednakowe i umieszczone na tej samej osi obrotu znajdującej się nieco poniżej dolnej powierzchni płata. Odległość powierzchni dysku śmigła od krawędzi płata to: 500 mm za krawędzią spływu dla wariantu B i 1250 mm przed krawędzią natarcia dla wariantu C. Odległości te były dobrane pod kątem zastosowania śmigła składanego. Prędkość obrotowa silnika była taka sama dla obu wariantów. W obliczeniach pominięto gondolę silnikową ponieważ jej średnica, ze względu na użycie silnika elektrycznego, nie przekraczała średnicy piasty śmigła i miała pomijalny wpływ na pracę śmigła. Używano modelu turbulencji Spalart-Allmaras.

Pozostałe parametry przedstawiają się następująco:

Śmigło:

Typ śmigła: o stałym skoku,

Średnica śmigła : $D = 2$ [m],

Liczba łopat: $N = 2$.

Kierunek obrotów śmigła: zgodny z ruchem wskazówek zegara patrząc od tyłu w kierunku lotu na prawą część samolotu.

Silnik:

Moc silnika: $P = 2,3$ [kW],

Obroty: $n = 597$ [obr/min].

Skrzydło:

Długość: $S = 20$ [m],

Warunki lotu:

Wysokość lotu: $H = 0$ [m],

Prędkość lotu: $V = 10$ [m/s],

Lot poziomy, ustalony przy kącie natarcia $\alpha = 0$.

Rys. 1 Widok połowy samolotu z widocznym podziałem skrzydła na pasma;
po lewej konfiguracja ze śmigłem pchającym (wariant B),
po prawej konfiguracja ze śmigłem ciągnącym (wariant C).

Rys. 2 Położenie dysku śmigła dla badanych konfiguracji;
od lewej: konfiguracja ze śmigłem pchającym (wariant B) - widok z góry,
konfiguracja ze śmigłem ciągnącym (wariant C) - widok z góry, konfiguracja ze
śmigłem pchającym (wariant B) - widok z przodu, konfiguracja ze śmigłem
ciągnącym (wariant C) - widok z przodu.

3. Wyniki obliczeń płatowca

Na rysunkach poniżej przedstawiono wyniki przeprowadzonej symulacji. Wykresy przedstawiają rozkłady wartości współczynników aerodynamicznych wyznaczonych tylko dla skrzydła w celu przedstawienia efektów zjawiska interferencji śmigło-skrzydło. Nad wykresami pokazano prawą połowę samolotu w widoku od tyłu w celu łatwiejszej interpretacji wyników.

Wariant A - samolot bez śmigieł

Rys. 3 Rozkład współczynnika siły oporu C_x na skrzydle, wariant A.

Rys. 4 Rozkład współczynnika siły nośnej C_z na skrzydle, wariant A.

Rys. 5 Rozkład doskonałości aerodynamicznej DA na profilach skrzydła, wariant A.

Rys. 6 Rozkład ciśnienia statycznego na górnych powierzchniach samolotu, wariant A.

Rys. 7. Rozkład ciśnienia statycznego na dolnych powierzchniach samolotu, wariant A.

Wariant B - samolot ze śmigłami pchającymi

Rys. 8 Rozkład współczynnika siły oporu C_x na skrzydle, wariant B

Rys. 9. Rozkład współczynnika siły nośnej C_z na skrzydle, wariant B.

Rys. 10 Rozkład doskonałości aerodynamicznej DA na profilach skrzydła, wariant B

Rys. 11 Rozkład ciśnienia statycznego na górnych powierzchniach samolotu, wariant B.

Rys. 12 Rozkład ciśnienia statycznego na dolnych powierzchniach samolotu, wariant B.

Wariant C - samolot ze śmigłami ciągnącymi

Rys. 13 Rozkład współczynnika siły oporu C_x na skrzydle, wariant C.

Rys. 14 Rozkład współczynnika siły nośnej C_z na skrzydle, wariant C.

Rys. 15 Rozkład doskonałości aerodynamicznej DA na profilach skrzydła, wariant C.

Rys. 16 Rozkład ciśnienia statycznego na górnych powierzchniach samolotu, wariant C.

Rys. 17 Rozkład ciśnienia statycznego na dolnych powierzchniach samolotu, wariant C.

W tabelach poniżej przedstawiono wpływ pracujących śmigieł na zmianę globalnych współczynników aerodynamicznych samolotu.

Tabela 1. Wartości doskonałości aerodynamicznej DA dla badanych wariantów oraz różnica procentowa ΔDA obliczona w odniesieniu do wariantu A.

Wariant	DA	ΔDA [%]
A	35.262	
B	32.584	-7.595
C	34.117	-3.247

Tabela 2. Wartości współczynnika siły oporu C_x dla badanych wariantów oraz różnica procentowa ΔC_x obliczona w odniesieniu do wariantu A.

Wariant	C_x	ΔC_x [%]
A	0.0228	
B	0.0249	9.211
C	0.0247	8.333

Tabela 3. Wartości współczynnika siły nośnej C_z dla badanych wariantów oraz różnica procentowa ΔC_z obliczona w odniesieniu do wariantu A.

Wariant	C_z	ΔC_z [%]
A	0.806	
B	0.813	0.868
C	0.844	4.715

4. Wyniki obliczeń śmigła

W ramach przeprowadzonych obliczeń analizowano również wpływ skrzydła samolotu na warunki pracy śmigła. W tabelach 1, 2, 3 przedstawiono parametry pracy śmigła dla śmigła izolowanego (bez uwzględnienia obecności struktury samolotu oraz dla konfiguracji pchającej (wariant B) i ciągnącej (wariant C). Przyjęto jednakową prędkość obrotową zespołu śmigło-silnik dla wariantu B i C. Pobierana przez śmigło moc, przy założeniu tej samej prędkości obrotowej, nieznacznie różni się między analizowanymi wariantami, co wynika ze zmian w opływie łopat śmigła spowodowanej wpływem obecności struktury samolotu.

Tabela 4. Śmigło izolowane.

Prędkość lotu [m/s]	Prędkość obrotowa [obr/min]	Siła ciągu [N]	Moment [N m]	Moc [W]	Sprawność
10	597	173.4	36.14	2259	0.768

Tabela 5. Śmigło pchające - wariant B.

Prędkość lotu [m/s]	Prędkość obrotowa [obr/min]	Siła ciągu [N]	Moment [N m]	Moc [W]	Sprawność
10	597	178.85	36.71	2294.54	0.779

Tabela 6. Śmigło ciągnące - wariant C.

Prędkość lotu [m/s]	Prędkość obrotowa [obr/min]	Siła ciągu [N]	Moment [N m]	Moc [W]	Sprawność
10	597	175.8	36.37	2273.48	0.773

5. Wnioski

Najlepszą doskonałość aerodynamiczną wykazuje konfiguracja bez śmigieł. Zastosowanie układu ze śmigłami pchającymi (wariant B) spowodowało obniżenie doskonałości o ponad 7%. Układ ze śmigłami ciągnącymi daje spadek doskonałości nieco powyżej 3 %. Dla badanego płatowca lepszą konfiguracją okazał się w tym wypadku wariant C, czyli układ ze śmigłami ciągnącymi.

Dla układu pchającego efekt oddziaływania na skrzydło sprowadza się zasadniczo do przyspieszenia strumienia powietrza opływającego skrzydło. Efektem przyspieszenia strumienia jest spadek ciśnienia na górnych powierzchniach skrzydła przed śmigłem. Jak przedstawiono na rysunku 11, spadek ciśnienia występuje w pobliżu miejsca największej grubości profilu i w obszarze w pobliżu krawędzi spływu. Wydłużona strefa podciśnienia w pobliżu krawędzi spływu powoduje silny wzrost oporu ciśnieniowego, który jest wyraźnie dostrzegalny na przebiegu współczynnika C_x (rysunek 8). Można oczekiwać, że spadek ciśnienia na górnej powierzchni spowoduje wyraźny wzrost siły nośnej. Jednak na przebiegu C_z (rysunek 9) wzrost siły nośnej jest niewielki.

Jest to spowodowane tym, że śmigło przyspiesza również przepływ pod skrzydłem gdzie również spada ciśnienie i niemal zupełnie znosi efekt wzrostu siły nośnej.

Dla konfiguracji ciągnącej strefa oddziaływania śmigła na płat jest znacznie większa niż tylko obszar za śmigłem. Przepływ jest silnie zniekształcony. Oddziaływanie śmigła ciągnącego na płat sprowadza się głównie do zmiany lokalnych kątów natarcia na skrzydle.

Wpływ skrzydła na osiągi śmigła jest bardzo niewielki ale korzystny w obu badanych konfiguracjach i powoduje poprawę sprawności śmigła o około 1 %. W przypadku układu pchającego wynika to z opływu profilu skrzydła. Profil E387 powoduje odchylenie strumienia spływającego ze skrzydła ku dołowi, co zmienia rozkład lokalnych kątów natarcia na łopatach śmigła. W przypadku konfiguracji ciągnącej, skrzydło przeciwdziała rotacji strumienia zaśmigłowego. Dodatkowo śmigło pracuje w strumieniu niezaburzonym śladem aerodynamicznym płata. Nie przekłada się to jednak na wzrost sprawności śmigła w stosunku do wariantu pchającego. Przewaga układu ciągnącego wynika jedynie z mniej negatywnego oddziaływania na aerodynamikę skrzydła co pokazano w tabeli 1. Warto również podkreślić, że otrzymane rezultaty wiążą się ze specyfiką badanego samolotu (małe prędkości lotu, zastosowany profil skrzydła, śmigła o stałym skoku, mała moc silników).

6. Literatura

- [1] Catalano F. M., (2004), On the Effects of an Installed Propeller Slipstream on Wing Aerodynamic Characteristics, Acta Polytechnica Vol. 44 No. 3/2004, Prague.
- [2] Veldhuis L. L. M., (2004), Review of Propeller-Wing Aerodynamic Interference, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004 ICAS.
- [3] Cho J. , Cho J., (1999), Quasi-Steady Aerodynamic Analysis of Propeller-Wing Interaction, International Journal for Numerical Method in Fluids, Int. J. Numer. Meth. Fluids 30: 1027–1042.
- [4] Jameson A., (1970), The Analysis of Propeller-Wing Flow Interaction, NASA-Langley.
- [5] Robles G. R., Catalano F. M., (2013), The Effects of an Over-The-Wing Nacelle in the Aerodynamic Characteristics of a Conventional Aircraft, 22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013) November 3-7, 2013.
- [6] Rivore V., (2007), Propulsion Integration Challenges , Lecture to DGLR 2007.

dr inż. Wiesław Zalewski, absolwent Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Pracownik naukowy Instytutu Lotnictwa: stopień doktora uzyskał w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w roku 2015. W swoim dorobku posiada: kilkanaście publikacji, 1 patent, 3 zgłoszenia patentowe, udział w kilkunastu projektach badawczo-rozwojowych.