

Badania aerodynamiczne samolotów klasy General Aviation z wykorzystaniem metod numerycznej mechaniki płynów

Aerodynamic analysis of General Aviation airplanes using computational fluid dynamics methods

ALEKSANDER OLEJNIK
ŁUKASZ KISZKOWIAK
ADAM DZIUBIŃSKI*

DOI: <https://doi.org/10.17814/mechanik.2017.8-9.118>

Omówiono badania aerodynamiczne statków powietrznych na przykładzie samolotów kategorii Very Light Aeroplanes oraz Very Light Jet. Badania numeryczne wykonano metodą objętości skończonych z wykorzystaniem specjalistycznego oprogramowania. Przedstawiono metodę przygotowania modelu numerycznego samolotu oraz sposób przeprowadzenia analizy aerodynamicznej. Przeanalizowano m.in. wpływ napędu na charakterystyki aerodynamiczne. Wyniki zaprezentowano w postaci wykresów składowych siły i momentu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia.

SŁOWA KLUCZOWE: mechanika, aerodynamika, komputerowa mechanika płynów

The problems of an aircraft aerodynamic analysis based on the example of Very Light Aeroplanes and Very Light Jet category airplanes have been presented. A numerical calculations using finite volume method implemented in specialized software were performed. A method of preparing a numerical model of an airplane and the aerodynamic analysis methodology have been presented. An influence of an airplane propulsion on aerodynamic characteristics have been analyzed. A results have been shown in the graphs form of aerodynamic force and moment components as function of angle of attack.
KEYWORDS: mechanics, aerodynamics, computational fluid dynamics

Badania aerodynamiczne z wykorzystaniem metod obliczeniowej mechaniki płynów przeprowadzono w trakcie opracowywania samolotów OSA oraz Flaris LAR-1. OSA jest samolotem kategorii Very Light Aeroplanes (do 750 kg masy startowej) o przeznaczeniu użytkowym. Natomiast Flaris LAR-1 to bardzo lekki odrzutowiec wykonany z nowoczesnych preimpregnatów węglowych do szybkiego i wygodnego transportu czterech dorosłych osób w celach biznesowych lub rekreacyjnych.

Dynamiczny rozwój techniki mikroprocesorowej oraz obliczeniowej mechaniki płynów (*computational fluid dynamics*, CFD) umożliwił symulacje wielu zjawisk zachodzących w trakcie opływu ciał płynami. CFD to dział mechaniki płynów służący do szczegółowej analizy i modelowania przepływów za pomocą metod numerycznych. W teorii mechaniki płynów ruch cieczy i gazów opisywany jest układem równań różniczkowych [1], są to:

- równanie Naviera–Stokesa (równanie zachowania pędu) w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla(\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (1)$$

gdzie: p – ciśnienie statyczne; $\rho \vec{g}$ i \vec{F} – odpowiednio siły grawitacji i siły zewnętrzne, np. narastające w wyniku przepływu przez fazę rozproszoną; $\bar{\tau}$ – tensor naprężeń:

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (2)$$

gdzie: μ – lepkość kinematyczna; I – macierz jednostkowa;

- równanie ciągłości przepływu (równanie zachowania masy w odniesieniu do płynu traktowanego jako ośrodek ciągły) w postaci:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (3)$$

gdzie: S_m – źródło masy (np. w wyniku odparowywania fazy rozproszonej);

- równanie zachowania energii w postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_i(\tau_{ij})_{eff} \right] + S_h \quad (4)$$

gdzie: k – przewodność cieplna; E – energia całkowita; $(\tau_{ij})_{eff}$ – tensor naprężeń ścinających:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (5)$$

Rozwiązanie tych równań w ogólnym przypadku jest możliwe jedynie z zastosowaniem metod numerycznych, np. metody objętości skończonych. Równania te przekształca się do postaci całkowej:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint Q dV + \iint F dA = 0 \quad (6)$$

gdzie: Q – wartości podlegające prawom zachowania masy, pędu, energii wewnątrz komórki; F – wektor wielkości charakteryzujących strumień wymieniany z otoczeniem komórki; V – objętość pojedynczej komórki kontrolnej; A – powierzchnia zewnętrzna pojedynczej komórki kontrolnej.

* Prof. dr hab. inż. Aleksander Olejnik (aleksander.olejnik@wat.edu.pl), kpt. mgr inż. Łukasz Kiszkiwkiak (lukasz.kiszkiwkiak@wat.edu.pl) – Instytut Techniki Lotniczej, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie; mgr inż. Adam Dziubiński (adziubiński@ilot.edu.pl) – Zakład Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa w Warszawie

Tak rozpisane równania rozwiązuje się metodą iteracyjną (kolejnych przybliżeń). Wielkość komórek w domenie odtwarzającej obszar powietrza wokół badanej geometrii jest tak dobrana, aby dobrze odwzorować nierównomierności pola przepływu. Jest to niestety metoda bardzo wymagająca pod względem zasobów obliczeniowych – zarówno wykorzystywanej pamięci, jak i wydajności obliczeniowej. W przypadku geometrii całych samolotów najczęściej obliczenia wykonuje się na komputerze złożonym z kilku–kilkudziesięciu równoległe pracujących jednostek (węzłów), gdzie każdy analizuje osobny fragment siatki obliczeniowej.

Opracowanie modeli numerycznych samolotów na potrzeby analizy CFD

W obszarze otaczającym dany płatowiec wygenerowano siatkę niestrukturalną. Wielkość siatki obliczeniowej dla samolotu OSA wynosiła ok. 6 mln komórek, a dla samolotu Flaris LAR-1 – ok. 4 mln komórek. Wokół ścian brył samolotów wygenerowano pięć warstw komórek przyścianych symulujących warstwę przyścienną. Grubość pierwszego elementu siatki (0,6 mm) odpowiadała parametrowi turbulencji y^+ z zakresu $\langle 30 \div 200 \rangle$, co jest zalecane dla zastosowanego modelu turbulencji Spalart–Allmaras. Model ten jest przyjęty za standard w analizach opływów zewnętrznych, zwłaszcza w zakresie liczb Reynoldsa używanych w lotnictwie [1].

W opracowywanych modelach na powierzchni płatowca zastosowano warunek brzegowy WALL – ściana z warunkiem rozwoju turbulencji STANDARD WALL FUNCTION. Na tylnej ścianie domeny założono warunek PRESSURE OUTLET, a na ścianach: przedniej, górnej, dolnej i bocznej – warunek pola dalekiego przepływu: PRESSURE FAR FIELD. Powierzchnię kręgu śmigła w przypadku samolotu OSA oraz powierzchnię wlotu i wylotu z silnika samolotu Flaris LAR-1 przygotowano na potrzeby wyznaczenia wpływu zespołu napędowego na charakterystyki aerodynamiczne samolotu.

W numerycznych analizach aerodynamicznych w opływie symetrycznym przyjęto następujące założenia:

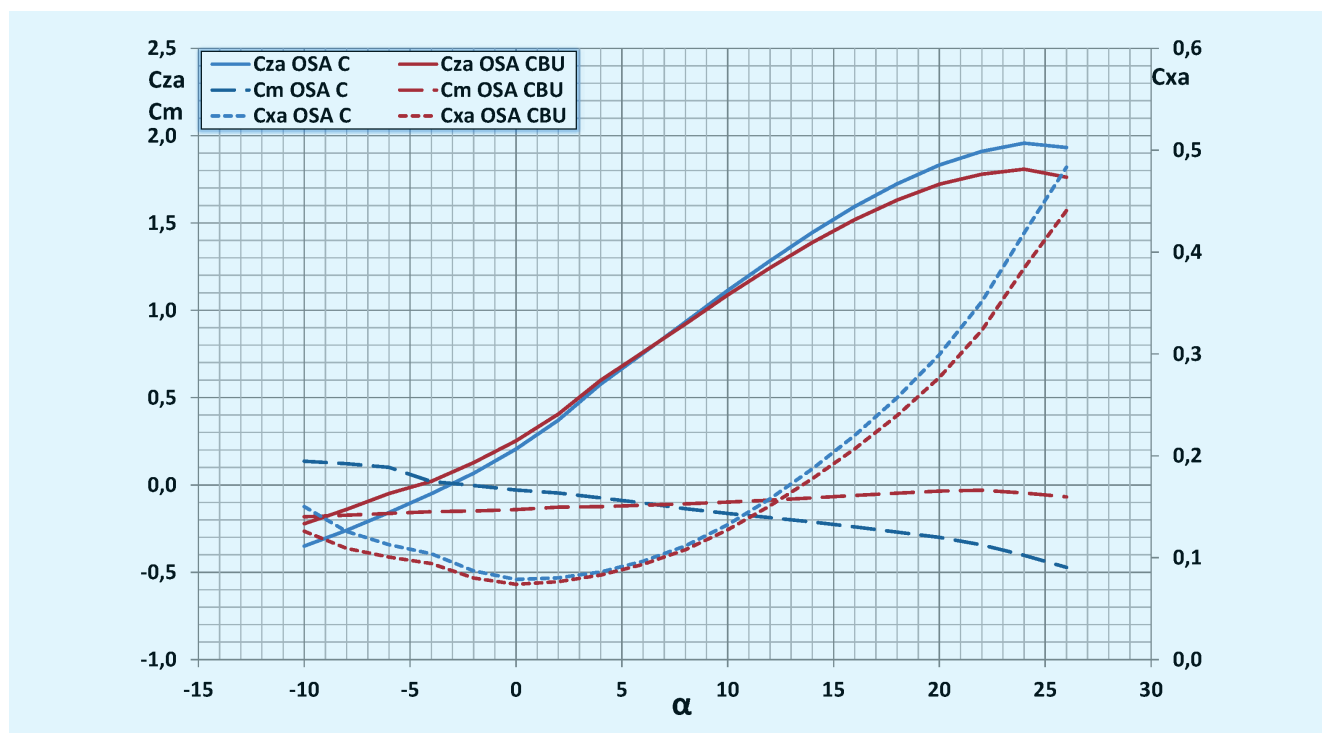
- symetrię pola przepływu,
- symetrię geometrii,
- przepływ jest stacjonarny i ustabilizowany, czyli za płatowcem nie pojawia się ścieżka wirów Karmana ani żadna inna niestacjonarna struktura w przepływie,
- warunki lotu odpowiadają zerowej wysokości (na poziomie morza) według atmosfery wzorcowej: ciśnienie $p = 101\,325$ Pa, temperatura $T = 288,15$ °K, gęstość powietrza $\rho = 1,225$ kg/m³.

Biegun momentu aerodynamicznego leżał na płaszczyźnie symetrii samolotu w punkcie odpowiadającym rzutowi punktu $\frac{1}{4}$ SCA na tę płaszczyznę.

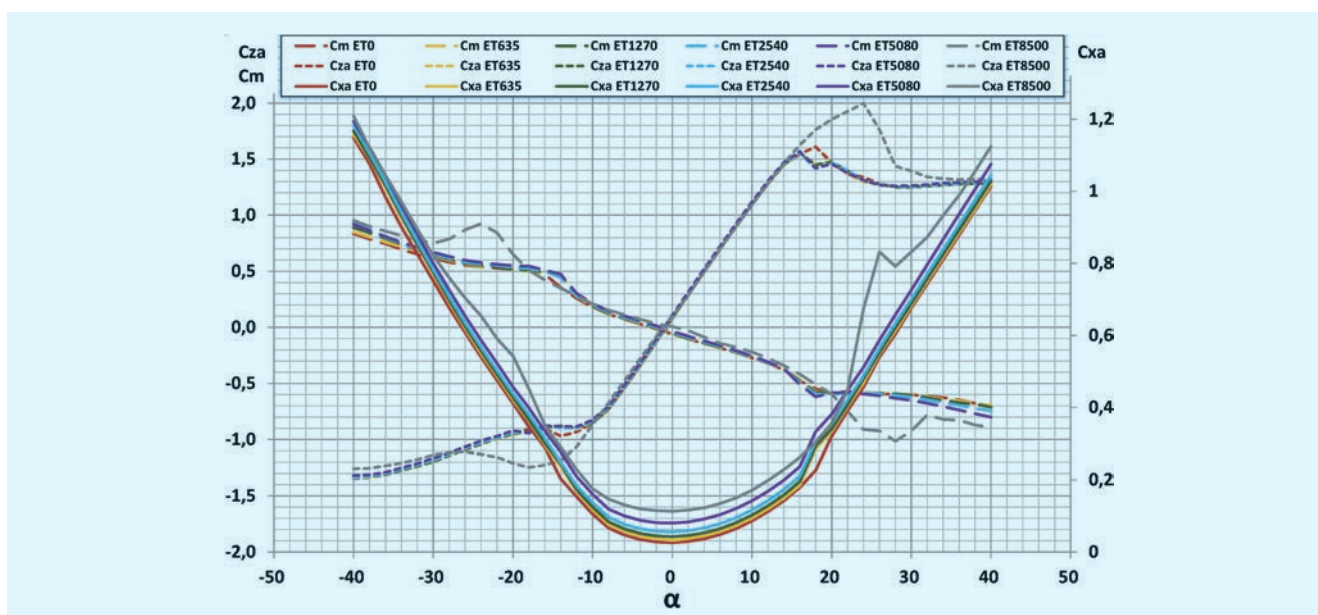
Wyniki ilościowe numerycznej analizy aerodynamicznej samolotu OSA z usterzeniem klasycznym w opływie symetrycznym

Na rys. 1 przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA w funkcji kąta natarcia dla wersji z usterzeniem poziomym (OSA C) i bez usterzenia poziomego (OSA CBU). Charakterystyki współczynnika siły oporu C_x wyraźnie pokazują, że w przedziale kątów natarcia $\alpha = 3 \div 8^\circ$ wpływ usterzenia poziomego na wartość współczynnika siły oporu jest pomijalnie mały i różnie wraz ze zwiększaniem kąta natarcia.

Podobną tendencję można zaobserwować na wykresie współczynnika siły nośnej C_z . Wraz ze wzrostem kąta natarcia zwiększa się wpływ usterzenia na wartość współczynnika siły nośnej. Natomiast dla kątów natarcia w przedziale $\alpha = 4 \div 9^\circ$ jest on pomijalnie mały. Na charakterystyce współczynnika momentu pochylającego C_m widać, że odjęcie usterzenia poziomego powoduje duże zmiany rozstaczniające samolot. Względem analizowanego bieguna momentu pochylającego, który znajduje się w 25% SCA, samolot staje się niestacynny statycznie, aż do kąta natarcia $\alpha = 22^\circ$. Po przekroczeniu tego kąta $dC_m/d\alpha$ przyjmuje wartości ujemne.



Rys. 1. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu OSA z usterzeniem poziomym i bez niego



Rys. 2. Wpływ ciągu silnika na charakterystyki aerodynamiczne samolotu Flaris LAR-1

Analiza wpływu ciągu silnika na charakterystyki aerodynamiczne samolotu Flaris LAR-1

Aby przeanalizować wpływ ciągu silnika na charakterystyki aerodynamiczne samolotu Flaris LAR-1, skorzystano z warunku brzegowego FAN. Na pierwszym stopniu sprężarki silnika przyjęto skok ciśnienia odpowiadający zadanej sile ciągu. Obliczenia prowadzono dla różnych wartości siły ciągu silnika (rys. 2). Poszczególne charakterystyki opisano wartością ciągu silnika, jaką przyjęto w trakcie wykonywania danej analizy. Dla przykładu: charakterystyki opisane jako ET2540 odpowiadają wynikom analizy uzyskanym dla przypadku, w którym w kanale przepływowym silnika przyjęto przyrost ciśnienia równy sile ciągu wynoszącej 2540 N.

W charakterystyce współczynnika siły oporu można zauważyć, że wraz ze zwiększaniem kąta natarcia wpływ ciągu silnika na jego wartość jest coraz mniejszy. Co więcej, jego minimalne wartości $C_{x_{min}}$ zbliżone są do wartości C_{x_0} uzyskanych dla kąta natarcia $\alpha=0$. Uwzględnienie w obliczeniach ciągu silnika wpłynęło na zmianę wartości krytycznego kąta natarcia α_{kr} . Nachylenie charakterystyki momentu pochylającego samolot $dC_m/d\alpha$ nie uległo zmianie. Wpływ ciągu silnika najbardziej uwidacznia się na charakterystyce współczynnika siły oporu. Największy wpływ obserwujemy dla charakterystyk uzyskanych przy ciągu silnika wynoszącym 8500 N.

Wnioski

Wykonano szereg numerycznych analiz aerodynamicznych samolotów kategorii Very Light Aeroplanes oraz Very Light Jet. Uzyskane wyniki miały znaczący wpływ na decyzje zespołu konstrukcyjnego dotyczące ostatecznego kształtu bryły opracowywanych statków powietrznych. Określone charakterystyki aerodynamiczne zostały wykorzystane na etapie wyznaczania obciążeń działających na strukturę samolotu w trakcie lotu. Ponadto z ich użyciem przeprowadzono badania stateczności samolotów w trakcie lotu. Z analizy wyników obliczeń wyciągnięto następujące wnioski:

- korzystając z metod numerycznej mechaniki płynów (*computational fluid dynamics*), można wyznaczyć cha-

rakterystyki aerodynamiczne samolotów klasy General Aviation,

- numeryczne analizy aerodynamiczne można wykonywać dla samolotów w skali rzeczywistej,
- modyfikacje modelu numerycznego są prostsze i szybsze niż modelu skalowanego samolotu przygotowanego do badań doświadczalnych,
- wydajność obliczeniowa współczesnych komputerów pozwala na zastosowanie analiz RANS na dość wczesnym etapie projektowania,
- model numeryczny samolotu może zostać podzielony na strefy, z których łatwiej otrzymać wyniki cząstkowe niż w przypadku badań doświadczalnych w tunelu aerodynamicznym,
- w trakcie analiz numerycznych występowały znaczne problemy z modelowaniem turbulizacji przepływu i procesu oderwania,
- korzystanie z metod numerycznej mechaniki płynów wymaga dużego doświadczenia i umiejętności zarówno w zakresie przygotowania modelu do obliczeń, jak i krytycznej analizy wyników.

Artykuł zawiera wyniki uzyskane w trakcie realizacji projektów:

- „Nowoczesny środek transportu osobistego Flaris LAR-1” – nr POIG.01.03.01-14-077/12 – dofinansowanego z NCBiR w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka z Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego,
- „Zwiększenie użyteczności lekkiego samolotu o innowacyjnym układzie aerodynamicznym typowym dla samolotów klasy STOL” – PBS3/B6/35/2015 – dofinansowanego z NCBiR w ramach Programu Badań Stosowanych.

LITERATURA

- „ANSYS Fluent Theory Guide”. Release 15.0. Ansys Inc. Listopad 2013.
- „ANSYS ICFM CFD Tutorial Manual”. Ansys ICFM CFD 15. Listopad 2013.
- PN-ISO 1151-1:2004. Dynamika lotu: Pojęcia, wielkości i symbole – Część 1: Ruch statku powietrznego względem powietrza. Warszawa: Polski Komitet Normalizacyjny, 2004.
- Sobieraj W. „Aerodynamika”. Warszawa: Wojskowa Akademia Techniczna, 2014.