

## IDENTYFIKACJA CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH MIKROSAMOLOTU

LESZEK AMBROZIAK\*, ZDZIŚLAW GOSIEWSKI\*\*, MIROŚLAW KONDRATIUK\*

*Politechnika Białostocka\*, Instytut Lotnictwa\*\**

### Streszczenie

*W artykule zaprezentowano proces obliczeniowy charakterystyk aerodynamicznych bezzałogowego aparatu latającego. Jako obiekt badań wybrany został mikro-samolot typu delta w układzie latającego skrzydła o symetrycznym profilu płata. Do identyfikacji współczynników aerodynamicznych modelu oraz analizy opływu samolotu zostały zastosowane programy komputerowe XFLR5 oraz COMSOL Multiphysics wykorzystujące odpowiednio metodę panelową oraz metodę elementów skończonych. W pracy zawarto matematyczny model opływu ciała, podstawy teoretyczne użytych metod obliczeniowych, pokazano wyniki przeprowadzonych analiz oraz dokonano ich porównania. W rezultacie oceniono możliwość zastosowania metod panelowych do obliczeń pochodnych stateczności mikro-samolotu.*

### WPROWADZENIE

Proces modelowania dynamiki ruchu statku powietrznego jest pierwszym i najważniejszym etapem projektowania układu sterowania mikro-samolotem. Zasadniczym źródłem trudności na tym etapie jest precyzyjny opis sił i momentów aerodynamicznych, które występują w równaniach ruchu obiektu i w jego modelu matematycznym. Dynamika ruchu bezzałogowego statku powietrznego oraz aerodynamika wpływają na siebie znacząco w każdej fazie jego lotu. Stąd też opis matematyczny tych procesów jest zagadnieniem trudnym do zrealizowania. Identyfikacja parametrów statku powietrznego i wyprowadzenie dokładnego modelu matematycznego badanego obiektu pozwoli na dokładne zaprojektowanie układu sterowania, integrację autopilota oraz określenie i przeanalizowanie zachowania się modelu w trakcie lotu. Model matematyczny jest więc niezbędny do oceny własności obiektu sterowania.

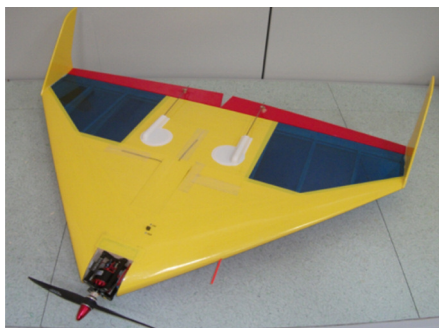
Pochodne aerodynamiczne statku powietrznego, wchodzące w skład modelu matematycznego, są funkcjami fizycznych własności powietrza otaczającego samolot a także jego geometrycznych charakterystyk i kinematycznych parametrów lotu. Do wyznaczenia wspomnianych parametrów aerodynamicznych często stosowane są metody komputerowe [1, 11, 13]. W ostatnich latach nastąpił duży rozwój metod CFD (ang. Computational Fluid Dynamics) opartych o równania Naviera – Stokesa [3, 5]. Obliczenia z wykorzystaniem tych metod dają dobre wyniki oraz dużą zgodność z wynikami eksperymentalnymi. Ich wykorzystanie jest jednak ograniczone ze względu na długi czas obliczeń oraz konieczność użycia sprzętu komputerowego

o dużej mocy obliczeniowej. Alternatywą dla obliczeń z wykorzystaniem metod CFD są metody potencjalne (pomimo wielu uproszczeń jakie wprowadzają) [13]. Pozwalają one na dość dokładne wyznaczenie obciążeń aerodynamicznych samolotu przy znacznie niższych kosztach obliczeń w porównaniu z metodami CFD, dlatego też zdecydowano się na użycie i porównanie obu wspomnianych metod.

W niniejszym artykule przedstawiony został proces identyfikacji parametrów aerodynamicznych mikro-samolotu typu delta w układzie latającego skrzydła. Współczynniki aerodynamiczne oraz pochodne aerodynamiczne zostały wyznaczone w drodze symulacji komputerowych z użyciem oprogramowania COMSOL Multiphysics oraz XFLR5. Do obliczeń zostały użyte metoda elementów skończonych oraz metoda panelowa (metoda siatki wirowej). Dokonano porównania wyników otrzymanych z użyciem obu tych metod. Tak wyznaczone parametry aerodynamiczne mikro-samolotu pozwolą na wyprowadzenie modelu matematycznego badanego obiektu stanowiącego podstawę w procesie projektowania układu sterowania.

## 1. CHARAKTERYSTYKA BADANEGO OBIEKTU

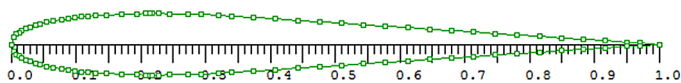
Do badań przyjęty został mikro-samolot typu delta w układzie latającego skrzydła (rys. 1).



Rys. 1. Mikro-samolot przyjęty do badań

Latające skrzydło to układ konstrukcyjny samolotu lub motoszybowca bez wyodrębnionego kadłuba oraz ogona. Wyeliminowanie tych elementów teoretycznie powoduje maksymalne zmniejszenie oporu powietrza. Mikro-samolot o takiej konstrukcji jest dosyć szybki i zwrotny, dlatego dokładna analiza jego aerodynamiki będzie ważyla na efektywności projektowania praw sterowania i ich jakości. Z tego powodu identyfikacja modelu takiego samolotu jest ważnym krokiem, poprzedzającym proces implementacji układów automatycznego sterowania lotem. Przeanalizowanie i wykrycie wszelkich osobliwości bezzałogowego statku powietrznego w układzie delta pozwoli na poprawne zaprojektowanie praw sterowania.

Płatek skrzydła badanego samolotu posiada symetryczny, dwuwypukły profil BELL 540, będący modyfikacją profilu NACA 0012 (rys. 2). Wymiary i ważniejsze parametry konstrukcyjne badanego mikro-samolotu zostały zawarte w tabeli 1.

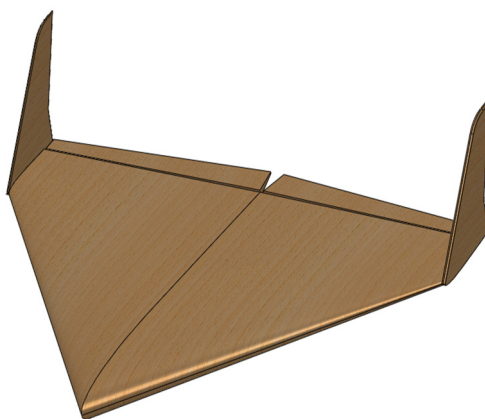


Rys. 2. Profil BELL 540

Tab. 1

Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydła	0.840 [m]
Długość cięciwy aerodynamicznej (przykadłubowej)	0.520 [m]
Masa	1.27 [kg]
Profil	BELL 540
Powierzchnia płata	0.2961 [m <sup>2</sup> ]
położenie środka aerodynamicznego (MAC)	0.3738 [m <sup>2</sup> ]

W celu dokonania obliczeń z użyciem programów komputerowych został zbudowany model CAD mikro-samolotu (rys. 3) stanowiący dokładne odwzorowanie modelu rzeczywistego.



Rys. 3. Model CAD badanego mikro-samolotu

## 2. MODEL MATEMATYCZNY OPŁYWU CIAŁA

Opływ ciała może być modelowany za pomocą równań Naviera-Stokesa, które możemy zapisać w następującej formie [16]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u) = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho(u \cdot \nabla)u = \nabla \cdot [-pI + \tau] + F \quad (2)$$

$$\rho C_p \left( \frac{\partial T}{\partial t} + (u \cdot \nabla)T \right) = -(\nabla \cdot q) + \tau : S - \frac{T}{\rho} \frac{\partial p}{\partial T} \Big|_p \left( \frac{\partial p}{\partial t} + (u \cdot \nabla)p \right) + Q \quad (3)$$

gdzie:

-  $\rho$  – gęstość, [kg/m<sup>3</sup>];

-  $u$  – wektor prędkości, [m/s];

- $p$  – ciśnienie, [Pa];
- $\tau$  – tensor naprężeń lepkich, [Pa];
- $F$  – wektor siły, [N/m<sup>3</sup>];
- $C_p$  – ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu, [J/(kg·K)];
- $T$  – temperatura bezwzględna, [K];
- $q$  – wektor strumienia ciepła, [W/m<sup>2</sup>];
- $Q$  – gęstość mocy objętościowych źródeł ciepła, [W/m<sup>3</sup>].

$S$  jest tensorem prędkości naprężeń, który może być definiowany zgonie z [16] jako:

$$S = \frac{1}{2}(\nabla u + (\nabla u)^T) \quad (4)$$

Operacja „:” jest zależnością pomiędzy tensorami, którą możemy przedstawić [15]:

$$a : b = \sum_n \sum_m a_{nm} b_{nm} \quad (5)$$

Równanie (1) jest równaniem ciągłości i prezentuje zachowanie masy. Równanie (2) jest równaniem wektorowym i reprezentuje zachowanie pędu, natomiast równanie (3) opisuje nam zachowanie energii w zależności od temperatury. Aby zamknąć układ równań (1)÷(3) są potrzebne pewne konstytutywne związki. Po pierwsze zakładamy, że płyn jest newtonowski. Zgodnie z założeniem Stokesa tensor naprężeń lepkich staje się [16]:

$$\tau = 2\mu S - \frac{2}{3}\eta(\nabla \cdot u)I \quad (6)$$

gdzie,

$\mu$  – jest lepkością dynamiczną wyrażaną w [Pa·s].

Burzliwość (turbulentność) jest własnością pola przepływu i jest charakteryzowana przede wszystkim przez szeroki zakres skali przepływu. Tendencja do izotermicznego przepływu turbulentnego mierzona jest liczbą Reynoldsa wyrażoną jako [4, 16]:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (7)$$

gdzie,

-  $U$  i  $L$  są odpowiednio prędkością i wymiarem charakterystycznym zagadnienia.

Przepływ z dużymi liczbami Reynoldsa jest przepływem burzliwym. Do modelowania i symulacji przepływu turbulentnego mogą zostać użyte równania Navier-Stokesa. Dla płynu nieściśliwego i newtonowskiego może ono zostać zapisane:

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho(u \cdot \nabla)u = \nabla \cdot [-pI + \mu(\nabla u + (\nabla u)^T)] + F \quad (8)$$

$$\rho \nabla \cdot u = 0 \quad (9)$$

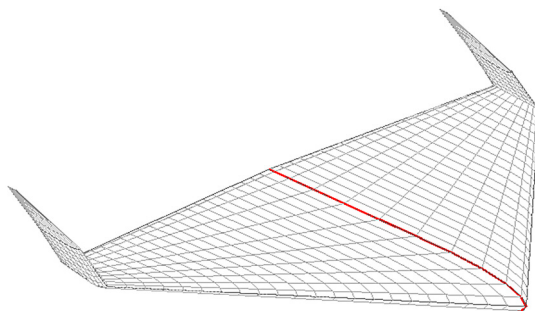
Gdy przepływ staje się turbulentny wszystkie wartości zmieniają się w czasie i przestrzeni. Wyznaczenie tych zmian wymaga znacznych mocy obliczeniowych urządzeń.

### 3. SYMULACYJNA IDENTYFIKACJA POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH

Wyprowadzenie modelu matematycznego mikro-samolotu wymaga znajomości wielu charakterystyk aerodynamicznych płatowca. Do wyznaczenia potrzebnych charakterystyk oraz wymiarowych pochodnych ruchu samolotu zostały użyte programy komputerowe XFLR5 oraz COMSOL Multiphysics. Obliczenia były prowadzone odpowiednio z użyciem metody panelowej oraz metody elementów skończonych zastosowanej do rozwiązania równań Naviera-Stokesa.

#### 3.1. Metoda panelowa i obliczenia z wykorzystaniem programu XFLR5

Oprogramowanie XFLR5 jest darmowym narzędziem umożliwiającym prowadzenie obliczeń profili aerodynamicznych, płatów skrzydeł oraz pełnych modeli samolotów dla niskich liczb Reynoldsa. Obliczenia mikro-samolotu (rys. 4) były prowadzone z wykorzystaniem metody panelowej. Istnieje wiele metod panelowych i mogą być one klasyfikowane na wiele sposobów. Z punktu widzenia potrzeb mechaniki lotu najbardziej interesujące są metody bazujące na obliczeniach rozkładu ciśnień na powierzchniach nośnych samolotu, oparte na równaniach całkowych aerodynamiki. W naszych badaniach wykorzystany został właśnie ten rodzaj metody panelowej. Zakłada ona, że na powierzchniach nośnych analizowanego płata rozłożone są osobliwości (wiry). Jest to tzw. metoda siatki wirowej (ang. VLM) i należy do metod potencjalnych. Jest ona historycznie pierwszą metodą panelową. Pomija efekt grubości płata i lepkości przepływu.

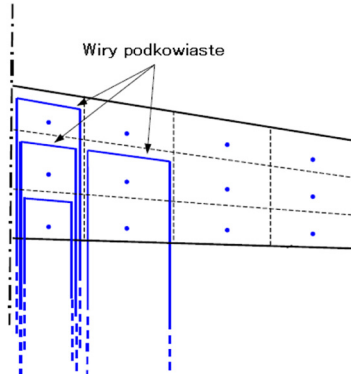


Rys. 4. Siatka modelu mikro-samolotu (XFLR5, 1000 elementów)

Przy budowie modelu fizycznego opływu za pomocą tej metody czynimy kilka założeń dotyczących braku lepkości płynu oraz bez wirowości opływu (za wyjątkiem śladu wirowego za samolotem). Rozmieszczenie odpowiednio dobranych wirów dyskretnych na powierzchni nośnej samolotu oraz na śladzie za samolotem umożliwia obliczenia pola prędkości przepływu, odpowiadającego przepływowi rzeczywistemu. Obliczenie prędkości indukowanych przez wiry dyskretnie jest możliwe dzięki zastosowaniu prawa Biota-Savarta.

W metodzie VLM zastosowano modele wirów podkowiastych (rys. 5) składające się z trzech wirów - wiru związanego, o skończonej długości i dwóch wirów swobodnych, pół nieskończonych.

Sam obiekt (samolot) modeluje się przy pomocy płaskich powierzchni. Powierzchnia jest dzielona na płaskie panele o kształcie prostokąta lub trójkąta z którymi wiąże się wiry podkowiaste o nieznannej turbulencji. W każdym panelu definiuje się dwa punkty – położenia wiru (w jednej czwartej cięciwy panelu) oraz punkt kolokacji prędkości położony w trzech czwartych cięciwy panelu. Przyjmuje się również, że ślad wirowy jest płaski i ciągnie się równoległe do prędkości niezaburzonej.



Rys. 5. Usytuowanie wirów podkowiastych

Prędkość indukowana przez „j-ty” wir w „i-tym” panelu jest równa [10]:

$$v_i = [P_{ij}, Q_{ij}, R_{ij}]^T \Gamma_j \quad (10)$$

Gdzie  $P_{ij}$ ,  $Q_{ij}$ ,  $R_{ij}$  są współczynnikami określającymi składowe prędkości wywołane wirem o cyrkulacji jednostkowej  $\Gamma_j=1$ .

Cyrkulacje wirów muszą być tak dobrane aby prędkości w poszczególnych punktach były styczne do powierzchni płata:

$$v \cdot n = 0 \quad (11)$$

Prędkości pionowe w każdym punkcie mogą zostać wyrażone za pomocą lokalnych kątów natarcia zgodnie z zależnością:

$$W_i = -U_\infty \alpha_i \quad (12)$$

Z równań (10)÷(12) otrzymuje się układ równań algebraicznych dla cyrkulacji  $\Gamma_j$  [10]:

$$v_i \cdot n_i = [U_\infty, v_i, -U_\infty \alpha_i] \cdot n_i = n_i \cdot \sum_{j=1}^n [P_{ij}, Q_{ij}, R_{ij}]^T \Gamma_j \quad (13)$$

gdzie  $i=1 \dots n$ .

Metoda VLM najpierw oblicza współczynnik siły nośnej związany z cyrkulacją. Wynosi on odpowiednio:

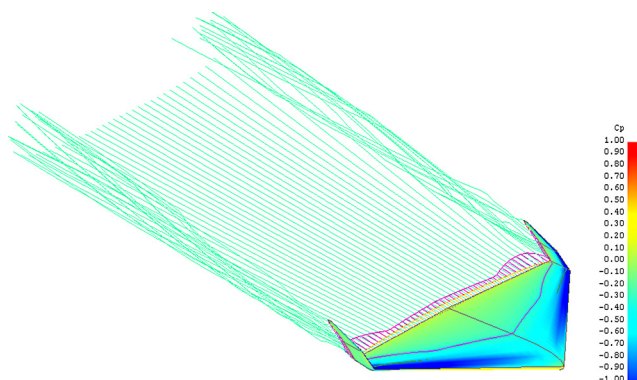
$$C_z = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty S} = \frac{2 \sum_n \Delta y_n \Gamma_n}{U_\infty \sum_n \Delta x_n \Delta y_n} \sum_{i=1}^n X_i^2 \quad (14)$$

Całkowita siła nośna płata może być przedstawiona i obliczona jak następuje:

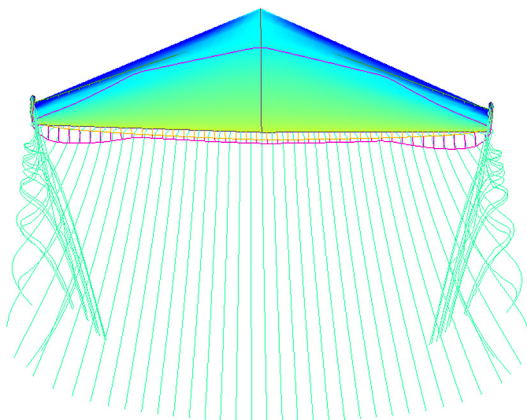
$$F_z = \sum_n \rho_\infty U_\infty \Delta y_n \Gamma_n \quad (15)$$

Przy obliczeniach dokonywanych metodą VLM powstaje problem wysokich kątów natarcia. Wyniki obliczeń dla kątów natarcia bliskich kątowi przecignięcia powinny być bardzo uważnie przeanalizowane. Jak wynika z badań w locie analizowanego modelu mikro-samolotu zaprezentowanych w [5], optymalnym kątem natarcia jest kąt wynoszący 5°. Dlatego też model szczególnie dokładnie został przebadany w okolicach tego kąta.

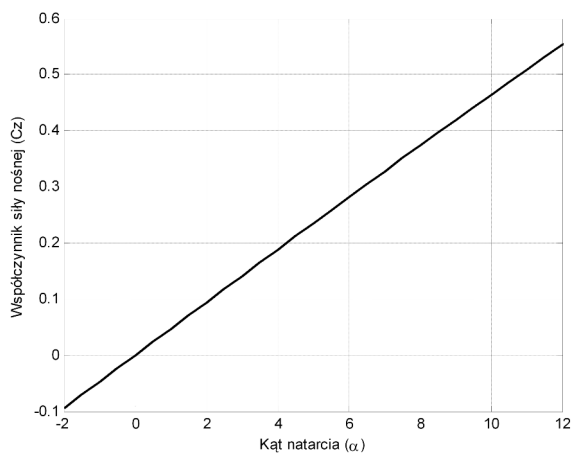
Obliczeń dokonywano dla prędkości przepływu powietrza równej 15[m/s] i gęstości powietrza wynoszącej 1.226[kg/m<sup>3</sup>]. Przykładowe wyniki obliczeń uzyskanych w programie XFLR5 metodą panelową zostały pokazane na rysunkach 6÷9.



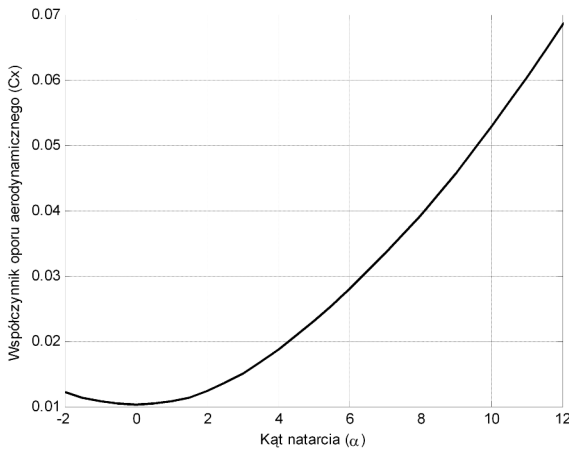
Rys. 6. Rozkład ciśnienia na powierzchni mikro-samolotu uzyskany w programie XFLR5



Rys. 7. Wir krawędziowy za mikro-samolotem



Rys. 8. Współczynnik siły nośnej



Rys. 9. Współczynnik oporu indukowanego

### 3.2. Metoda elementów skończonych i obliczenia z wykorzystaniem programu COMSOL Multiphysics

W celu porównania wyników uzyskanych za pomocą oprogramowania XFLR5 badany mikrosamolot został przeanalizowany z użyciem metody elementów skończonych oraz programu COMSOL Multiphysics. W prowadzonych badaniach przy pomocy tego oprogramowania uwzględniono zmianę gęstości powietrza na skutek zmian ciśnienia w obrębie płata skrzydła. Równanie opisujące tę zależność przedstawiono poniżej [6]:

$$\rho = \frac{p}{RT_0} \quad (16)$$

gdzie:  $R$  – indywidualna stała gazowa,  $[J/(kg \cdot K)]$ ;  $T_0$  – temperatura powietrza,  $[K]$ .

Obliczenia zostały przeprowadzone dla płynu słabo ściśliwego (w przypadku niskich prędkości przepływu powietrza, efekt ściśliwości może zostać pominięty). Wartości przyjętych warunków modelowanego przepływu zostały zawarte w tabeli 3.

Przepływ turbulentny wokół płata skrzydła został obliczony przy pomocy metody elementów skończonych przez rozwiązanie równań Naviera-Stokesa przedstawionych w poprzednim podrozdziale. Jako model turbulencji został użyty model  $k - \varepsilon$ . Model ten wprowadza dwa dodatkowe równania transportu oraz dwie zmienne zależne – burzliwej energii turbulentnej  $k$  oraz dyssypacji energii turbulencji  $\varepsilon$ . Lepkość turbulencji jest modelowana przez [16]:

$$\mu_T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (17)$$

gdzie  $C_\mu$  jest stałą.

Równanie transportu przybiera postać [16]:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u + \nabla k = \nabla \cdot \left( \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \rho \varepsilon \quad (18)$$



gdzie  $P_k$  wyraża się następująco:

$$P_k = \mu_r (\nabla u : (\nabla u + (\nabla u)^T)) - \frac{2}{3} (\nabla \cdot u)^2 - \frac{2}{3} \rho k \nabla \cdot u \quad (19)$$

Równanie transportu dla  $\varepsilon$  zapisujemy [4]:

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u \cdot \nabla \varepsilon = \nabla \cdot \left( \left( \mu + \frac{\mu_r}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (20)$$

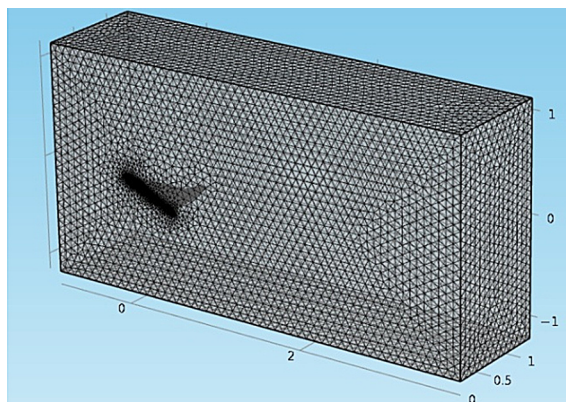
gdzie  $C_\mu = 0.09$ ,  $C_{\varepsilon 1} = 1.44$ ,  $C_{\varepsilon 2} = 1.92$ ,  $\sigma_k = 1.0$ ,  $\sigma_\varepsilon = 1.3$  są współczynnikami wyznaczonymi eksperymentalnie [8].

Parametry modelowanego przepływu w programie COMSOL zostały pokazane w tabeli 2.

Tab. 2

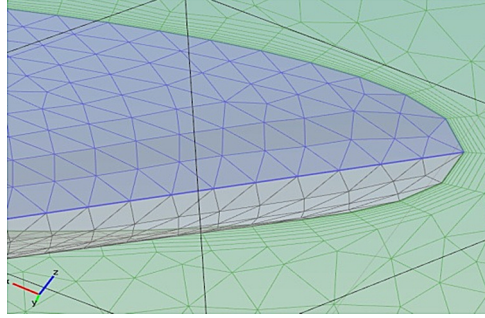
Parametr	Wartość
Ciśnienie początkowe	$1.013 \cdot 10^5$ Pa
Temperatura powietrza	288.14 K
Indywidualna stała	287.14 J/kg·K
Gęstość powietrza	1.226 kg/m <sup>3</sup>
Lepkość dynamiczna	$1.778 \cdot 10^{-5}$ Pa·s
Prędkość powietrza	15 m/s

Badany mikro-samolot był rozważany jako połowa symetryczna analizowanego obiektu, umieszczona w tunelu aerodynamicznym o wymiarach (7 x 5 x 3 [m], rys. 10, 11) (zgodnie z pracami A. Dziubińskiego [2, 14]).



Rys. 10. Zdyskretyzowany model tunelu aerodynamicznego i umieszczonego w nim mikro-samolotu

Badania zostały przeprowadzone dla różnych kątów natarcia. Zwykle w modelach CFD efekt zmiany kąta natarcia uzyskuje się poprzez zmianę kąta wektora zadanej prędkości powietrza. W tym celu prowadzi się składowy wektor poziomy  $u_0$  oraz pionowy  $w_0$ .



Rys. 11. Zamodelowana warstwa przyścienna wokół płata skrzydła mikro-samolotu

Relacja pomiędzy całkowitą prędkością płynu  $U$  i wymienionymi wektorami została zapisana w następujący sposób [6]:

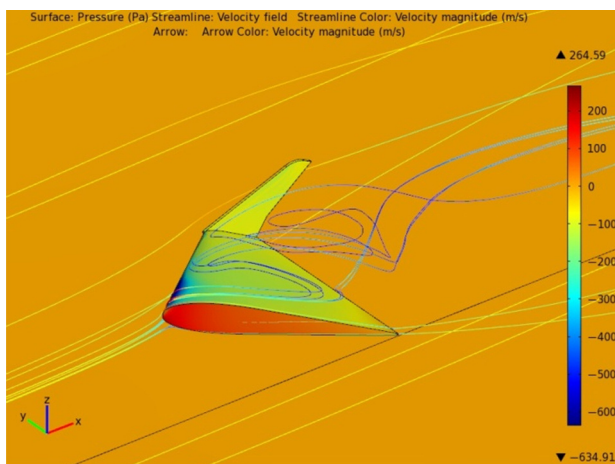
$$u_0 = U \cos\left(\alpha \frac{\pi}{180}\right), \quad (21)$$

$$w_0 = U \sin\left(\alpha \frac{\pi}{180}\right) \quad (22)$$

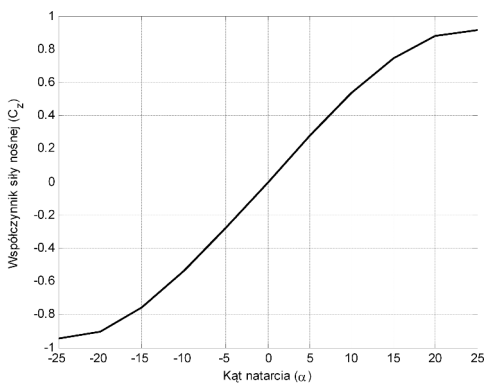
gdzie:  $\alpha$  – kąt natarcia.

Wykorzystywane oprogramowanie COMSOL Multiphysics w wersji 4.1 umożliwia parametryzację geometrii modelu. Dzięki temu realizowana jest zmiana orientacji modelu płatowca względem tunelu aerodynamicznego (zmiana kąta  $\alpha$ ). Wykorzystując opisaną parametryzację badania MES zostały przeprowadzone w przedziale kątów natarcia  $-25^\circ \div 25^\circ$ . Wyznaczonymi wielkościami były składowe siły aerodynamiczne  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$ , które zostały obliczone w drodze całkowania ciśnienia po powierzchni płata nośnego. Następnie zostały wyznaczone składowe siły aerodynamiczne – prostopadła i równoległa do kierunku napływu powietrza. Na tej podstawie zostały wyznaczone współczynniki aerodynamiczne.

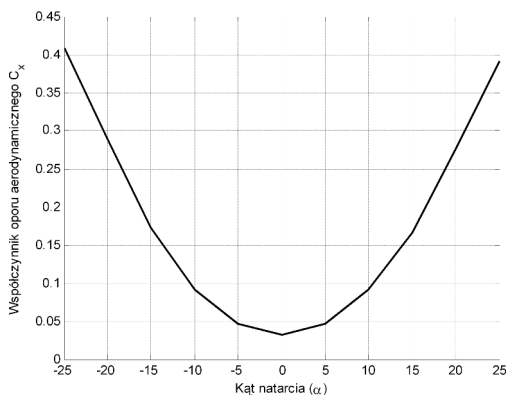
Wyniki wybranych charakterystyk aerodynamicznych otrzymanych z użyciem metody elementów skończonych zostały przedstawione na rysunkach 12-14.



Rys. 12. Opływ płata mikro-samolotu



Rys. 13. Współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia



Rys. 14. Współczynnik oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia

### 3.3. Zestawienie otrzymanych wyników

W celu porównania wyników obliczeń prowadzonych z użyciem metody siatki wirowej oraz metody CFD i metody elementów skończonych niektóre parametry aerodynamiczne uzyskane dla kąta natarcia  $5^\circ$  i prędkości  $15\text{[m/s]}$  zostały zestawione w tabeli 3.

Tab. 3

Parametr	Oznaczenie	VLM (XFLR5)	CFD (COMSOL)
Współczynnik siły nośnej w stanie lotu ustalonego	$C_z$	0.2467	0.2750
Współczynnik oporu aerodynamicznego w stanie lotu ustalonego	$C_x$	0.024	0.0469
Współczynnik momentu pochylającego dla stanu ustalonego	$C_m$	-0.0604	-0.0591

## WNIOSKI I DISKUSJA

W artykule zostały przedstawione i użyte dwie różne metody obliczeniowe parametrów aerodynamicznych mikro-samolotu. Wymagają one różnych czasów przygotowania danych wejściowych oraz różnych czasów rozwiązania układów równań. Porównując otrzymane wyniki można stwierdzić, że otrzymane wartości współczynnika siły nośnej  $C_z$  są bardzo zbliżone. Największe różnice wystąpiły we współczynniku oporu aerodynamicznego CX. Czas obliczeń metody panelowej jest znacznie krótszy, aniżeli metody CFD. Obliczenia modelu w programie XFLR5 trwały kilkadziesiąt sekund, natomiast analiza mikro-samolotu z wykorzystaniem COMSOL'a zajmowała kilkadziesiąt godzin, przy równoczesnym użyciu znacznie wydajniejszego komputera. Do prostych i szybkich analiz inżynierskich metoda panelowa jest bardziej użyteczna i wydajna aniżeli metody CFD. Jednakże metody CFD oparte na MES umożliwiają obliczenia modeli o złożonej geometrii, analizę nietypowych zagadnień oraz obliczenia zależne od czasu (dynamiczne).

Kolejnym krokiem badań powinno być porównanie otrzymanych wyników z badaniami tunelowymi mikro-samolotu oraz ewentualne użycie innych metod panelowych np. metody siatki dipoli czy też niestacjonarnej siatki wirowej. Porównanie wyników obliczeń kilku metod oraz wyników badań symulacyjnych pozwoli na opracowanie dokładniejszego modelu matematycznego mikro-samolotu na potrzeby projektowania i implementacji układów sterowania.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr OR00002911 "SIECIOWY SYSTEM WSPARCIA ROZPOZNANIA I DOWODZENIA SYTUACJAMI KRYZYSOWYMI NA TERENACH ZURBANIZOWANYCH Z AUTONOMICZNYMI BEZZAŁOGOWYMI APARATAMI LATAJĄCYMI" finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Bischel D., Wittwer P. (2007), Computation of airfoils at very low Reynolds numbers, Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference, Grenoble.
- [2] Dziubiński A. (2008), CFD w zastosowaniach inżynierskich, V międzyuczelniane inżynierskie warsztaty lotnicze, 27.09-1.10, Bezmiechowa, materiały konferencyjne
- [3] Evgrafov A. (2002), Topology optimization of Navier–Stokes equations, Chalmers University of Technology, Göteborg.
- [4] Georgescu A. M., Sanda-Carmen Georgescu S. C. i inni (2007), COMSOL Multiphysics 2D flow simulation in the ached turbine, CEEX conference.
- [5] Kaufman E., Gutierrez-Miravete E. (2008), Computation of velocity, pressure and temperature distributions near a stagnation point in planar laminar viscous incompressible flow, Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference, Boston.
- [6] Kondratiuk M., (2010), Badania symulacyjne charakterystyk aerodynamicznych bezzałogowego mikro-samolotu typu delta z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędzi natarcia, Acta Mechanica et Automatica, Vol. 4, No. 3
- [7] Menter F. R. (1993), Zonal Two Equation k- $\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows, AIAA Paper, 93-2906.
- [8] Mystkowski A., (2010), Analiza aerodynamiki układu sterowania mikro-samolotem typu delta z wbudowanymi piezo-generatorami wirów krawędziowych, Acta Mechanica et Automatica, vol. 4, No.3
- [9] Osman S. A., Ismail M. T. (2007), Wind loads prediction using three-dimensional simulation of k- $\omega$  turbulence model, Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference.

- [10] Plotkin A., Katz J., (2001), Low-Speed Aerodynamics, 2nd ed., Cambridge University Press, Cambridge.
- [11] Polhamus, E. C. (1971), Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge-Suction Analogy, Journal of Aircraft, Vol. 8, No. 4, 193-199., Vol. 70, No. 5, 420-456.
- [12] Polhamus, E. C. (1986), Vortex Lift Research: Early Contributions and Some Current Challenges, Vortex Flow Aerodynamics, NASA CP2416, 1-30.
- [13] Sibilski K., (2004), Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa
- [14] Stalewski W., Dziubiński A., (2006), Symulacja zjawiska pierścienia wirowego wokół wirnika śmigłowca w oparciu o rozwiązanie równań Naviera-Stokesa z uproszczonym modelem wirnika w postaci powierzchni skoku ciśnienia, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 184-185, 54-65.
- [15] Wilcox D. C. (2000), Turbulence Modelling for CFD, DCW Industrie.
- [16] COMSOL 4.1 CFD module Users Guide, Version October 2010.

LESZEK AMBROZIAK, ZDZISŁAW GOSIEWSKI, MIROŚLAW KONDRATIUK

## **AERODYNAMICS CHARACTERISTICS IDENTIFICATION OF MICRO AIR VEHICLE**

### Abstract

*The paper presents the computing process of Micro Air Vehicle (MAV) aerodynamics characteristics. As the research object a fixed wing in the delta system with a symmetrical airfoil was chosen. To identify the aerodynamic coefficients and to flow analyzing around the MAV model XFLR5 and COMSOL Multiphysics software were used basing on the panel method and the finite element method respectively. The paper contains the mathematical model of flow around the body and the theoretical framework of used methods. Flow analysis results for both methods were shown and their comparison was made. As a result, possibility of using panel methods to calculate the MAV aerodynamics coefficients was assessed.*