

# BADANIA SYMULACYJNE CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH BEZZAŁOGOWEGO MIKROSAMOLOTU TYPU DELTA Z BARIERAMI MECHANICZNYMI UMIESZCZONYMI PRZY KRAWĘDZIACH NATARCIA

**Miroslaw KONDRATIUK\***

\*Katedra Automatyki i Robotyki, Wydział Mechaniczny, Politechnika Białostocka, ul. Wiejska 45 C, 15-351 Białystok

[m.kondratiuk@pb.edu.pl](mailto:m.kondratiuk@pb.edu.pl)

**Streszczenie:** W niniejszym artykule przedstawiono badania symulacyjne sił, momentów i współczynników aerodynamicznych bezzałogowego mikrosamolotu z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędzi natarcia. Wymiary mechanicznych turbulizatorów zostały określone we wcześniejszych badaniach. Na drodze obliczeń MES wyznaczono i porównano wartości współczynników aerodynamicznych dla różnych konfiguracji barier. Przedstawiono zależność pomiędzy charakterystykami mikrosamolotu i liczbą Reynoldsa. Na tej podstawie można wstępnie wnioskować o zakresie prędkości umożliwiającym stosowanie krawędziowych turbulizatorów mechanicznych. W rezultacie obliczeń przedstawiono wstępną koncepcję sterowania lotem mikrołatowca z barierami mechanicznymi umieszczonymi po obu stronach powierzchni nośnych skrzydła typu delta.

## 1. WSTĘP

Dotychczasowe badania i obliczenia przeprowadzone na symulacyjnych modelach mikrołatowców typu delta wskazały na potencjalną możliwość sterowania lotem przy wykorzystaniu barier mechanicznych przy krawędziach natarcia (Kondratiuk i Kłoskowski, 2010). Zgodne jest to z koncepcjami przedstawionymi w literaturze (Colonius i inni, 2005; Deng i inni, 2007; Erickson, 2002; Evgrafov, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chug, 2007; Weier i inni, 2000; Yarusevych i inni, 2003). Zdecydowano, że przed dalszym etapem prac eksperymentalnych, powinny zostać poprzedzone jeszcze wnikliwsze badania symulacyjne. Numeryczne obliczenia opływu powietrza wokół obiektu zostały opisane w innym artykule (Kondratiuk i Kłoskowski, 2010). Omówiono także wpływ barier mechanicznych na parametry aerodynamiczne łatowca. Przedstawiono wyniki badań i wysunięto wstępne wnioski dotyczące koncepcji sterowania łatowcem przy pomocy barier mechanicznych umieszczonych przy krawędzi natarcia. W niniejszym artykule przedstawiono badania nowego modelu łatowca w kształcie delta. Został on dostosowany do potrzeb obliczeń momentów sił aerodynamicznych.

Poprzez wprowadzenie mechanicznych barier w okolicy krawędzi natarcia może zostać wywołana zmiana wektora siły aerodynamicznej i możliwe staje się sterowanie ruchem łatowca. Orientacja w przestrzeni może być zmieniona poprzez wprowadzenie odpowiednich momentów obracających samolot wokół jego podstawowych osi. Podjęto próbę wyznaczenia wartości tych momentów. W oparciu o uzyskane wyniki wyciągnięto wstępne wnioski co do konfiguracji wspomnianych barier celem sterowania ruchem i orientacją małego samolotu w przestrzeni. Badania zmian charakterystyk przy różnych liczbach Reynoldsa przyniosły

wstępne obserwacje zakresu prędkości, przy których bariery mechaniczne spełniają swoje funkcje.

## 2. BADANY OBIEKT

Badanym obiektem był zdalnie sterowany latający model BULLIT 02039 przedstawiony na Rys. 1. Parametry łatowca przedstawiono w Tab. 1.

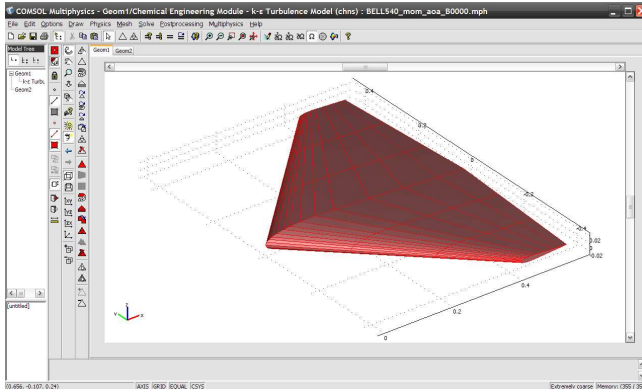


**Rys. 1.** Zdalnie sterowany samolot czeskiej firmy TOPMODEL CZ-BULLIT 02039

**Tab. 1.** Podstawowe parametry samolotu BULLIT 02039 (BULLIT 02039; <http://worldofkrauss.com/foils/1100>, Profil NACA 23015, The NACA airfoil series)

Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydeł	840 mm
Długość cięciwy	580 mm
Typ profilu	BELL540
Waga	0,9-1,2 kg
Powierzchnia nośna	29,5 dm <sup>2</sup>

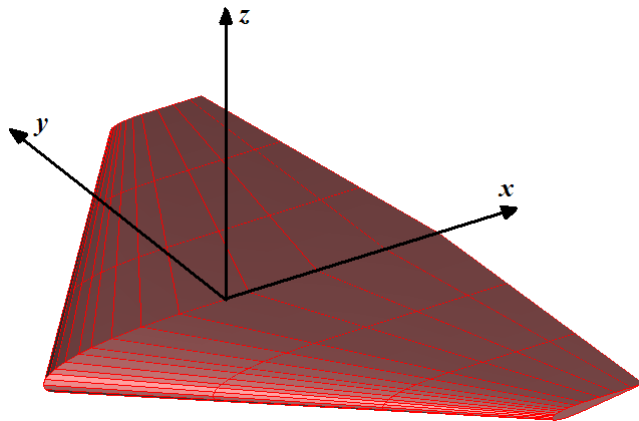
Obiekt został odwzorowany w środowisku 3D programu COMSOL Multiphysics (Bischel i Wittwer, 2007; Dube i inni, 2008; <http://worldofkrauss.com/foils/1100>, Georgescu i inni, 2007; Osman i Ismail, 2007; Wager i Zawacki, 2008). Model przedstawiono na Rys. 2.



Rys. 2. Model 3D badanego obiektu w środowisku CAD COMSOL Multiphysics

### 3. OPIS METODY OBLICZEŃ

Powierzchnie modelowanego skrzydła zostały podzielone na 158 płatów, z których każdy został opisany przez współrzędne środka geometrycznego. Początek układu współrzędnych umieszczono w środku geometrycznym całego modelu. Orientacja układu została pokazana na Rys. 3. Zwroty osi zostały przyjęte w celu łatwiejszego modelowania obiektu w środowisku CAD.



Rys. 3. Układ współrzędnych przyjęty do wyznaczania momentów sił aerodynamicznych (niestandardowy zwrot osi z został przyjęty w celu ułatwienia obliczeń MES)

Następnie wyznaczono składowe siły oddziałujących na skrzydło. Dla każdej wyodrębnionej i ponumerowanej powierzchni wyznaczono sumę momentów sił względem poszczególnych osi. Poniższe równania opisują ten krok:

$$M_x = \sum_{i=1}^{158} [F_y(i)z(i) + F_z(i)y(i)] \quad (1)$$

$$M_y = \sum_{i=1}^{158} [F_x(i)z(i) + F_z(i)x(i)] \quad (2)$$

$$M_z = \sum_{i=1}^{158} [F_y(i)x(i) + F_x(i)y(i)] \quad (3)$$

gdzie:  $F_x(i)$ ,  $F_y(i)$ ,  $F_z(i)$  – składowe siły aerodynamicznej dotyczące i-tego płata, [N];  $x(i)$ ,  $y(i)$ ,  $z(i)$  – odległości i-tego płata od odpowiednich osi, [m].

Dalszy etap prac stanowiło wyznaczenie współczynników momentów według poniższych wzorów (Borgeson, 2002):

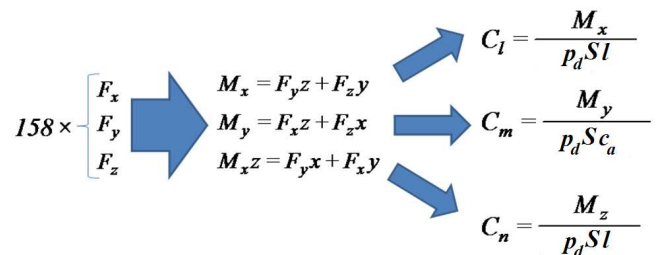
$$C_l = \frac{M_x}{p_d S l} \quad (4)$$

$$C_m = \frac{M_y}{p_d S c_a} \quad (5)$$

$$C_n = \frac{M_z}{p_d S l} \quad (6)$$

gdzie  $C_l$ ,  $C_m$ ,  $C_n$  to odpowiednio moment przechylający (rolling moment), moment pochylający (pitching moment) i moment odchylający (yawing moment), a parametry to:  $\rho = 1,226$  – gęstość powietrza, [kg/m<sup>3</sup>];  $c_a = 0,435$  – długość cięciwy aerodynamicznej, [m];  $l = 0,84$  – rozpiętości skrzydeł, [m];  $S = 0,614$  – powierzchnia nośna płatowca, [m<sup>2</sup>];  $v = 10$  – prędkość powietrza, [m/s];  $p_d = 0,5\rho v^2$  – ciśnienia dynamiczne, [Pa], gdzie, w celach porównawczych, cięciwę aerodynamiczną przyjęto jako 75% długości cięciwy geometrycznej profilu znajdującego się na pionowej płaszczyźnie symetrii płatowca.

Wyżej opisany tok prac może zostać zobrazowany przez poniższy diagram.



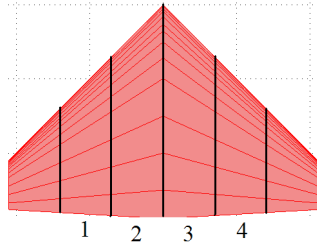
Rys. 4. Schemat obliczeń

Celem łatwej interpretacji wyników wprowadzono specjalne nazewnictwo w modelu. Rys. 5 i 6 są pomocne w objaśnieniu nomenklatury.

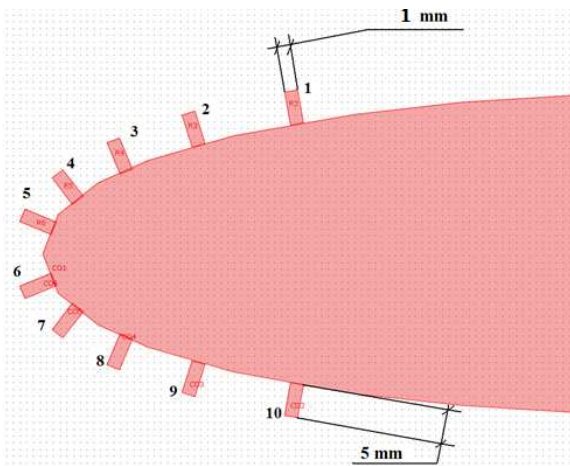
Konfiguracja modelu jest opisana czterema cyframi, z których pierwsze dwie dotyczą lewego skrzydła, a dwie następne prawego. Cyfry pierwsza i trzecia mówią o położeniu bariery w odpowiedniej sekcji skrzydła (Rys. 5). Cyfry druga i czwarta mówią o położeniu bariery na profilu (Rys. 6). Przykładowo jeżeli model określony zostanie symbolem 2437, oznacza to, że ma on dwie bariery mechaniczne, z których jedna z nich jest położona w drugiej sekcji lewego skrzydła w położeniu 4 (Rys. 6), a druga z nich jest

umiejscowiona na prawym skrzydle w sekcji czwartej w siódmym położeniu. Analogicznie w przykładowym modelu oznaczonym 0042 jest tylko jedna bariera na prawym skrzydle (czwarta sekcja) w drugim położeniu (Rys. 6).

Takie oznaczenia dają się łatwo przełożyć na konfigurację barier, przez co ułatwiają interpretację osiągniętych wyników.



Rys. 5. Podział skrzydeł na sekcje

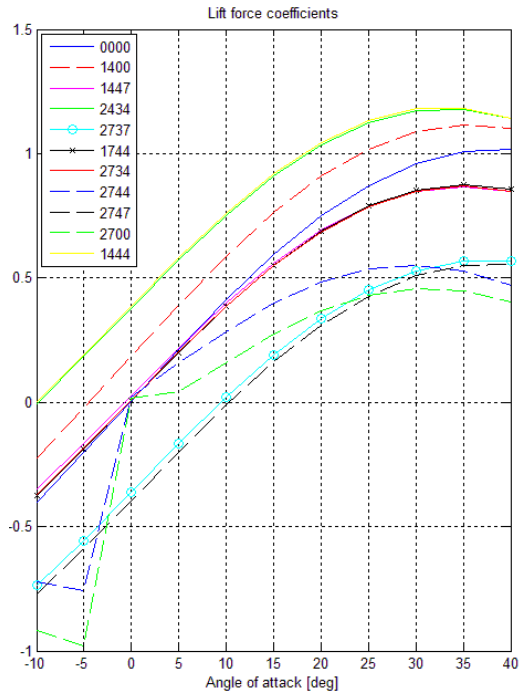


Rys. 6. Rozmieszczenie barier mechanicznych na profilu

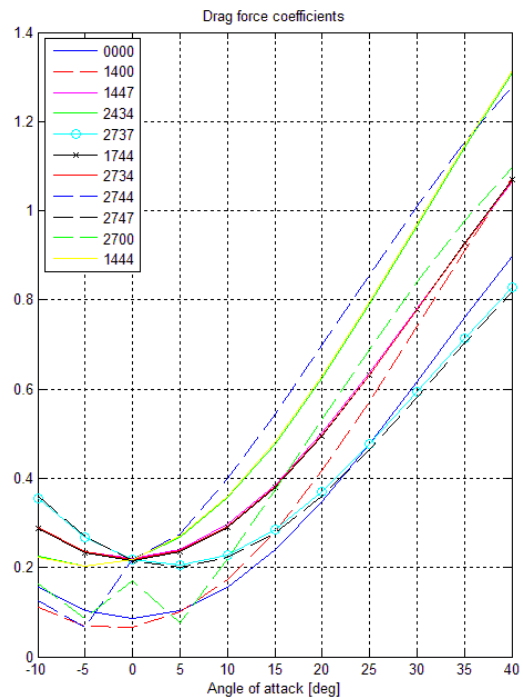
#### 4. WYNIKI OBLICZEŃ

Stosując wcześniej opisany model wyznaczono zależności współczynników siły nośnej i oporu aerodynamicznego od kąta natarcia badanego profilu. Do badań wykorzystano wcześniej opisane wyniki i dlatego przeprowadzono symulacje dla dwóch symetrycznych położenia barier (4 i 7) (Kondratiuk i Kłoskowski, 2010). Wysokość wypustów wynosiła 5 mm, grubość 1 mm, a szerokość 10 cm.

Współczynnik siły nośnej ma charakter stosowny do profilu symetrycznego (BELL530), czyli dla zerowego kąta natarcia przyjmuje wartość zero (model 0000). Po wprowadzeniu barier można zaobserwować przesunięcia charakterystyki. W zależności od umiejscowienia wypustów, siła nośna ulega zmianie i tak na przykład zdecydowanie wzrasta w przypadku dwóch barier na górnym płacie skrzydła (położenie 4 z Rys. 6). Są to między innymi modele o symbolach 2434 i 1444. Inaczej ma się sytuacja w przypadku barier na dolnym płacie (położenie 7 z Rys. 6). Tutaj siła nośna wyraźnie spada (modele 2737, 2747, itp.).



Rys. 7. Zależność współczynników siły nośnej od kąta natarcia



Rys. 8. Zależność współczynników siły oporu aerodynamicznego od kąta natarcia

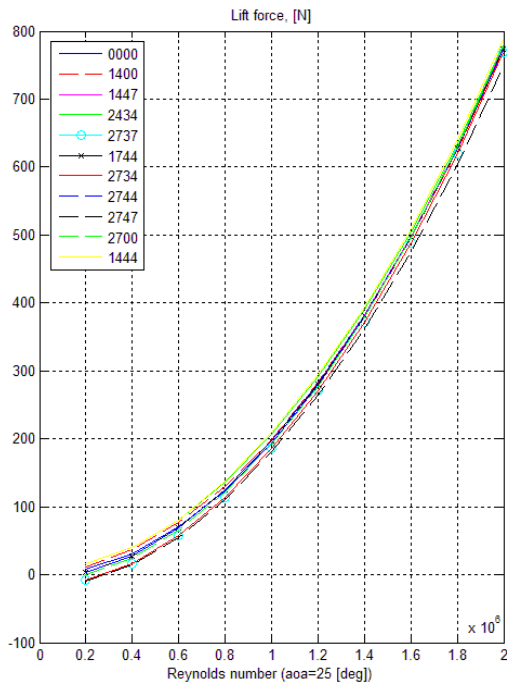
Wprowadzenie barier mechanicznych ma także swoje odbicie w charakterystyce siły oporu. Można przyjąć, że jakkolwiek ingerencja w opływową geometrię profilu skutkuje wzrostem wartości oporu.

Prócz relacji między siłami i kątem natarcia, wyznaczono także dla badanego modelu płatowca zależność siły nośnej i siły oporu od liczby Reynoldsa. Ten parametr podobieństwa zdefiniowano następująco:

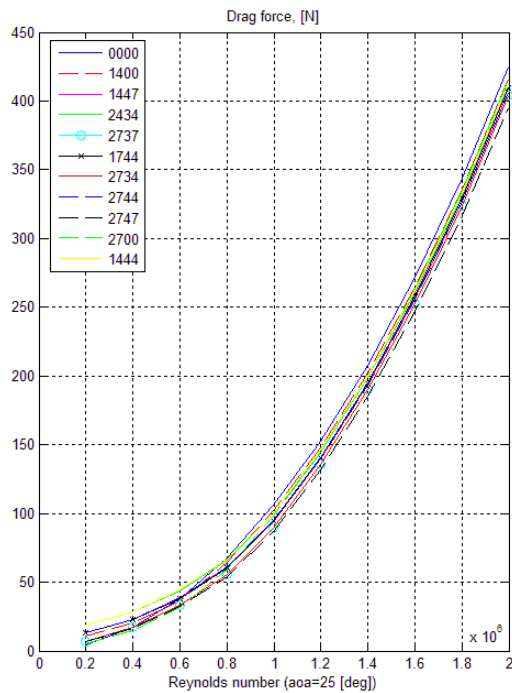
$$Re = \frac{\rho v c}{\eta} \quad (7)$$

gdzie:  $v$  – prędkość powietrza, [m/s];  $c$  – wymiar charakterystyczny zagadnienia – najdłuższa cięciwa profilu płatowca, [m];  $\eta$  – lepkość dynamiczna powietrza [Pa·s].

Liczbę Reynoldsa zmieniano poprzez zmianę prędkości napływu powietrza (od 5 m/s do 50 m/s). Zależności wyznaczono dla kąta natarcia równego  $25^\circ$ . Wyniki obliczeń przedstawiono na poniższych wykresach.

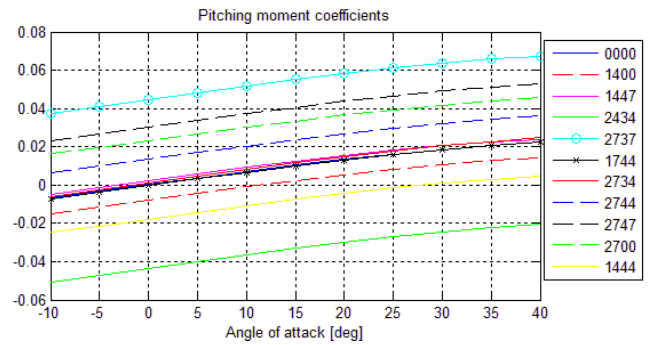


Rys. 9. Zależność współczynników siły nośnej od liczby Reynoldsa

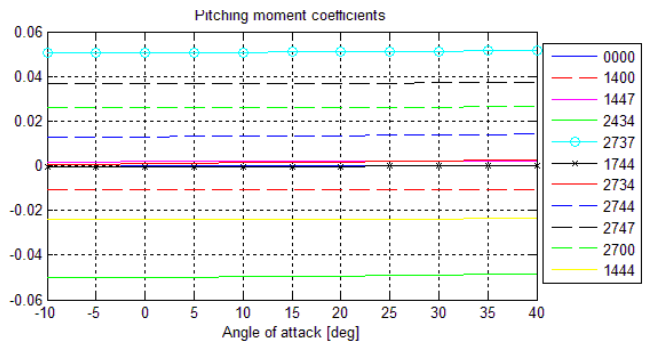


Rys. 10. Zależność współczynników siły oporu od liczby Reynoldsa

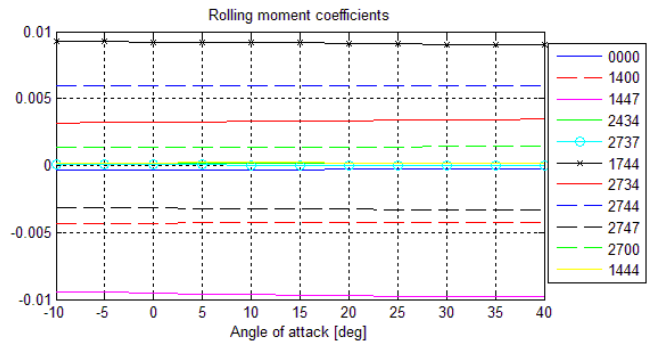
Przedstawione wykresy pokazują jak zmieniają się siły aerodynamiczne wskutek zmian prędkości opływu powietrza.



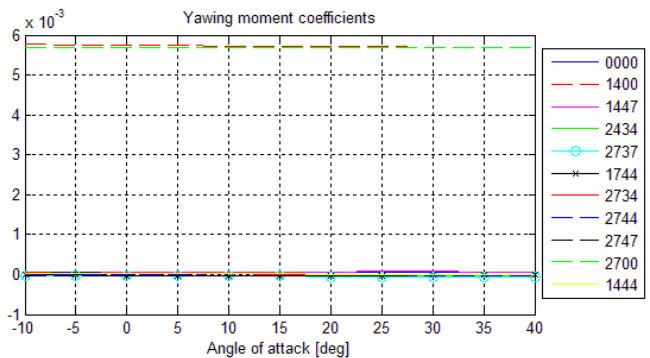
Rys. 11. Współczynnik momentu pochylającego (pitching moment) liczony względem środka geometrycznego



Rys. 12. Współczynnik momentu pochylającego (pitching moment) liczony względem środka aerodynamicznego



Rys. 13. Współczynnik momentu przechylającego (rolling moment)



Rys. 14. Współczynnik momentu odchylającego (yawing moment)

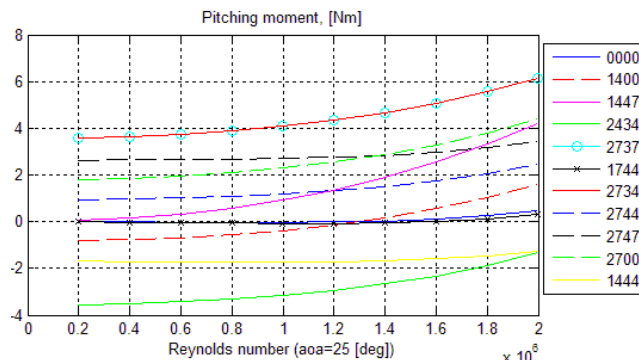
Kolejnym etapem prac było wyznaczenie środka aerodynamicznego, względem którego określone zostaną wartości momentów obracających płatewiec. Z definicji wiadomo, że środek aerodynamiczny jest stanowiony przez punkt względem którego momenty nie zależą od kąta natarcia. W związku z tym wyznaczono wartości momentów dla znanego środka geometrycznego, a następnie, stosując się do definicji, określono środek aerodynamiczny badanego pławca. Proces ten polegał na stopniowym przesuwaniu środka (względem którego wyznaczano momenty) i obserwacji monotoniczności charakterystyki. Udało się określić taki punkt, dla którego wyznaczony moment pochylający nie był zależny od kąta natarcia (Rys. 11 i 12).

Po określeniu położenia środka aerodynamicznego dla momentu pochylającego, wyznaczono trzy momenty pławca dla różnych konfiguracji barier (Rys. 12, 13 i 14).

Analizując uzyskane dane można wstępnie wnioskować o koncepcji sterowania ruchem pławca za pomocą barier mechanicznych. Rozpatrzmy kilka przypadków: przykładowo, gdy nasz obiekt porusza się z dziobem skierowanym do dołu (ujemny kąt natarcia), by wyprowadzić go do lotu nominalnego (horyzontalne ustawienie skrzydeł), należy stworzyć dodatni moment pochylający określany względem środka aerodynamicznego. Przez pojęcie „dodatniego” należy rozumieć kierunek działania momentu pokrywający się z ruchem śruby prawoskrętnej wskazującej daną oś. Zatem korzystając z wyników przedstawionych na Rys. 12 (moment pochylający) można przyjąć, że wysunięcie barier w sekcjach 2 i 3 na pozycji 7 (w obu przypadkach) wywoła pożądaną przez nas efekt. Samolot powinien zareagować podobnie w przypadku modelu 2747, jednak obserwując charakterystykę z Rys. 13, widzimy, że umieszczenie barier w sekcjach nie symetrycznych względem osi  $x$  powoduje wystąpienie momentu przechylającego. Można to zjawisko wykorzystać do sterowania pławcem w dwóch płaszczyznach. Przykładowo, w przypadku, gdy badany samolot poruszałby się z dziobem skierowanym ku ziemi i byłby przechylony na prawą stronę, w celu korekcji lotu należałoby wywołać dodatni moment pochylający i dodatni moment przechylający („dodatni” dla śruby prawoskrętnej obracającej się wzdłuż kierunku osi  $x$  – Rys. 3). Szukamy zatem na wykresach z Rys. 12 i 13 odpowiednich konfiguracji barier. Do przedstawionego przykładu pasują dwie koncepcje: 2744 i 2700. Pierwsza z nich powinna zapewnić wystąpienie odpowiednich momentów korygujących orientację pławca. Druga wymieniona konfiguracja opisuje układ z barierą na jednym skrzydle. Prócz wytworzenia stosownych momentów pochylającego i przechylającego, wywołuje także powstanie momentu odchylającego, co jest widoczne na Rys. 14. W klasycznym sterowaniu samolotem o kształcie delta wykorzystywane jest właściwie jedynie usterzenie na końcach skrzydeł (klapo-lotki). Zapewnia ono powstawanie wszystkich trzech momentów sterujących, przy czym należy zauważyć, że wraz z przechyleniem pławca, ulega zmianie jego odchylenie od osi kierunku lotu. Jest to korzystne z punktu widzenia mniejszej ilości powierzchni sterowych, jednak wprowadza znaczne trudności w modelowaniu numerycznym takiego obiektu.

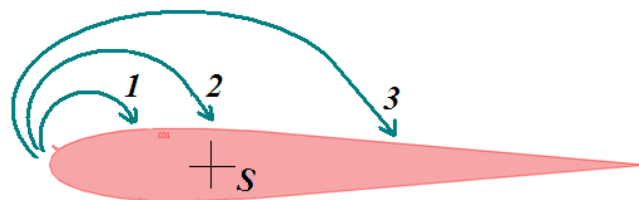
Ostatnią przeprowadzoną symulacją było wyznaczenie zależności momentu pochylającego od liczby Reynoldsa.

Wyniki dla poszczególnych konfiguracji barier przedstawiono na Rys. 15.



Rys. 15. Współczynnik momentu pochylającego (pitching moment) zależny od liczby Reynoldsa

Liczba Reynoldsa ponownie była zmieniana przez prędkość napływu powietrza (od 5 m/s do 50 m/s). Symulację przeprowadzono dla kąta natarcia równego 25°. Osiągnięto interesujące rezultaty wskazujące na to, że wraz ze wzrostem prędkości rosną wartości momentu pochylającego (dla badanego modelu wyznaczono wartości momentu pochylającego, a nie współczynnik  $C_m$ ). Ciekawy jest zwłaszcza przypadek 1400, w którym moment początkowo przybiera wartości ujemne, po czym narasta i przechodzi w dodatni. Czym to może być spowodowane? Do próby wyjaśnienia tego fenomenu posłużyć się można modelem z Rys. 16.



Rys. 16. Model obrazujący fenomen charakterystyki momentu pochylającego

Wskutek wysunięcia bariery (w naszym przypadku położenie 4) i wraz ze wzrostem prędkości, wir powietrzny jest coraz dalej odrzucany od krawędzi natarcia. Początkowo opada on przed środkiem aerodynamicznym  $S$ , przez który przechodzi oś obrotu (1). Wywołuje w ten sposób lokalny wzrost ciśnienia na górnym płacie, co skutkuje powstaniem ujemnego momentu pochylającego. Wraz ze wzrostem prędkości wir opada w okolicy środka obrotu (2), powodując zanik momentu. Ostatecznie lokalny wzrost ciśnienia zostaje wywołany za środkiem  $S$  i powstaje dodatni moment pochylający (3).

Przedstawiony opis fenomenu momentu pochylającego stanowi jedynie pewną koncepcję przyczyny. Niemniej nasuwa się myśl, że bariery mechaniczne mogą spełniać swą funkcję jedynie w pewnym zakresie niskich prędkości pławca. Nie zostało to jeszcze potwierdzone doświadczalnie i dlatego konieczne staje się przeprowadzenie eksperymentu weryfikującego dotychczasowe obliczenia.

## 5. PODSUMOWANIE

W niniejszym opracowaniu przedstawiono numeryczne obliczenia parametrów aerodynamicznych niewielkiego płatowca o skrzydłach w kształcie delta. Do kalkulacji wykorzystano metodę elementów skończonych (MES). Przedstawiono uzyskane rezultaty i wyciągnięto wstępne wnioski dotyczące sterowania przestrzenną orientacją badanego modelu. Przeprowadzone symulacje stanowią jedynie wstępny etap prac nad małym samolotem sterowanym przy pomocy barier krawędziowych i wymagają weryfikacji eksperymentalnej. Dopiero po badaniach laboratoryjnych można będzie wnioskować o poprawności opisywanej koncepcji i numerycznym modelowaniu obiektu.

## LITERATURA

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. **Borgeson D. M.** (2002), *Boundary layer control using micro-electromechanical systems (MEMS)*, Thesis, AF Institut of Technology, Ohio.
3. BULLIT 02039 - Instrukcja montażu.
4. **Colonus T. i inni** (2005), *Closed-loop control of leading-edge and tip vortices for small UAV*, California Institute of Technology, Princeton University, Northeastern University, Illinois Institute of Technology, USA.
5. **Deng S. i inni** (2007),: DNS for flow separation control around an airfoil by pulsed jets, *Computers & Fluids* 36, 1040–1060.
6. **Dube L. P. i inni** (2008), Use of COMSOL in aerodynamic optimization of the UNLV solar-powered unmanned aerial vehicle, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Conference*, Boston.
7. **Erickson G. E.** (2002), *Control of interacting vortex flows at subsonic and transonic speeds using passive porosity*, NASA Langley Research Center, Hampton.
8. **Evgrafov A.** (2002), *Topology optimization of Navier–Stokes equations*, Chalmers University of Technology, Göteborg.
9. **Georgescu A. M., Sanda-Carmen Georgescu S. C. i inni** (2007), COMSOL Multiphysics 2D flow simulation in the achard turbine, *CEEX conference*.
10. **Gwo-Bin L i inni** (2008), *Robust vortex control of a delta wing using distributed MEMS actuators*, National Cheng Kung University, FAMU-FSU College of Engineering, California Institute of Technology, University of Illinois at Urbana-Champaign, University of California.
11. <http://worldofkrauss.com/foils/1100>.
12. **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;
13. **Kondratiuk M., Kłoskowski P.** (2010), Wstępne badania aerodynamiki skrzydła typu delta w skali mikro z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędziach natarcia, *Acta Mechanica et Automatica*, Vol. 4, No. 3, Białystok.
14. **Nelson R. C. i inni** (2007), Modification of the flow structure over a UAV wing for roll control, *45th Aerospace Sciences Meeting*, Reno.
15. **Osman S. A., Ismail M. T.** (2007), Wind loads prediction using three-dimensional simulation of k-ε turbulence model, *Excerpt from the Proceedings of the COMSOL Users Conference*, Kuala Lumpur.
16. **Pakmehr M. i inni** (2005), Robust adaptive tracking control of delta wing vortex-coupled roll dynamics using RBF neural networks, *Conference on Control Applications*, Toronto.
17. Profil NACA 23015 - Opis matematyczny.
18. **Sohn M. H., Chung H. S.** (2007), Control of double-delta-wing vortex by micro leading-edge flap, *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami.
19. The NACA airfoil series - Opis matematyczny.
20. **Wager B., Zawacki T.** (2008), *Aerostructures – COMSOL wing section tutorial*.
21. **Weier T. i inni** (2000), Boundary layer control by means of electromagnetic forces, *ERCOFTAC Bulletin* 44, 36–40;
22. **Yarusevych S. i inni** (2003), Control of airfoil wake structure at low Reynolds numbers by acoustic excitation, *33<sup>rd</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando.

## THE SIMULATION RESEARCH ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE MICRO DELTA WING UAV WITH MECHANICAL BARRIERS LOCATED NEAR EDGES OF ATTACK

**Abstract:** In this paper simulation research on aerodynamic forces, moments and coefficients of the micro UAV with mechanical barrier situated near edges of attack were presented. Dimensions of mechanical turbulizers were obtained in previous examinations. Aerodynamic coefficients values for different barriers configurations were computed and compared by means of FEM. Relationship between MAV characteristics and Reynolds number was depicted. On the basis of the calculations it is possible to tentatively draw conclusions as to the range of air velocity which allows to apply mechanical edge vortex generators. Basing on calculations the preliminary idea of the flight control of the micro aerial vehicle with mechanical barriers located on both sides of the delta wing lift surfaces was presented.

Pracę wykonano w ramach realizacji projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06 finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego.