

WSTĘPNE BADANIA AERODYNAMIKI SKRZYDŁA TYPU DELTA W SKALI MIKRO Z BARIERAMI MECHANICZNYMI UMIESZCZONYMI PRZY KRAWĘDZIACH NATARCIA

Mirosław KONDRATIUK*, Piotr KŁOSKOWSKI*

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

m.kondratiuk@pb.edu.pl, kloskowski@o2.pl

Streszczenie: W niniejszym artykule przedstawiono ideę i wstępne obliczenia dotyczące małego samolotu bezzałogowego z zaimplementowanymi barierami mechanicznymi przy krawędziach natarcia. Pokróćce opisano prace prowadzone na całym świecie nad tego typu zagadnieniem. Na drodze obliczeń numerycznych wyznaczono rozkłady ciśnienia powietrza na powierzchniach nośnych płatowca typu delta. Wyznaczono wartości sił i współczynników aerodynamicznych. Porównano wyniki obliczeń przeprowadzone dla obiektu bez barier z wynikami uzyskanymi dla obiektu z zamontowanymi w barierami. Wyznaczone położenie i wymiary mechanicznych turbulizatorów powinny zapewnić możliwie największe zmiany wartości sił aerodynamicznych. Obliczenia przeprowadzono z myślą o wykorzystaniu barier mechanicznych do sterowania lotem mikrosamolotu.

1. WSTĘP

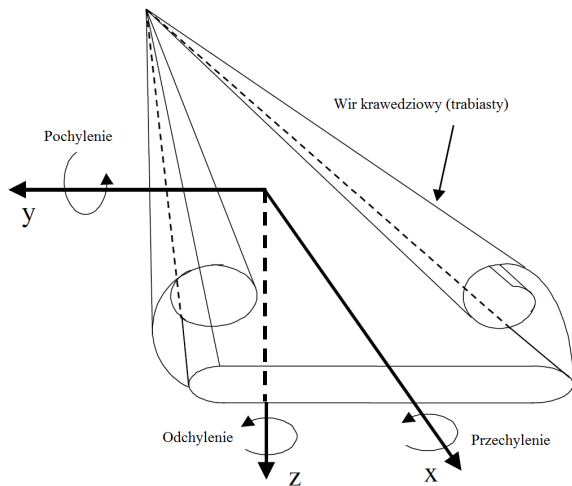
Koncepcje konstrukcyjne niewielkich bezpilotowych obiektów latających w zdecydowanej większości oparte są na klasycznym sterowaniu powierzchniami nośnymi płatowca. Zalicza się do nich lotki, ster wysokości, ster kierunku, w niektórych modelach także klapy i klapo-lotki. Małe bezpilotowe obiekty latające posiadają mniejszą liczbę takich powierzchni. Przykładowo w niewielkich szybowcach i motoszybowcach ster kierunku może zostać całkowicie wyeliminowany, a jego rola zostaje przejęta przez lotki, które wraz ze zmianą przechylenia płatowca, powodują jego odchylenie od osi lotu. Na świecie prowadzone są zaawansowane prace nad nowymi koncepcjami sterowania lotem samolotów w skali mikro. Bada się możliwości sterowania warstwą przyścienną opływającą profil skrzydła za pomocą: sił elektromagnetycznych (Weier i inni, 2000), mikro mechanizmów na krawędziach natarcia (Borgeson, 2002; Colonius i inni, 2005), niewielkich zaworów lokalnie zwiększających ciśnienie na powierzchniach nośnych płata (Deng i inni, 2007) czy wzbudników akustycznych (Yarusevych i inni, 2003). Obiecujące prace są prowadzone zwłaszcza nad skrzydłami typu delta, które znakomicie sprawdzają się zarówno w przepływach naddźwiękowych, jak i przy względnie małych prędkościach, takich jak w przypadku niewielkich samolotów bezpilotowych. Rozpatruje się wprowadzenie w takich obiektach barier mechanicznych (turbulizatorów mechanicznych) w pobliżu krawędzi natarcia (Erickson, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chung, 2007). Jest to możliwe ze względu na konstrukcję skrzydła delta, której przestrzeń montażowa jest stosunkowo duża. Koncepcja powierzchni sterowej w przedniej części skrzydła ma zasadniczą zaletę w odniesieniu do klasycznych rozwiązań, mianowicie zmniejsza stałe czasowe układu sterowania lotem.

W niniejszym artykule przedstawione zostały badanie symulacyjne niewielkiego samolotu bezpilotowego o skrzydłach w kształcie delta. Wyznaczone zostały podstawowe siły i współczynniki aerodynamiczne dla opływu z niewielkimi wartościami liczby Reynoldsa. Zamodelowano wyżej opisaną barierę mechaniczną i przebadano jej wpływ na charakterystyki płatowca. Przeprowadzono dyskusje nad otrzymanymi wynikami i wyciągnięto wstępne wnioski dotyczące koncepcji konstrukcyjnej mikrosamolotu z warstwą przyścienną sterowaną przy pomocy barier mechanicznych.

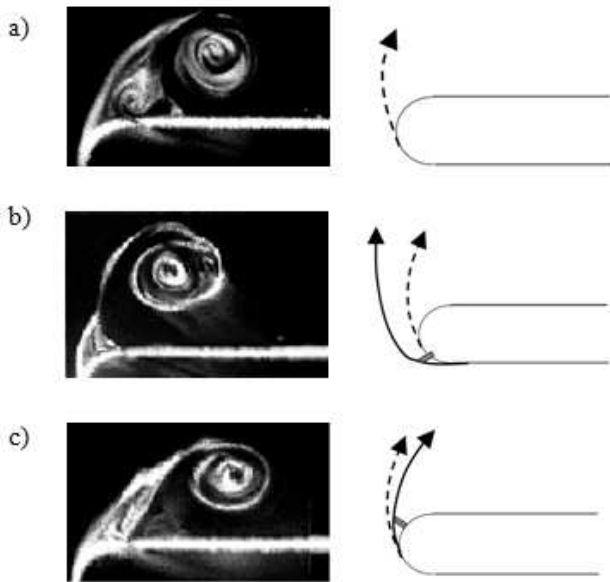
2. OPIS BADANEGO ZJAWISKA

W czasie przepływu powietrza wokół profilu lotniczego skrzydła w kształcie delta dochodzi do zjawiska tworzenia się tzw. trąbiastych wirów krawędziowych. Zostały one przedstawione schematycznie na Rys. 1.

Prace prowadzone na świecie dotyczące zagadnienia powstawania wirów krawędziowych przedstawiają sposoby sterowania warstwą przyścienną (Deng i inni, 2007; Erickson, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chung, 2007). Zmieniając położenie punktu lub krawędzi oderwania strug powietrza od powierzchni płata, zmienia się rozkład ciśnienia na skrzydle. W ten sposób wywołana jest zmiana wartości siły nośnej i siły oporu aerodynamicznego, a co za tym idzie, możliwe staje się sterowanie statkiem powietrznym. W przypadku wystąpienia różnicy wartości sił aerodynamicznych na fragmentach płata przeciwnych względem środka ciężkości tworzą się momenty obracające samolot. Na Rys. 2 przedstawione są zdjęcia wirów krawędziowych powstałych na skrzydle typu delta oraz zasada mechanicznego sterowania punktem oderwania warstwy przyściennej (Gwo-Bin i inni, 2008).



Rys. 1. Skrzydło w kształcie delta z zaznaczonymi podstawowymi obrotami i wirami krawędziowymi (Gwo-Bin i inni, 2008)

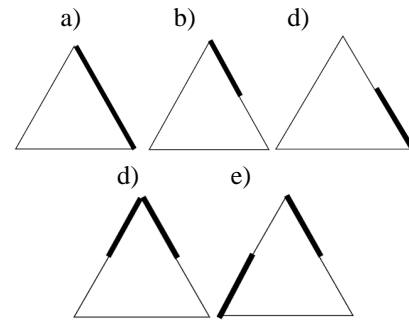


Rys. 2. Wiry krawędziowe powstałe na krawędzi natarcia skrzydła delta: a) bez bariery mechanicznej, b) bariera mechaniczna odrzucająca wir, c) bariera mechaniczna dociskająca wir (Gwo-Bin i inni, 2008)

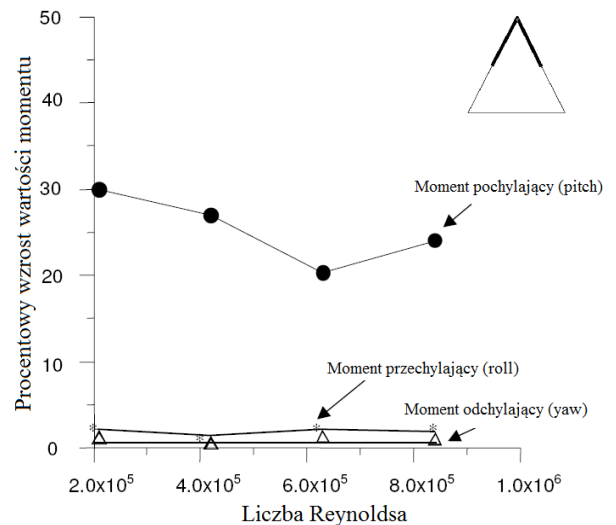
Wskutek lokalnych zmian ciśnienia wywołanych wirami opadającymi na powierzchnię skrzydła powstaje różnica sił tworząca moment obracający płatowiec. Dzięki odpowiedniemu sterowaniu odchyleniem wirów możliwe jest kierowanie niewielkich rozmiarów obiektem latającym (Borgeson, 2002; Erickson, 2002; Gwo-Bin i inni, 2008; Nelson i inni, 2007; Pakmehr i inni, 2005; Sohn i Chung, 2007). Na Rys. 3 przedstawiono wybrane lokalizacje barier mechanicznych przy krawędzi natarcia skrzydła delta.

Zgodnie z literaturą opisującą badania nad turbulizatorami krawędziowymi (Gwo-Bin i inni, 2008), odpowiednie rozmieszczenie i aktywowanie barier mechanicznych wytwarza momenty sterujące wystarczające do kierowania płatowcem. Przykładowo: układ przedstawiony na Rys. 3d powinien wprowadzić znaczne zwiększenie momentu pochylającego płatowiec (Rys. 4), z kolei układ z Rys. 3e – momentu przechylającego. Inne konfiguracje barier także

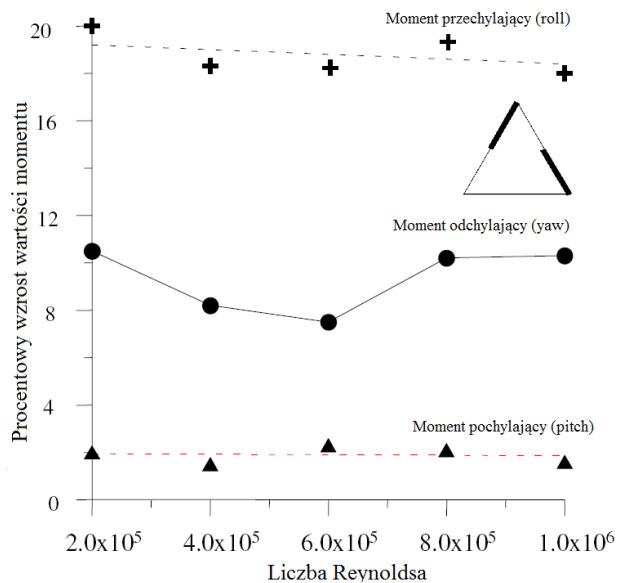
wprowadzają zmiany w wartościach sił działających na płaty skrzydeł (Gwo-Bin i inni, 2008).



Rys. 3. Propozycje rozmieszczenia barier mechanicznych na skrzydle delta (Gwo-Bin i inni, 2008)



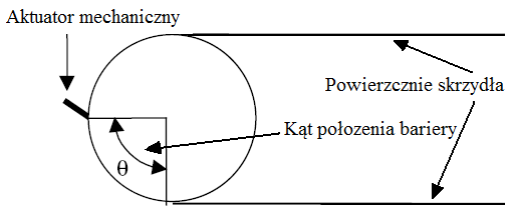
Rys. 4. Wpływ barier mechanicznych na momenty płatowca (Gwo-Bin i inni, 2008)



Rys. 5. Wpływ barier mechanicznych na momenty płatowca (Gwo-Bin i inni, 2008)

Prócz rozmieszczenia turbulizatorów wzdłuż krawędzi skrzydła istotne jest także ich położenie względem krawędzi

natarcia. Badania w tym kierunku zostały również przeprowadzone i opisane w literaturze Gwo-Bin i inni, (2008). Położenie bariery przedstawiono schematycznie na Rys. 6.



Rys. 6. Położenie bariery na krawędzi skrzydła (Gwo-Bin i inni, 2008)

W oparciu o przeanalizowaną literaturę oraz wyniki w niej opisanych badań symulacyjnych i doświadczalnych można wnioskować, że koncepcja sterowania wirami krawędziowymi i warstwą przyścienną nadaje się dla małych obiektów latających i wymaga dalszych badań. Szczególnie ciekawym rozwiązaniem są bariery mechaniczne, które znacząco wpływają na rozkłady sił na skrzydłach typu delta. W dalszej części artykułu przedstawione zostaną własne badania symulacyjne nad wyżej wspomnianymi turbulizatorami mechanicznymi.

3. BADANY OBIEKT

Badaniu została poddana koncepcja barier mechanicznych w niewielkim samolocie bezpilotowym typu delta, wyprodukowanym przez czeską firmę TOPMODEL CZ – BULLIT 02039. Podstawowe parametry modelu przedstawiono w Tab. 1.

Tab. 1. Podstawowe parametry samolotu BULLIT 02039

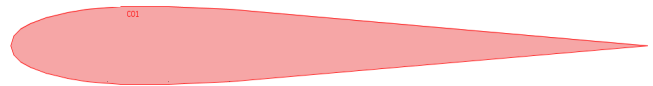
Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydeł	840 mm
Długość cięciwy	580 mm
Typ profilu	BELL540
Waga	0,9-1,2 kg
Powierzchnia nośna	29,5 dm ²

Poniżej przedstawiono zdjęcie badanego samolotu.

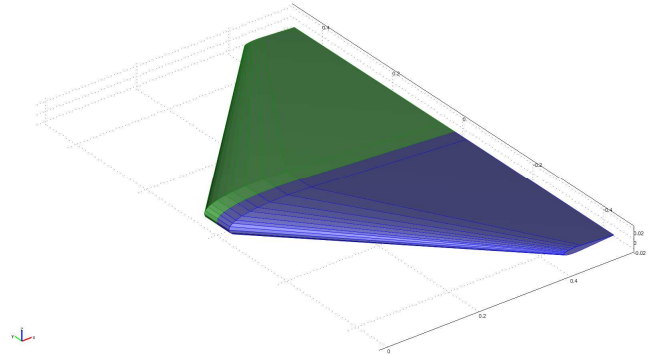


Rys. 7. Zdalnie sterowany samolot czeskiej firmy TOPMODEL CZ - BULLIT 02039

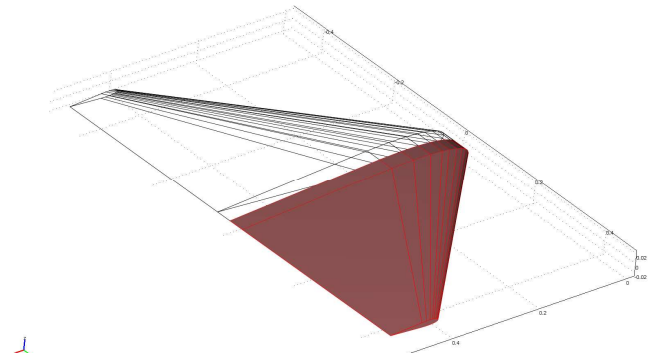
Profil BELL540 to modyfikowany profil lotniczy NACA0012 (<http://worldofkrauss.com/foils/1100>). Punkty opisujące geometrię skrzydła zostały wprowadzone do modułu graficznego oprogramowania COMSOL Multiphysics. Uwzględniając parametry katalogowe samolotu stworzono trójwymiarowy model geometrii powierzchni nośnych płatowca. Przedstawiono to na poniższych Rys. 8, 9 i 10.



Rys. 8. Profil BELL540



Rys. 9. Powierzchnie nośne w modelu 3D samolotu BULLIT 02039



Rys. 10. Geometria modelu 3D samolotu BULLIT 02039

4. BADANIA SYMULACYJNE

Do badań symulacyjnych zastosowano oprogramowanie COMSOL Multiphysics wraz z modulem Chemical Engineering (Dube i inni, 2008; Evgrafov, 2002; Osman i Ismail, 2007). Przy pomocy pakietu MATLAB wyznaczono geometrię badanych profili (Profil NACA 23015, The NACA airfoil series). Modelowano przepływ powietrza wokół skrzydeł samolotu (Bischel i Wittwer, 2007; Georgescu, 2007; Kaufmann i Gutierrez-Miravete, 2008; Wager i Zawacki, 2008). Przyjęte parametry atmosfery i warunki ruchu powietrza przedstawiono w Tab. 2.

W prowadzonych symulacjach uwzględniono zmianę gęstości powietrza na skutek zmian ciśnienia w obrębie skrzydła. Równanie opisujące tę zależność przedstawiono poniżej:

$$\rho = \frac{p}{RT_0} \quad (1)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, [kg/m³]; p – ciśnienie powietrza, [Pa]; R – indywidualna stała gazowa, [J/(kg·K)], T_0 – temperatura powietrza, [K].

Tab. 2. Parametry modelowanego przepływu

Wielkość	Wartość
Ciśnienie początkowe	1,013 · 10 ⁵ Pa
Temperatura powietrza	288,15 K
Indywidualna stała	287,14 J/(kg·K)
Gęstość powietrza	1,226 kg/m ³
Lepkość dynamiczna	1,778 · 10 ⁻⁵ Pa·s
Skala turbulencji	0,01
Długość turbulencji	0,05
Prędkość powietrza	10 m/s

Można przyjąć, że obliczenia zostały przeprowadzone dla płynu słabo ściśliwego. W przypadku przepływów powietrza z niewielkimi prędkościami, czynnik ściśliwości może zostać pominięty.

Liczbę Reynoldsa, która mówi o stosunku sił bezwładności do sił lepkości w płynie, opisano równaniem (2):

$$Re = \frac{\rho v c}{\eta} \quad (2)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, [kg/m³]; v – prędkość powietrza, [m/s]; c – wymiar charakterystyczny zagadnienia, [m]; η – lepkość dynamiczna powietrza, [Pa·s].

W badanym zagadnieniu wymiarem charakterystycznym jest długość cięciwy profilu lotniczego mierzona przy kadłubie samolotu ($c=0,58$ m).

Przeprowadzono badania dla różnych kątów natarcia. W celu ułatwienia obliczeń zmieniano kąt zadanej prędkości powietrza poprzez wprowadzenie składowego wektora poziomego u_0 i pionowego w_0 . Relacja między całkowitą prędkością płynu U i wymienionymi wektorami została przedstawiona poniżej:

$$u_0 = v \cos\left(\alpha \frac{\pi}{180^\circ}\right) \quad (3)$$

$$w_0 = v \sin\left(\alpha \frac{\pi}{180^\circ}\right) \quad (4)$$

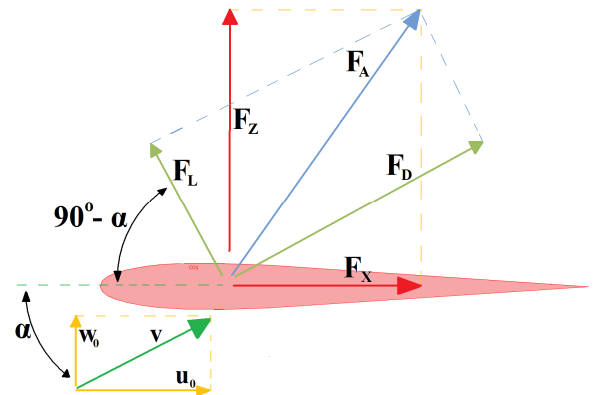
gdzie: U – prędkość płynu, [m/s]; α – kąt natarcia, [°].

Na Rys. 11 schematycznie przedstawiono wektory sił działających na płatowiec: α – kąt natarcia, v – wektor prędkości powietrza, u_0 – składowa prędkości równoległa do cięciwy profilu, w_0 – składowa prędkości prostopadła do cięciwy profilu, F_x – siła działająca wzdłuż cięciwy profilu, F_z – siła działająca prostopadle do cięciwy profilu, F_A – siła aerodynamiczna, F_L – siła nośna, F_D – siła oporu aerodynamicznego. Wartości F_x i F_z zostały wyznaczone przy pomocy metody elementów skończonych (MES). Siłę aerodynamiczną wyznaczono zgodnie z równaniem (5):

$$F_A = \sqrt{F_x^2 + F_z^2} \quad (5)$$

Do wyznaczenia siły nośnej i siły oporu aerodynamicznego wykorzystano kąt pomocniczy β zdefiniowany następująco:

$$\beta = \arccos\left(\frac{F_z}{F_A}\right) \frac{180^\circ}{\pi} \quad (6)$$



Rys. 11. Wektory sił działających na płatowiec

Wzory na siłę nośną i opór aerodynamiczny przedstawiono poniżej.

$$F_L = F_A \cos\left[\left(\alpha + \beta\right) \frac{\pi}{180^\circ}\right] \quad (7)$$

$$F_D = F_A \sin\left[\left(\alpha + \beta\right) \frac{\pi}{180^\circ}\right] \quad (8)$$

4.1. Charakterystyki modelu klasycznego

Pierwsze symulacje zostały przeprowadzone dla profilu pozbawionego wszelkich barier mechanicznych. Badania przeprowadzono dla kąta natarcia (α) od -45 do 45 stopni. Prędkość powietrza zadano na poziomie 10 m/s. Dla wymiaru charakterystycznego $c = 0,58$ m i lepkości dynamicznej powietrza $\eta = 1,778 \cdot 10^{-5}$ Pa·s, wyznaczono liczbę Reynoldsa przepływu, która wyniosła $Re = 399932$. Wyznaczanymi wielkościami były składowe siły aerodynamiczne F_x , F_y , F_z , które zostały obliczone w drodze całkowania ciśnienia po powierzchni płatów nośnych. Zgodnie w wyżej przedstawionymi zależnościami wyznaczone zostały składowe siły aerodynamiczne prostopadła i równoległa do kierunku napływu powietrza. Oznaczono je odpowiednio F_L – siła nośna i F_D – siła oporu aerodynamicznego. Zgodnie z poniższymi równaniami wyznaczono współczynniki siły nośnej (C_L) i współczynniki oporu aerodynamicznego (C_D):

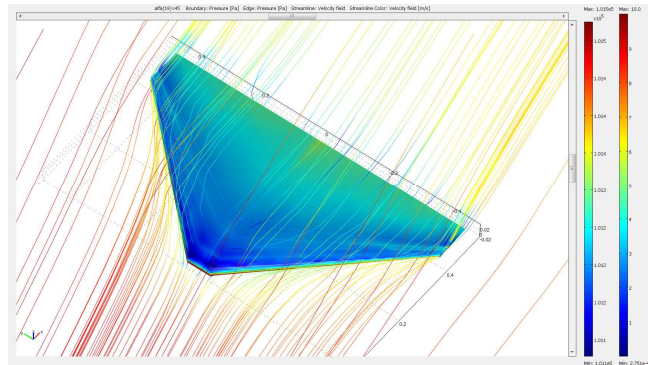
$$C_L = \frac{2F_L}{\rho v^2 S} \quad (9)$$

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho v^2 S} \quad (10)$$

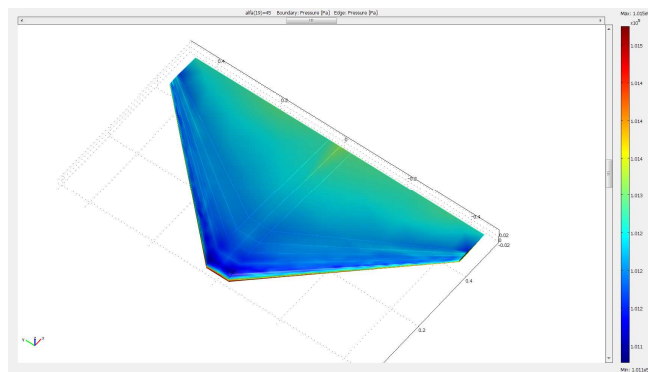
gdzie: S – powierzchnia nośna płatowca.

Na Rys. 12 przedstawiono wyniki symulacji. Linie odwzorowują strugi powietrza opływające skrzydło. Na powierzchni płata przedstawiono rozkład ciśnienia (Rys. 13

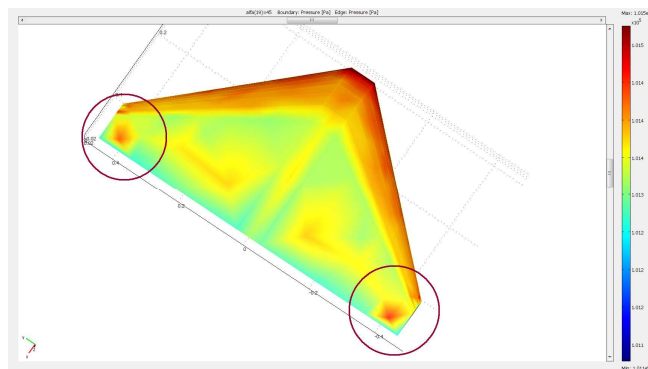
i 14). Dla wspólnej skali wyraźnie widoczna jest różnica ciśnień pomiędzy dolną a górną powierzchnią. Szczególnie godne uwagi są zaznaczone fragmenty płata dolnego. W tych miejscach następuje lokalny wzrost ciśnienia.



Rys. 12. Wyniki symulacji opływu strumienia powietrza wokół skrzydła delta ($\alpha=45^\circ$)



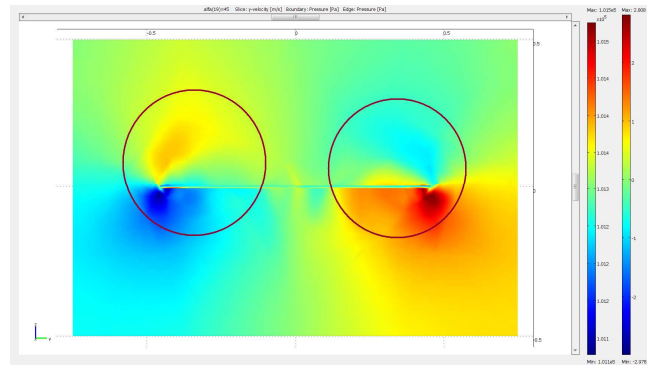
Rys. 13. Rozkład ciśnienia na górnej powierzchni płata skrzydła ($\alpha=45^\circ$)



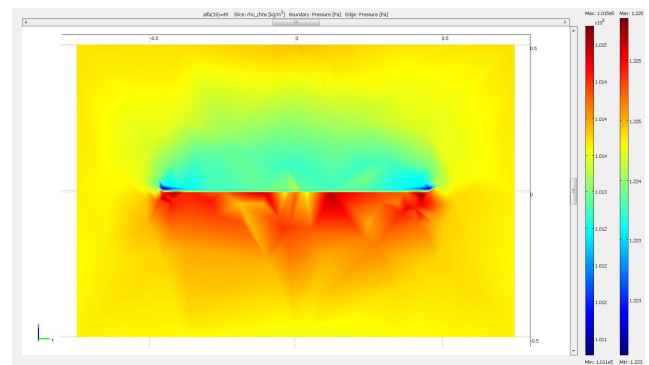
Rys. 14. Rozkład ciśnienia na dolnej powierzchni płata skrzydła ($\alpha=45^\circ$)

Rys. 15 przedstawia poziomą składową pola prędkości powietrza opływającego modelowane skrzydło. W zaznaczonych obszarach widoczne są zaczątki wirów krawędziowych.

Rys. 16 przedstawia zmiany gęstości przepływającego powietrza. Wyniki przeprowadzonych symulacji dowodzą, że do modelowania przepływów z małą prędkością nie jest konieczne stosowanie modelu płynu ściśliwego, ponieważ zmiany gęstości są nieznaczne (na poziomie $0,002 \text{ kg/m}^3$).

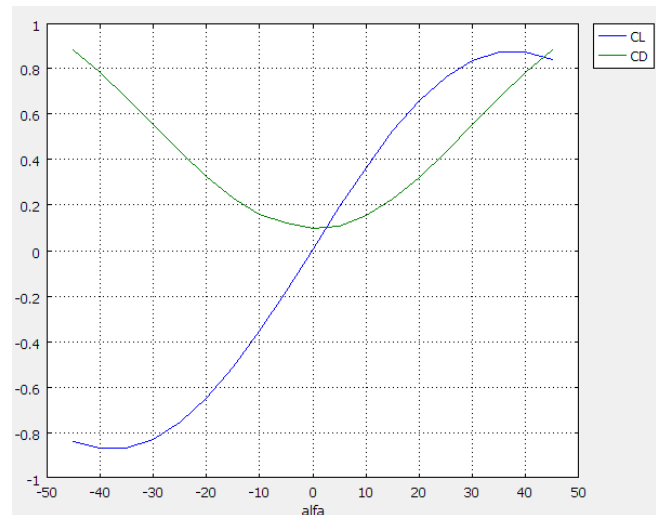


Rys. 15. Pozioma składowa pola prędkości powietrza ($\alpha=45^\circ$)



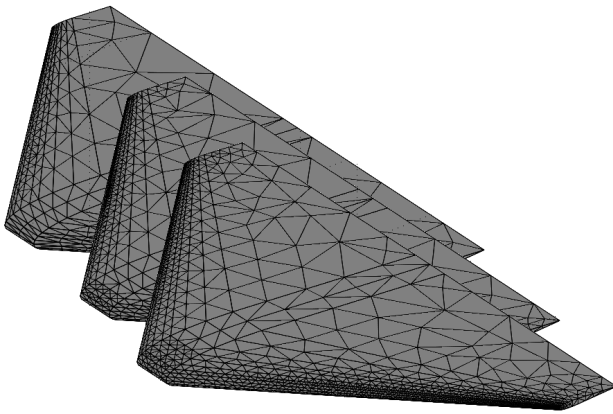
Rys. 16. Zmiany gęstości powietrza na skutek przepływu z prędkością 10 m/s ($\alpha=45^\circ$)

Zależności współczynnika siły nośnej (C_L) i współczynnika oporu aerodynamicznego (C_D) od kąta natarcia przedstawiono na Rys. 17. Wyniki są typowe dla symetrycznego profilu lotniczego.



Rys. 17. Współczynnik siły nośnej i współczynnik oporu aerodynamicznego dla profilu delta BELL540

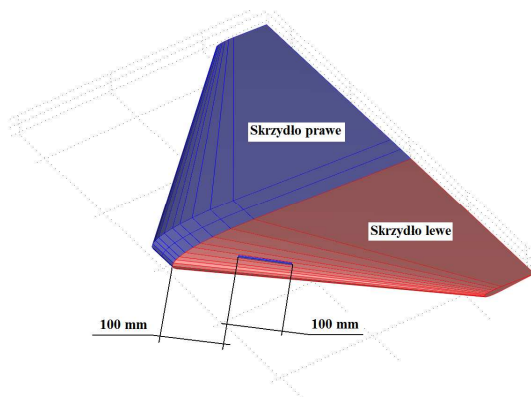
Obliczenia przeprowadzono dla różnych rozdzielczości siatki dyskretyzującej. Znaczących różnic w charakterystykach nie zaobserwowano.



Rys. 18. Porównanie trzech siatek o różnej rozdzielczości elementów

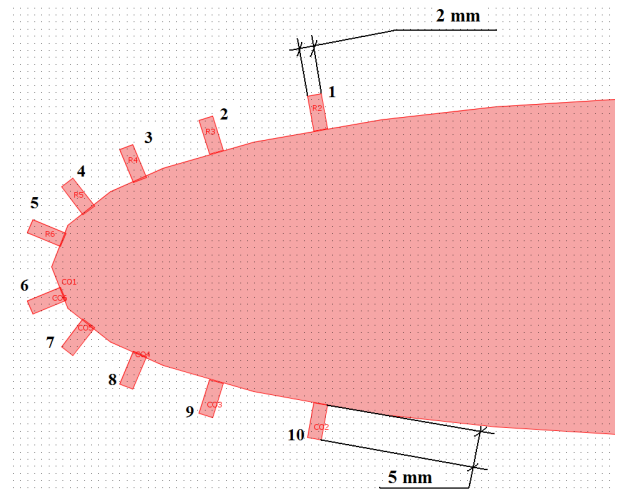
4.2. Charakterystyki modelu z barierą mechaniczną

Do wyżej opisanego modelu bezpilotowego samolotu BULLIT 02039 wprowadzono barierę mechaniczną na lewym skrzydle. Jej wymiary i umiejscowienie przedstawiono na Rys. 19. Przeprowadzono 10 oddzielnych symulacji dla różnych położenia bariery mechanicznej przedstawionych na Rys. 20. W rezultacie wyznaczono współczynniki dla różnych konfiguracji geometrii modelu oraz ich różnice pomiędzy skrzydłem lewym (z barierą) a prawym (bez bariery). Na Rys. 21 przedstawiono zdyskretyzowany model 3D badanego samolotu z barierą mechaniczną w pozycji 1.

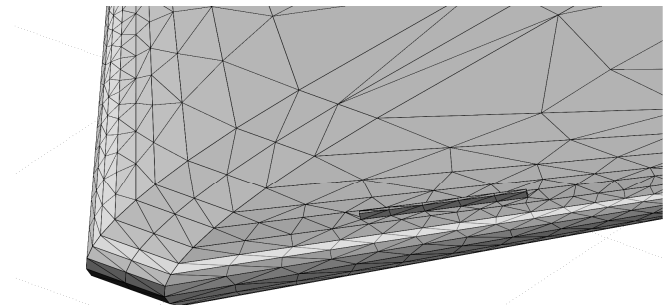


Rys. 19. Płat delta BELL540 z barierą mechaniczną na lewym skrzydle

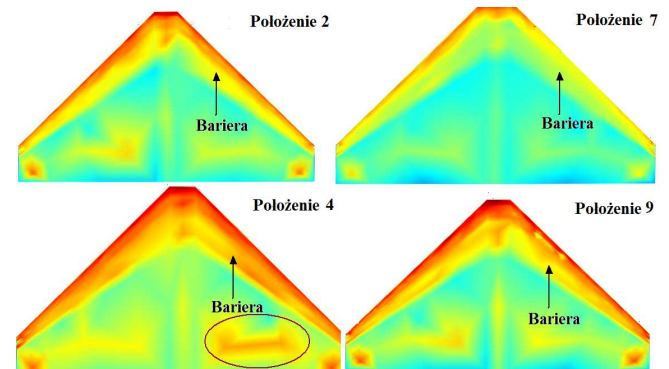
Na Rys. 22 przedstawiono rozkłady ciśnienia na dolnych płatach skrzydeł z trzema przykładowymi konfiguracjami bariery mechanicznej (położenie 2, 4, 7 i 9) dla kąta natarcia $\alpha=30^\circ$. Przy położeniu 4 widoczny jest lokalny wzrost ciśnienia na lewym skrzydle. Wywołuje on zmianę siły nośnej lewego płata tworząc moment obracający samolot względem osi kadłuba. Podobne wnioski można wyciągnąć porównując wartości współczynników aerodynamicznych. Przedstawiono je na Rys. 23 i 24, gdzie B_0 odpowiada płatowi bez bariery, a kolejne oznaczenia (B_1, B_2, B_3 , itd.) odpowiadają kolejnym położeniom bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca. Na Rys. 25 i 26 przedstawiono różnice współczynników aerodynamicznych lewego i prawego skrzydła.



Rys. 20. Rozmieszczenie i podstawowe wymiary bariery mechanicznej na profilu BELL540



Rys. 21. Zdyskretyzowany model 3D skrzydła z barierą w pozycji 1

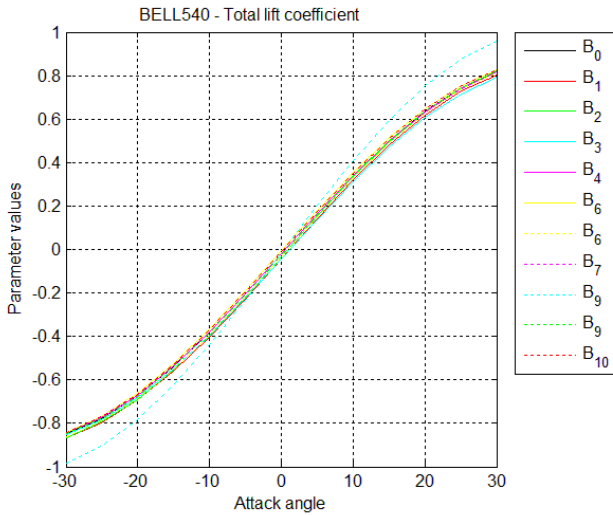


Rys. 22. Rozkład ciśnienia na dolnym płacie skrzydeł z różnymi konfiguracjami i bariery

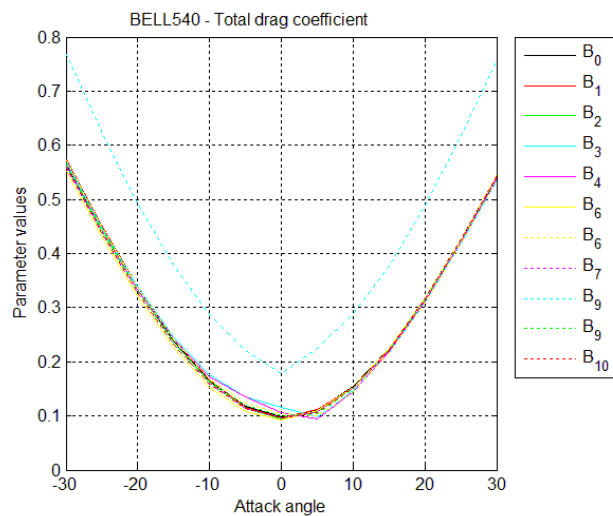
Analizując rezultaty obliczeń wywnioskowano, że wyniki uzyskane dla bariery w położeniu B_8 nadmiernie odbiegają od pozostałych. W związku z tym, symulacje bariery w położeniu B_8 zostały wyłączone z dalszych analiz. Po analizie różnic współczynników aerodynamicznych podobny wniosek został wyciągnięty co do położenia B_5 . Na wykresach pojawia się dwukrotnie B_6 i B_9 , którymi to wartościami nadpisano położenia odpowiednio B_5 i B_8 . Na Rys. 27 i 28 przedstawiono porównanie procentowych różnic współczynników opisanych poniższym wzorem:

$$\Delta C_{L/D} = \frac{C_{LL/DL} - C_{LR/DR}}{C_{LR/DR}} 100\% \quad (11)$$

gdzie: $\Delta C_{L/D}$ – procentowa różnica wartości współczynnika siły nośnej/oporu, $C_{LL/DL}$ – współczynnik siły nośnej/oporu skrzydła lewego, $C_{LR/DR}$ – współczynnik siły nośnej/oporu skrzydła prawego.

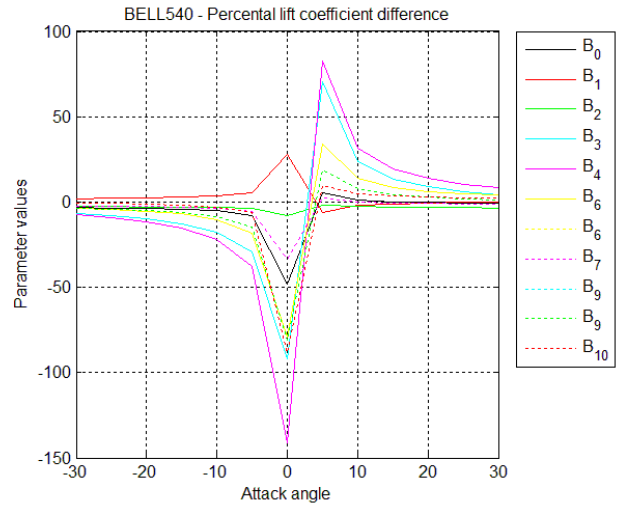


Rys. 23. Porównanie współczynników całkowitej siły nośnej dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca

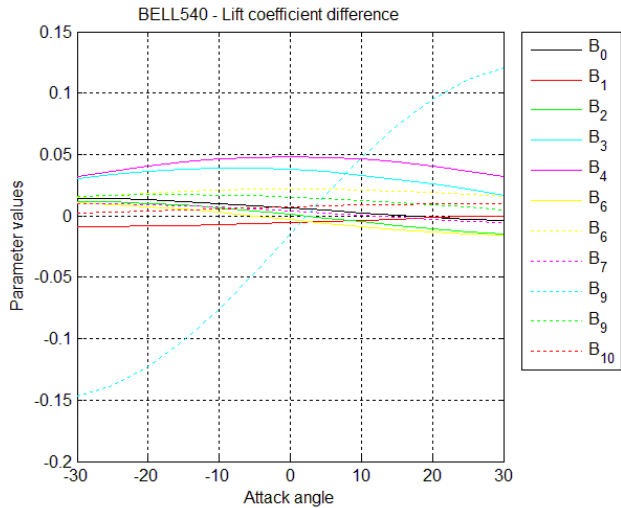


Rys. 24. Porównanie współczynników całkowitej siły oporu aerodynamicznego dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca

Wyniki wykazują, że największy procentowo wzrost siły nośnej (współczynnika siły nośnej) występuje w przypadku czwartego położenia bariery mechanicznej. Przy takiej konfiguracji zauważono na przykład dla kąta natarcia $\alpha = 20^\circ$ około 20% wzrost wartości C_{LL} (Rys. 29), przy czym C_{DL} wzrosło o około 15% (Rys. 30). Procentowa zależność została wyznaczona w stosunku do prawego skrzydła płatowca (bez bariery).



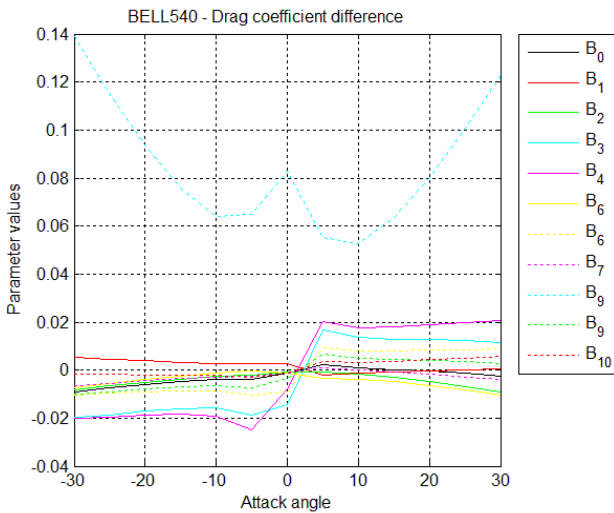
Rys. 25. Porównanie różnicy współczynników siły nośnej lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca



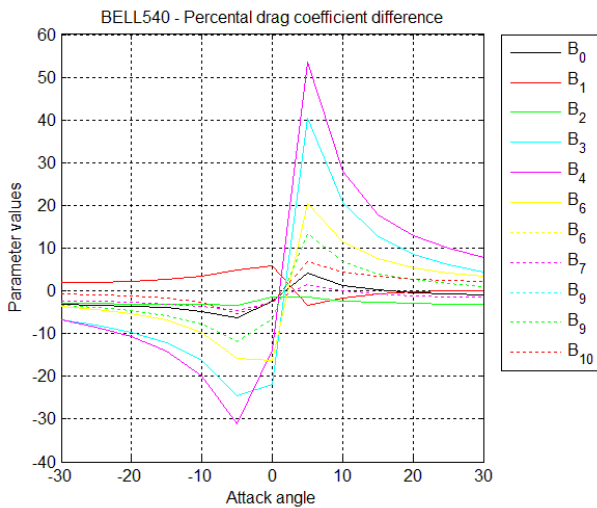
Rys. 26. Porównanie różnicy współczynników siły oporu aerodynamicznego lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca

Wprowadzenie bariery na jednym ze skrzydeł powoduje powstanie momentów obracających samolot. Dla niezerowego, dodatniego kąta natarcia położenie 4 zapewnia największy wzrost siły nośnej. Ciekawy wniosek można wyciągnąć obserwując charakterystyki dla ujemnych kątów natarcia. Symulacje pokazują, że przy drugim położeniu bariery (B_2) uzyskujemy zwiększenie siły nośnej przy ujemnym kącie natarcia.

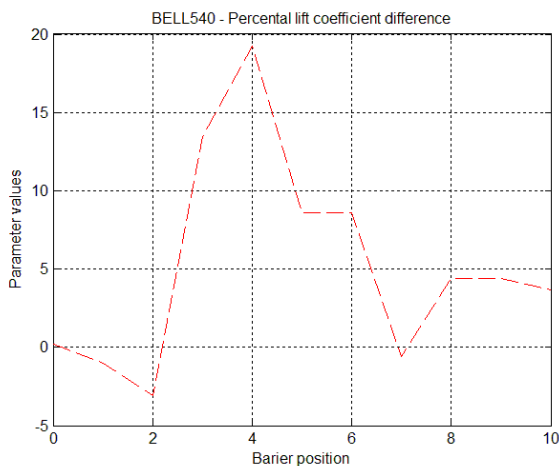
W oparciu o dotychczas wyciągnięte wnioski, dokonano bezpośredniego porównania procentowego wzrostu siły nośnej na lewym skrzydle płatowca dla różnych położenia bariery mechanicznej (Rys. 20). Charakterystykę wyznaczono dla wspólnych kątów natarcia ($\alpha = 15^\circ$ i $\alpha = 25^\circ$). Wyniki przedstawiono na Rys. 29 i 30.



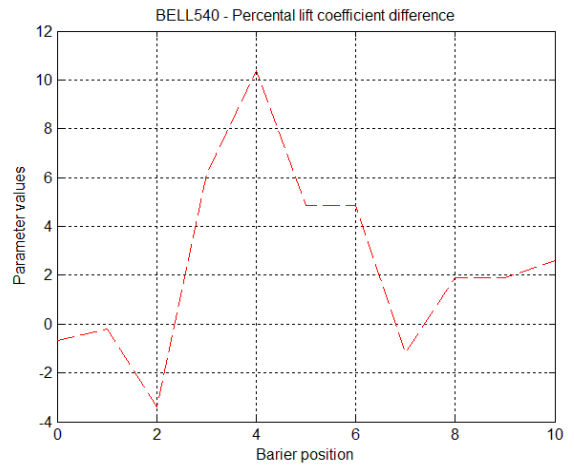
Rys. 27. Porównanie procentowej różnicy współczynników siły nośnej lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca



Rys. 28. Porównanie procentowej różnicy współczynników siły oporu aerodynamicznego lewego i prawego skrzydła dla różnych konfiguracji bariery mechanicznej na lewym skrzydle płatowca



Rys. 29. Porównanie procentowej zmiany siły nośnej na lewym skrzydle płatowca przy różnych położeniach bariery dla kąta natarcia $\alpha=15^\circ$ (0 – brak bariery)

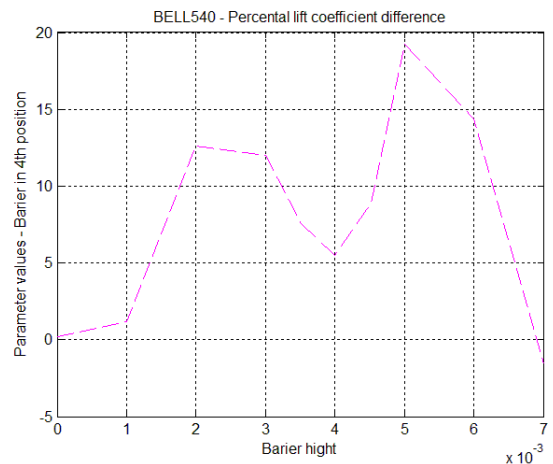


Rys. 30. Porównanie procentowej zmiany siły nośnej na lewym skrzydle płatowca przy różnych położeniach bariery dla kąta natarcia $\alpha=25^\circ$ (0 – brak bariery)

Powyższy wykres potwierdza, że czwarte położenie mechanicznego turbulatora daje największe procentowe zmiany w charakterystykach aerodynamicznych badanego modelu płatowca.

Po wyznaczeniu najkorzystniejszego położenia bariery (położenie 4 na Rys. 20) przeprowadzono badania wysokości wypustu dla kąta natarcia $\alpha = 15^\circ$ i $\alpha = 25^\circ$. Zmian dokonywano w zakresie od 1mm do 7 mm. Wyniki przedstawiono na Rys. 31 i 32.

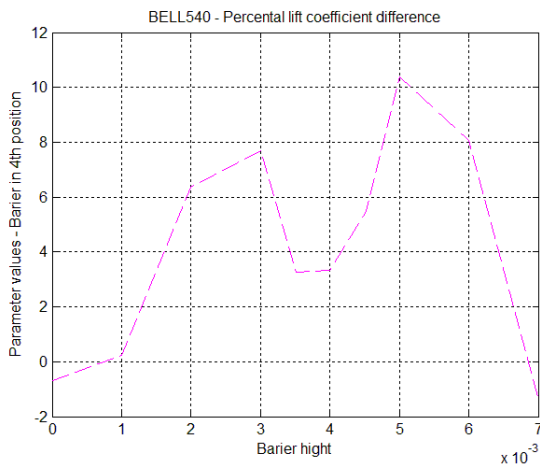
Z przeprowadzonych symulacji wynika, że największy przyrost siły nośnej występuje dla bariery wysokiej na 5 mm. Zastanawiająca jest stosunkowo mała wartość procentowej różnicy współczynników siły nośnej dla wypustu wysokiego na 4 mm. Przedstawiona anomalia w osiągniętych wynikach nie została dotychczas wyjaśniona.



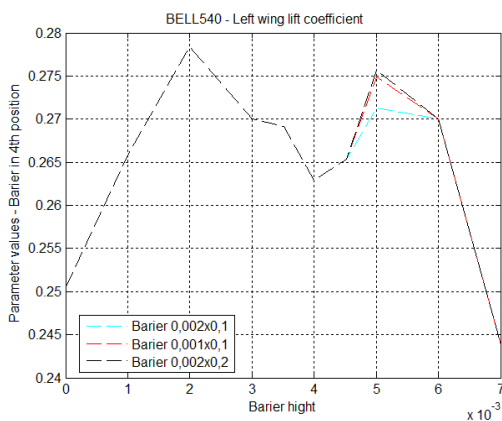
Rys. 31. Zależność procentowej różnicy współczynnika siły nośnej skrzydła lewego (z bariery) i prawego (bez bariery) od wysokości bariery dla $\alpha=15^\circ$ (0 – brak turbulatora mechanicznego)

W ostatniej części przeprowadzono badania nad grubością i długością opisywanego turbulatora mechanicznego. Przeprowadzono dwie symulacje dla bariery o długości 10 cm i grubości 1mm oraz bariery o długości 20 cm i grubości 2mm. Wyniki porównano z dotychczas badaną bariery o długości 10 cm i grubości 2mm. Obliczeń dokonano

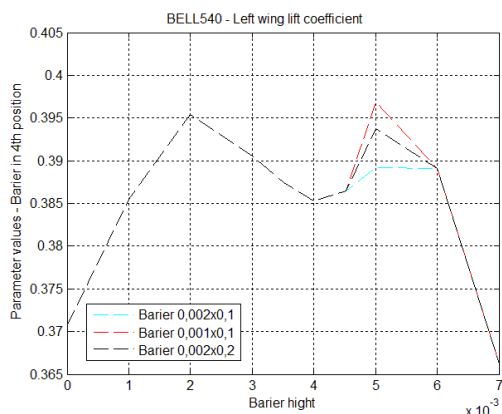
dla czwartego położenia turbulatora o wysokości 5 mm. Rezultaty zostały przedstawione na Rys. 33 i 34.



Rys. 32. Zależność procentowej różnicy współczynnika siły nośnej skrzydła lewego (z barierą) i prawego (bez bariery) od wysokości bariery dla $\alpha=25^\circ$ (0 – brak turbulatora mechanicznego)



Rys. 33. Porównanie współczynników siły nośnej dla skrzydła z barierami o różnych wymiarach ($\alpha=15^\circ$)



Rys. 34. Porównanie współczynników siły nośnej dla skrzydła z barierami o różnych wymiarach ($\alpha=25^\circ$)

Zarówno zmniejszenie grubości wypustu, jak i jego wydłużenie wpływają na zwiększenie siły nośnej płata. Przy różnych kątach natarcia widać, że niekiedy większy

wpływ ma grubość turbulatora ($\alpha = 25^\circ$), a niekiedy jego długość ($\alpha = 15^\circ$).

W oparciu o przedstawione wyniki można przypuszczać, że również inne parametry geometryczne bariery, takie jak np. pochylenie turbulatora względem krzywizny płata, mogą mieć duży wpływ na parametry aerodynamiczne całego skrzydła. Rozstrzygnięcie tej wątpliwości stanowi jeden z kolejnych etapów prowadzonych badań.

Wyżej przedstawione wyniki zostały opracowane dla dodatnich kątów natarcia ($\alpha = 15^\circ$ i $\alpha = 25^\circ$). Należy zaznaczyć, że w przypadku ujemnych kątów, rozwiązania będą miały podobny charakter dla bariery w położeniu 7 (Rys. 20), które względem cięciwy profilu jest położeniem symetrycznym do czwartego.

Badania symulacyjne przeprowadzono dla jednej wartości liczby Reynoldsa ($Re=399932$). W dostępnej literaturze można spotkać się z charakterystykami momentów i sił aerodynamicznych, zależnymi do tej wielkości. Jednym z celów przyszłych prac jest wyznaczenie takich zależności dla opisywanego modelu i przedstawionej geometrii bariery mechanicznych.

5. PODSUMOWANIE

Przeprowadzone badania symulacyjne wykazały, że koncepcja sterowania ruchem niewielkiego płatowca przy pomocy bariery mechanicznych umieszczonych na skrzydle w pobliżu krawędzi natarcia jest alternatywą dla klasycznych rozwiązań. Należy jednak zaznaczyć, że wszystkie przeprowadzone analizy numeryczne są obarczone pewnym błędem obliczeniowym i osiągnięte rezultaty wymagają weryfikacji doświadczalnej. Dalsze prace będą prowadzone w kierunku wyznaczenia momentów oddziałujących na płatowiec z zaimplementowanymi barierami mechanicznymi. Po ich wyznaczeniu będzie można wyciągnąć wstępne wnioski dotyczące sterowania lotem mikrosamolotu.

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. **Colonius 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. **Nelson R. C. i inni** (2007), Modification of the flow structure over a UAV wing for roll control, *45th Aerospace Sciences Meeting*, Reno.
14. **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.
15. **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.
16. Profil NACA 23015 - Opis matematyczny.
17. **Sohn M. H., Chung H. S.** (2007), Control of double-delta-wing vortex by micro leading-edge flap, *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami.
18. The NACA airfoil series - Opis matematyczny.
19. **Wager B., Zawacki T.** (2008), *Aerostructures – COMSOL wing section tutorial*.
20. **Weier T. i inni** (2000), Boundary layer control by means of electromagnetic forces, *ERCOFTAC Bulletin 44*, 36–40.
21. **Yarusevych S. i inni** (2003), Control of airfoil wake structure at low Reynolds numbers by acoustic excitation, *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando.

PRELIMINARY INVESTIGATIONS ON AERODYNAMICS OF MICRO DELTA WING WITH MECHANICAL BARRIERS LOCATED NEAR EDGES OF ATTACK

Abstract: In this paper the idea of micro UAV and preliminary calculations with mechanical barriers implemented near edges of attack were presented. The world-wide investigations on such a problem were shortly described. Air pressure distribution on plane lift surfaces was obtained by means of numerical calculations. Aerodynamics forces and coefficients values were determined. Results of calculations conducted for delta wing without barriers were compared with those obtained for plane with mechanical edge turbulizers. The obtained position and dimensions of the barriers should ensure the best possible aerodynamic forces values modifications. The calculations were conducted with a view to taking advantage of edge mechanical barriers in order to control the MAV flights.

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