

ANALIZA AERODYNAMIKI UKŁADU STEROWANIA MIKRO-SAMOLOTEM TYPU DELTA Z WBUDOWANYMI PIEZO-GENERATORAMI WIRÓW KRAWĘDZIOWYCH

Arkadiusz Mystkowski*

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

a.mystkowski@pb.edu.pl

Streszczenie: W referacie przedstawiono badania aerodynamiczne i strukturalno-dynamiczne piezo-generatora wirów krawędziowych dla samolotu typu MAV (ang. Micro Air Vehicle) z skrzydłem w kształcie delta. Zaprezentowano również badania strukturalne giętkiej powierzchni ruchomej napędzanej przez piezo-generator oraz jej wpływu na aerodynamikę przepływu powietrza wokół skrzydła delta. Obliczenia prowadzone były w sposób sprzężony, w którym przemieszczenia ruchomej powierzchni wywołane sinusoidalnie zmienną siłą piezo-generatora przesyłano do programu obliczającego model turbulencji przepływu powietrza. Dla porównania przeprowadzono obliczenia przepływu powietrza bez i z piezo-generatorami wbudowanymi symetrycznie w obie strony skrzydła delta. Wyniki badań symulacyjnych i obliczeń numerycznych zaprezentowano w pracy.

1. WPROWADZENIE

Sterowanie obiektami typu MAV (ang. *Micro Air/Aerial Vehicle*) zasadniczo różni się od aerodynamiki samolotów dużych rozmiarów, w których to w zasadzie pomija się nieznaczny wpływ turbulencji i rozważa się konwencjonalną aerodynamikę przepływu laminarnego. Główne różnice wynikają po pierwsze z uwagi na niskie liczby Reynoldsa (10^4 - 10^5 i poniżej) charakteryzujące przepływ powietrza wokół skrzydeł obiektu MAV oraz niskie prędkości lotu - rzędu 10 m/s. Po drugie ze względu na małą powierzchnię nośną i sterową niewystarczającą do generowania dynamicznych momentów sterujących obiektem MAV w przestrzeni powietrznej. Dodatkowo, dochodzi często do całkowitego braku przepływu powietrza nad płatem skrzydła, np. podczas dużego kąta natarcia, co prowadzi do zaniku siły wznoszenia i utraty stabilności. Jednocześnie przy niskich liczbach Reynoldsa duży wpływ mają siły lepkości. Z uwagi na małe rozmiary samolotów MAV sprzężenie pomiędzy aerodynamiką, dynamiką struktury i dynamiką lotu jest krytyczne. Z tego względu rozwijane i wykorzystywane są różne metody sterowania np. opierające się na aktywnym generowaniu wirów krawędziowych (drgające membrany, mikro-dysze powietrza, generatory dźwięków, ruchome przegrody, itp.) opisane np. w pracach Sathaye i Lal (2001); Granblatta i Wygnanskiego (2000) oraz Johnsona i Nishi (1990). Szczególnie szeroko do tego celów stosuje się aktry wykonane w technice MEMS (ang. *Micro-Electro-Mechanical-System*) (Lee i inni, 2000; Huang i inni, 1999, 2000, 2001).

Wykorzystanie piezo-generatorów drgań ruchomych powierzchni wbudowanych w profil skrzydła delta jako aktorów sterowanych w pętli sprzężenia zwrotnego pozwala na zbudowanie niskoenergetycznego systemu sterowania położeniem obiektu MAV w przestrzeni powietrznej (Kausari, 2005; Kaiden i Nakamura, 2001). Z punktu widzenia sterowania, układ taki jest trudny do realizacji. Główne ograniczenia związane są z nieliniowością i wrażliwością wpływu piezo-generatorów drgań powietrza na zależność

opisującą dynamikę strugi powietrza w przepływie wirowym nad skrzydłem delta. W konsekwencji funkcja przejścia (transmitancja) pomiędzy piezo-aktorami drgań powietrza a układem sterowania lotem MAV jest bardzo rozbudowana i złożona. Istnieje kilka metod rozwiązania takiego problemu, np. poprzez tzw. filtrowanie danych (ang. *data mining*) (Mehta i inni, 1996; Agrawal i inni, 1996; Elkan, 1997). Jednak w przypadku rozważanym w tej pracy, najbardziej praktycznym rozwiązaniem wydaje się dokonanie niezbędnych uproszczeń modeli wszystkich aktywnych elementów wchodzących w skład pętli układu sterowania.

W niniejszej pracy przedstawiono sposób generowania sił sterujących obiektem MAV o profilu skrzydła delta przy pomocy piezo-generatorów wirów krawędziowych. Opisano konstrukcję piezo-generatora wirów i zasadę jego pracy. Następnie przedstawiono modelowanie przepływu strugi powietrza w układzie profil delta \rightarrow piezo-generator oraz modelowanie wzajemnego oddziaływania ruchomej części sterowanej piezo-generatora na strugę powietrza tzw. interfejs FSI (ang. *Fluid-Structure-Interaction*). Dodatkowo opisano konstruowanie modelu siatki dla skrzydła delta z wydzielonymi ruchomymi elementami generatorów wirów powietrza oraz model deformacji siatki. Przeanalizowano także wpływ częstotliwości i optymalnej lokalizacji piezo-generatora wirów krawędziowych na generowanie sił sterujących obiektem MAV o profilu skrzydła delta.

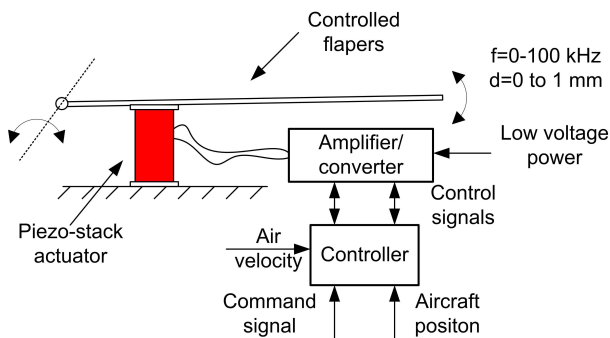
2. MECHANIZM DZIAŁANIA

Praca piezo-generatora przy różnych częstotliwościach pozwala na aktywne sterowanie generowaniem wirów powietrza powstających na styku powietrza odrzucanego przez elementy ruchome piezo-generatora i strugi powietrza opływającego profil skrzydła. Tym samym pozwala to sterować siłami wznoszenia generowanymi na obu przeciwnych płatach skrzydła. Generowane siły wznoszenia powodują moment wokół osi wzdłużnej samolotu (ang. *roll*).

Typowy profil skrzydła delta jest symetryczny i posiada dwie krawędzie natarcia, z których każda powoduje powstawanie energetycznych wirów zwiększających siłę wznoszenia. Przy dużych kątach natarcia rzędu 40° siła nośna wytwarzana przez dwie krawędzie natarcia może wzrosnąć o 40% (Polhamus, 1986; 1971). Kluczowym zagadnieniem będącym przedmiotem badań wielu ośrodków naukowych na świecie jest wyznaczenie optymalnej lokalizacji generatorów wirów krawędziowych, gdzie optymalna lokalizacja oznacza najkorzystniejsze generowanie siły nośnej na poszczególnych częściach płata skrzydła przekładającym się na moment sterujący obiektem MAV. W efekcie implementacja sterowanych piezoaktorów w różnych częściach płata skrzydła delta pozwoli na generowanie i sterowanie wszystkimi sześcioma komponentami siły obiektu MAV: momenty pochylenia, przechylenia i obrotu oraz siły wznoszenia, ciągu i oddziaływania bocznego.

3. KONSTRUKCJA PIEZO-GENERATORA

Koncepcja piezo-generatora sprowadza się do generowanie wirów krawędziowych za pomocą drgającej powierzchni sterowanej aktywnie przez piezostos zamontowany w obu częściach płata skrzydła delty. Generowanie wirów w danej koncepcji polega na mieszaniu strugi powietrza o dużej energii przepływającej nad skrzydłem z powietrzem o mniejszej energii generowanej sztucznie w warstwie przyściennej lub odwrotnie np. w przypadku małych prędkości lotu. Piezostos jest przyklejony do cienkiej, giętkiej płytki wykonanej z tworzywa sztucznego. Schemat konstrukcji piezo-generatora oraz jego układ sterowania zostały przedstawione na Rys. 1.



Rys. 1. Konstrukcja i układ sterowania piezo-generatorem

Zastosowany piezostos typu APA 1205-08-166 pozwala na generowanie sił o amplitudzie do 39N z częstotliwością do 500Hz. Amplituda przemieszczenia piezostosu wynosi 0,1mm, masa 7g, a częstotliwość rezonansowa wynosi 1300 Hz. Po zastosowaniu dźwigni amplituda ruchomej powierzchni może wynosić do 1mm. Dodatkowo w skład układu sterowania piezo-generatora wchodzi następujące elementy:

- sterownik piezostosu z układem wzmacniacza sygnału typu CAU-08025. Jest to liniowy wzmacniacz o sterowanym wejściu analogowym VDC 0-3.3V. Sygnał wyjściowy wzmacniacza ma wartość 150V i maksymalne natężenie 5 mA;

- elementy mocowania piezostosu i powierzchni ruchomej.

4. SYMULACJA PRZEPŁYWU W TRYBIE PRZEJŚCIOWYM

Przepływ wokół skrzydła typu delta jest obliczany Metodą Elementów Skończonych poprzez rozwiązywanie dwu- i trzywymiarowych równań *Naviera-Stokesa*. Obliczenia zostały prowadzone w trybie przejściowym, tzn. w każdym kroku symulacji, gdzie czas trwania kroku wynosił 0.01 s, a całkowity czas symulacji był równy 1s. Jest to szczególnie istotne, gdyż pozwala na analizę pracy piezo-generatora w różnych fazach jego pracy i jednocześnie obserwację obliczonych parametrów w składowych chwilach czasu.

Model pracy piezo-generatorów wirów krawędziowych wbudowanych w skrzydło delta został zamodelowany w programie ANSYS i CFX. Ruch powierzchni drgających został zasymulowany w postaci oddziaływania siły na powierzchnię ruchomą generatora wirów powietrza. Przebieg siły został zamodelowany w programie ANSYS WORKBEANCH i ma charakter sinusoidalny z zadaną częstotliwością równą 20 i 25Hz. Natomiast model przepływu powietrza wokół skrzydła delta z wbudowanymi piezo-generatorami został obliczony w programie CFX.

4.1. Interfejs FSI

Aby powiązać wzajemne oddziaływanie ruchu powierzchni drgającej generatora wirów na strugę powietrza opływającego profil delta został zamodelowany dodatkowy interfejs FSI (ang. *Fluid Structure Interaction*). Dzięki temu obliczenia dynamiki przepływu powietrza oraz obliczenia strukturalne dynamiki piezo-generatora są sprzężone ze sobą i prowadzone równolegle, natomiast dane tych obliczeń są wymieniane na bieżąco między programami ANSYS i CFX. Informacja o siłach oddziaływania strugi powietrza na ruchomą powierzchnię jest przekazywana z programu CFX do kodu obliczeń strukturalnych programu ANSYS w każdym kroku symulacji, natomiast informacja o odkształceniach siatki z kodu ANSYS jest przekazywana do programu CFX.

4.2. Model turbulencji

Laminarny lub turbulentny przepływ wokół układu piezo-generator \rightarrow profil delta jest obliczany metodą CFD (ang. *Computational Fluid Dynamics*) polegającą na rozwiązywaniu równań *Naviera-Stokesa*. Istnieje wiele modeli opisujących przepływ turbulentny, z których głównie model $k-\epsilon$ jest szeroko stosowany w różnych aplikacjach przepływowych (Lauder i Spalding, 1974). Model ten jednak daje niedokładne wyniki w przypadku separowania warstw przepływu laminarnego i turbulentnego. Poprawna i szybka separacja warstw strugi powietrza ma duży wpływ na inne efekty i zjawiska występujące w przepływach płynów. Jest to szczególnie istotne, gdyż pozwala na symulację efektów oderwania strugi powietrza od ściany bądź pęknięcia

wirów powietrza. Wyżej opisanej wady nie posiada model SST (ang. *Shear Stress Transport*) (Menter, 1993). Model ten pracuje w oparciu o wzajemne rozwiązywanie dwóch modeli opisujących przepływ laminarny lub turbulentny (niestacjonarny). Przepływ wokół powierzchni brzegowej (przysięenny) jest obliczany za pomocą częstotliwościowo-turbulentnego modelu $k-\omega$ (Wilcox, 2000), natomiast pozostały przepływ masowy nie znajdujący się w bliskim kontakcie z powierzchnią graniczną jest obliczany modelem $k-\varepsilon$. Współczynnik energii kinetycznej przepływu turbulentnego jest dany następująco:

$$k = \frac{1}{2} \bar{u}^2 \quad (1)$$

gdzie: u wynika z równania $U = \bar{U} + u$, dla prędkości U i wartości średniej prędkości \bar{U} .

Model $k-\varepsilon$ opisany jest dwoma równaniami, gdzie pierwsze równanie ciągłości strugi jest następujące (Lauder i Spalding, 1974):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho U) = 0, \quad (2)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza.

Drugie równanie momentu jest następujące:

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \nabla(\rho U \otimes U) - \nabla(\mu_{eff} \nabla U) = -\nabla p' + \nabla(\mu_{eff} \nabla U)^T + B, \quad (3)$$

gdzie: B – suma sił działających na ciało, μ_{eff} – lepkość,

p' – zmodyfikowane ciśnienie powietrza ($p' \cong p + \frac{2}{3} \rho k$).

Wartości k i ε modelu są obliczane z równania masowego i równania energii opisanych następująco (Lauder i Spalding, 1974

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho U k) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \nabla(\rho U \varepsilon) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \quad (5)$$

gdzie: $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$, σ_k , σ_ε – stałe, $\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}$, C_μ – stała.

Model $k-\omega$ jest opisany przez dwa równania, pierwsze równanie energii przepływu turbulentnego k i drugie równanie częstotliwości turbulencji ω . Równania są dane następująco (Wilcox, 2000):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho U k) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho U \omega) = \nabla \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (7)$$

gdzie: przyjęte stałe wynoszą: $\beta' = 0,09$; $\alpha = 5/9$; $\beta = 0,075$; $\sigma_k = 2$; $\sigma_\omega = 2$.

Bazując na modelach $k-\omega$ i $k-\varepsilon$ opisanych równaniami (4-7), model SST jest opisany dwoma równaniami (Menter, 1993):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_k \mu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_\omega \mu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (9)$$

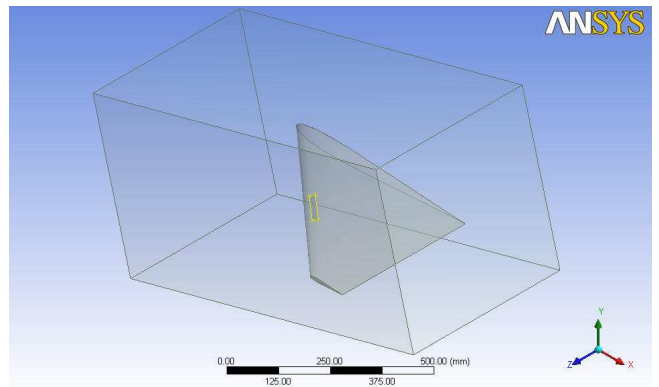
Oprogramowanie ANSYS i CFX wykorzystuje funkcję łączącą działanie obu modeli $k-\omega$ i $k-\varepsilon$, co zapewnia swobodny przepływ danych. Dzięki temu model SST daje bardziej zbliżone wyniki do danych eksperymentalnych (pochodzących np. z badań w rzeczywistych tunelach aerodynamicznych) niż model $k-\varepsilon$, szczególnie dla przepływów z małymi liczbami Reynoldsa charakterystycznych dla obiektów typu MAV. Z tych względów model SST został zastosowany do obliczeń profilu skrzydła delta z wbudowanymi piezo-generatorami wirów krawędziowych.

Przepływ turbulentny powietrza wokół skrzydła powstaje wtedy, gdy siły inercji strug powietrza są znacznie większe niż siły lepkości. Następuje wtedy odrywanie się strug powietrza od profilu i zderzanie się ich z powietrzem przepływającym z inną prędkością. Zjawisko to jest skomplikowane, trójwymiarowe i niestacjonarne, dlatego wymaga analizy 3D i obliczeń w trybie przejściowym (ang. *transient analysis*).

4.3. Geometria i siatkovanie

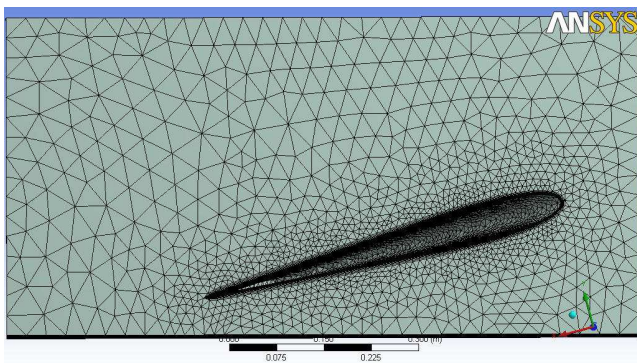
Przepływ turbulentny wokół skrzydła typu delta jest obliczany Metodą Elementów Skończonych poprzez rozwiązywanie dwu- i trójwymiarowych równań *Naviera-Stokesa* dla każdego czworościanu i sześciścianu modelu siatki. Przepływ turbulentny jest opisany przez tzw. *Eddy Viscosity Model*.

Rozważana geometria profilu skrzydła delta została rozważana jako połowa symetryczna umieszczona w tunelu aerodynamicznym. Wymiary tunelu to 1/0,5/0,5m, natomiast szerokość 1/2 profilu delta wynosi 0,4m. Widok modelu geometrii przedstawiono na Rys. 2.



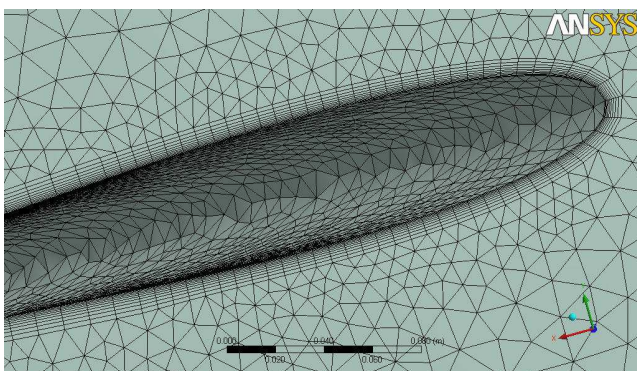
Rys. 2. Geometria delty w tunelu

Model SST efektywnie opisuje przepływ oraz gradient ciśnienia powietrza w warstwie przyściennej, tzw. FNW (ang. *Flow Near the Wall*). Modelowanie przepływu turbulentnego powietrza wokół profilu skrzydła obiektu MAV z małymi liczbami Reynoldsa wymaga dokładnego siatkowania w pobliżu ścianek profilu skrzydła i dużej liczby węzłów. Dodatkowo obliczenia numeryczne muszą być prowadzone z dużą rozdzielczością ze względu na szybkie zmiany wartości zmiennych opisujących zjawiska przepływu turbulentnego (np. lepkość, prędkość, energia kinetyczna, energia turbulencji, itd.). Prowadzi to do skomplikowania modelu MES i znacznego wydłużenia obliczeń numerycznych. Zagęszczenie warstw siatki wzrasta w kierunku normalnym do warstwy przyściennej (patrz Rys. 3).



Rys. 3. Zagęszczenie siatki wokół profilu delta

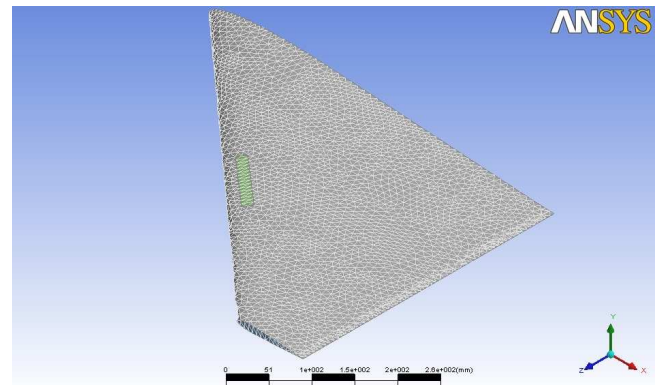
Wokół siatki profilu delta znajdują się zamodelowane warstwy przyścienne tzw. (ang. *thin inflation layers*), które pozwalają na efektywne modelowanie zjawisk zachodzących na styku granicy ośrodków płyn/powietrze → ciało stałe (profil delta), tzw. (ang. *fluid-solid*). Szczególnie chodzi tutaj o modelowanie przepływu strug powietrza wokół profilu delta z piezo-generatorem. Zastosowano 10 warstw siatki, których wysokość wzrasta wraz z współczynnikiem równym 1,2. Widok siatki wokół profilu delta w płaszczyźnie symetrii przedstawiono na Rys. 4.



Rys. 4. Siatkowanie warstwy przyściennej

W celu modelowania zjawisk oddziaływania przepływu powietrza na profil delta (np. efektu odrywania się strug powietrza od płata delta), zaprojektowano inną siatkę powierzchniową (ang. *face spacing mesh*) dla profilu delta oraz inną dla powierzchni modelu tunelu aerodynamicznego. Pozwoliło to efektywnie zamodelować nieliniowe zja-

wiska przepływu powietrza przy zminimalizowaniu ilości obliczeń numerycznych. Długość elementów siatki dla profilu delta jest stała i wynosi 8mm (co odpowiada wartości 2% najdłuższej krawędzi profilu delta), natomiast dla profilu tunelu aerodynamicznego wynosi 20mm (co stanowi 5% najdłuższej krawędzi tunelu). Widok siatki powierzchniowej 1/2 profilu delta wraz z powierzchnią ruchomą piezo-generatora (zaznaczoną kolorem zielonym) przedstawiono na Rys. 5.



Rys. 5. Siatkowanie powierzchniowe profilu delta

Długość elementów siatki objętościowej dla analizowanego modelu wynosi 40mm.

Podsumowując ogólny model siatki 3D profilu delta z dwoma powierzchniami piezo-generatorów umieszczony w tunelu aerodynamicznym zawiera 306946 elementów, gdzie liczba węzłów wynosi 85507 oraz liczba czworokątów jednostkowych siatki wynosi 219332.

4.4. Warunki brzegowe

Do obliczeń modelu delta → piezo-generator → tunel aerodynamiczny Metodą Elementów Skończonych przyjęto następujące warunki brzegowe:

- delta – brak poślizgu powietrza;
- powierzchnia piezo-generatora – ruchoma siatka (przemieszczenia obliczane i przesyłane przez ANSYS);
- powierzchnia symetrii – warunek symetrii;
- boczne ścianki tunelu – swobodny poślizg powietrza;
- powierzchnia napływu powietrza – prędkość powietrza w kierunku normalnym równa 15 m/s;
- powierzchnia wypływu powietrza – statyczne ciśnienie odniesienia równe 0 Pa.

Dodatkowo uwzględniono następujące warunki początkowe:

- ciśnienie początkowe – 0 Pa;
- ciśnienie odniesienia – 0 Pa;
- prędkość początkowa powietrza $U=15$ m/s.

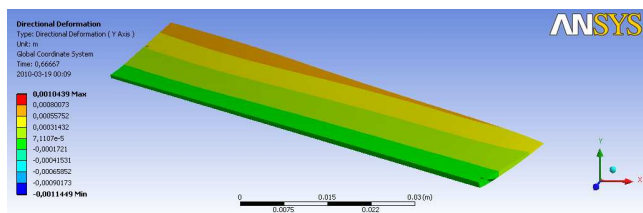
Natomiast ustawienia parametrów domeny powietrza w tunelu aerodynamicznym są następujące:

- model powietrza – gaz idealny;
- ciśnienie odniesienia – 1 atm.;
- model przepływu ciepła – izotermiczny;
- temperatura powietrza - 25°C;
- model turbulencji – SST.

4.5. Analiza dynamiczna modelu giętkiego powierzchni ruchomej piezo-generatora

Badania symulacyjne polegają na sterowaniu ruchomą powierzchnią napędzaną przez piezo-stos z różnymi częstotliwościami.

Praca piezo-generatora została zasymulowana w postaci oddziaływania siły sinusoidalnie zmiennej o maksymalnej amplitudzie 20N działającej na ruchomą powierzchnię (kłapkę) o wymiarach 100/10/1mm wbudowanej w płat delta. Jest to model giętki i nieliniowy. Maksymalne przemieszczenie powierzchni ruchomej wynosi ± 1 mm, a częstotliwość pracy wynosi 20Hz. Obliczenia zostały przeprowadzone z krokiem 0,01s w zakresie czasu od 0 do 1s. Widok analizy strukturalnej odkształceń ruchomej powierzchni przedstawiono na Rys. 6.



Rys. 6. Odkształcenia powierzchni piezo-generatora

Obliczenia zostały przeprowadzone dla powierzchni piezo-generatora wykonanej z tworzywa sztucznego (polietylen) o wartości modułu Younga $E=1,1e09$ Pa i gęstości równej $\rho=950$ kg/m³.

4.6. Analiza przepływu powietrza dla FSI

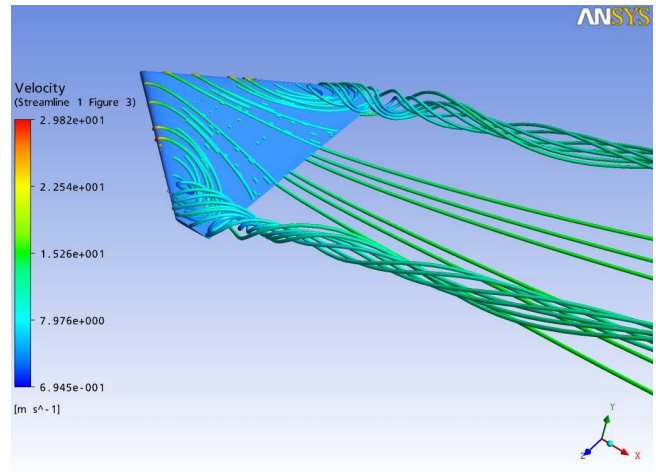
Analiza przepływu powietrza została wykonana dla profilu delta z wyłączonym i włączonym piezo-generatorem wirów krawędziowych. Kąt natarcia wynosił w obu przypadkach $\alpha=15^\circ$ oraz prędkość w kierunku $U=15$ m/s². Obliczenia zostały przeprowadzone równoległe w programie ANSYS (obliczenia strukturalne odkształceń powierzchni ruchomych) i programie CFX (obliczenia przepływu powietrza) w trybie wzajemnej wymiany danych pomiędzy tymi programami z krokiem 0,01s. Prędkość przepływu strug powietrza odrywanych od górnej części płata delta (wiry trąbiaste) w przypadku braku piezo-generatora została przedstawiona na Rys. 7.

Natomiast rozkład ciśnienia w płaszczyźnie symetrii skrzydła delta bez piezo-generatora został przedstawiony na Rys. 8.

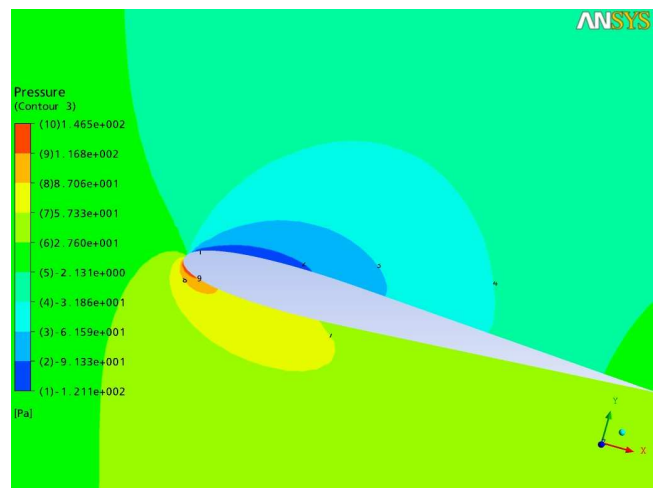
W przypadku włączonego piezo-generatora pracującego z częstotliwością 20Hz, zostają generowane dodatkowe wiry powietrza wskutek zderzania się strug powietrza o różnych prędkościach.

Prędkość przepływu powietrza odrywanego od dwóch ruchomych powierzchni piezo-generatorów przedstawiono na Rys. 9. Pojawiają się tutaj dodatkowe wiry powietrza. Widok wiru trąbiastego jest tutaj wyłączony.

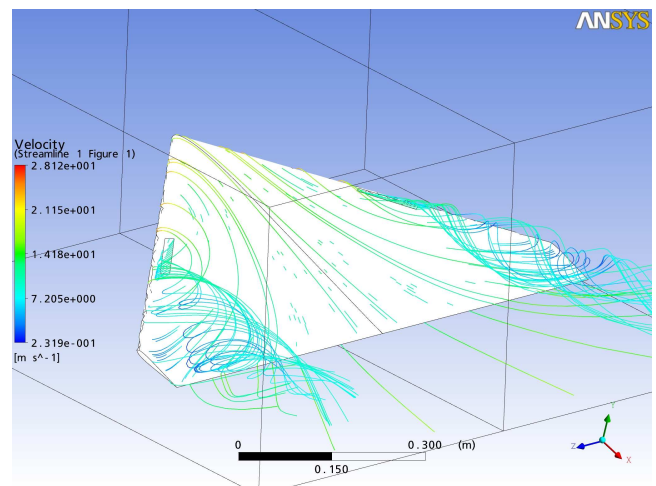
Prędkość przepływu strug powietrza w płaszczyźnie normalnej do ruchomej powierzchni piezo-generatora została przedstawiona na Rys. 10.



Rys. 7. Prędkość strug powietrza (wir trąbiasty), dla $U=15$ m/s² i $\alpha=15^\circ$



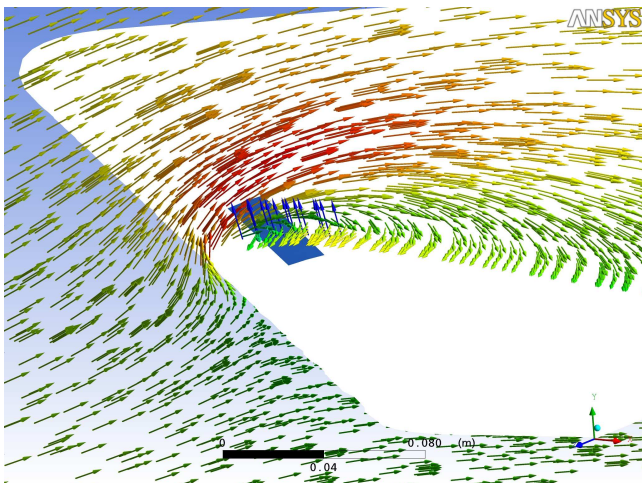
Rys. 8. Kontury ciśnienia, brak piezo-generatora



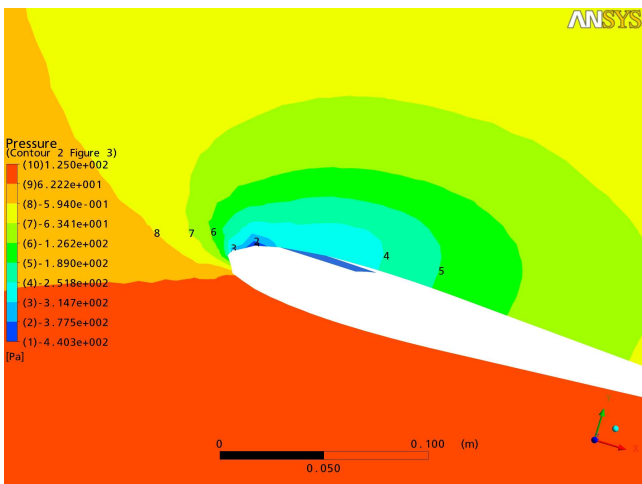
Rys. 9. Prędkość strug powietrza (wir wytwarzany przez piezo-generator), dla $U=15$ m/s² i $\alpha=15^\circ$

Strugi powietrza generowane przez piezo-generator (kierunek normalny) mają znacznie mniejszą prędkość (kolor niebieski) niż strugi opływające profil skrzydła (patrz rys. 10). Dla porównania rozkład ciśnienia w płaszczyźnie

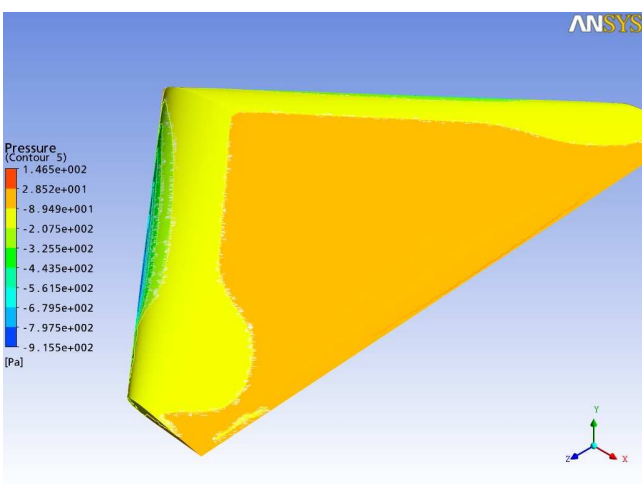
czyźnie normalnej do powierzchni piezo-generatora został przedstawiony na Rys. 11.



Rys. 10. Prędkość strug powietrza w płaszczyźnie normalnej do piezo-generatora



Rys. 11. Kontury ciśnienia, włączony piezo-generator

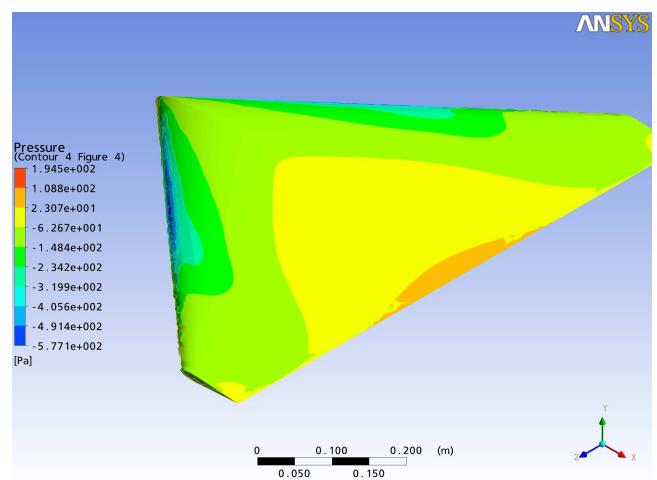


Rys. 12. Rozkład ciśnienia, delta bez piezo-generatora

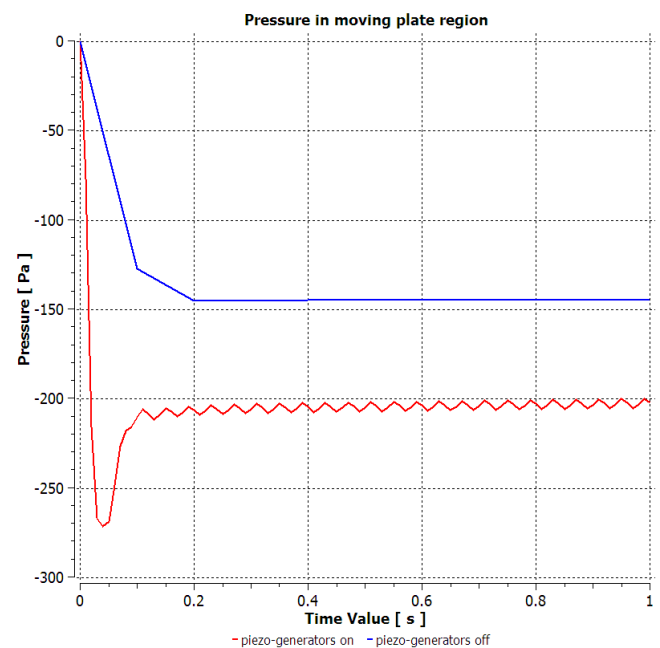
Dzięki wykorzystaniu piezo-generatora uzyskujemy mniejsze ciśnienie nad płatem (patrz Rys. 11) niż w przypadku skrzydła bez piezo-generatora (Rys. 8). Oznacza

to zwiększenie siły nośnej skrzydła. Dodatkowo porównanie rozkładu ciśnienia działającego na górną część płata delty dla układu bez piezo-generatora i z piezo-generatorem przedstawiono na Rys. 12 i 13. W tym przypadku szacunkowa różnica ciśnienia w obszarze działania piezo-generatora wynosi 22%.

Tworzenie dodatkowych wirów powietrza generowanych przez piezo-generator powoduje spadek ciśnienia powietrza nad profilem skrzydła delta szczególnie w obszarze pracy ruchomej powierzchni (patrz Rys. 14). Symulację tym razem przeprowadzono dla częstotliwości pracy piezo-generatora równej 25Hz. Na Rys. 14 przedstawiono porównanie wartości zmian ciśnienia w czasie w przypadku włączonego i wyłączzonego piezo-generatora. Widać, że gdy piezo-generator działa z większą częstotliwością ciśnienie powietrza w obszarze jego pracy jest niższe o 25% i nieznacznie zmienia się wraz z częstotliwością jego pracy.



Rys. 13. Rozkład ciśnienia, delta z piezo-generatorem



Rys. 14. Wartość ciśnienia w funkcji czasu

Wartości ciśnienia powietrza na wykresach należy interpretować jako ciśnienie względne odniesione do ciśnienia referencyjnego wynoszącego 1atm.

5. WNIOSKI I DYSKUSJA

W pracy przedstawiono analizę aerodynamiki przepływu powietrza dla skrzydła delta z aktywnie sterowanymi generatorami wirów krawędziowych wykonanych w postaci ruchomych powierzchni wbudowanych w płat tego skrzydła. Obliczenia dotyczyły także dynamiki struktury giętkich powierzchni piezo-generatorów (symulacja odkształceń) oraz ich wpływu na ruch powietrza w warstwie przyściennej analizowanego profilu aerodynamicznego. W obliczeniach przepływu powietrza wykorzystano model turbulencji SST oraz tryb przejściowy obliczeń z krokiem 0,01s. W wyniku obliczeń uzyskano rozkłady ciśnienia i prędkości powietrza wokół profilu delta wskazujące na wzrost siły sterującej w wyniku generowania zaobserwowanych wirów powietrza w warstwie przyściennej profilu delta za pomocą wbudowanych ruchomych powierzchni drgających.

Niezbędne są dalsze badania w celu:

- sprawdzenia optymalnej lokalizacji piezo-generatorów,
- obliczenia optymalnej siły sterującej, a co za tym idzie powierzchni ruchomej piezo-generatorów;
- określenia optymalnych częstotliwości pobudzenia mikro-wirów;
- wyznaczenia zależności częstotliwości pracy piezo-generatora w funkcji prędkości lotu i kąta natarcia.

LITERATURA

1. **Agrawal R., Mannila H., Srikant R., Toivonen H., Verkaamo A. I.** (1996), Fast Discovery of Association Rules, In U. M. Fayyad, G. Piatetsky-Shapiro, P. Smyth and R. Uthurusamy, editors, *Advances in Knowledge Discovery and Data Mining*, AAAI/MIT Press, 399-421.
2. **Elkan C.** (1997), *Boosting and Naive Bayesian Learning*, Technical report no cs97-557, Dept. of Computer Science and Engineering, UCSD.
3. **Greenblatt D., Wygnanski I. J.** (2000), The Control of Flow Separation by Periodic Excitation, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 36, 487-545.
4. **Huang A., Folk C., Silva C., Christensen B., Chen Y. F., Lee G. B., Chen M., Newbern S., Jiang F., Grosjean C., Ho C.-M., Tai Y.-C.** (2001), Applications of MEMS Devices to Delta Wing Aircraft: From Concept Development to Transonic Flight Test, *AIAA*, Reno, Nevada.
5. **Huang J. B., Jiang F. K., Tai Y. C., Ho C. M.** (1999), A Micro-Electro-Mechanical-System Based Thermal Shear Stress Sensor with Self-frequency Compensation, *Meas. Sci. Technol.*, Vol. 10, 687-696.
6. **Huang, A., Ho, C. M., Jiang, F., and Tai, Y. C.** (2000), MEMS Transducers for Aerodynamics-A Paradigm Shift, *AIAA 00-0249*, Reno, Nevada, January.
7. **Johnston J. P., Nishi M.** (1990), Vortex Generator Jets – Means for Flow Separation Control, *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 6.
8. **Kaiden T., Nakamura Y.** (2001), Numerical Analysis of Aerodynamic Control by Micro-flap around Delta Wing,

19th *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Anaheim, California, 01-2441.

9. **Kaushari A.**, (2005), *Boundary Layer Control Using Smart Materials*, Research project is funded by ADA under DISMAS scheme.
10. **Lauder B. E., Spalding D. B.** (1974), The Numerical Computation of Turbulent Flows, *Computer Methods In Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 3, 269-289.
11. **Lee G. B., Chiang S., Tai Y. C., Tsao T., Ho C. M.** (2000), Robust vortex control of a delta wing using distributed MEMS actuators, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, pp. 697-706.
12. **Mehta M., Agrawal R., Rissanen J.** (1996), SLIQ: A Fast Scalable Classifier for Data Mining, *In Proc. of the 5th Int'l Conf. on Extending Database Technology (EDBT)*, Avignon, France.
13. **Menter F. R.** (1993), Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows, *AIAA Paper*, 93-2906.
14. **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.
15. **Polhamus, E. C.** (1986), *Vortex Lift Research: Early Contributions and Some Current Challenges*, Vortex Flow Aerodynamics, NASA CP2416, 1-30.
16. **Sathaye, Lal A.** (2001), An Acoustic Vortex Generator For Micro-fluid Particle Entrapment, *IEEE Ultrasonics Symposium*.
17. **Wilcox D. C.** (2000), *Turbulence Modelling for CFD*, DCW Industrie, La Canada.

AERODYNAMICS ANALYSIS OF MICRO AIR VEHICLE (MAV) DELTA WING WITH CONTROLLED VORTEX PIEZO-GENERATORS

Abstract: In the paper, the aerodynamics and flexible structural dynamics investigations of the Micro Air Vehicle (MAV) delta wing with vortex piezo-generators are presented. A numerical methodology coupling *Navier-Stokes* equations and structural modal equations for predicating vortex generators in 3D delta wing are investigated. The two-way coupled numerical calculations with fluid structure interaction (FSI), where the air in the boundary layer interacts with the solid structure of the vortex generator surface, are applied. The flexible moving surfaces deformations (small plates assembled in the wing surface) driven by controlled piezo-stacks are simulated and their influence on the air flow in the delta boundary layer was calculated. Simulation results which show significant improvements in delta control by the vortex generators are presented.

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