

## WERYFIKACJA MODELU DYNAMICZNEGO MIKRO-SAMOLOTU Z WIBRUJĄCYMI GENERATORAMI WIRÓW DO STEROWANIA PRZEPLYWEM

ARKADIUSZ MYSTKOWSKI, PAWEŁ OSTAPKOWICZ

*Politechnika Białostocka*

### Streszczenie

*W pracy zaprezentowano weryfikację modelu matematycznego dynamiki mikro-samolotu w układzie delta z zabudowanymi generatorami wirów krawędziowych, które zostały wykorzystane jako aktywnie sterowane człony wykonawcze do sterowania przepływem. Przeprowadzono obliczenia charakterystyk aerodynamicznych modelu mikro-samolotu. Badania zweryfikowano w tunelu aerodynamicznym. Zaprezentowano charakterystyki aerodynamiczne mikro-samolotu z aktywnymi generatorami wirów krawędziowych wykonane w tunelu aerodynamicznym. Badania zostały przeprowadzone dla różnych częstotliwości i konfiguracji pracy piezo-generatorów. Przeprowadzono badania członów wykonawczych do generowania wirów, wyznaczono charakterystyki dynamiczne pracy piezo-generatorów dla różnych częstotliwości zadanych. Przeprowadzono analizę zużycia energii przez wibracyjne systemy sterowania mikro-samolotem.*

### WPROWADZENIE

Proces sterowania warstwą przyścienną BLC (ang. *boundary layer control*) jest rozumiany jako aktywne lub pasywne oddziaływanie na warstwę przyścienną w celu jego zmiany w pożądanym kierunku tym zamierzone odrywanie, zaburzenie czy przerywanie strug powietrza w celu wprowadzenia tzw. wirów energetycznych powodujących różnice ciśnienia i tym samym pozwalających na aktywne generowanie sił sterujących [1-3]. Badaniami aerodynamicznymi i zjawiskami zachodzącymi w warstwie przyściennej zajmowano się już ponad 100 lat temu, np. Kutta (1902) i Joukowski (1905). Jednak pionierem wprowadzenia koncepcji sterowania warstwą przyścienną jest Prandtl [4]. Widoczny rozwój metod sterowania warstwą przyścienną nastąpił w latach sześćdziesiątych, kiedy wykonano dokładne badania eksperymentalne oraz opis matematyczny, Lachmann [5-6].

Istnieje wiele sposobów generowania wirów krawędziowych. Metody te możemy podzielić na aktywne i pasywne. Podstawową wadą metod pasywnych jest brak możliwości sterowania procesem separacji strug powietrza chociażby w funkcji parametrów aerodynamicznych [7-8]. Dużą grupę stanowią metody aktywnego generowania wirów krawędziowych, gdzie ze względu na konstrukcję rozwiązania układu wykonawczego możemy wyróżnić: drgające mikro-kłapy [9-11], elastyczne drgające skrzydła [12-13], materiały z pamięcią kształtu [14-

17], kasety mikro-dysz powietrznych [18-22], wibrujące membrany [23-25], generatory dźwiękowe [26-30] i ruchome bariery [31-33]. Szczególnie szeroko w celu sterowania warstwą przyścienną stosuje się wzbudniki wykonane w technice MEMS (ang. *micro-electro-mechanical-system*) [34-36]. Przegląd metod sterowania warstwą przyścienną został szeroko opisany w pracy autorów: Grennblatt i Wygnanski [37] oraz Gad-el-Hak [8].

Metody sterowania i właściwości aerodynamiczne obiektów typu MAV (ang. *Micro Aerial Vehicle*) zasadniczo różnią się od układów sterowania samolotami dużych rozmiarów, w których 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 [38]. Po drugie ze względu na małą powierzchnię nośną i sterową niewystarczającą do generowania dynamicznych momentów sterujących obiektem MAV w przestrzeni powietrznej. Z przeprowadzonych badań w tunelach aerodynamicznych dla niskich liczb Reynoldsa wynika, że w platformach typu MAV często dochodzi do oderwania przepływu na górnej powierzchni skrzydła, np. podczas dużego kąta natarcia, co prowadzi do zaniku siły wznoszenia i utraty stabilności [39]. 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. Aktywne sterowanie warstwą przyścienną pozwala zapobiec niebezpiecznemu procesowi odrywania się strug powietrza od powierzchni profilu (ang. *flow separation*). Odrywanie się strug powietrza prawie zawsze powoduje nagły spadek siły nośnej i wzrost siły oporu, co nosi nazwę tzw. przeciągnięcia (ang. *stall*). Przegląd badań nad zjawiskami odrywania się strug powietrza w warstwie przyściennej został zaprezentowany przez autorów: Lachmann i Gad-el-Hak [5-8].

W niniejszej pracy przedstawiono badania weryfikujące model mikro-samolotu typu delta z aktywnie sterowanymi generatorami wirów krawędziowych. Zaprezentowano model i konstrukcję mikro-samolotu oraz konstrukcję generatorów wirów z napędem piezoelektrycznym. Przeprowadzono obliczenia współczynników i charakterystyk aerodynamicznych mikro-samolotu w programach XFLR5 i TORNADO oraz w tunelu aerodynamicznym. Następnie zaprezentowano wyniki badań dynamiki piezo-generatorów jako aktywnie sterowanych członów wykonawczych. Zaprezentowano wyniki badań w tunelu aerodynamicznym mikro-samolotu z zabudowanymi piezo-generatorami wirów. Badania zostały zrealizowane dla różnych częstotliwości pracy piezo-generatorów i różnych kątów natarcia mikro-samolotu.

## 1. MODEL NIELINIOWY MIKRO-SAMOLOTU

Rozważany obrys skrzydła typu delta jest symetryczny i posiada dwie krawędzie natarcia. Szkielet modelu jest zbudowany z balsy.



Rys. 1. Model delta, profil BELL540

Na rys. 1 pokazano widok modelu mikro-samolotu o nazwie BELL540. Model został wykonany przez zespół Politechniki Białostockiej z wykorzystaniem zakupionego szkieletu modelu typu Bullit, wykonanego przez czeską firmę Topmodel [40]. W tabeli 1 zestawiono najważniejsze parametry mikro-samolotu.

Tab. 1. Parametry mikro-samolotu BELL540

Parametr	Wartość
nazwa	BELL540
układ skrzydeł	pojedyncza delta
profil	BELL540 (mod. NACA0012)
masa	1.2 [kg]
ciężciwa przykadłubowa	0.5775 [m]
położenie środka aerodynamicznego (MAC)	0.3738 [m]
momenty bezwładności względem MAC: $I_{xx}$ , $I_{yy}$ , $I_{zz}$ , $I_{xz}$	0.0184, 0.0367, 0.0550, -0.0002159 [kgm <sup>2</sup> ]
rozpiętość skrzydeł	0.84 [m]
powierzchnia	0.2961 [m <sup>2</sup> ]
taper ratio	0.2368
aspect ratio	3.981
root-tip sweep	-8.927 [°]

## 2. OBLICZANIE SIŁ I MOMENTÓW AERODYNAMICZNYCH

Ciśnienie dynamiczne działające na elementy statku powietrznego jest opisane następująco:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2, \quad (1)$$

gdzie:  $\rho$  – gęstość powietrza,  $V$  – prędkość powietrza.

Siły aerodynamiczne są następujące:

$$X = C_x \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, \quad Y = C_y \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, \quad Z = C_z \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S \quad (2)$$

gdzie:  $S$  – pole powierzchni płata.

Momenty aerodynamiczne są następujące:

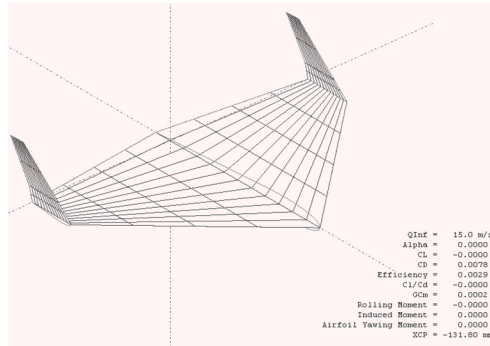
$$L = C_l \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S l, \quad M = C_m \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S l, \quad N = C_n \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S l \quad (3)$$

gdzie:  $l$  – długość (rozpiętość skrzydła dla momentów *roll* and *yaw*, średnia ciężciwa aerodynamiczna skrzydła dla momentu *pitch*).

Współczynniki  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $C_l$ ,  $C_m$ ,  $C_n$  są między innymi funkcjami liczby Macha, liczby Reynoldsa i kątów aerodynamicznych  $\alpha$  i  $\beta$ . Zależą one również od wielu innych parametrów określających geometrię poszczególnych elementów statku. Wyznaczanie wartości szukanych współczynników zostało przeprowadzone przy użyciu oprogramowania: TORNADO i XFLR5. Wyznaczenie środka aerodynamicznego, środka ciężkości, rozkładu sił i momentów aerodynamicznych, rozkładu sił ciężkości, sił oporu i siły ciągu oraz momentów bezwładności zos-

tało wyznaczone w programie XFLR5.

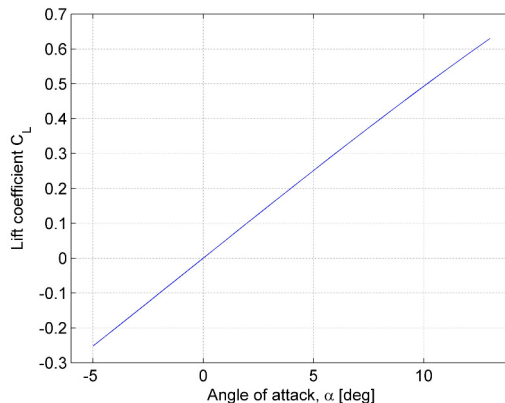
Wartości parametrów obliczone analitycznie zostały zweryfikowane z wartościami uzyskanymi podczas badań w tunelu aerodynamicznym.



Rys. 2. Model panelowy mikro-samolotu, XFLR5

Model mikro-samolotu w układzie delta został zbudowany w programie XFLR5 [24-25]. Program XFLR5 został wybrany dlatego, że pozwala na obliczenie charakterystyk aerodynamicznych różnymi metodami panelowymi szczególnie przy niskich liczbach Reynoldsa. Przygotowany model panelowy mikro-samolotu został pokazany na rys. 2.

Obliczenia aerodynamiczne zostały przeprowadzone metodą liniową VLM (ang. *Vortex Lattice Method*) [41-43]. Liczba paneli VLM dla modelu mikro-samolotu wynosi 192, a paneli 3D wynosi 408. Położenie środka ciężkości zaprojektowano z uwzględnieniem rozmieszczeń mas: silnika, pakietu akumulatorów, autopilota, serw, itd. Środek aerodynamiczny MAC (ang. *Mean Aerodynamic Chord*) leży na osi wzłużnej  $x$  w odległości 373.8 mm licząc od tylnej krawędzi samolotu. Przykładowe otrzymane charakterystyki aerodynamiczne MAV przedstawiono na rys. 3-5.

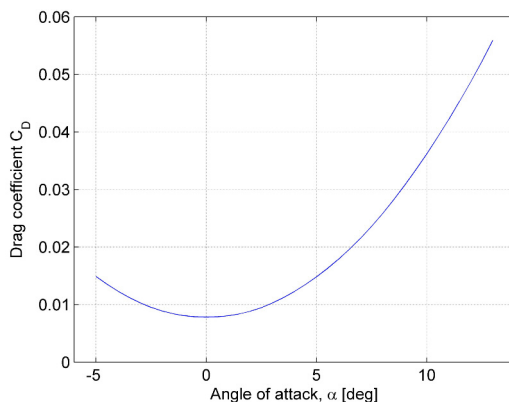


Rys. 3. Współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia, XFLR5

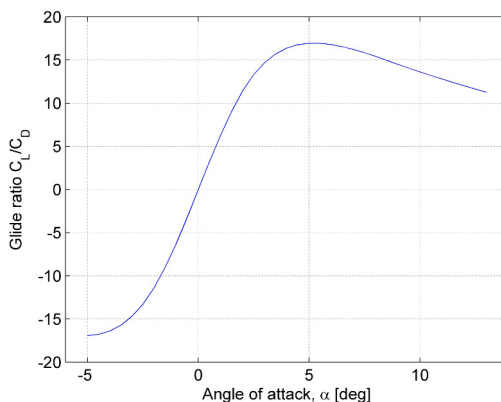
Obliczenia charakterystyk aerodynamicznych wykonane w programie XFLR5 zostały porównane z obliczeniami wykonanymi w programie TORNADO. Program TORNADO podczas wyznaczania parametrów aerodynamicznych także używa metody VLM oraz dodatkowo oblicza wszystkie pochodne aerodynamiczne [44-45].

Wartości pochodnych aerodynamicznych wyznaczone dla statecznego lotu mikro-samolotu

z prędkością 15 m/s na wysokości 50 m, zostały przedstawione w tabeli 2.



Rys. 4. Współczynnik siły oporu w funkcji kąta natarcia, XFLR5



Rys. 5. Krzywa ślizgu w funkcji kąta natarcia, XFLR5

Tab. 2. Pochodne aerodynamiczne

$CL_{\alpha}=2.8421$	$CD_{\alpha}=0.1476$	$CD_{\alpha}=0.1476$
$CL_{\beta}=-5.6232e-06$	$CD_{\beta}=6.9386e-06$	$CD_{\beta}=6.9386e-06$
$CL_{\rho}=1.485e-07$	$CD_{\rho}=3.9339e-07$	$CD_{\rho}=3.9339e-07$
$CL_Q=4.3462$	$CD_Q=0.2285$	$CD_Q=0.2285$
$CL_R=-8.5852e-08$	$CD_R=1.0995e-07$	$CD_R=1.0995e-07$
$Cl_{\alpha}=-1.2121e-013$	$Cm_{\alpha}=-0.7127$	$Cn_{\alpha}=-1.6567e-014$
$Cl_{\beta}=0.0434$	$Cm_{\beta}=5.7835e-06$	$Cn_{\beta}=-0.0572$
$Cl_{\rho}=-0.1452$	$Cm_{\rho}=-1.4224e-07$	$Cn_{\rho}=0.0279$
$Cl_Q=-1.1759e-011$	$Cm_Q=-1.8364$	$Cn_Q=-5.4353e-013$
$Cl_R=0.0274$	$Cm_R=9.4415e-08$	$Cn_R=-0.0376$

Pochodne aerodynamiczne pochodzące od powierzchni sterowych dla ruchu wzdłużnego (*elevator*) zebrano w tabeli 3.

Tab. 3. Pochodne aerodynamiczne

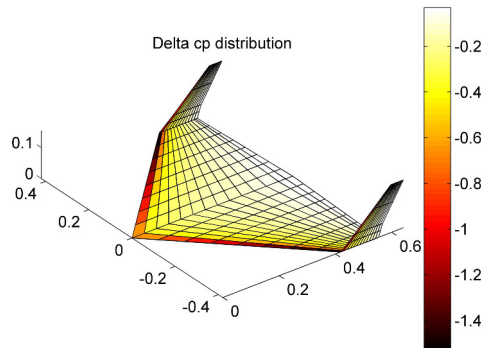
$CL_{\delta}=967.2699$	$CD_{\delta}=61.8884$	$CY_{\delta}=3.4988e-014$
$Cl_{\delta}=4.6822e-014$	$Cm_{\delta}=-596.3556$	$Cn_{\delta}=-1.6228e-014$

Wartości pochodnych aerodynamicznych pochodzące od powierzchni sterowych dla ruchu bocznego (*aileron*) zebrano w tabeli 4.

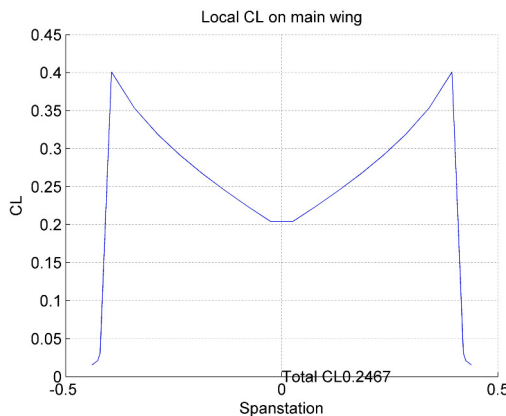
Tab. 4. Pochodne aerodynamiczne

$CL_{\delta}=-4.7262e-06$	$CD_{\delta}=1.3579e-05$	$CY_{\delta}=-0.0521$
$Cl_{\delta}=0.1298$	$Cm_{\delta}=1.7718e-06$	$Cn_{\delta}=-0.0119$

Na rys. 6 i 7 zaprezentowano niektóre charakterystyki aerodynamiczne uzyskane w programie TORNADO.

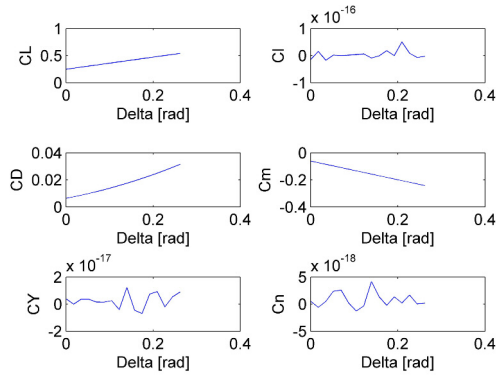
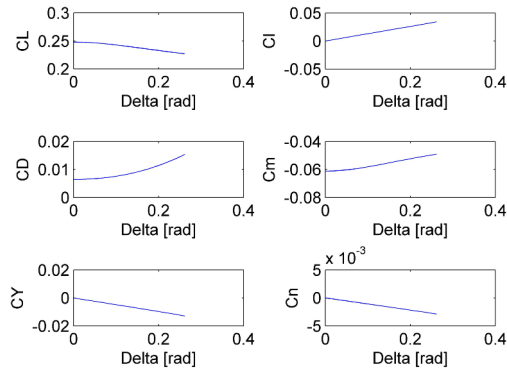


Rys. 6. Rozkład współczynnika ciśnienia, TORNADO



Rys. 7. Rozkład współczynnika siły nośnej, TORNADO

Wpływ przemieszczenia płaszczyzn sterowych (sterolotek) z położenia zajmowanego w stanie lotu ustalonego (określonego modelem nominalnym) na przyrost siły nośnej, siły oporu aerodynamicznego oraz momentu względem środka masy jest określany poprzez współczynniki pochodnych. Pochodne aerodynamiczne pochodzące od powierzchni sterowych przedstawiane są w postaci charakterystyk współczynników aerodynamicznych w funkcji przemieszczenia kątownego sterolotek w układzie *elevator* i *aileron*. Charakterystyki te zostały wykreślone dla zmiany wychylenia kątownego sterolotek od 0 do 15 stopni i przedstawione na rys. 8 i 9.

Rys. 8. Wychylenie sterolotek, *elevator*, TORNADORys. 9. Wychylenie sterolotek, *aileron*, TORNADO

### 3. WERYFIKACJA OBLICZEŃ PARAMETRÓW AERODYNAMICZNYCH

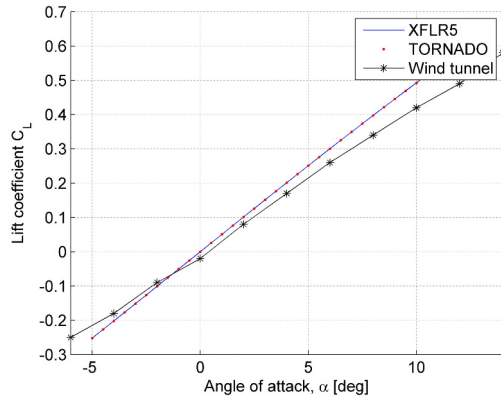
Podczas badań symulacyjnych (programy XFLR5 i TORNADO) oraz badań w tunelu aerodynamicznym przyjęto takie same parametry powietrza, które przedstawiono w tabeli 5.

Tabela 5. Parametry powietrza

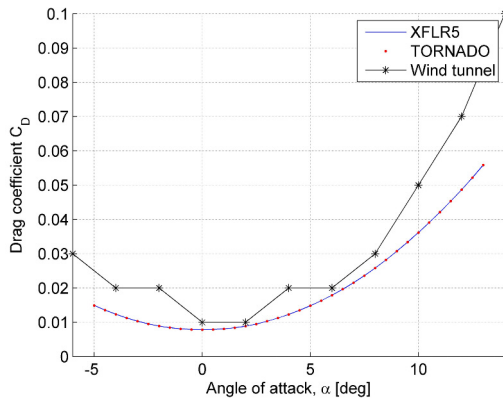
Parametr	Wartość
prędkość	15 [m/s]
ciśnienie	$1.013 \cdot 10^5$ [pa]
temperatura	288.15 [K]
gęstość	$1.226$ [kg/m <sup>3</sup> ]
lepkość dynamiczna	$1.778 \cdot 10^{-5}$ [pas]
liczba Reynoldsa	614 990.

Charakterystyki współczynników aerodynamicznych zostały porównane w zakresie kątów natarcia od -5 do 15 stopni. Przebiegi symulacyjne zostały porównane z pomiarami wykonanymi w otwartym tunelu aerodynamicznym znajdującym się w Politechnice Rzeszowskiej. Przed dokonywaniem pomiaru układ wagi tunelu aerodynamicznego był tarowany. Dane z ta-

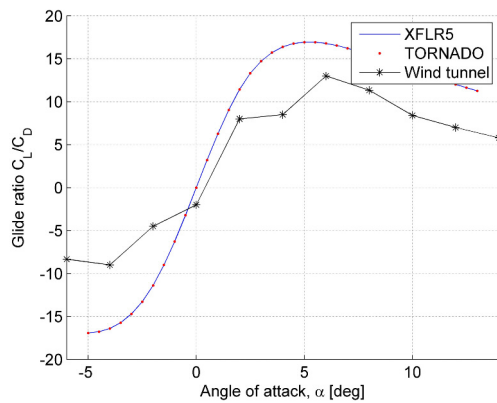
rowania posłużyły do wykonania kompensacji wyników eksperymentu. Zestawione wyniki zostały przedstawione w postaci wykresów współczynników na rys. 10-12.



Rys. 10. Współczynnik siły nośnej



Rys. 11. Współczynnik siły oporu



Rys. 12. Krzywa doskonałości aerodynamicznej



Programy XFLR5 i TORNADO wykorzystywały taką samą metodę obliczeń (VLM), dlatego ich wyniki są całkowicie zbieżne. Weryfikacja charakterystyk symulacyjnych pokazuje, że model numeryczny nie całkowicie odwzorowuje model rzeczywisty, dlatego też nie wszystkie parametry modelu są zgodne z wynikami eksperymentalnymi.

#### 4. STEROWANIE WARSTWĄ PRZYŚCIENNĄ ZA POMOCĄ WIBRUJĄCYCH KLAP

Koncepcja sterowania przepływem poprzez zewnętrzne pobudzenia została wprowadzona przez: Schubauer i Skramstad [46]. Dzięki okresowym zaburzeniom laminarny przepływ w warstwie przyściennej zostaje przekształcony w turbulentny/niestabilny opisywany przez tzw. fale Tollmiena-Schlichtinga. Przepływ turbulentny jest bardziej odporny na oderwanie się strugi od powierzchni, co oznacza dużą efektywność tej metody do generowania dodatkowych sił sterujących. Do pobudzania/zaburzania warstwy przyściennej można wykorzystać efektywne wzbudniki ruchu mechanicznego [47-49]. Bogate badania wpływu okresowych pobudeń w warstwie przyściennej na aerodynamikę obiektu zostały opisane przez autorów: Nishri i Wygnanski [50-51]. Jako mechaniczne układy wykonawcze generujące drgania w warstwie przyściennej mogą być zastosowane piezoelektryki [52-53].

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.

Model zjawisk zachodzących podczas zewnętrznego periodycznego pobudzania przepływu w warstwie przyściennej w wyniku pracy piezo-generatorów wbudowanych w profil skrzydła jest skomplikowany. Ruch samych powierzchni drgających jest modelowany jako okresowy, będący wynikiem działającej periodycznie siły zewnętrznej. Natomiast model przepływu powietrza wokół profilu skrzydła jest opisany za pomocą modeli opisujących przepływ laminarny i turbulentny.

Opis przepływu wymuszanego wibrującą klapką stanowi funkcja czterech zmiennych [37]:  $\Delta\delta$ ,  $x/L_f$ ,  $F^+$ ,  $C_\mu$ , gdzie:  $\Delta\delta$  – przemieszczenie katowe klapki,  $x$  – współrzędna rzędna profilu przepływu,  $L_f$  – długość klapki,  $F^+$  – zredukowana bezwymiarowa częstotliwość pobudzania,  $C_\mu$  – współczynnik całkowitego momentu przepływu złożony z  $(c, \langle c_\mu \rangle)$ .

Bezwymiarowy współczynnik zredukowanej częstotliwości pobudzania jest równy [37]:

$$F^+ = \frac{f_e X_{te}}{U_\infty} \quad (4)$$

gdzie:

$f_e$  – częstotliwość pobudzania,  $X_{te}$  – odległość między punktem pobudzania a krawędzią spływu (w tym przypadku równa szerokości klapki),  $U_\infty$  – prędkość przepływu swobodnego.

Współczynnik opisujący stały przepływ wokół profilu wynosi:

$$c_\mu = \frac{J}{cq} \quad (5)$$

gdzie:

$J$  – pęd strumienia przepływu stałego,  $c$  – długość cięciwy przykadłubowej,  $q$  – ciśnienie dynamiczne równe  $q = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2$ .

Współczynnik opisujący wymuszony oscylacyjny przepływ wokół profilu wynosi:

$$\langle c_\mu \rangle = \frac{\langle J \rangle}{cq} \quad (6)$$

gdzie:  $\langle J \rangle$  – moment strumienia przepływu oscylacyjnie wymuszanego.

Wstawiając zależność na moment  $J$  i  $\langle J \rangle$ , współczynnik całkowitego momentu przepływu będzie równy [54]:

$$C_\mu = \frac{2\rho_j U_j^2 G}{\rho_\infty U_\infty^2 L} \quad (7)$$

gdzie:

indeks  $\{j\}$  oznacza kolejną płaszczyznę 2D strumienia powietrza,  $G$  – oznacza szerokość lub wysokość masy przepływającego powietrza,  $L$  – długość profilu samolotu,  $U_j = \bar{U}_j + u_j$  – suma prędkości strumieni powietrza w przepływie swobodnym i wymuszonym od piezo-generatora.

Współczynnik wymuszonego (oscylacyjnie) przepływu wynosi:

$$\langle c_\mu \rangle = \frac{1}{0.5\rho_\infty U_\infty^2 L} \rho_\infty \int_0^\infty u^2 dy \quad (8)$$

gdzie:  $y$  – współrzędna normalna profilu przepływu.

Ostatecznie wartość oscylacyjnie pobudzanych niestabilności/turbulencji  $W_u$  przepływu można wyznaczyć całkując wartość pulsacyjnie zmiennego momentu przepływu powietrza  $p'$  [55]:

$$W_u \equiv \frac{1}{qc} \int_{-\infty}^{\infty} p' dY \quad (9)$$

W rozważanym przypadku prędkość przepływu swobodnego wynosi  $U=14$  m/s, liczba Macha wynosi  $M_a=0.0413$ , natomiast liczba Reynoldsa jest równa  $Re=614\,990$ . Dla częstotliwości pracy piezo-generatora w zakresie od 10 do 200 Hz wartość  $F^*$  zmienia się od 0.025 do 0.5, natomiast współczynnik  $\langle c_\mu \rangle$  zmienia się od 0.001% do 0.03%. Uzyskane wyniki są zgodne z badaniami podobnych profili w literaturze, np. [37, 55].

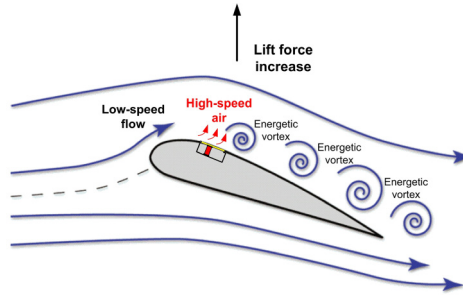
## 5. KONSTRUKCJA ZABUDOWANYCH AKTYWNYCH GENERATORÓW WIRÓW

Koncepcja piezo-generatora sprowadza się do generowania wirów krawędziowych za pomocą drgającej powierzchni sterowanej aktywnie przez piezo-stos zamontowany w obu częściach płata skrzydła delty. Generowane wiry powodują mieszanie się strug powietrza o dużej energii przepływającej nad skrzydłem z powietrzem o mniejszej energii w warstwie przyściennej. W ten sposób generowane są tzw. wiry energetyczne powodujące spadek ciśnienia nad skrzydłem i tym samym wzrost siły nośnej (patrz rys. 13).

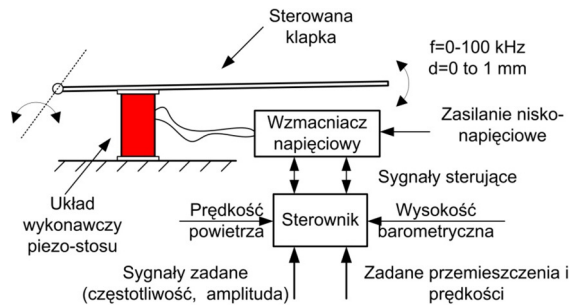
Piezo-stos jest urządzeniem wykonawczym połączonym z cienką, sztywną kłapką wykonaną z tworzywa sztucznego.

Schemat konstrukcji piezo-generatora oraz jego układ sterowania zostały przedstawione na

rys. 14.



Rys. 13. Generowanie wirów powietrza

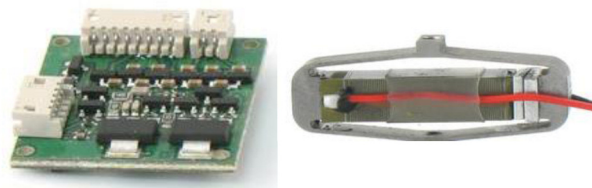


Rys. 14. Schemat piezo-generatora z układem sterowania

Zastosowany piezo-stos typu APA 1205-08-166 pozwala na generowanie sił o amplitudzie do 39 N z częstotliwością do 500 Hz. Amplituda przemieszczenia piezo-stosu wynosi 0.1 mm, masa 7 g, a częstotliwość rezonansowa wynosi 1300 Hz. Po zastosowaniu dźwigni amplituda ruchomej powierzchni może wynosić do 1 mm. Dodatkowo w skład układu sterowania piezo-generatora wchodzi następujące elementy:

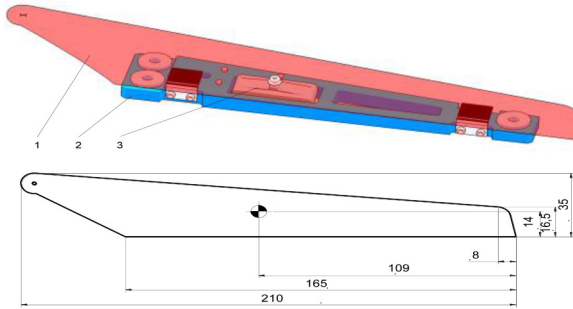
- sterownik piezo-stosu z układem wzmacniacza sygnału typu CAU-08025. Jest to liniowy wzmacniacz o sterowanym wejściu analogowym VDC 0-3.3 V. Sygnał wyjściowy wzmacniacza ma wartość 150 V i maksymalne natężenie 5 mA,
- elementy mocowania piezo-stosu i powierzchni ruchomej.

Widok piezo-stosu oraz elektronicznego układu sterownika przedstawiono na rys. 15.



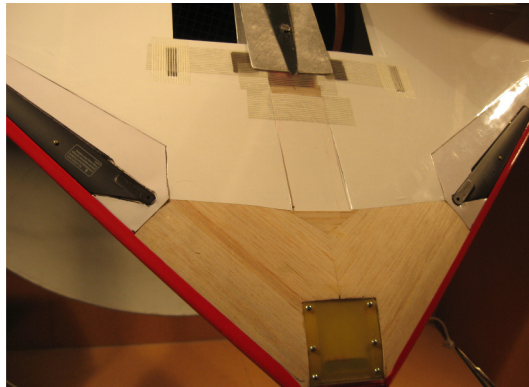
Rys. 15. Sterownik i piezo-stos

Część mechaniczna piezo-generatora (wykonana i zabudowana na mikro-samolocie przez dr P. Ostapkowicza, Politechnika Białostocka, [56]) składa się z piezo-stosu, ramy z podstawą mocującą oraz klapki (patrz rys. 16).



Rys. 16. Widok części mechanicznej piezo-generatora i wymiary klapki, 1-klapka, 2-podstawa z zawiasami i tulejkami montażowymi, 3-piezo-stos [56]

Na rys. 17 pokazano widok modelu mikro-samolotu o nazwie BELL540 z symetrycznie wbudowanymi dwoma piezo-generatorami wirów krawędziowych.



Rys. 17. BELL540 z wbudowanymi piezo-generatorami zamocowany w tunelu aerodynamicznym [56]

Generatory wirów krawędziowych w tym przypadku stanowią sztywne identyczne klapki o profilu zgodnym z profilem BELL540, które są zamocowane na zawiasach symetrycznie po obu stronach skrzydła delta. Piezo-stos połączony jest z klapką poprzez połączenie śrubowe. W tabeli 6 zestawiono parametry geometryczne piezo-generatorów.

Tabela 6. Parametry mikro-samolotu

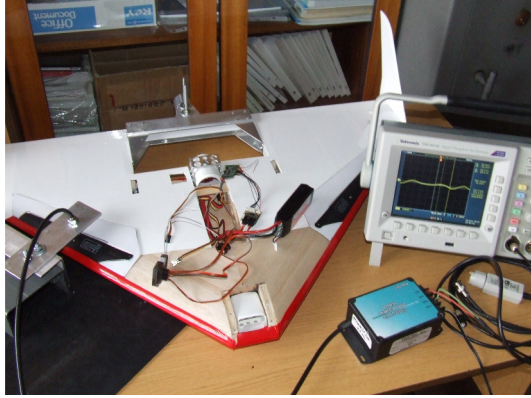
Parametr	Wartość
powierzchnia klapki	0.0044625 [m <sup>2</sup> ]
częstotliwość pracy piezo-generatorów	od 10 do 300 [Hz]
amplituda klapki	od 0 do 0.001* [m]

\*po zastosowaniu dźwigni/przekładni

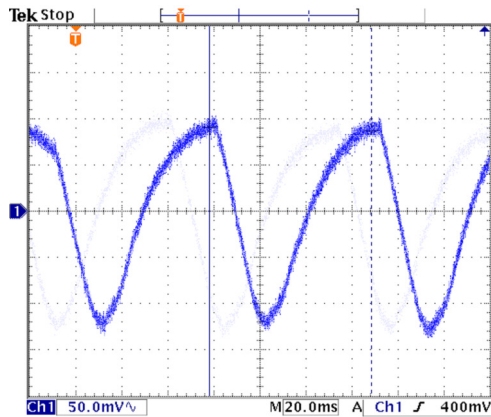
## 6. BADANIA UKŁADU WYKONAWCZEGO

W ramach badań pracy piezo-generatorów wykonano pomiary amplitudy drgań klapki w funkcji częstotliwości (pasma przenoszenia) oraz przeprowadzono analizę zużycia energii elektrycznej. Do pomiaru przemieszczenia klapki zastosowano czujnik laserowy typu Philtec,

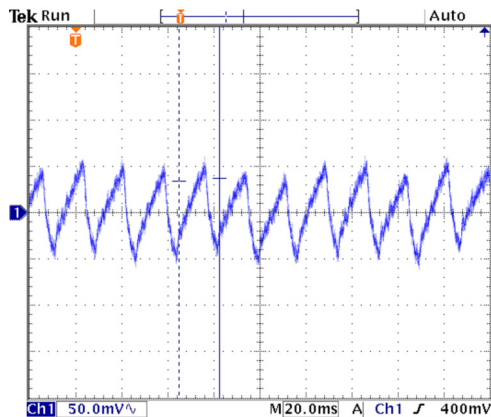
model RC62, którego rozdzielczość pomiarowa wynosi 3 mV/m. Liniowy zakres pomiaru wynosi ponad 1 mm. Pomiar częstotliwości został przeprowadzony przy pomocy oscyloskopu Tektronix seria TDS3000B. Stanowisko badawcze przedstawiono na rys. 18. Przykładowe przebiegi oscylacji klapki zaprezentowano na rys. 19-20.



Rys. 18. Stanowisko do pomiarów parametrów piezo-generatorów

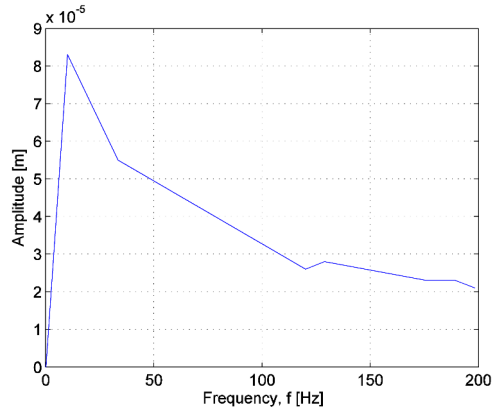


Rys. 19. Przemieszczenia klapki dla częstotliwości 14.3 Hz, amplituda 0.083 mm

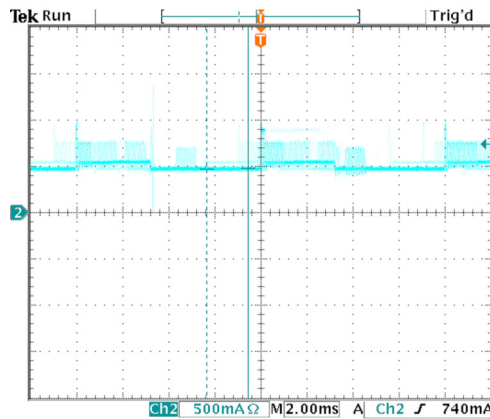


Rys. 20. Przemieszczenia klapki dla częstotliwości 56.8 Hz, amplituda 0.040 mm

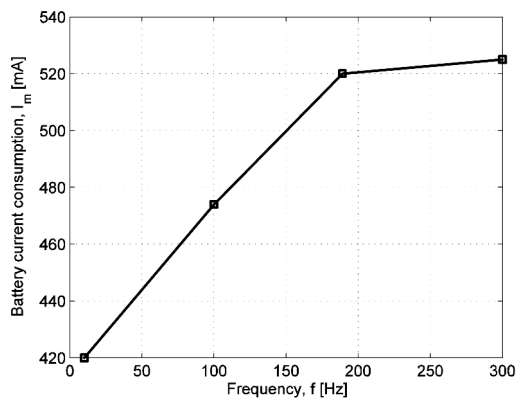
Amplituda drgań jest niska i spada wraz z częstotliwością, co ogranicza efektywne pobudzanie strug powietrza przy dużych prędkościach przepływu. Zależność zmiany amplitudy piezo-generatora w funkcji częstotliwości pokazano na rys. 21.



Rys. 21. Dynamika pracy piezo-generatora w dziedzinie częstotliwości



Rys. 22. Prąd pobierany z baterii podczas pracy dwóch piezo-generatorów z częstotliwością 198.4 Hz



Rys. 23. Prąd zużywany przez 2 piezo-generatory

Szczególnie w lotach poligonowych średnio i długo dystansowych problemem jest zużycie energii przez urządzenia pokładowe MAV. Dlatego też wykonano pomiary prądu DC pobieranego z baterii przez dwa pracujące piezo-generatory przy różnych częstotliwościach (patrz rys. 22). Do pomiarów wykorzystano oscyloskop prądowy Tektronix i sondę pomiarową AC/DC typu TCP202. Średnia wartość prądu DC pobieranego z źródła o napięciu 11.1 V zależy od częstotliwości pracy piezo-generatorów i jest przedstawiona na rys. 23.

Reasumując dla przyjętej średniej wartości prądu 0.5 A, moc dwóch piezo-generatorów wynosi 5.55 W.

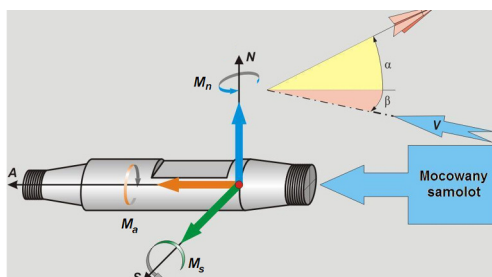
## 7. BADANIA W TUNELU AERODYNAMICZNYM

Badania tunelowe zostały przeprowadzone w otwartym tunelu aerodynamicznym znajdującym się w Politechnice Rzeszowskiej. Podczas badań starano się utrzymać stałe parametry powietrza przepływającego przez tunel. Parametry zadane podczas badań w tunelu aerodynamicznym zebrano i przedstawiono w tabeli 7.

Tabela 7. Parametry powietrza

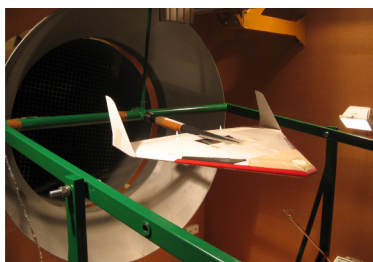
parametr	wartość
prędkość	15 [m/s]
ciśnienie	$1.013 \cdot 10^5$ [Pa]
temperatura	288.15 [K]
gęstość	1.226 [kg/m <sup>3</sup> ]
lepkość dynamiczna	$1.778 \cdot 10^{-5}$ [Pa·s]
liczba Reynoldsa	614 990.

Pomiary sił i momentów mikro-samolotu względem osi  $x, y, z$  zostały wykonane przy pomocy wagi tensometrycznej. Układ współrzędnych wagi został pokazany na rys. 24.



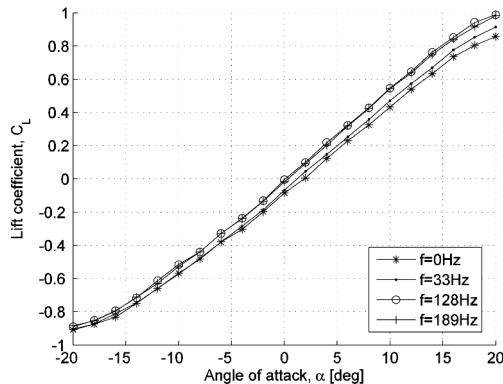
Rys. 24. Układ współrzędnych wagi pomiarowej

Model mikro-samolotu został zamocowany w tunelu aerodynamicznym do wagi pomiarowej poprzez sztywny uchwyt (patrz rys. 25).

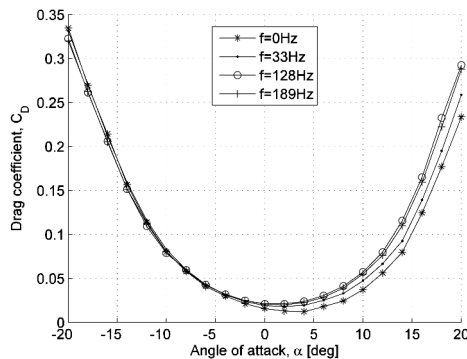


Rys. 25. Mikro-samolot podczas badań w tunelu aerodynamicznym

Przestrzeń pomiarowa tunelu aerodynamicznego miała w przybliżeniu wymiary  $4 \times 3 \times 2,5$  m. Tunel nie posiada określonego współczynnika turbulencji. Pomiar sił i momentów mikro-samolotu odbywał się w zakresie kątów natarcia od 20 do -20 z inkrementacją co 2. Przed dokonywaniem pomiaru każdy układ był tarowany. Dane z tarowania posłużyły do wykonania kompensacji wyników eksperymentu. Badania zostały przeprowadzone dla różnych częstotliwości pracy piezo-generatorów od 10 do 200 Hz oraz dla różnych ich konfiguracji. Wyniki badań zostały opracowane i przedstawione w postaci wykresów współczynników, sił i momentów. Współczynniki siły nośnej  $C_L$  i siły oporu  $C_D$  zostały przedstawione na rys. 26 i 27.



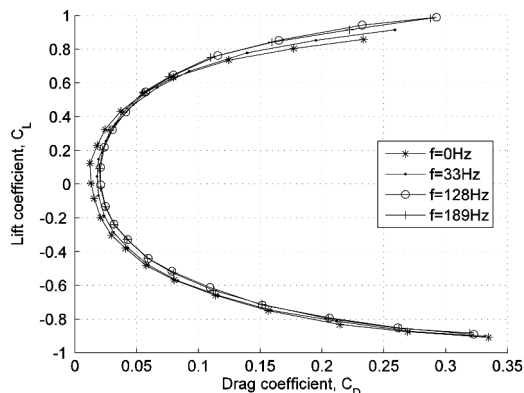
Rys. 26. Współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia, dwa pracujące piezo-generatory



Rys. 27. Współczynnik siły oporu w funkcji kąta natarcia, dwa pracujące piezo-generatory

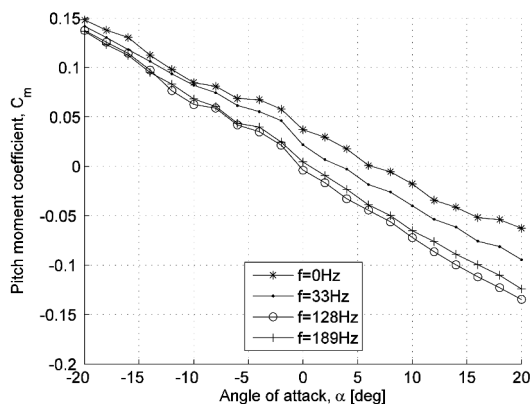
Jak wynika z wykresów 26 i 27 wzrost częstotliwości piezo-generatorów prowadzi do zwiększenia wartości  $C_L$ , jednak kosztem  $C_D$ . Wzrost jest widoczny do 128 Hz. Dalsze zwiększanie częstotliwości nie powoduje znacznego wzrostu tych współczynników. W efekcie krzywa biegunowa jest pokazana na rys. 28.



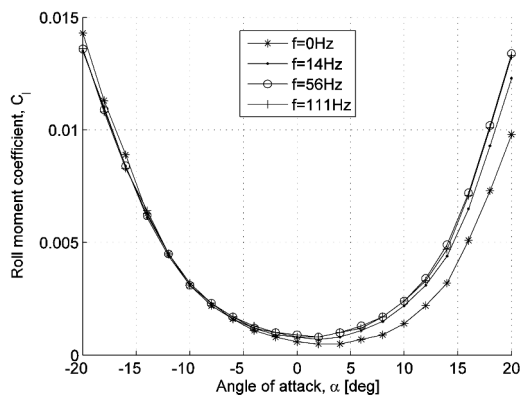


Rys. 28. Krzywa biegunowa dla dwóch pracujących piezo-generatorów

Następnie zarejestrowano współczynnik momentu pochyłającego  $C_m$  (dla dwóch pracujących piezo-generatorów) i współczynnik momentu przechylającego  $C_l$  (dla prawego włączonego piezo-generatora), rys. 29-30.

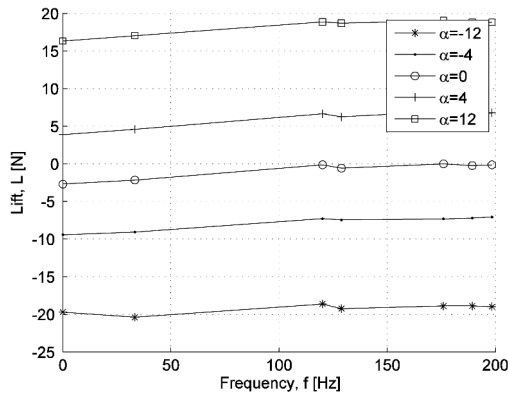


Rys. 29. Współczynnik momentu pochyłającego, dla dwóch pracujących piezo-generatorów



Rys. 30. Współczynnik momentu przechylającego, dla prawego włączonego piezo-generatora

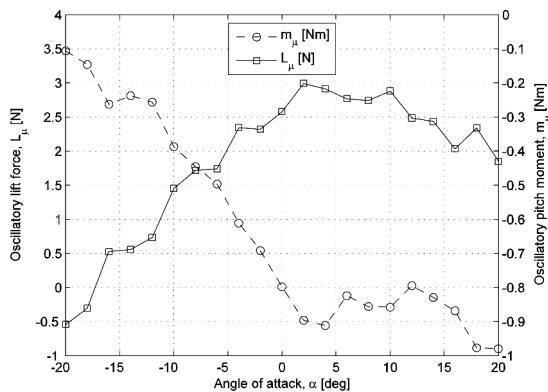
W efekcie wzrost wartości siły nośnej zależy od częstotliwości i zmienia się dla różnych kątów natarcia, co przedstawiono na rys. 31.



Rys. 31. Zależność siły nośnej w funkcji wzrostu częstotliwości dla różnych kątów natarcia

Analizując przebiegi na wykresie 31 należy zauważyć, że największy wzrost siły nośnej jest dla dodatnich kątów natarcia w zakresie od 2 do 12 przy częstotliwości do 150 Hz.

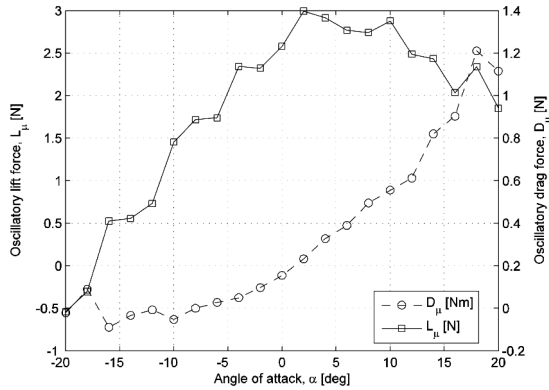
Kolejne trzy wykresy (rys. 32-34) przedstawiają maksymalne przyrosty: siły nośnej  $L_{\mu}$ , siły oporu  $D_{\mu}$ , momentu pochylającego  $m_{\mu}$  oraz momentu przechylającego  $l_{\mu}$  pochodzące od zmiennego przepływu wymuszanego oscylacyjnie przez piezo-generatory, określanego przez współczynnik  $\langle c_{\mu} \rangle$  zdefiniowany w punkcie 4.



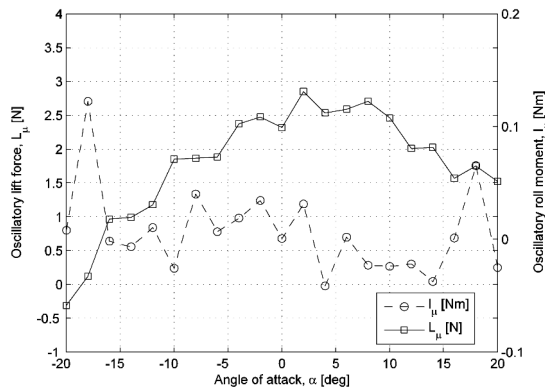
Rys. 32. Siła nośna  $L_{\mu}$  i moment pochylający  $m_{\mu}$  w funkcji kąta natarcia, dwa włączone piezo-generatory

Analizując charakterystyki z rys. 32-34, należy wnioskować, że maksymalny przyrost siły nośnej wynosi około 3 N i w przybliżeniu utrzymuje się dla dodatnich kątów natarcia od 2 do 12. Kąt natarcia równy 5 jest nominalnym, przy którym siła nośna samolotu równoważy siłę ciężkości, dla optymalnej prędkości lotu 14 m/s. Jest to tzw. punkt pracy modelu. Wzrost siły nośnej pochodzący od piezo-generatorów jest związany z wzrostem siły oporu, który nie jest duży i wynosi do 0.9 N. Jednocześnie uzyskany moment przechylający pochodzący od prawego włączonego piezo-generatora utrzymuje się na stałym poziomie.

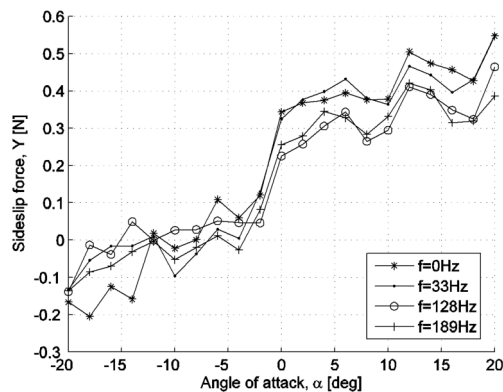
W badaniach zarejestrowano także siłę boczną, która nie jest pożądana podczas pracy dwóch piezo-generatorów z taką samą częstotliwością. Jak się okazało wzrost siły bocznej pochodzący od piezo-generatorów jest pomijalnie mały, pokazuje to rys. 35.



Rys. 33. Siła nośna  $L_{\mu}$  i siła oporu  $D_{\mu}$  w funkcji kąta natarcia, dwa włączone piezo-generatory



Rys. 34. Siła nośna  $L_{\mu}$  i moment przechylający  $l_{\mu}$  w funkcji kąta natarcia, prawy włączony piezo-generator



Rys. 35. Siła boczna w funkcji kąta natarcia dla dwóch włączonych piezo-generatorów

## WNIOSKI

W pracy przedstawiono analizę aerodynamiki przepływu powietrza dla skrzydła delta z aktywnie sterowanymi generatorami wirów krawędziowych wykonanych w postaci wibrujących powierzchni/klapek wbudowanych symetrycznie w płat skrzydła typu delta. Wprowadzenie aktywnie sterowanych piezo-generatorów w celu generowania sił sterujących wydaje się słuszne w obiektach niewielkich rozmiarów i małych prędkościach lotu. Praca piezo-generatorów 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. Pozwala to na generowanie dodatkowych sił (np. siły wznoszenia) na obu przeciwległych stronach płatach skrzydła, a tym samym generowanie momentów sterujących (*pitch*, *roll*) mikro-samolotu. W wyniku pracujących dwóch piezo-generatorów maksymalny przyrost generowanej siły wznoszenia wynosi 3 N, co przy masie MAV 1.2 kg stanowi 25%. Natomiast maksymalny moment pochyłający wyniósł 0.9 Nm. Wartości te w przybliżeniu utrzymują się w granicach kąta natarcia od 2 do 12, gdzie nominalny kąt natarcia (przy którym MAV zachowuje stałą wysokość lotu przy optymalnej prędkości 14 m/s) wynosi 5. Prędkość optymalna oznacza prędkość, dla której mikro-samolot posiada największy zasięg lotu, który przy zasilaniu baterii o pojemności 2000 mAh (11.1 V) wynosi około 15 minut. Badania eksperymentalne wykonane w tunelu aerodynamicznym są zgodne z obliczeniami numerycznymi wykonanymi Metodą Elementów Skończonych za pomocą oprogramowania CFX ANSYS, przedstawionych w pracach [57-58]. Jednocześnie badania w tunelu aerodynamicznym są zgodne z wynikami z literatury, patrz np. [10, 37, 55]. To znaczy wykazują, że przyrost siły nośnej jest znaczny przy niskich częstotliwościach pracy piezo-generatorów, do 100 Hz. Dalsze zwiększanie częstotliwości nie powoduje zwiększenia siły nośnej, a nawet ją zmniejsza. Dlatego też wzrost sił sterujących zależy od częstotliwości, amplitudy i lokalizacji generowanych pobudzeń i musi być dostosowany w funkcji prędkości lotu i innych parametrów.

Praca finansowana w ramach projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06, pt. Autonomiczny, zintegrowany system rozpoznania wykorzystujący autonomiczne platformy klasy mikro, realizowanego w latach: 2008-2010.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Maskel E.C., Flow separation in three dimensions, RAE Report Aero 2565, 1955.
- [2] Chang P.K., Control of separation, New York: McGraw-Hill, 1976.
- [3] Telionis D.P., Review – Unsteady boundary layers, separated and attached, ASME J Fluids Eng, 101, pp. 29-43, 1979.
- [4] Prandtl L., Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung, Proceedings of Third International Mathematical Congress, Heidelberg, pp. 484-491, 1904.
- [5] Lachmann G.V., Boundary layer and flow control. Its principles and application, Vol. 1. New York: Pergamon Press, 1961.
- [6] Lachmann G.V., Boundary layer and flow control. Its principles and application, Vol. 2. New York: Pergamon Press, 1961.
- [7] Gad-el-Hak M., Bushnell D.M., Separation control: review. J Fluid Engng, 113, pp. 5-30, 1991.
- [8] Gad-el-Hak M., Flow control: Passive, active and reactive flow management, Cambridge University Press, 2000.
- [9] Kaiden T., Nakamura Y., Numerical Analysis of Aerodynamic Control by Micro-flap around

- Delta Wing, 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Anaheim, California, 01-2441, 2001.
- [10] Kaushari A., Boundary Layer Control Using Smart Materials, Research project is funded by ADA under DISMAS scheme, 2005.
- [11] Polhamus, E. C., 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, 1971.
- [12] Suleman A., Costa A.P., Adaptive control of an aeroelastic flight vehicle using piezoelectric actuators, *Computer and Structures*, Vol. 82, pp. 1303-1314, 2004.
- [13] Pendleton E., Griffin K.E., Kehoe M.W., Perry B.A., Fight research program for active aeroelastic wing technology, In: *Conference Proceedings AIAA-96-1574-CP, USA*, 1996.
- [14] Crawley E.F., Intelligent structures for aerospace: A technology overview and assessment, *AIAA Journal*, Vo. 32, No 8, pp. 1689-1699, 1994.
- [15] Jardine P., Flanigan J., Martin, Ch., Smart wing shape memory alloy actuator design and performance, *Smart structures and materials conference, SPIE*, Vol. 3044, pp. 48-55, 1997.
- [16] Kikuta M.T., Mechanical properties of candidate materials for morphing wings, Master thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [17] Garcia H.M., Control of micro air vehicles using wing morphing, Master thesis, University of Florida, 2003.
- [18] Wallis R.A., Stuart C.M., On the control of shock-induced boundary layer separation with discrete air jets, *ARC CP*, No. 595, 1962
- [19] Gursul, I., Wang, Z., Vardaki, E., Review of Flow Control Mechanisms of Leading-edge Vortices. *Progress in Aerospace Sciences*, 43 (7-8), pp. 246-270, 2007.
- [20] Marles D., Gursul I., Effect of a Jet on Vortex Merging, *AIAA-2007-4364*, 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Miami, FL, June 25-28, 2007.
- [21] Wang Z., Gursul I., Effects of Jet/Vortex Interaction on Delta Wing Aerodynamics, 1st International Conference on Innovation and Integration in Aerospace Sciences, 4-5 August 2005, Queen's University Belfast, Northern Ireland, UK.
- [22] Mitchell, A.M., Barberis D., Molton P., Delery J., Control of Leading-Edge Vortex Breakdown by Trailing-Edge Injection, *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 2, pp. 221-226, 2002.
- [23] Shyy, W., Ifju, P., Viieru, D., Membrane wing-based micro air vehicles. *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 58, pp. 283-301, 2005.
- [24] Gordnier R.E., High fidelity computational simulation of a membrane wing airfoil, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 25, pp. 897-917, 2009.
- [25] Lian Y., Shyy W., Viieru D., Zhang B., Membrane wing aerodynamic for micro air vehicle, *Progress in Aerospace Sciences*, Vo. 39, pp. 425-465, 2003.
- [26] Collins F.G., Zelenevitz J., Influence of sound upon separated flow over wings, *AIAA J.* 13(3):408-10, 1975.
- [27] Zaman K.B.M.Q., Bar-Sever A., Mangalam S.M., Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil, *J. Fluid Mech.*, 182:127-48, 1987.
- [28] Ahuja K.K., Whipkey R.R., Jones G.S.. Control of turbulent boundary layer flow by sound, *AIAA Paper 83-0726*, 1983.
- [29] Sathaye A., Lal A., An Acoustic Vortex Generator For Micro-fluid Particle Entrapment, *IEEE Ultrasonics Symposium*, Vol. 1, pp. 641-644, 2001.
- [30] Johnston J.P., Nishi M., Vortex Generator Jets – A Means for Flow Separation Control, *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 6, pp. 989-994, 1990.
- [31] Gwo-Bin L. et al, 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, 2008.

- [32] Sohn M.H., Chung H.S., Control of double-delta-wing vortex by micro leading-edge flap, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Miami, 2007.
- [33] Borgeson D.M., Boundary layer control using micro-electromechanical systems (MEMS), Thesis, AF Institute of Technology, Ohio, 2002.
- [34] Lee G.B., Chiang S., Tai Y.C., Tsao T., Ho C.M., Robust vortex control of a delta wing using distributed MEMS actuators, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, pp. 697-706, 2000.
- [35] Huang A., et al, Applications of MEMS Devices to Delta Wing Aircraft: From Concept Development to Transonic Flight Test, AIAA, Reno, Nevada, 2001.
- [36] Huang A., Ho C.M., Jiang F., Tai Y.C., MEMS Transducers for Aerodynamics-A Paradigm Shift, AIAA 00-0249, Reno, Nevada, 2001.
- [37] Greenblatt D., Wygnanski I. J., The Control of Flow Separation by Periodic Excitation, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 36, pp. 487-545, 2000.
- [38] McCormick B.W., Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics, Wiley, New York, 1979.
- [39] Greenblatt D., Wygnanski I.J., Use of periodic excitation to enhance airflow performance at low Reynolds numbers, *J. Aircraft* 38(1), pp. 190-192, 2001.
- [40] <http://www.topmodelcz.cz>
- [41] NASA, Vortex-lattice utilization. NASA SP-405, NASA-Langley, Washington, 1976.
- [42] Prandtl L., Applications of modern hydrodynamics to aeronautics, NACA-TR-116, NASA, 1923.
- [43] Falkner. V.M., The Accuracy of Calculations Based on Vortex Lattice Theory, Rep. No. 9621, British A.R.C., 1946.
- [44] Melin T., A Vortex Lattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications, Master thesis, KTH, Department of Aeronautics, December, 2000.
- [45] Tornado 1.0, User Guide, Reference manual, Release 2.3, 2001.
- [46] Schubauer G.B., Skramstad H.K., Laminar boundary layer oscillations and transition on a flat plate. NACA Rep. 909, 1948.
- [47] Oster D., Wygnanski I.J., Dziomba B., Fiedler H., The effect of initial conditions on the two-dimensional, turbulent mixing layer. In: Fiedler H, editor. Structure and mechanics of turbulence. Lecture Notes in Physics, Vol. 75. Berlin: Springer, pp. 48-64, 1978.
- [48] Ho C.M., Huang L.S., Subharmonics and vortex merging in mixing layers. *J Fluid Mech*, 119:119-42, 1982.
- [49] Browand F.K., Ho C.M., The mixing layer: an example of quasi two-dimensional turbulence. *Journal de Mecanique*, 1983.
- [50] Wygnanski I.J., Boundary layer and flow control by periodic addition of momentum, in: 4th AIAA Shear Flow Control Conference, Snowmass Village, CO, also as AIAA-97-2117, 1997.
- [51] Nishri B., Wygnanski I.J., Effects of periodic excitation on turbulent separation from a flap, *AIAA J.* 36 (4), pp.547-556, 1998.
- [52] Seifert A., Eliahu S., Greenblatt D., Wygnanski I.J., Use of piezoelectric actuators for airfoil separation control, *AIAA Journal*, Vol. 36, No 8, pp. 1535-1537, 1998.
- [53] Suleman A., Costa A.P., Adaptive control of an aeroelastic flight vehicle using piezoelectric actuators, *Computers and Structures*, Vol. 82, pp. 1303-1314, 2004.
- [54] Poisson-Quinton Ph. Recherches théoriques et expérimentales sur le contrôle de couche limits, 7th Congress of Applied Mechanics, London, September 1948.
- [55] Seifert A., Greenblatt D., Wygnanski I.J., Active separation control: an overview of Reynolds and Mach numbers effects, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, pp. 569-582, 2004.
- [56] Ostapkowicz P., Projekt i dokumentacja techniczna mikro-samolotu z wibracyjnym sterowaniem wirami krawędziowymi, Raport projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06, Białystok, 2010.

- [57] Mystkowski A., Gosiewski Z., Boundary layer control in delta micro air vehicle with vortex piezo-generators, VI Konferencja Awioniki Rzeszów-Bezmiechowa, 16-18 września 2010.
- [58] Mystkowski A., Analiza aerodynamiki układu sterowania mikro-samolotem typu delta z wbudowanymi piezo-generatorami wirów krawędziowych, Acta Mechanica et Automatica, Vol. 4, No 3, 2010.

ARKADIUSZ MYSTKOWSKI, PAWEŁ OSTAPKOWICZ

## **DYNAMICS MODEL VERIFICATION OF MICRO AERIAL VEHICLE WITH VORTEX PIEZO-GENERATORS**

### *Abstract*

*In the paper, the dynamics model of the micro aerial vehicle with delta wings configuration and vortex piezo-generators was verified. The vortex piezo-generators were assembled symmetrically in the vehicle wings. The flexible moving small plates deformations driven by controlled piezo-stacks and their influence on the air flow in the delta boundary layers are presented. The aerodynamics characteristics of the aircraft with the vortex piezo-generators were calculated and verified in the wind tunnel. The influence of the piezo-generators due to varied operation frequencies on the lift force in the time domain is presented. Also, the battery energy consumption of the piezo-generators were carried out due to frequency and time of the operation.*