

ANALIZA KONCEPCJI STEROWANIA LOTEM BEZZAŁOGOWYCH MODELI LATAJĄCYCH TYPU MAV Z WYKORZYSTANIEM URZĄDZEŃ MANEWROWYCH UMIESZCZONYCH NA KRAWĘDZI NATARCIA SKRZYDŁA

PAWEŁ OSTAPKOWICZ

Politechnika Białostocka

Streszczenie

W artykule dokonano analizy koncepcji sterowania lotem bezzałogowych modeli latających typu MAVs (micro air vehicles) z wykorzystaniem urządzeń manewrowych w postaci generatorów wirów krawędziowych (leading edge vortex generators). Omówiono zagadnienia związane z siłą nośną, siłą oporu i wpływem prędkości lotu na charakterystyki aerodynamiczne skrzydeł oraz zagadnienia dotyczące klasycznego sterowania lotem modeli typu MAV i ich stateczności. Dokonano analizy istniejących rozwiązań generatorów wirów krawędziowych, a jej celem było przygotowanie podstaw i założeń do opracowania rozwiązań projektowych takich układów.

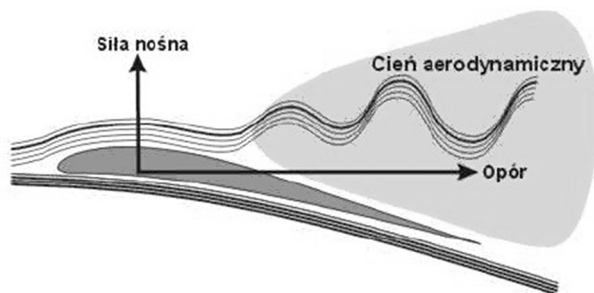
WSTĘP

Modele latające typu MAVs (ang. micro air vehicles) nie stanowią już wyłącznie zainteresowania modelarzy lotniczych. Coraz częściej są one wykorzystywane przez wojsko i inne podmioty, w celu wykonywania różnych zadań i misji. Takie modele wykonują loty patrolowe i zwiadowcze, są używane jako środki do przenoszenia uzbrojenia, a nawet jako środki ogniowe.

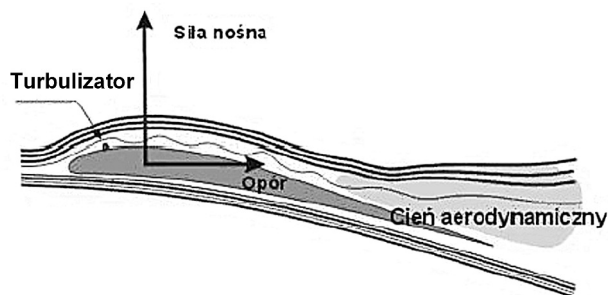
Zasadniczą grupą modeli latających typu MAVs są modele mikrosamolotów. Samoloty o tak małych gabarytach, latające ze znacznie mniejszymi prędkościami niż dla większych modeli, podlegają prawom aerodynamiki małych prędkości [9, 10]. Jednym z istotnych problemów aerodynamiki małych prędkości jest obniżona doskonałość skrzydła. Wskutek zbyt małej energii opływu, występuje tu niekorzystne zjawisko odrywania się strug powietrza od opływanych powierzchni skrzydła (rys. 1), co w efekcie powoduje wzrost siły oporu i zmniejszenie siły nośnej skrzydła.

W celu ograniczenia i wyeliminowania tego zjawiska, w modelarstwie często stosuje się pewne modyfikacje w konstrukcji skrzydeł, w obszarze ich krawędzi natarcia. Polegają one na zwiększeniu chropowatości powierzchni skrzydeł w tych obszarach lub zastosowaniu specjalnych elementów sztucznie zaburzających opływ skrzydeł [9]. Takie elementy, nazywane turbulizatorami, poprzez wprowadzanie do przepływu zaburzenia, generowaniem tzw. wirów krawędziowych, powodują „doenergetyzowanie” przepływu, czyniąc warstwę przyścienną bar-

dziej odporną na oderwanie (rys. 2). Turbulizatory powodują wprawdzie pewne opory, ale poprawienie odporności strugi na oderwanie umożliwi uniknięcie dużo większego oporu całkowitego. W efekcie uzyskuje się znaczne zmniejszenie siły oporu i zwiększenie siły nośnej skrzydła.



Rys. 1. Opływ skrzydła w zakresie podkrytycznych wartości liczby Reynoldsa (Re) [11]



Rys. 2. Opływ skrzydła w zakresie podkrytycznych wartości liczby Reynoldsa (Re) z zastosowaniem turbulizatora [11]

Turbulizatory można podzielić na dwie kategorie rozwiązań:

- pasywne - z nieruchomymi elementami roboczymi,
- aktywne - z ruchomymi elementami roboczymi.

Na szczególną uwagę zasługują układy z turbulizatorami aktywnymi, które stwarzają potencjalną możliwość sterowania i regulacji wartości siły nośnej skrzydła. Układy takie mogą być zatem zastosowane w celu poprawy stateczności lotu, a nawet jako urządzenia manewrowe do sterowania lotem modeli typu MAV.

Sterowanie lotem mikrosamolotów stanowi nadal dość istotny problem, szczególnie w aspekcie poprawy ich manewrowości. Tradycyjne rozwiązania, z wykorzystaniem klasycznych sterów, są mało efektywne. Przy niewielkich prędkościach lotu modeli typu MAV konieczne jest bowiem zastosowanie dużych powierzchni sterowych, co niekorzystnie wpływa na dynamikę całego układu.

W niniejszym opracowaniu na wstępie przedstawiono ogólne zagadnienia dotyczące: siły nośnej, siły oporu, sterowania lotem modeli typu MAV i ich statecznością. Następnie przedstawiono opis przykładowych rozwiązań układów z turbulizatorami pasywnymi i aktywnymi, z uwzględnieniem ich charakterystyk aerodynamicznych. Celem analizy jest przygotowanie podstaw i założeń do opracowania rozwiązań projektowych takich układów.

1. SIŁA NOŚNA I SIŁA OPORU

Podstawowym warunkiem ustalonego lotu poziomego modelu jest jednoczesne istnienie równowagi: pomiędzy siłą ciężkości modelu i wytworzoną siłą nośną oraz pomiędzy siłą ciągu wytwarzaną przez obracające się śmigło i siłą oporu (rys. 3). Uzyskanie lotu z przyspieszeniem poziomym będzie wymagało zwiększenia siły ciągu względem siły oporu. Natomiast w locie wznoszącym, gdy siła ciągu śmigła i siła oporu są równoległe do toru lotu nachylonego pod pewnym kątem do poziomu, siła nośna nie równoważy całkowitej siły ciężkości modelu, lecz jedynie jej składową prostopadłą do toru lotu, zaś siła ciągu śmigła równoważy lub pokonuje nie tylko siłę oporu, ale również składową siły ciężkości modelu, równoległą do toru lotu [1].

Siła nośna pojawia się w wyniku powstania różnicy ciśnień nad i pod skrzydłem ustawionym pod pewnym kątem α (określanym jako kąt natarcia) w stosunku do kierunku przepływających strug powietrza (rys. 4).

Siła nośna wyrażana jest następującą zależnością:

$$F_z = C_z \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (1)$$

gdzie: C_z – współczynnik nośności; S – pole powierzchni skrzydła; ρ – gęstość powietrza; v – prędkość.

Siła oporu, która hamuje ruch samolotu, jest wynikiem działania sił tarcia strug powietrza o powierzchnie skrzydeł i kadłuba oraz oporu aerodynamicznego związanego z kształtem bryły samolotu i jej wielkości (rys. 4).

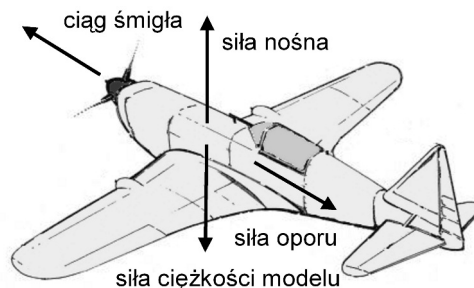
Siła oporu wyrażana jest następującą zależnością:

$$F_x = C_x \cdot S \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (2)$$

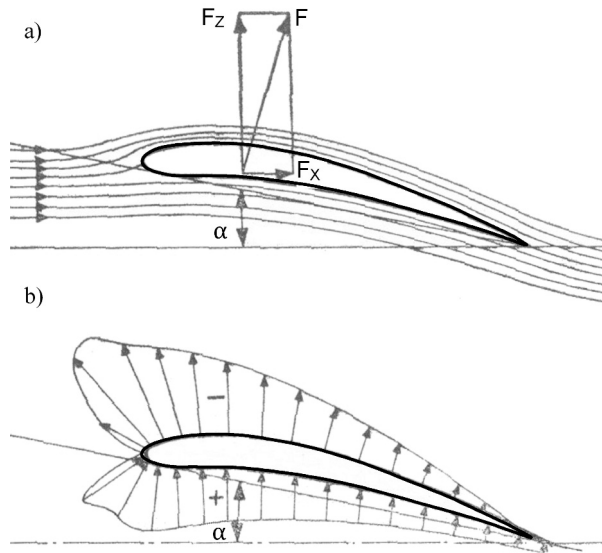
gdzie: C_x – współczynnik oporu.

Obie siły są składowymi siły aerodynamicznej F .

Pożądane jest, aby konstrukcja skrzydeł i kadłuba modelu charakteryzowała się jak największą doskonałością aerodynamiczną, tj. jak najlepszym stosunkiem siły nośnej do siły oporu, a zatem największą wartością C_z przy możliwie najmniejszej wartości C_x .



Rys. 3. Siły działające na model podczas ustalonego lotu poziomego



Rys. 4. Opływ profilu skrzydła:

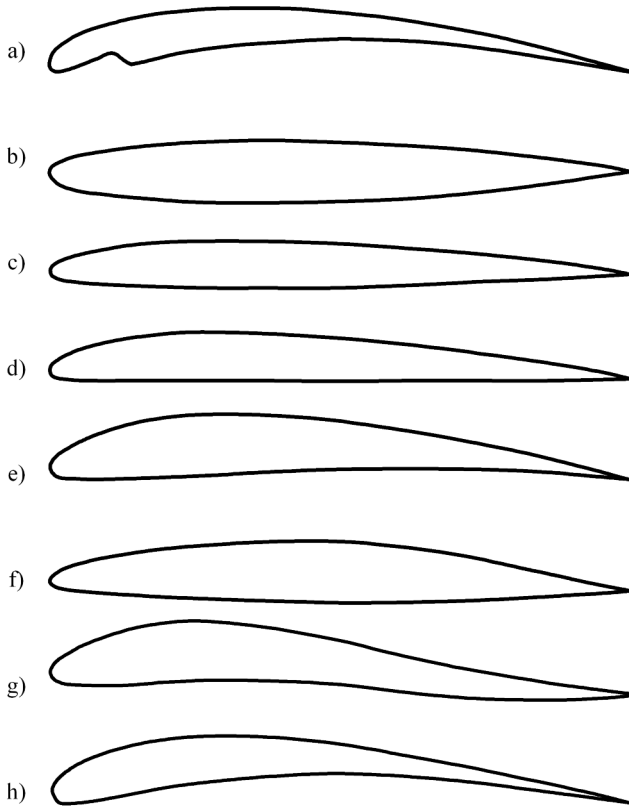
- a – linie prądu opływu profilu i rozkład siły aerodynamicznej F na siłę nośną F_z i siłę oporu F_x ;
 b – rozkład ciśnień wzdłuż cięciwy, (-) – obszar spadku ciśnienia (podciśnienia) w stosunku do ciśnienia otaczającego, (+) – obszar wzrostu ciśnienia (nadciśnienia) w stosunku do ciśnienia otaczającego [9]

Gdy model ma mieć duży udźwig, należy uzyskać dużą siłę nośną, zaś przy dużych prędkościach lotu obiektu istotną rolę odgrywa siła oporu tego obiektu, która rośnie z kwadratem prędkości.

1.1. Analiza wpływu poszczególnych czynników na wielkość siły nośnej

Analizy wpływu poszczególnych czynników na wielkość siły nośnej najłatwiej jest dokonać posługując się zależnością (1). Należy tu rozpatrywać następujące czynniki:

- *prędkość lotu;*
Siła nośna modelu rośnie do kwadratu prędkości, co oznacza, że przy dwukrotnym zwiększeniu prędkości modelu, siła zwiększy się czterokrotnie.
- *powierzchnię nośną - powierzchnię skrzydeł;*
Od wielkości powierzchni nośnej zależy prędkość modelu. Modele o dużej powierzchni nośnej skrzydeł mogą latać powoli, natomiast modele o małej powierzchni skrzydeł, aby uzyskać odpowiednią wartość siły nośnej, muszą poruszać się z większą prędkością. Stosunek ciężaru modelu do powierzchni skrzydła nazywa się obciążeniem powierzchni i decyduje o minimalnej prędkości modelu.
- *profil skrzydła - jest to przekrój poprzeczny skrzydła;*
Wartość siły nośnej w dużej mierze zależy od kształtu profilu skrzydła. Z uwagi, że dużo większy wpływ na siłę nośną skrzydła ma podciśnienie na jego górnej powierzchni, niż nadciśnienie na jego spodniej powierzchni (poza szczególnym przypadkiem skrzydła poruszającego się bardzo blisko ziemi – efekt poduszki powietrznej), właściwy kształt górnej części skrzydła ma dużo większe znaczenie. Typowe profile skrzydeł przedstawiono na rysunku 5.



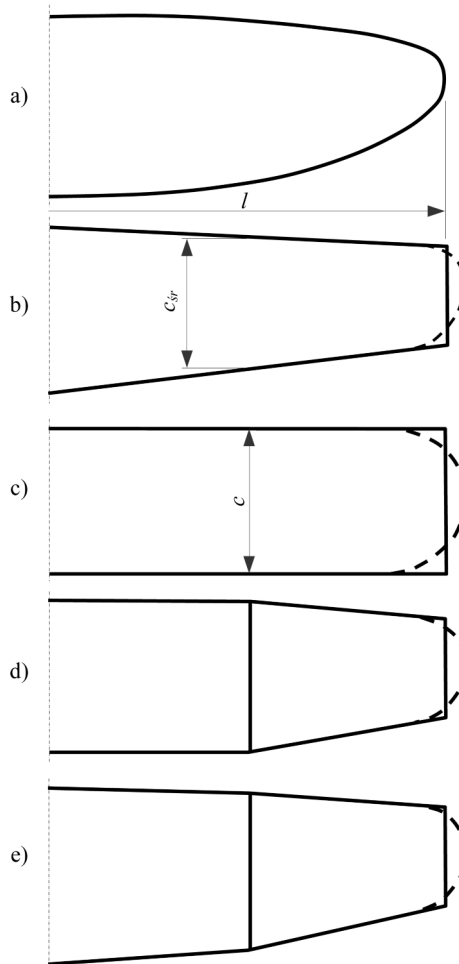
Rys. 5. Charakterystyczne typy profili skrzydeł:

a – skrzydła sępa; b – symetryczny; c – dwuwypukły; d – płasko-wypukły; e – wklęsło-wypukły; f – laminarny; g – samostateczny; h – skrzydła orła [opracowano na podstawie 9]

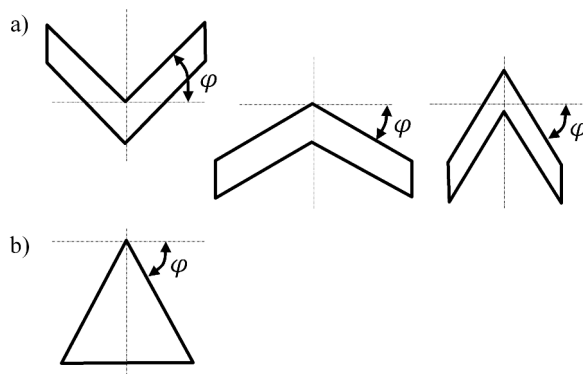
- kształt (obrys) skrzydła - jest to widok skrzydła z góry;*
 Klasyczne obrysy skrzydeł przedstawiono na rysunku 6. Są to obrysy charakterystyczne dla małych prędkości. W przypadku modeli, które latają z dużymi prędkościami, stosuje się skrzydła o innych obrysach. Są to najczęściej różnego typu skrzydła skośne (rys. 7a), w tym skrzydło typu delta (rys. 7b).
 Geometrycznie kształt skrzydła opisywany jest przez: l – rozpiętość (długość) skrzydła, c – cięciwę (szerokość) skrzydła (rys. 6).
 Dodatkowo opisywany jest wydłużeniem, definiowanym jako:

$$\lambda = \frac{l}{c} \quad (3)$$

gdzie: c – średnia cięciwa skrzydła.



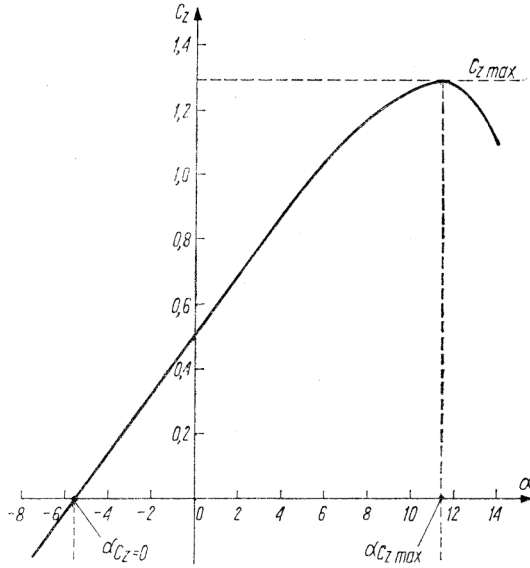
Rys. 6. Klasyczne kształty obrysów skrzydeł: a – eliptyczne; b – trapezowe; c – prostokątne; d – prostokątne z zewnętrznymi częściami trapezowymi; e – podwójny trapez [opracowano na podstawie 9]



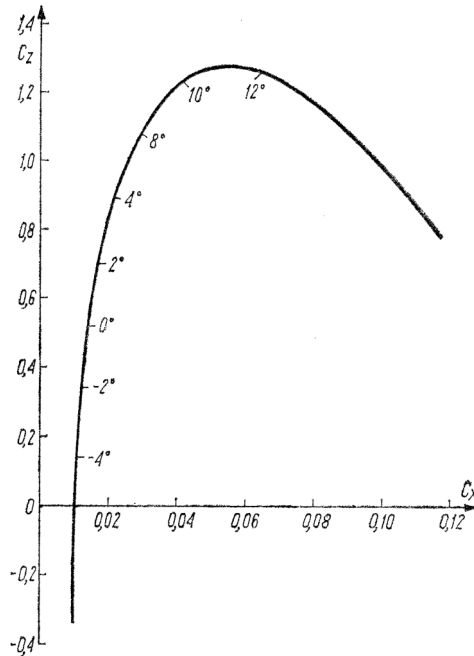
Rys. 7. Nietypowe kształty obrysów skrzydeł: a – skośne; b – delta [opracowano na podstawie 9]

- *kąt natarcia.*

W wyniku zmiany kąta natarcia α następuje zmiana rozkładu ciśnienia na profilu skrzydła, a zatem wartości siły nośnej. Obrazuje to rysunek 8, który przedstawia zależność współczynnika $C_Z=f(\alpha)$. Zmiana kąta natarcia α powoduje również zmianę oporu skrzydła. Obrazuje to rysunek 9, który przedstawia zależność współczynnika $C_Z=f(\alpha, C_X)$.



Rys. 8. Zależność $C_Z=f(\alpha)$ [9]



Rys. 9. Zależność $C_Z=f(\alpha, C_X)$ [9]

Wypadkowa sił z rozkładu ciśnień na skrzydle jako skupiona siła nośna działa w punkcie określanym jako środek parcia lub środek wyporu profilu. Ze wzrostem kąta natarcia punkt ten przemieszcza się od środkowej części profilu ku krawędzi natarcia.

Na profilu skrzydła znajduje się również miejsce określane jako środek aerodynamiczny profilu, w którym wielkość momentu pochylającego jest w przybliżeniu niezmienna względem tego punktu. Dla całego skrzydła rolę tego punktu pełni oś aerodynamiczna skrzydła.

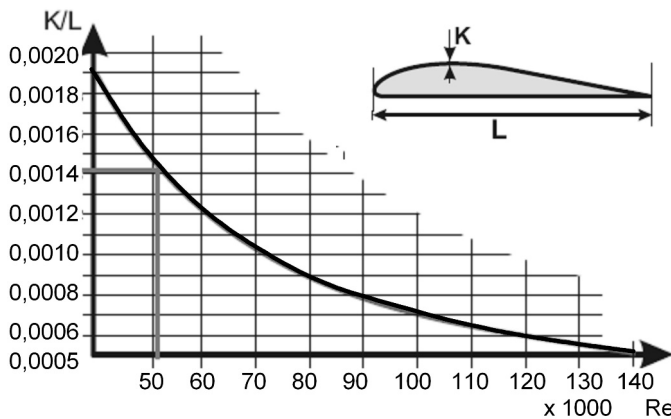
1.2. Analiza wpływu poszczególnych czynników na wielkość siły oporu

Analizy wpływu poszczególnych czynników na wielkość siły oporu najłatwiej jest dokonać posługując się zależnością (2). Należy tu rozpatrywać następujące czynniki:

- *prędkość lotu;*
Opór modelu rośnie do kwadratu prędkości, co oznacza że przy zwiększeniu prędkości modelu dwa razy opór zwiększy się czterokrotnie.
- *kształt modelu;*
Im bardziej opływowy (aerodynamiczny) kształt modelu tym mniejszy jest jego opór i lepsze właściwości lotne. Wszelkie wystające części modelu (podwozie, osłona silnika, zastrzały itp.) powodują wzrost oporu modelu a przez to znaczące pogorszenie jego właściwości lotnych.
- *jakość powierzchni;*
Opór samolotu zależy w dużej mierze od gładkości jego powierzchni. Orientacyjny wykres dopuszczalnej chropowatości skrzydła K w funkcji liczby Reynoldsa Re przedstawiono na rysunku 10.

Jakość powierzchni ma większe znaczenie dla modeli poruszających się z dużymi prędkościami (obszar nadkrytycznych liczb Reynoldsa). Przy większych prędkościach, aby uzyskać opływ laminarny (bez odrywania się strug powietrza), należy dążyć do maksymalnie gładkich powierzchni.

Inaczej jest z małymi modelami poruszającymi się z niewielkimi prędkościami (obszar podkrytycznych liczb Reynoldsa). W tym przypadku wpływ chropowatości powierzchni na opór modelu jest bez porównania mniejszy i może być zaniedbany. Chropowatość powierzchni nie powinna tu jednak przekraczać wartości dopuszczalnych.



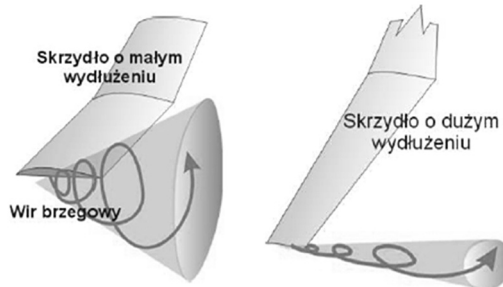
Rys. 10. Dopuszczalna chropowatość skrzydła K w funkcji liczby Reynoldsa Re [11]

- *wydłużenie skrzydła.*

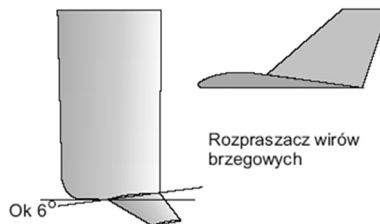
Ma wpływ na tzw. opór indukowany modelu, oznaczony współczynnikiem C_{xi} według zależności (4), będący wynikiem zawirowań (wirów brzegowych) powstających na końcach płata, spowodowanych wyrównywaniem się ciśnień na górnej i dolnej powierzchni płata. Wiry te mogą pochłaniać znaczną część energii modelu. Opór indukowany spowodowany jest powstawaniem siły nośnej i jest tym większy, im większa jest różnica ciśnień pomiędzy dolną i grzbietową stroną skrzydła, czyli im większa jest siła nośna. Opór indukowany zanika przy zerowej sile nośnej [9].

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot \lambda} \quad (4)$$

W praktyce, aby zmniejszyć opory spowodowane wirem brzegowym, stosuje się większe wydłużenia skrzydeł (rys. 11), zbieżne skrzydła lub jego końcówki, ewentualnie rozpraszacze wirów (rys. 12). Kształt i kąt zaklinowania rozpraszaczy można obliczyć numerycznie. Często niezbędnym okazuje się eksperymentalny dobór takich elementów.



Rys. 11. Wiry brzegowe na skrzydłach o małym i dużym wydłużeniu [11]



Rys. 12. Rozpraszacze wirów brzegowych [11]

2. WPŁYW PRĘDKOŚCI LOTU NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE SKRZYDŁA

Istotnym zagadnieniem jest określenie zakresu prędkości, z jakimi będzie poruszał się model, a co za tym idzie liczby Reynoldsa (Re).

Liczba Reynoldsa jest niemianowanym wskaźnikiem, który umożliwia określenie podobieństwa przepływów w funkcji prędkości lotu i cięciwy skrzydła. Określa ją następująca zależność:

$$Re = \frac{v \cdot c}{\nu} \quad (5)$$

gdzie: v – prędkość lotu, c – średnia cięciwa skrzydła, ν – kinematyczny współczynnik lepkości powietrza.

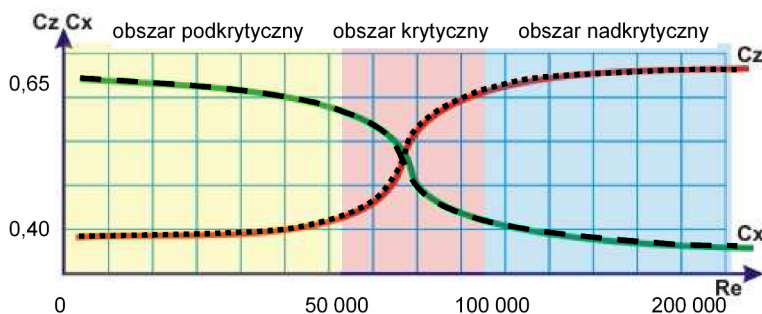
Orientacyjne wartości liczby Reynoldsa dla różnych obiektów latających przedstawiono w tabeli 1.

Tab. 1. Przykładowe wartości liczby Reynoldsa [opracowano na podstawie 9]

Rodzaj obiektu	Średnia cięciwa c [mm]	Prędkość v [m/s]	Liczba Reynoldsa Re
Model pokojowy	60	2	8 400
Model pokojowy	150	4	42 000
Model latający mały	100	3	21 000
Model latający średni	150	6	63 000
Model latający duży	300	45	950 000
Szybowiec szkolny	1600	10	1 100 000
Szybowiec szkolny	1200	min. 15	1 260 000
Samolot szkolny		maks. 60	5 040 000
Samolot myśliwski z napędem śmigłowym	1500	200	21 000 000
Samolot myśliwski z napędem odrzutowym	2000	500	70 000 000

Znajomość liczby Reynoldsa pozwala na porównanie charakterystyk różnych profili, wybranie profilu optymalnego oraz określenie zakresu przepływu, w jakim będzie znajdowało się skrzydło.

Każdy profil ma zakres liczb Reynoldsa podkrytyczny (niezbyt pożądaný), zakres krytyczny (tego należy się wystrzegać) i nadkrytyczny (najbardziej pożądaný). Przechodzenie z zakresu podkrytycznego, przez krytyczny, do nadkrytycznego, przy wzroście liczby Reynoldsa (wzroście prędkości, gdzie wymiary liniowe skrzydła i lepkość kinematyczna powietrza pozostają niezmiennie) wiąże się z przechodzeniem laminarnej warstwy przyściennej w warstwę burzliwą, gdzie moment przejścia definiuje tzw. krytyczna liczba Reynoldsa (Re_{kr}). Poszczególnych obszarom odpowiadają zmiany wartości współczynników C_Z , C_X , a zatem wartości siły nośnej i siły oporu skrzydła (rys. 13).



Rys. 13. Przykładowa typowa zależność C_Z , $C_X = f(Re)$ [11]

W modelarstwie lotniczym zakres używanych liczb Reynoldsa sięga do wartości około jednego miliona. Krytyczna liczba Reynoldsa rozdziela tu dwa zasadnicze obszary, które odnoszą się do:

- modeli o małych wymiarach i niewielkich prędkościach lotu, co odpowiada popularnym modelom szybowców i modelom z napędem gumowym i elektrycznym,
- modeli dużych, zaawansowanych, z napędem tłokowym i szybowców wyczynowych [9].

W przypadku modeli typu MAV ich lot odbywa się w zakresie podkrytycznych liczb Reynoldsa.

3. STEROWANIE LOTEM, STATECZNOŚĆ MODELU W LOCIE

Klasyczne sterowanie lotem modeli typu MAV jest realizowane poprzez odpowiednie wychylenia sterów: wysokości, przechyłu i kierunku oraz zmianę siły ciągu śmigła.

Przy czym istnieją konstrukcje modeli z pełnym (rys. 14) lub nie pełnym kompletem sterów (rys. 15). Przykładem rozwiązania pozbawionego kompletem sterów jest model latającego skrzydła w układzie delta, z pojedynczymi stero-lotkami, zamontowanymi na końcu skrzydła.



Rys. 14. Przykładowy klasyczny model z wydzielonym kadłubem, skrzydłami głównymi i ogonowymi, z kompletem sterów, produkowany przez czeską firmę Topmodel CZ [12]



Rys. 15. Przykładowy model latającego skrzydła w układzie delta, z pojedynczymi stero-lotkami, produkowany przez czeską firmę Topmodel CZ [12]

Istotnym zagadnieniem jest odpowiednia stateczność modelu w locie, a w rezultacie utrzymanie założonego kierunku i toru lotu.

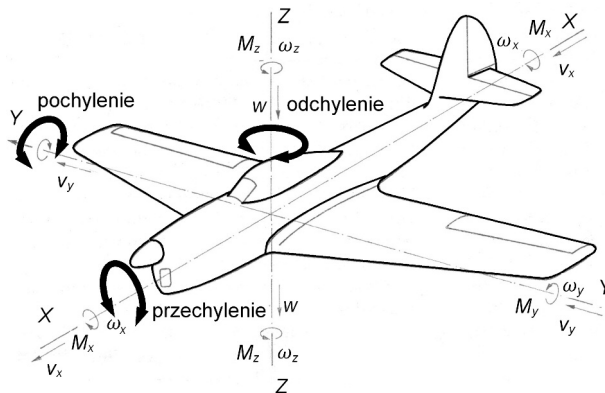
Uzyskanie wymaganej stateczności może być osiągnięte biernie – poprzez odpowiednią budowę modelu i zapewnienie określonych relacji pomiędzy działającymi siłami. Można ją również utrzymywać aktywnie – poprzez odpowiednie ruchy powierzchniami sterowymi.

W przypadku modeli typu MAV, o masie rzędu od kilkuset gramów do kilku lub kilkunastu kilogramów, latających z prędkościami do 100 km/h, z uwagi na oddziaływanie otoczenia związane ze zmianą kierunku i siły wiatru (którego podmuchy mogą chwilami osiągać poziom zakładanej prędkości lotu modelu), utrzymanie założonego kierunku i toru lotu może być dość trudne.

Stąd odpowiednie sterowanie statecznością lotu nabiera tak istotnego znaczenia.

Należy również wspomnieć o problemach związanych z występowaniem drgań skrzydeł modelu. W przypadku niektórych konstrukcji, jak na przykład latające skrzydło w układzie delta, problem ten praktycznie nie istnieje, dzięki łatwej do uzyskania, wysokiej sztywności skrzydeł. W przypadku innych konstrukcji problem ten może być dość znaczący.

W celu analizy stateczności modelu niezbędne jest zdefiniowanie kierunków jego ruchu w locie, z układem współrzędnych i jego osiami (rys. 16). Taki układ współrzędnych, przechodzący przez środek ciężkości modelu, służy do określania sił, przyspieszeń i prędkości, względem poszczególnych osi tego układu.

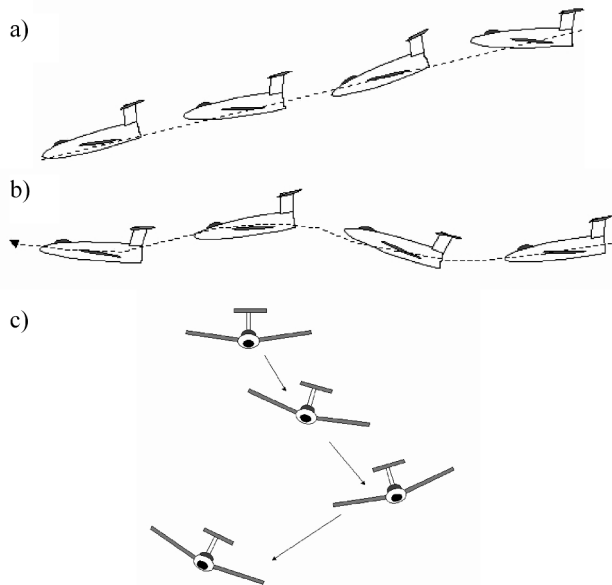


Rys. 16. Kierunki ruchu samolotu w locie, z podstawowymi osiami modelu [opracowano na podstawie 9]

3.1. Niepożądane postacie lotu modelu

W rzeczywistości samolot wykonuje w locie wiele różnych postaci ruchu, które nie są pożądane. Wśród nich można wyróżnić:

- oscylacje szybkie kąta pochylenia, o okresie kilku sekund, silnie tłumione i dlatego zanikające, odczuwane jak wynik oddziaływania turbulencji atmosferycznych. Oscylacjom towarzyszy zmiana kąta natarcia i występowanie zmiennych przeciążeń (rys. 17a);
- oscylacje fugoidalne, czyli wolne (o okresie kilkadziesiąt sekund) zmiany kąta nachylenia przy stałym kącie natarcia, ale zmieniającej się szybkości i wysokości. Ta postać ruchu jest słabo albo wcale nie tłumiona, ale ze względu na wolny przebieg nie wymaga szczególnej koncentracji od pilota i jest wręcz niezauważana, oscylacje są wytłumiane odruchowo odpowiednim sterowaniem (rys. 17b);
- holendrowanie, sprzężone przechylenie z odchyleniem od kursu (rys. 17c).



Rys. 17. Postacie ruchu w locie modelu: a – szybkie oscylacje kąta nachylenia; b – wolne oscylacje kąta nachylenia; c – holendrowanie [opracowano na podstawie 11]

3.2. Rodzaje stateczności

Analiza stateczności modelu musi obejmować stateczność statyczną, dynamiczną i tłumienie wahań.

Wyróżnia się następujące rodzaje stateczności:

- podłużną – longitudinal stability (stability in pitch) – sprawdzenie czy model pochylony dookoła osi Y „na nos” lub „na ogon” wytwarza jednocześnie moment przywracający go samoczynnie do położenia równowagi;
- poprzeczną – lateral stability (stability in roll) – sprawdzenie czy model przechylony podmuchem na skrzydło dookoła osi podłużnej X powraca samoczynnie do położenia poziomego;
- kierunkową – directional stability (stability in yaw) – sprawdzenie czy model odchylony od kierunku lotu dookoła osi Z ma tendencję do samoczynnego powrotu do pierwotnego kierunku ruchu.

Powyżej była mowa o stateczności statycznej (biernej), uzyskiwanej poprzez odpowiednią budowę modelu i zapewnienie określonych relacji pomiędzy działającymi siłami.

3.3. Badanie stateczności statycznej

Badanie stateczności statycznej obejmuje opracowanie modelu obliczeniowego, który ustala powiązanie sił, momentów i geometrii modelu.

Na samolot działają siły zewnętrzne F (6) i momenty sił zewnętrznych M (7), które pochodzą od sił i momentów sił grawitacyjnych, sił i momentów sił aerodynamicznych (w tym siły nośnej) oraz sił i momentów napędu silnika.

$$F = F_g + F_a + F_t \quad (6)$$

gdzie: F_g – siły grawitacyjne, F_a – siły aerodynamiczne, F_t – siły napędu silnika;

$$M = M_g + M_a + M_t \quad (7)$$

gdzie: M_g – momenty od sił grawitacyjnych, M_a – momenty od sił aerodynamicznych, M_t – momenty od sił napędu silnika.

Stateczność podłużna rozpatrywana jest względem środka ciężkości modelu. Wymagane jest, aby środek składowych pionowych od sił ciśnienia (sił aerodynamicznych) wypadał w przybliżeniu w centrum środka masy – jako widziany z góry lub z dołu samolotu. Istotnym zagadnieniem jest odpowiednie wyważenie środka ciężkości samolotu.

Stateczność poprzeczna wymaga, aby podłużna oś aerodynamiczna leżała powyżej środka masy – jako widziana od czoła lub ogona samolotu.

Stateczność kierunkowa wymaga, aby środek sił aerodynamicznych leżał za środkiem masy – jako widziany z boku samolotu.

Wytrącenie z kierunku lotu ma wpływ nie tylko na sam kierunek lotu modelu, lecz także na przechylenie poprzeczne samolotu. Przechylenie poprzeczne ma również wpływ na utrzymanie kierunku lotu. Stąd wprowadza się pojęcie stateczności bocznej. Wywołują je niesymetrycznie działające na skrzydła podmuchy wiatru.

3.4. Badanie stateczności dynamicznej

Badanie stateczności dynamicznej polega na szczegółowej analizie rodzaju ruchu wykonywanego po pochyleniu modelu „na nos” czy „na ogon” (dobierając położenie środka masy w stosunku do osi podłużnej modelu X), przechyleniu na boki oraz odchyleniu z kierunku lotu. Oceniany jest charakter powrotu do stanu równowagi czy też kompletna utrata możliwości kontynuowania statecznego lotu.

3.5. Stateczność a zwrotność modelu

Samolot bardzo stateczny ma jednak ograniczoną zwrotność. Stąd stosuje się układy zapewniające „sztuczną” stateczność, zyskując w zamian polepszenie sterowności samolotu.

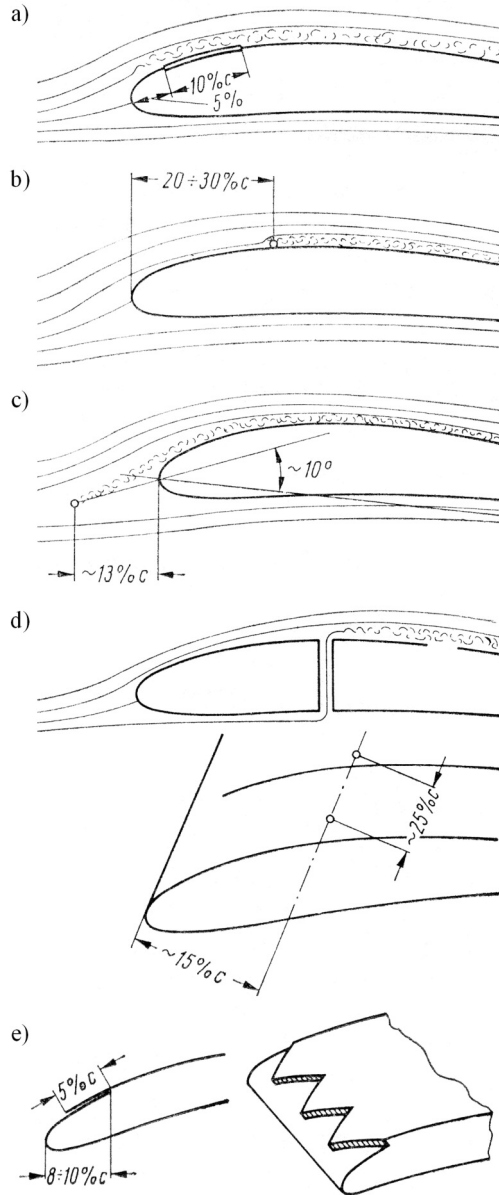
Rozwiązanie tego problemu może również stanowić omawiana koncepcja sterowania siłą nośną skrzydeł modeli typu MAV poprzez zastosowanie układów z turbulizatorami aktywnymi.

4. TURBULIZATORY PASYWNE

4.1. Przykłady rozwiązań

W modelarstwie spotyka się wiele rozwiązań turbulizatorów typu pasywnego (rys. 18). Wśród takich rozwiązań można wyróżnić:

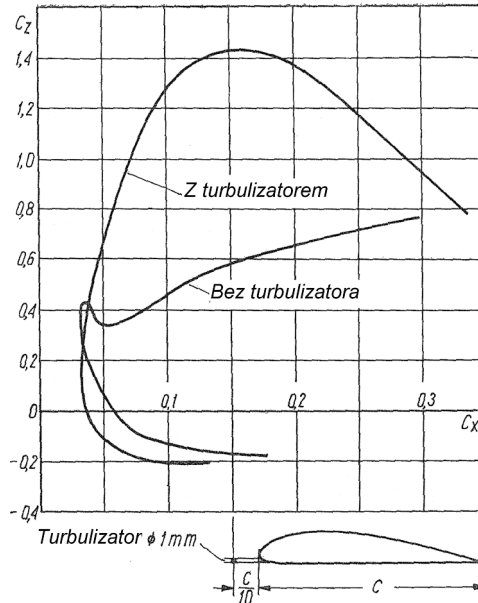
- turbulizatory z szorstkich nakładek z papieru ściernego (montowane tuż za krawędzią natarcia) – powodują zafalowanie strug powietrza w warstwie przyściennej laminarnej i przyspieszenie jej przejścia w warstwę burzliwą,
- turbulizatory w postaci drutów (montowane przed krawędzią natarcia lub na górnej powierzchni skrzydła) – powodują niewielkie zawirowania, nierównoległość oraz zafalowanie strug i burzliwość przepływu,
- turbulizatory otworkowe (łącznie dolną i grzbietową część skrzydła) – powodują burzliwość warstwy przyściennej; powinny być wykonane dość gęsto,
- turbulizatory w postaci zębatach nakładek (umieszczone za krawędzią natarcia) – powodują zaburzenie strug w warstwie przyściennej.



Rys. 18. Turbulizatory pasywne: a – nakładka z papieru ściernego; b, c – drutowe (lub żyłka nylonowa); d – otworkowy; e – zębata nakładka turbulizująca (zaburzająca) [9]

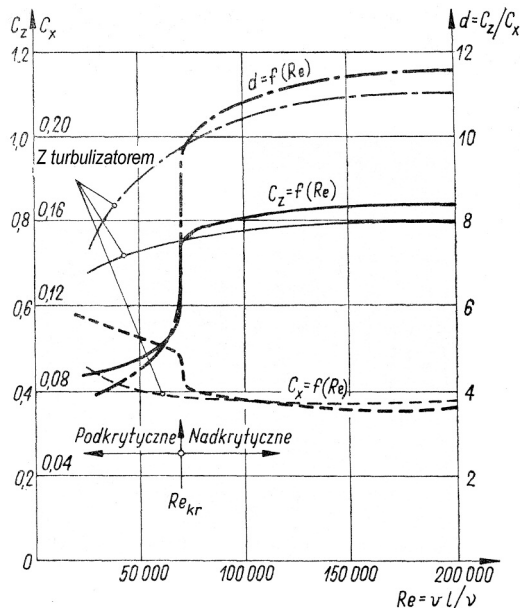
4.2. Wpływ turbulizatorów pasywnych na poprawę charakterystyk skrzydła

Na rysunku 19 przedstawiono przykładową charakterystykę profilu skrzydła, bez i z zastosowanym turbulizatorem w postaci drutu zamontowanego przed krawędzią natarcia. Z analizy przebiegu widać wyraźnie, że niekorzystna biegunowa profilu przybrała bardziej korzystne wartości oraz częściowo kształt w całym zakresie jej przebiegu, tj. powiększył się współczynnik siły nośnej C_Z , a jego wartość maksymalna wzrosła od wartości 0,75 do 1,43, a więc aż o 90 %.



Rys. 19. Wpływ zastosowania turbulizatora na charakterystykę profilu G387 przy $Re=82000$ [9]

Na rysunku 20 przedstawiono przykładową zależność współczynnika nośności C_z , współczynnika oporu C_x oraz doskonałości aerodynamicznej definiowanej jako $d=C_z/C_x$ w funkcji liczby Reynoldsa Re , z uwzględnieniem zastosowania turbulizatora. Na wykresie zaznaczono obszary przepływów (prędkości) podkrytycznych i nadkrytycznych, gdzie granicę pomiędzy obszarami wyznaczają duże nagłe zmiany wartości C_z , C_x oraz d . Zastosowanie turbulizatora powoduje wyraźną poprawę charakterystyk w obszarze podkrytycznych liczb Reynoldsa.



Rys. 20. Zależność C_z , C_x , $d=C_z/C_x$ w funkcji Re [9]

Analizując przedstawione przykłady można zauważyć wyraźne korzyści wynikające z zastosowania turbulizatorów, szczególnie wzrost siły nośnej skrzydła.

Wadą turbulizatorów pasywnych jest brak możliwości sterowania siłą nośną. Zadanie to mogą spełniać układy z turbulizatorami aktywnymi.

Warto zauważyć, że część z powyżej przedstawionych rozwiązań układów turbulizatorów pasywnych można przekształcić w turbulizatory aktywne, z ruchomymi elementami roboczymi.

5. TURBULIZATORY AKTYWNE

5.1. Przykłady rozwiązań

Zadziałanie układów z aktywnymi turbulizatorami, poprzez zainicjowanie i wygenerowanie zjawiska wirów krawędziowych ma wywołać zaburzenia przepływu powietrza wokół profilu skrzydła, powodując zmianę punktu lub krawędzi oderwania strug powietrza od powierzchni płata. Zmienia się przez to rozkład ciśnienia na skrzydle, co z kolei skutkuje zmianą wartości siły nośnej i siły oporu aerodynamicznego.

Znamienną cechą takich układów jest konieczność ich zasilania. Według informacji odnawianych w literaturze są to urządzenia o bardzo zróżnicowanej konstrukcji i rodzaju energii wykorzystywanej przez elementy robocze układu, do wygenerowania zjawiska wirów krawędziowych. Mogą to być mikroklapy lub mikromembrany [5, 6], mikrołośniki akustyczne [3, 7], mikrodyse, a nawet mikrogrzałki lub aktuatory plazmowe.

Układy te umieszczane są najczęściej na krawędzi natarcia bądź w jej bliskim sąsiedztwie.

Dodatkowym częstym wyposażeniem układów są odpowiednie czujniki oraz zaawansowane układy sterowania.

W budowie aktywnych turbulizatorów znajdują zastosowanie nowoczesne technologie, w tym układy typu MEMS (ang. micro-electro mechanical system), o mikroskopowych skalach elementów [4]. W przypadku klasycznych rozwiązań mechanicznych są to również technologie, które wymagają zegarmistrzowskich dokładności.

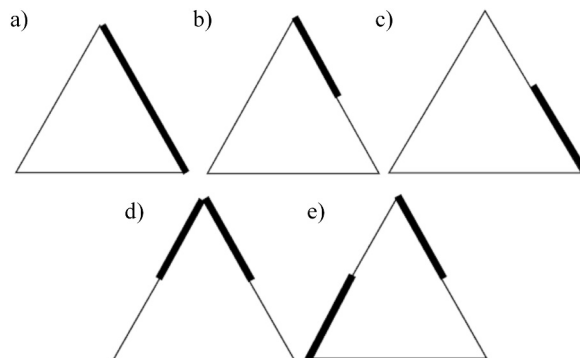
Przykłady rozwiązań turbulizatorów aktywnych, prezentowane w literaturze, dotyczą w większości modeli ze skrzydłami typu delta. Wynika to z zadawalających parametrów i cech aerodynamicznych tego typu skrzydeł, ich odpowiedniej grubości i rozmiarów, które stwarzają możliwość łatwej zabudowy w ich strukturze tego typu urządzeń manewrowych (często o gabarytowo rozbudowanej konstrukcji), w wymaganej ilości kilku sztuk.

5.2. Zastosowanie turbulizatorów aktywnych w aspekcie poprawy stateczności i możliwości sterowania lotem modelu

W celu przynajmniej częściowej poprawy stateczności lotu modelu należy zastosować minimum dwa turbulizatory, umieszczając je na górnej powierzchni skrzydła, w obszarze za krawędzią natarcia: po jednym z lewej i prawej strony.

Sterowanie statecznością i lotem modelu wymaga zastosowania układu aż ośmiu turbulizatorów. Powinny być one zamontowane tuż za krawędzią natarcia: cztery na górnej powierzchni skrzydła i cztery na dolnej powierzchni skrzydła, tj. dwa na każdą lewą i prawą stronę. Takie rozmieszczenie turbulizatorów, zaproponowane w pracy [6], a przedstawione na rysunku 21 ma spowodować wystąpienie różnicy wartości sił aerodynamicznych na fragmentach skrzydeł względem odpowiednich osi modelu (tj. względem jego środka ciężkości), które wytworzą wymagane wartości momentów. Przykładowo, układ przedstawiony na rys. 21d powinien wprowadzić znaczne zwiększenie momentu pochylającego płatowiec, natomiast układ z rys. 21e

zwiększyć moment przechylający. Inne konfiguracje zadziałania turbulizatorów powinny również wprowadzić zmiany w wartościach sił oddziaływujących na płaty skrzydeł.



Rys. 21. Propozycje rozmieszczenia turbulizatorów na skrzydle typu delta [6]

Według informacji zawartych w pracy [6] wynika, że w przypadku generowania wirów na górnej powierzchni skrzydła modelu, współczynnik siły wznoszenia do siły ciągu może zostać zwiększony nawet o 100 %, przy jednoczesnym zmniejszeniu momentu w płaszczyźnie wzdłużnej modelu (moment pochyłający). Pozwala to na poprawienie zdolności manewrowych.

Sterowanie pracą całego układu polega, zależnie od potrzeby, na załączaniu odpowiedniego turbulizatora. Turbulizatory mogą być załączane w trybie „włączony” lub „wyłączony” bez regulacji parametrów działania ich elementów roboczych, z pojedynczym lub o określonej długości cyklem pracy lub w trybie z pełną regulacją parametrów działania elementu roboczego.

W tym miejscu należy wspomnieć o potrzebie dostosowania charakterystyki działania turbulizatorów do parametrów i warunków lotu modelu.

Istotnym zagadnieniem jest określenie bilansu energetycznego układu, z odpowiednim zabezpieczeniem niezbędnych zasobów energii, tak aby móc zapewnić działanie układu podczas trwania całego lotu modelu. Jest to szczególnie istotne, bowiem istniejące obecnie rozwiązania charakteryzuje większe zapotrzebowanie na energię od klasycznych układów ze sterami napędzanymi serwomechanizmami.

Na koniec warto także zauważyć, że usytuowanie turbulizatorów aktywnych w przedniej części skrzydła stwarza możliwość skrócenia stałych czasowych obiektu, a zatem poprawy jego charakterystyk dynamicznych.

5.3. Zagadnienia związane z projektowaniem turbulizatorów aktywnych

Zastosowanie skutecznych rozwiązań turbulizatorów aktywnych, w aspekcie poprawy stateczności lotu i możliwości sterowania lotem modelu, wymaga, aby na etapie ich projektowania zostały uwzględnione następujące elementy:

- opracowanie odpowiedniej koncepcji układu turbulizatorów, z wyborem rozwiązań elementu roboczego i źródła jego napędu,
- w przypadku wyboru układów kinematycznych odpowiedni dobór parametrów napędu pod kątem uzyskania założonych wartości wielkości kinematycznych charakteryzujących ruch elementów roboczych turbulizatorów (amplitudy, prędkości i częstotliwości ruchu) oraz trybu i częstotliwości załączania turbulizatorów,
- dobór ilości turbulizatorów i miejsc ich zamontowania na skrzydle (ustalane w odniesie-

niu do obrysu skrzydła) oraz odpowiednie usytuowanie elementów roboczych turbulizatorów na powierzchni profilu skrzydła (ustalane względem krawędzi natarcia lub cięciwy skrzydła),

- odpowiednie wyważenie modelu poprzez właściwe rozmieszczenie mas składowych elementów układu, z wykonaniem niezbędnych obliczeń,
- wykonanie niezbędnych obliczeń i symulacji komputerowych działania układu.

5.4. Ocena skuteczności turbulizatorów

Wstępna ocena działania turbulizatorów aktywnych może być dokonana z wykorzystaniem symulacji komputerowych.

Jednak z uwagi na brak w literaturze informacji na temat obliczeń turbulizatorów stosowanych w modelarstwie lotniczym, prace w tym zakresie powinny mieć również charakter eksperymentalny.

Eksperymentalne sprawdzenie skuteczności działania układów z turbulizatorami aktywnymi polega na uaktywnieniu turbulizatora tylko na jednym skrzydle. Działanie turbulizatora powinno zmniejszyć całkowity opór na tym skrzydle, co spowoduje, że model będzie miał tendencję do zakręcania w kierunku skrzydła bez turbulizatora, gdyż ma ono większy opór. Gdy taki efekt nie będzie stwierdzony, oznacza to, że działanie turbulizatora jest nieskuteczne.

W celu przetestowania opracowanych rozwiązań, na etapie prototypu należy zachować klasyczne usterzenie.

PODSUMOWANIE

W opracowaniu przedstawiono układy z turbulizatorami pasywnymi i aktywnymi do generowania wirów krawędziowych. W przypadku układów z turbulizatorami aktywnymi, zaprezentowano możliwość ich zastosowania do sterowania siłą nośną skrzydeł modeli typu MAV, w aspekcie poprawy stateczności i sterowania lotem.

Zastosowanie turbulizatorów aktywnych może być rozważane jako dodatkowy element klasycznego układu ze sterami.

Pod uwagę należy brać również koncepcję autonomicznego układu sterowania, z zastosowaniem tego typu rozwiązań.

Praca finansowana ze środków budżetowych na naukę w latach 2009-2011 jako projekt rozwojowy nr O R00 0059 06.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Abłamowicz A.: Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu. Wydaw. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1980.
- [2] Galiński C.: Kluczowe problemy w projektowaniu mikrosamolotów i entomopterów. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2006.
- [3] Gursul I., Wang Z., Vardaki E.: Review of flow control mechanisms of leading-edge vortices. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 43, 2007.
- [4] Huang A. i inni: Applications of MEMS devices to delta wing aircraft: from concept development to transonic flight test. AIAA, Reno, Nevada, 01-0124, January, 2001.
- [5] Lee G-B. i inni: Leading-edge vortices control on a delta wing by micromachined sensors and actuators. Journal of American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.

- [6] Lee G-B. i inni: Robust vortex control of a delta wing by distributed MEMS actuators, Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 4, 2000.
- [7] Mitchell A.M., Delery J.: Research into vortex breakdown control. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 37, 2001.
- [8] Schier W.: Miniaturowe lotnictwo: abc modelarstwa lotniczego: zasady lotu, materiały i konstrukcje, napęd i sterowanie, rekreacja i sport. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1986.
- [9] Staszek J.: Mechanika lotu modeli latających. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1986.
- [10] Strzelczyk P.: Aerodynamika małych prędkości. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2003.
- [11] <http://saumodelarnia.fora.pl>
- [12] <http://topmodelcz.cz>

PAWEŁ OSTAPKOWICZ

ANALYSIS OF CONCEPTIONS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES TYPE MAVS (MICRO AIR VEHICLES) FLIGHT CONTROL BY USING MANEUVERING DEVICES LOCATED ON THE WING LEADING EDGE

Abstract

In the paper conceptions of flight control of the unmanned aerial vehicles type MAVs (micro air vehicles) by using maneuvering devices in the form of vortex generator systems located on area closed to the wing leading edge has been analyzed. The problems, related to the lift force, the drag force and influence of the flight speed on aerodynamic characteristics of wings as well as, related to classical flight control of aircrafts type MAVs and their flight stability has been discussed. The aim of performed analysis of existing solutions was to prepare basis and assumptions for elaboration of design solutions for such systems with active vortex generators.