

Marcin ŻUGAJ¹

AUTOMATYCZNA STABILIZACJA LOTU SAMOŁOTU O KONFIGURACJI NIEKLASYCZNEJ

Samolot zbudowany w konfiguracji nieklasycznej może wykazywać niestęczność w pewnych obszarach obwiedni lotu dla pewnych konfiguracji masowych lub być całkowicie niestęcznym. W celu uzyskania większej efektywności aerodynamicznej sę budowane samoloty o konfiguracji innej niż klasyczna. Jedną z takich konfiguracji jest konfiguracja latającego skrzydła bez wyraźnie zaznaczonej bryły kadłuba lub bryła kadłuba wkomponowana w bryłę płata. Położenie środka masy jest jednym z parametrów wymiarujących stateczność każdego samolotu. Parametr ten decyduje o właściwościach pilotażowych samolotu oraz determinuje odporność układu automatycznego sterowania. Ze względu na niekonwencjonalną konfigurację płatowca latające skrzydła bywają niestęczne. Ponadto w dużych samolotach ma się do czynienia z przemieszczaniem się środka masy, który dodatkowo wpływa na destabilizację samolotu. W pracy został przedstawiony wpływ wędrówki środka masy na stateczność samolotu o konfiguracji nieklasycznej. Przedstawiono również strukturę układu automatycznego sterowania dla tego samolotu oraz wyniki badań wpływu położenia środka masy na efektywność układu.

Słowa kluczowe: latające skrzydła, sterowanie, środek masy, właściwości pilotażowe

1. Wprowadzenie

Obecnie zdecydowana większość samolotów jest budowana w układzie klasycznym, którego głównymi cechami sę: symetria względem pionowej płaszczyzny podłużnej, posiadanie kadłuba, płata nośnego, stateczników poziomego i pionowego umieszczonych w części ogonowej samolotu oraz posiadanie klasycznej konfiguracji powierzchni sterowych (lotki, ster kierunku i ster wysokości). W celu uzyskania większej efektywności aerodynamicznej sę budowane samoloty o konfiguracji innej niż klasyczna. Jedną z takich konfiguracji jest konfiguracja latającego skrzydła. Samoloty tego typu mają kształt skrzydła bez wyraźnie zaznaczonej bryły kadłuba (*flying-wing*) [1-3]; bryła kadłuba może być wkomponowana w bryłę płata (*blended body, blended wing*) [3-5]. W większości przypadków samoloty tego typu sę budowane również w konfiguracji bez-

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Marcin Żugaj, Politechnika Warszawska, Pl. Politechniki 1, Warszawa, tel.: (22) 2345981, e-mail: zugaj@meil.pw.edu.pl

ogonowca, czyli nie posiadają statecznika pionowego, poziomego lub obu stateczników. Rozwiązanie takie całkowicie zmienia sposób sterowania samolotem, które jest realizowane przez powierzchnie sterowe (klapy) umieszczone na krawędzi spływu płata (*flying-wing*) oraz na krawędzi spływu kadłuba (*blended body*).

W ostatnim czasie wzrosło zainteresowanie budową długodystansowych samolotów komunikacyjnych o układzie latającego skrzydła [6, 7]. Przewiduje się, że główną zaletą takiego liniowca będzie mniejszy koszt eksploatacji ze względu na zwartą konstrukcję o powierzchni kilku tysięcy metrów kwadratowych, która pomieści blisko tysiąc pasażerów. Jednym z ważniejszych zagadnień związanych z budową takiego statku powietrznego jest stateczność i sterowność. Ze względu na niekonwencjonalną konfigurację płatowca latające skrzydła bywają niestateczne. Ponadto w dużych samolotach ma się do czynienia z przemieszczaniem się środka masy, który dodatkowo wpływa na destabilizację samolotu. Wędrowka środka ciężkości jest spowodowana zmniejszaniem się ilości paliwa w zbiornikach, ale w przypadku tak dużego samolotu może być również wynikiem nierównomiernego rozmieszczenia pasażerów w kabinie. W normalnym locie pasażerowie będą rozmieszczeni równomiernie. Należy jednak przewidzieć sytuację zagrożenia (np. pożar), w której pasażerowie będą się przemieszczać w sposób niekontrolowany w miejsca nieobjęte tym zagrożeniem. Dlatego budowa tak dużych samolotów o konfiguracji nieklasycznej stawia szczególne wymagania co do stateczności, która może być zapewniona tylko dzięki układom automatycznego sterowania.

W pracy przedstawiono analizę wpływu wędrowki środka ciężkości na właściwości dynamiczne ruchu podłużnego dużego samolotu pasażerskiego zbudowanego w konfiguracji latającego skrzydła. Zaproponowano dwa rozwiązania układu automatycznej stabilizacji oraz pokazano analizę ich efektywności dla różnych położań środka ciężkości. Na koniec przedstawiono symulację numeryczną lotu sterowanego.

2. Dynamika samolotu

Przedmiotem badań był duży samolot pasażerski (powierzchnia nośna równa dwa tysiące metrów kwadratowych, masa pięćset ton) w układzie latającego skrzydła. Samolot do sterowania wykorzystuje zespół klap rozmieszczonych na całej powierzchni spływu. Centralna kłapa jest wykorzystywana jako ster wysokości do sterowania pochyleniem samolotu. Do badań został wykorzystany nieliniowy model samolotu, który przedstawia równanie w postaci [5]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}) + \mathbf{f}_2(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) + \mathbf{f}_3(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_T) \quad (1)$$

gdzie: \mathbf{f}_1 – wektor funkcji obciążeń od sił i momentów sił bezwładności, ciężkości oraz aerodynamicznych,

- \mathbf{f}_2 – wektor pochodnych siły i momentu aerodynamicznego od sterowania,
- \mathbf{f}_3 – wektor sił i momentów od napędu,
- $\boldsymbol{\delta}$ – wektor sterowania powierzchniami aerodynamicznymi,
- $\boldsymbol{\delta}_T$ – wektor sterowania zespołem napędowym: wektory stanu \mathbf{x} zawierają prędkości liniowe i kątowe, kąty orientacji przestrzennej oraz pozycję samolotu.

Na podstawie tego modelu opracowano zlinearyzowany bezwymiarowy [8] model ruchu podłużnego samolotu w locie z małą prędkością na małej wysokości w postaci:

$$\frac{d\hat{\mathbf{x}}_L}{d\hat{t}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_L + \mathbf{B}u_L \quad (2)$$

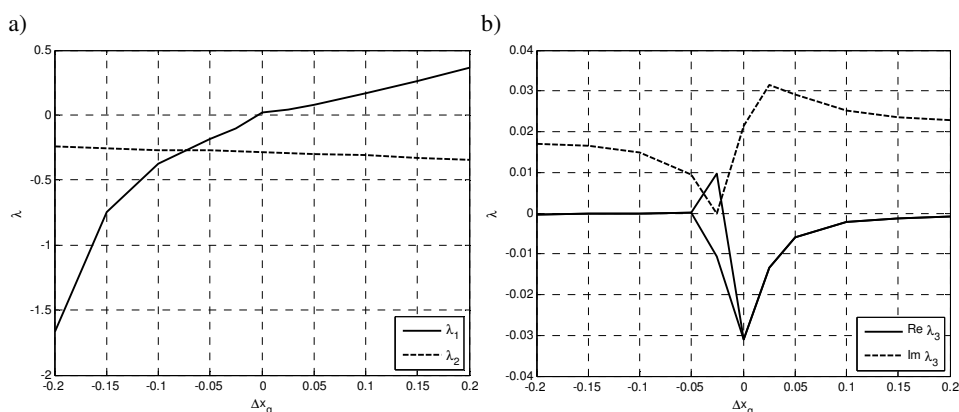
$$\hat{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} u & w & qc & \theta \\ U_0 & U_0 & 2U_0 & \end{bmatrix}, \quad \hat{t} = \frac{2U_0 t}{c} \quad (3)$$

gdzie: u – prędkość podłużna,
 w – prędkość pionowa,
 q – prędkość kątowna pochylania,
 θ – kąt pochylecia,
 U_0 – prędkość podłużna w stanie ustalonym,
 c – średnia cięciwa aerodynamiczna,
 u_L – wartość wychylecia steru wysokości odniesiona do wartości maksymalnej

$$u_L = \frac{\delta_E}{\delta_{E \max}} \quad (4)$$

W celu zbadania właściwości dynamicznych model samolotu zlinearyzowano dla 11 różnych położenia środka ciężkości wzdłuż osi podłużnej samolotu Δx_g : dla położenia referencyjnego 0% oraz przesuniętego o $\pm 2,5\%$, $\pm 5\%$, $\pm 10\%$, $\pm 15\%$, $\pm 20\%$, przy czym znak minus określa przesunięcie do przodu, a znak plus do tyłu. Za referencyjne położenie środka ciężkości przyjęto położenie dla maksymalnej masy startowej przy równomiernym rozłożeniu ładunku. Do analizy przyjęto samolot z maksymalną masą ładunku oraz zbiornikami paliwa wypełnionymi w 30%. Przeprowadzone analizy wykazały, że postacie ruchu podłużnego analizowanego samolotu różnią się od postaci ruchu samolotu klasycznego. Na rysunku 1. pokazano przebiegi części rzeczywistych i urojonych wartości własnych w zależności od położenia środka ciężkości. W odróżnieniu od samolotów klasycznych ruch podłużny wykazuje trzy postacie: dwie pierwszego rzę-

du λ_1 i λ_2 oraz jedną drugiego rzędu λ_3 , chociaż ta ostatnia przekształca się w dwie postaci pierwszego rzędu przy kilku procentowym przesunięciu środka ciężkości w przód. Analiza wektorów własnych wykazała, że trzecia postać ruchu ma wpływ głównie na prędkość podłużną oraz kąt pochylenia, czyli wykazuje cechy ruchu fugoidalnego. Postać druga istotnie wpływa na prędkość pionową, natomiast ma znikomy wpływ na prędkość podłużną. Pierwsza postać istotnie wpływa na kąt pochylenia, jednak jej wpływ na prędkość pochylenia i wzdłużną, zwłaszcza dla przesunięcia środka ciężkości do przodu, jest mała.

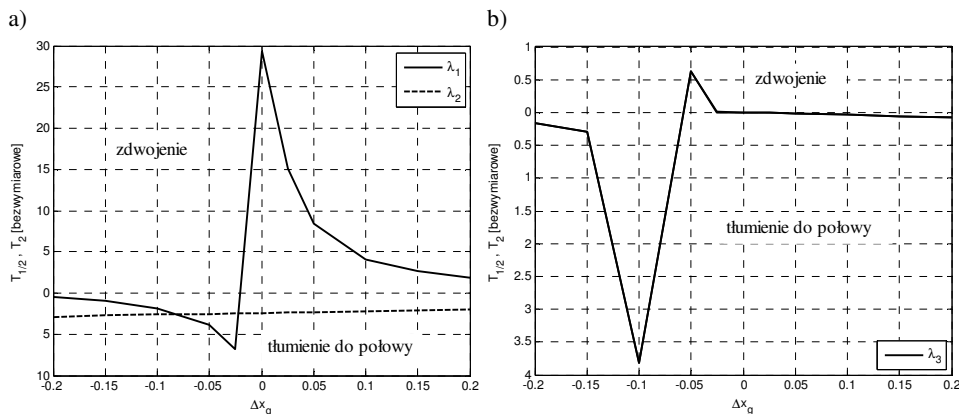


Rys. 1. Wartości własne: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3

Fig. 1. Eigenvalues: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3

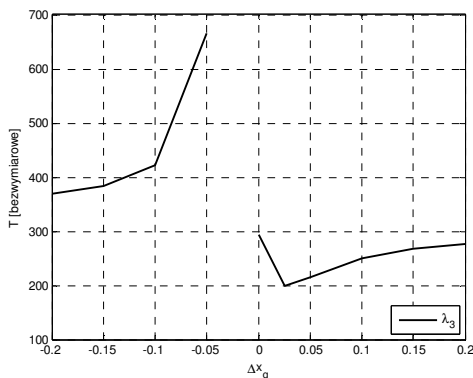
Pierwsza postać λ_1 jest stateczna dla środka ciężkości przesuniętego w przód względem położenia referencyjnego. Dla położenia referencyjnego oraz przy przesunięciu środka ciężkości w tył postać ta staje się niestateczna. Druga postać λ_2 jest stateczna w całym zakresie zmienności położenia środka ciężkości. Trzecia postać ruchu reprezentowana przez λ_3 ma charakter oscylacyjny. Dla środka ciężkości przesuniętego w tył oraz w przód o więcej niż 10% postać ta jest stateczna. Między -10% a 0% postać trzecia jest niestateczna, przy czym w okolicach 2,5% przestaje być postacią drugiego rzędu. W obszarze tym wyodrębniają się dwie postaci pierwszego rzędu λ_{31} i λ_{32} , z czego pierwsza jest niestateczna. Na rysunku 2. pokazano czasy stłumienia do połowy i zdwojenia amplitudy dla poszczególnych postaci ruchu. Wraz z przemieszczaniem się środka ciężkości od skrajnego przedniego położenia do tyłu czasy stłumienia amplitudy postaci pierwszej i trzeciej rosną, a postaci drugiej maleje. Zbliżając się do położenia referencyjnego pierwsza postać ruchu staje się niestateczna, w związku z tym czas zdwojenia amplitudy osiąga wartości ekstremalne, po czym maleje w sposób wykładniczy. W przypadku trzeciej postaci ruchu czas zdwojenia występuje w mniejszym przedziale i pojawia się nieco wcześniej (między -10%

a 0%), niż w przypadku postaci pierwszej. Okres oscylacji trzeciej postaci ruchu znacznie wzrasta dla Δx_g w pobliżu -5% i 0% , co jest związane z rozbięciem na dwa ruchy nieoscylacyjne (rys. 3.). Na rysunku 4. przedstawiono wartość wychylenia steru wysokości, która zapewnia wyrównoważenie (trymowanie) samolotu dla poszczególnych przesunięć środka ciężkości. Wykres ten pokazuje, że dla przesunięcia środka ciężkości o więcej niż 10% do tyłu wyrównoważenie samolotu nie jest możliwe ze względu na przekroczenie maksymalnych kątów wychylenia steru wysokości.



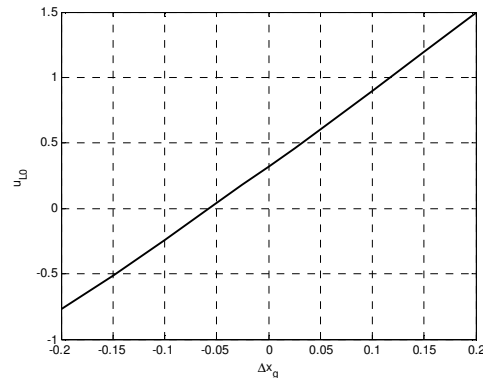
Rys. 2. Czas zdwojenia/tłumienia amplitudy: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3

Fig. 2. Doubling time of amplitude: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3



Rys. 3. Okres oscylacji λ_3

Fig. 3. Oscillation period λ_3



Rys. 4. Wychylenie steru wysokości

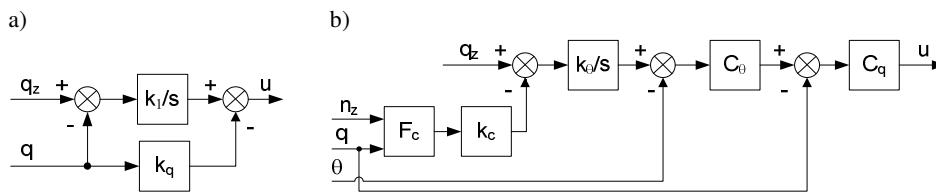
Fig. 4. Elevator displacement

Z analizy wynika, że ruch podłużny badanego samolotu jest stateczny jedynie dla środka ciężkości przesuniętego o więcej niż 5% w przód. Przesunięcie

środka ciężkości do tyłu powoduje, że samolot jest niestateczny, a czas zdwojenia amplitudy pierwszej postaci ruchu maleje. Optymalne wydaje się przesunięcie środka ciężkości do przodu o około 5%. W tym obszarze tylko trzecia postać jest niestateczna, ale czas zdwojenia amplitudy jest dość długi. Ponadto w obszarze tym kąt wychylenia steru wysokości potrzebny do wyrównoważenia samolotu jest najmniejszy, co poprawia właściwości pilotażowe i redukuje zużycia paliwa.

3. Automatyczna stabilizacja samolotu

Ze względu na niestateczność, jaką wykazuje badany samolot, zbadano zachowanie się dwóch przyjętych układów automatycznej stabilizacji. Pierwszy układ U_1 jest typowym układem stabilizacji dla samolotów o obniżonej stateczności (*relaxed stability*) [9], którego schemat pokazano na rys. 5. Drugim rozważanym rozwiązaniem U_2 był układ sterowania pośredniego [10] (rys. 5.). Parametry obu układów zostały dobrane dla referencyjnego położenia środka ciężkości.

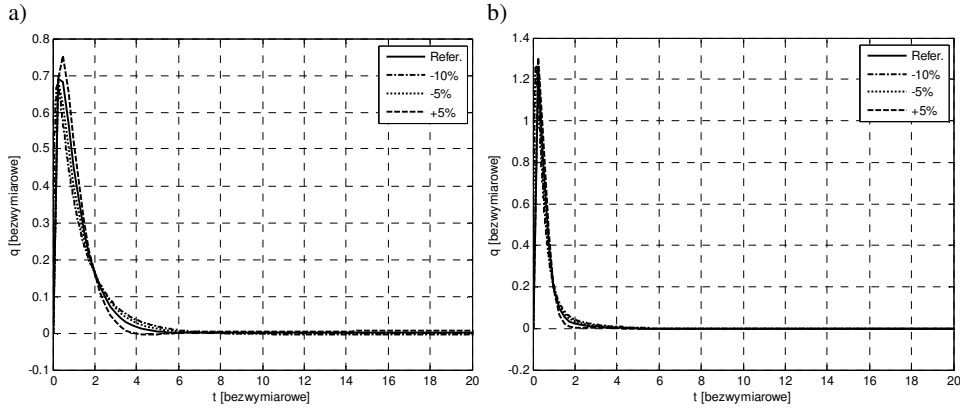
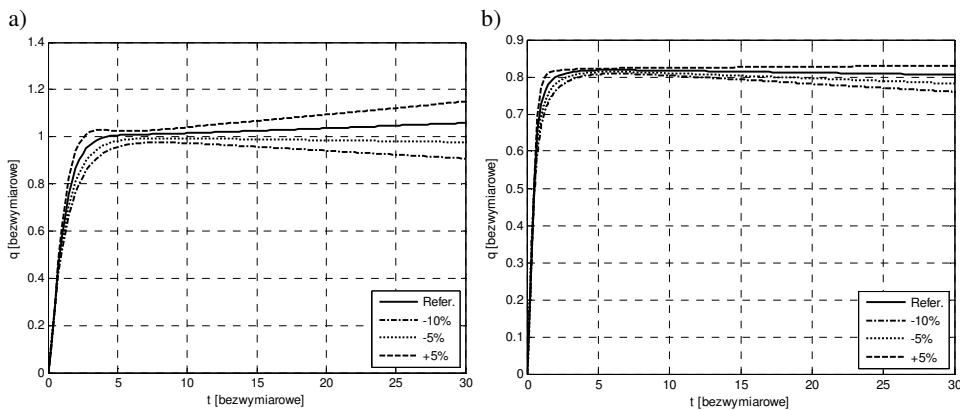


Rys. 5. Schematy układów stabilizacji: a) U_1 , b) U_2

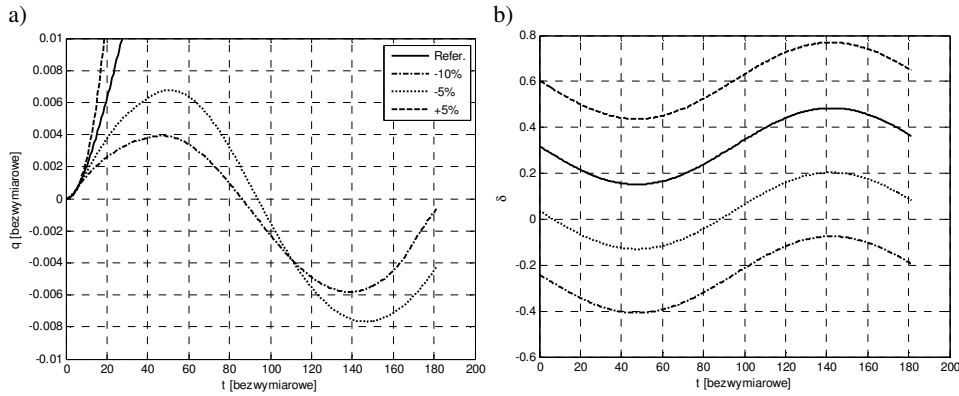
Fig. 5. The flowcharts of stabilization systems: a) U_1 , b) U_2

Zaproponowane rozwiązania układu stabilizacji zostały poddane analizie w celu zbadania wpływu wędrówki środka ciężkości na ich efektywność. Na podstawie wniosków z analizy stateczności samolotu przyjęto, że badania układów stabilizacji zostaną przeprowadzone jedynie dla przesunięć środka ciężkości od -10% do $+5\%$. Charakterystyki impulsowe układów pokazano na rys. 6., a charakterystyki skokowe na rys. 7. Charakterystyki impulsowe pokazują, że oba układy dobrze radzą sobie ze stabilizacją pochyleń mimo zmiany położenia środka ciężkości, przy czym układ sterowania pośredniego U_2 reaguje szybciej i nieco dokładniej niż U_1 . Charakterystyki skokowe pokazują, że układ sterowania pośredniego nadaje się do sterowania prędkością pochyleń. W odróżnieniu od układu pierwszego jest on stabilny, chociaż jego stabilność jest wrażliwa na przesunięcie środka ciężkości.

Oprócz analizy stabilności zbadano również zachowanie samolotu wyposażonego w układ stabilizacji w locie sterowanym. W tym celu przeprowadzono symulacje sterowania pochyleń samolotu, wykorzystując nieliniowy model

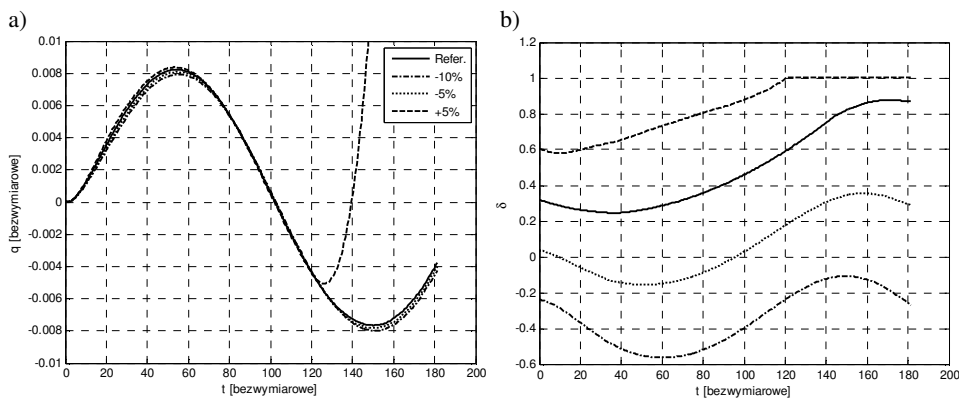
Rys. 6. Odpowiedź impulsowa dla układu stabilizacji: a) U_1 , b) U_2 Fig. 6. The impulse response for stabilization system: a) U_1 , b) U_2 Rys. 7. Odpowiedź skokowa dla układu stabilizacji: a) U_1 , b) U_2 Fig. 7. The step response for stabilization system: a) U_1 , b) U_2

samolotu. Zarejestrowano zmianę bezwymiarowej prędkości kąto-
wej pochylenia oraz zmianę wychylenia steru wysokości (stosunek kąta wychylenia do maksymalnej wartości wychylenia) dla różnych wartości przesunięcia środka ciężkości. Na rysunku 8. pokazano wyniki dla samolotu bez układu stabilizacji. W przypadku tym zasymulowano sinusoidalną zmianę kąta wychylenia steru wysokości o amplitudzie 0,16 i częstości 0,2 rad/s. Jak można zauważyć, samolot jest sterowalny w obszarze stabilnym, czyli dla przesunięcia środka ciężkości większego i równego -5% . Wykonano również testy sterowania samolotem z wykorzystaniem układu stabilizacji U_1 (rys. 9.) oraz U_2 (rys. 10.).



Rys. 8. Lot bez układu stabilizacji: a) prędkość pochylania, b) wychylenie steru

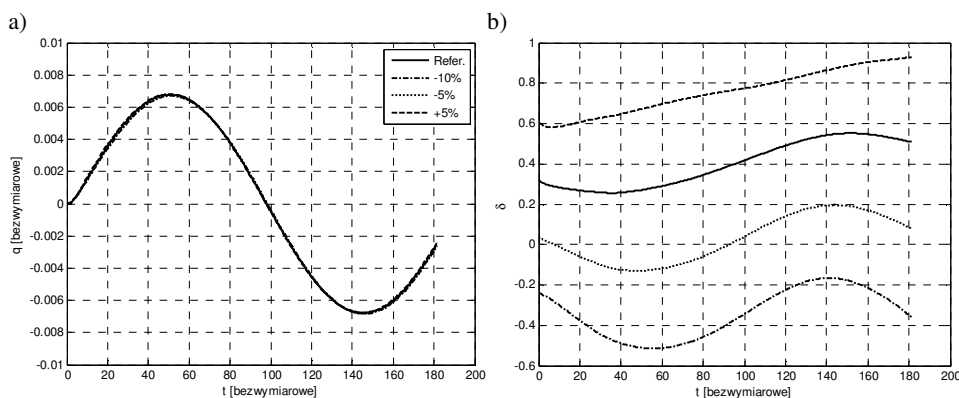
Fig. 8. Flight without stabilization system: a) pitch rate, b) control surface displacement



Rys. 9. Lot z układem stabilizacji U_1 : a) prędkość pochylania, b) wychylenie steru

Fig. 9. Flight with U_1 stabilization system: a) pitch rate, b) control surface displacement

Testy polegały na utrzymaniu zadanej prędkości kątowej pochylania, której wartość zmienia się sinusoidalnie z amplitudą 0,05 rad/s (wartość bezwymiarowa 0,008) i częstotliwością 0,2 rad/s. Wyniki pokazują, że odpowiedź układu pośredniego U_2 w porównaniu z układem U_1 na zmianę prędkości kątowej pochylania jest identyczna niezależnie od położenia środka ciężkości, chociaż amplituda odpowiedzi jest o ok. 15% mniejsza od zadanej. Ponadto można zauważyć, że oba układy umożliwiają stabilizację lotu, o ile kąt wychylenia steru wysokości nie osiągnie wartości maksymalnych.

Rys. 10. Lot z układem stabilizacji U_2 : a) prędkość pochylania, b) wychylenie steruFig. 10. Flight with U_2 stabilization system: a) pitch rate, b) control surface displacement

4. Podsumowanie

Badany samolot o konfiguracji latającego skrzydła jest niestateczny dla położenia środka ciężkości w otoczeniu wartości referencyjnej, wynikającej z założeń konstrukcyjnych. W przypadku tym optymalne położenie środka ciężkości musi być kompromisem pomiędzy statecznością samolotu zależną od położenia środka ciężkości, a sterownością determinowaną przez warunki wyrównoważenia samolotu w locie ustalonym. Wykorzystanie układów automatycznego sterowania do stabilizacji samolotu umożliwia jego lot mimo niestateczności. Jednak ich efektywność zależy do przemieszczenie środka ciężkości. W związku z tym konieczne jest zastosowanie bardziej złożonych układów sterowania aktywnego [9].

Literatura

- [1] Anderson J.D.: Aircraft performance and design. WCB/McGraw-Hill, 1999.
- [2] Raymer D.P.: Aircraft design: A conceptual approach. AIAA, 1992.
- [3] Roskam J.: Airplane design. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [4] Jenkinson L., Marchman J.: Aircraft design project for engineering students. Butterworth-Heinman, 2003.
- [5] Żugaj M., Narkiewicz J.: Comprehensive model of flying wing flight dynamics and control. CEAS European Air and Space Conference, 26-29 October 2009, Manchester, UK.
- [6] Liebeck R.H.: Design of the blended wing body subsonic transport. Journal of Aircraft, 41, 1, 2004.
- [7] Wilson J.R.: The blended wing. Aerospace America, August 2008.
- [8] Etkin B., Reid L.D.: Dynamics of flight. Stability and control. J. Wiley and Sons, 1996.

- [9] McLean D.: Automatic flight control systems. Prentice Hall, New York 1990.
- [10] Tomczyk A.: Aktywne systemy sterowania lotem. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 238, Mechanika, z. 71 Awionika, Rzeszów 2007.

AUTOMATIC FLIGHT STABILITY OF NONCLASSICAL AIRCRAFT CONFIGURATION

Abstract

Aircraft built in non-classical configuration can reveal instability in some areas of the flight envelope, for some mass configuration or can be completely unstable. In order to achieve greater aerodynamic efficiency the aircrafts different from classical configuration have been constructed. One of these configurations is flying wings construction without sharply outlined fuselage body. In different configuration the fuselage body is composed in aerofoil body. The position of the centre of mass is one of the parameters that decide on the stability of each airplane. It determines the aircraft handling qualities and robustness of aircraft automatic flight control system. Due to non-conventional airframe configuration the flying wings are unstable. Furthermore, in large aircrafts occurs displacement of the centre of mass which additionally destabilizes the aircraft. In the paper the influence of the centre of gravity position on stability of the aircraft of nonclassical configuration has been presented. Furthermore, the structure of the automatic flight control system, and the results of the influence of the centre of mass position on system efficiency changes are also presented.

Keywords: flying wings, control, centre of mass, handling qualities

DOI:10.7862/rm.2013.31

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013