



Lot odwrócony samolotu o dużej manewrowości

STANISŁAW DANILECKI, PIOTR LESZCZYŃSKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa,
Instytut Techniki Lotniczej, 00-908 Warszawa, ul. gen. S. Kaliskiego 2,
stanislaw.danilecki@wat.edu.pl, piotr.leszczyński@wat.edu.pl

Streszczenie. W pracy przedstawiono ważniejsze zagadnienia związane z lotem odwróconym samolotu manewrowego (akrobacyjnego). Zaprezentowany został opis matematyczny dotyczący równowagi podłużnej samolotu dla lotu odwróconego, w tym w szczególności współczynnika momentu pochylającego samolot bez siły na usterzeniu poziomym (C_{mbu}), a także samej siły na usterzeniu poziomym (P_{Ho}). Przeprowadzona została analiza podmuchów działających na samolot lecący w pozycji odwróconej, w odniesieniu do obwiedni obciążeń. Dokonana została również analiza obciążeń usterzenia poziomego w locie odwróconym, wywołanych zarówno podmuchami, jak i brutalnym sterowaniem. Na zakończenie przedstawione zostały uwagi na temat aerodynamiki skrzydła w locie odwróconym dla wybranego profilu lotniczego. Skoncentrowano się na statycznej analizie równowagi podłużnej samolotu w warunkach lotu odwróconego. Nie przeprowadzono rozważań dynamicznych, uwzględniających wpływ sił bezwładności na obciążenia konstrukcji. Zagadnieniom dynamicznym zostanie poświęcona osobna publikacja.

Słowa kluczowe: lotnictwo, statek powietrzny, lot odwrócony

DOI: 10.5604/12345865.1186225

1. Wstęp

Samoloty o dużej manewrowości to samoloty, które projektowane są zgodnie z wymaganiami przewidzianymi dla samolotów akrobacyjnych, to jest tych, które wykonują figury pełnej akrobacji. Figury te wywołują stany obciążeń realizujące dodatnie i ujemne wartości współczynników obciążeń o wielkościach wyznaczanych przez obwiednię obciążeń sterowanych i od podmuchów. Cechą tych samolotów jest duża manewrowość.

Taki samolot powstaje w Wojskowej Akademii Technicznej, jego projekt i realizacja jest przedsięwzięciem, w którym dominuje nurt badawczy.

Proces powstawania samolotu akrobacyjnego, oznaczonego jako „HARNAŚ-3”, odbywa się w ramach realizacji projektu badawczo-rozwojowego finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju. W trakcie realizacji projektu wyłaniają się zagadnienia wymagające opracowań naukowych. To generowanie zagadnień jest wpisane w formułę projektu badawczo-rozwojowego i do takich też zagadnień cząstkowych zaliczyć należy tę pracę.

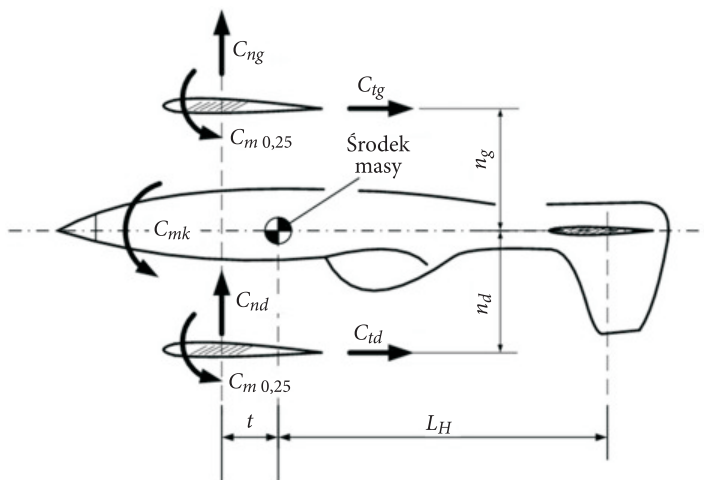
Wprowadzenie do manewrów odbywa się z lotu ustalonego normalnego określonego współczynnikiem obciążeń dopuszczalnych $n_o = 1$. Dla samolotów manewrowych dopuszczanych do wykonywania akrobacji pełnej jednym z możliwych stanów jest stan lotu odwróconego (plecowego) określony współczynnikiem obciążenia $n_o = -1$.

Ponieważ ustalony lot odwrócony charakteryzują parametry odmienne niż w locie normalnym, dlatego wymaga to oddzielnej analizy jako jeden z elementów obliczeniowej dokumentacji samolotu.

Celem tej pracy jest zwrócenie uwagi na niektóre specyficzne aspekty lotu odwróconego i występujące przy tym nieraz niedocenione zagrożenia.

2. Podłużna równowaga samolotu

Równowagę podłużną samolotu ocenia się na podstawie znajomości przebiegu momentu pochylającego oraz przebiegu kątów wychylenia steru wysokości w celu zapewnienia równowagi podłużnej. Obie te wielkości przedstawia się w funkcji współczynnika siły nośnej.



Rys. 1. Równowaga podłużna samolotu

Momenty i siły aerodynamiczne rozpatrywane są tylko ze względu na ich usytuowanie względem środka masy samolotu, bez rozróżnienia na układ osi „samolotowy” czy „prędkościowy”. W tym przypadku dolny płat samolotu lecącego w locie odwróconym ma indeks płata górnego, a górny — indeks dolnego

Współczynnik momentu pochylającego samolot bez siły na usterzeniu poziomym (wysokości) względem środka masy samolotu w locie (rys. 1) określa się z zależności (1).

$$C_{m_{bu}} = C_{m_{0,25}} + C_{m_{kad}} - \frac{C_{n_g} \cdot t}{\bar{c}_{sr}} - \frac{C_{n_d} \cdot t}{\bar{c}_{sr}} - \frac{C_{t_g} \cdot n_g}{\bar{c}_{sr}} + \frac{C_{t_d} \cdot n_d}{\bar{c}_{sr}}, \quad (1)$$

gdzie: $C_{m_{0,25}}$ — współczynnik momentu skrzydła względem punktu leżącego w 25% średniej cięciwy odniesienia;

$C_{m_{kad}}$ — współczynnik momentu kadłuba;

C_{n_g} — współczynnik siły normalnej na płacie górnym;

C_{n_d} — współczynnik siły normalnej na płacie dolnym;

C_{t_g} — współczynnik siły stycznej na płacie górnym;

C_{t_d} — współczynnik siły stycznej na płacie dolnym;

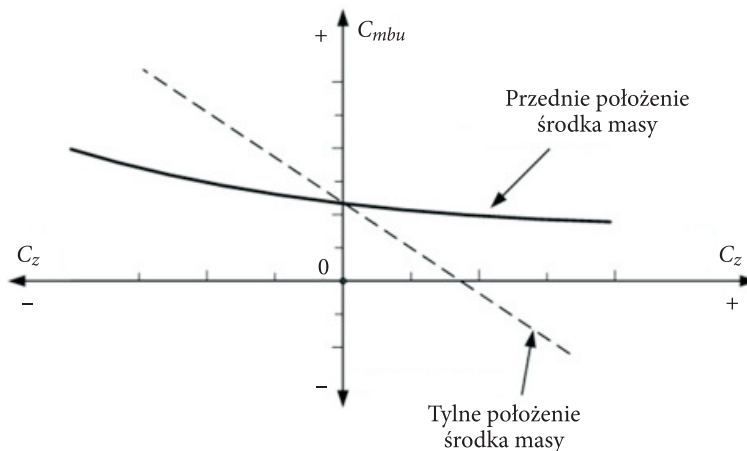
t — odległość siły normalnej od środka masy samolotu;

n_g — odległość siły stycznej od środka masy — płat górny;

n_d — odległość siły stycznej od środka masy — płat dolny;

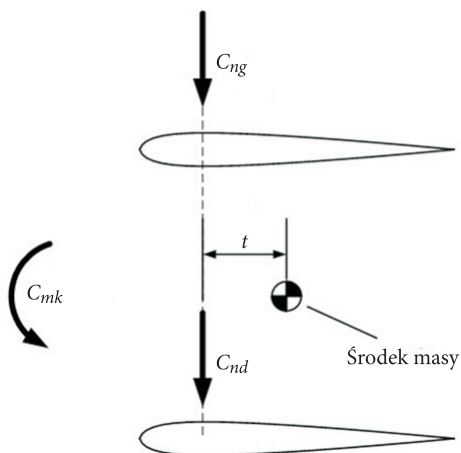
\bar{c}_{sr} — średnia cięciwa odniesienia.

W locie współczynnik momentu bez usterzenia ($C_{m_{bu}}$) ma zwykle charakter taki jak przedstawia rysunek 2. Wykres należy analizować w powiązaniu z rysunkiem 1.



Rys. 2. Wykres zależności współczynnika momentu $C_{m_{bu}}$ w funkcji współczynnika siły nośnej C_z w locie odwróconym [3]

To wtedy w locie odwróconym pojawiają się wyższe wartości współczynnika C_{mbu} niż w locie normalnym, co pokazuje rysunek 3, na którym ujemny kierunek siły nośnej na płacie powoduje dodawanie się członu $\frac{C_n \cdot t}{\bar{c}_{sr}}$ z wartościami $C_{m_{0,25}}$ i $C_{m_{kad}}$, gdzie: C_n — współczynnik siły normalnej.



Rys. 3. Zmiana zwrotu siły nośnej na płacie w locie odwróconym

Moment pochylający samolot, bez siły na usterzeniu poziomym, równoważony jest przez moment od siły na usterzeniu (P_{Ho}), co w zapisie będzie:

$$C_{m_{bu}} \cdot S \cdot q \cdot \bar{c}_{sr} = P_{Ho} \cdot L_H, \quad (2)$$

gdzie: S — powierzchnia skrzydła (nośna);

q — ciśnienie dynamiczne;

P_{Ho} — siła na usterzeniu poziomym w stanie równowagi podłużnej;

L_H — ramię siły P_{Ho} względem środka masy samolotu,

stąd z zależności (2) wynika wielkość siły na usterzeniu konieczna do równowagi:

$$P_{Ho} = -C_{m_{bu}} \cdot S \cdot q \cdot \frac{\bar{c}_{sr}}{L_H}. \quad (3)$$

Wielkości tych sił dla charakterystycznych punktów obwiedni obciążeń dla hipotetycznego samolotu przedstawiono na rysunku 4 i w tabeli 1.

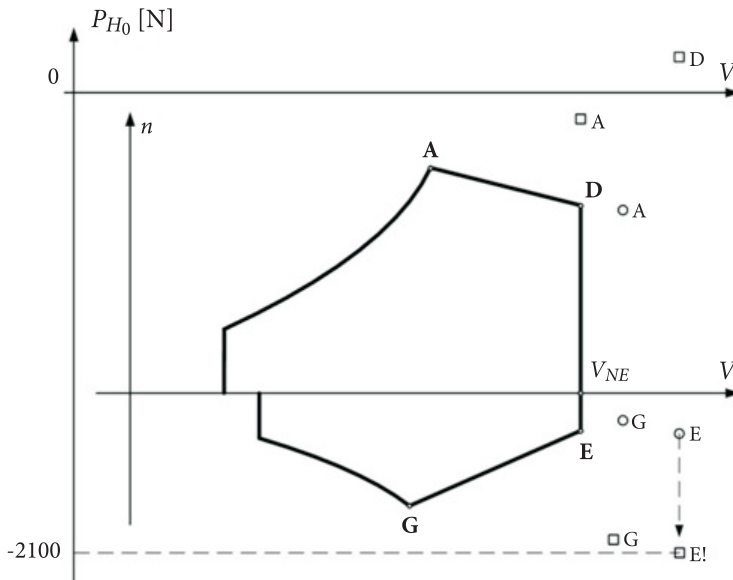
Rys. 4. Wielkości sił P_{H_0} na tle obwiedni obciążeń

TABELA 1

Wartości sił P_{H_0} dla hipotetycznego samolotu

Punkt na krzywej obciążeń	Położenie środka masy		Prędkość V [km/h]
	Przednie O	Tylne □	
	P_{H_0}	P_{H_0}	
A	-800	-400	100
D	-1200	+100	V_{NE}
G	-1300	-1900	90
E	-1500	-2100	V_{NE}

Wielkości wymiarujące mogą pojawić się w locie odwróconym (punkt E i G dla obciążeń od manewrów) zarówno dla przedniego, jak i tylnego położenia środka masy, co powinno być ostrzeżeniem dla konstruktora. Tabela 1 pokazuje przykład wzrostu obciążeń z uwzględnieniem położenia środka masy. Wyniki liczbowe służą do ilustracji jakościowej, a ich konkretne wielkości powinny być odzwierciedlone w dokumentacji obliczeniowej.

Zmiany sił na usterzeniu poziomym są wynikiem zmian kąta natarcia na usterzeniu, co zapisać można jako:

$$P_H = a_H \cdot \alpha_H \cdot q \cdot S_H, \quad (4)$$

gdzie: a_H — pochylenie linii współczynnika siły nośnej na usterzeniu;
 α_H — kąt natarcia na usterzeniu wysokości;
 S_H — powierzchnia usterzenia wysokości.

Kąt natarcia na usterzeniu wysokości określa się z zależności:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \alpha_z + K_H \cdot \beta_H, \quad (5)$$

gdzie: ε — kąt odchylenia strug w okolicy usterzenia wysokości;
 α_z — kąt zaklinowania usterzenia w stosunku do płata;
 K_H — gradient zmiany kąta natarcia na usterzeniu po wychyleniu steru wysokości;
 β_H — kąt wychylenia steru wysokości.

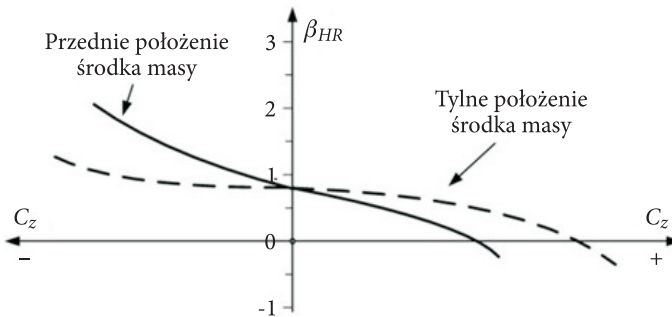
Wykorzystując zależności (4) i (5), równanie równowagi podłużnej (2) przybierze teraz postać:

$$C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot \bar{c}_{sr} = a_H \cdot (\alpha - \varepsilon + \alpha_z + K_H \cdot \beta_H) \cdot S_H \cdot q \cdot L_H. \quad (6)$$

Stąd wielkość kąta wychylenia steru wysokości dla zapewnienia równowagi podłużnej wynosi:

$$\beta_{HR} = \frac{\frac{C_{mbu}}{a_H} \cdot \frac{S}{S_H} \cdot \frac{\bar{c}_{sr}}{L_H} + \alpha - \varepsilon + \alpha_z}{K_H} \quad (7)$$

i jest on funkcją wartości współczynnika siły nośnej. Charakter przebiegu zależności $\beta_{HR} = f(C_z)$ w locie odwróconym przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Wykres zależności kąta wychylenia steru wysokości β_{HR} w funkcji współczynnika siły nośnej C_z w locie odwróconym

W locie odwróconym, jak widać z rysunku 5, potrzebne są duże dodatnie wychylenia steru wysokości.

3. Podmuchy w locie odwróconym

Samolot, lecąc w pozycji odwróconej (na plecach), może napotkać na podmuch pionowy [1]. Wielkość współczynnika obciążeń działających na samolot w momencie pojawienia się podmuchu wynosi:

$$n = n_o \pm \Delta n, \quad (8)$$

gdzie: $n_o = +1$ — dla lotu normalnego;
 $n_o = -1$ — dla lotu odwróconego.

Przyrost współczynnika obciążenia będzie wynosił:

$$\Delta n = \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot v \cdot \eta \cdot a \cdot w \cdot \frac{1}{p_s}, \quad (9)$$

gdzie: ρ_o — gęstość powietrza na poziomie morza;
 η — współczynnik złagodzenia podmuchów;
 a — gradient pochylenia współczynnika siły nośnej C_z ;
 w — intensywność podmuchu, tu prędkość pionowa podmuchu;
 p_s — obciążenie powierzchni nośnej.

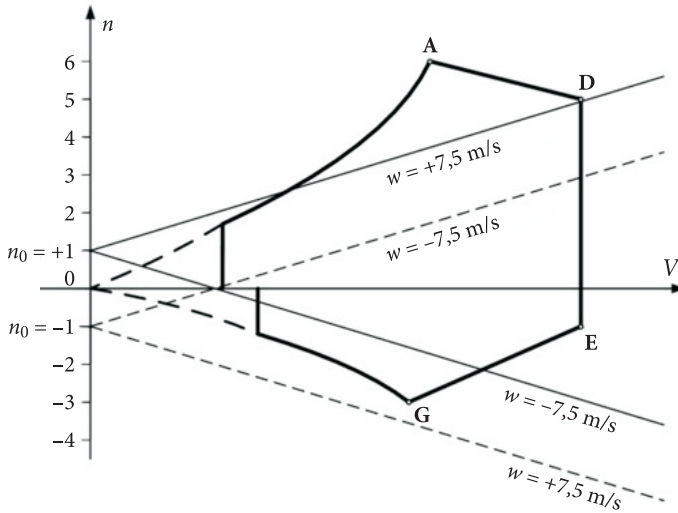
W locie odwróconym, gdy $n_o = -1$, mamy do czynienia z odzwierciedleniem w przebiegu linii podmuchów na obwiedni obciążeń, co pokazuje rysunek 6.

Te linie proste dla lotu normalnego wychodzą z punktu $v = 0$ i $n_o = +1$, natomiast dla lotu odwróconego z punktu $v = 0$ i $n_o = -1$.

Tak jak to pokazano na wykresie $n = f(V)$ (rys. 6), dla podmuchów o prędkości $w = \pm 7,5$ m/sek, które stanowią umowną granicę pomiędzy atmosferą spokojną a burzliwą.

Jeśli samolot ma latać w pozycji odwróconej w atmosferze spokojnej, musi być sprawdzony wytrzymałościowo na obciążenia wynikające z działania podmuchów do $\pm 7,5$ m/sek.

Tu istotne jest to, że nomenklatura podmuchów dotyczy układu związanego z ziemią (podmucha dodatni działa do góry, podmucha ujemny w kierunku do ziemi), natomiast krzywa obciążeń dotyczy układu związanego z samolotem, to powoduje, że następuje zamiana znaków podmuchu w stosunku do lotu normalnego.



Rys. 6. Przebieg linii podmuchów na tle obwiedni obciążeń w locie odwróconym

Zależnie od przyjętej wielkości dopuszczalnej prędkości lotu odwróconego $V_{NE\text{ odwrócony}}$ podmuch o intensywności $w = \pm 7,5$ m/s może wywołać współczynnik obciążeń wyższy od określonego przez krzywą obciążeń sterowanych.

4. Obciążenia usterzenia wysokości

Obciążenia usterzenia wysokości (poziomego) w locie odwróconym wywołane są zarówno podmuchami, jak i brutalnym sterowaniem. Zwykle brutalne sterowanie jest źródłem wymiarujących wartości sił [2].

Siła powstająca na usterzeniu wysokości przy brutalnym sterowaniu jest sumą siły statycznej w stanie równowagi, tj. przy $n_o = +1$ w locie normalnym i -1 w locie odwróconym, określonym zależnością (3), oraz przyrostu siły wywołanej brutalnym wychyleniem steru wysokości, czyli:

$$P_H = P_{H_o} + \Delta P_H, \quad (10)$$

a przyrost ten określić można z zależności:

$$\Delta P_H = \alpha_H \cdot S_H \cdot K_H \cdot \Delta \beta_H, \quad (11)$$

gdzie: $\Delta \beta_H = \beta_{HK} - \beta_{HR}$;
 β_{HK} — graniczne konstrukcyjne wychylenie steru wysokości do góry i do dołu (do ograniczników w układzie sterowania);
 β_{HR} — zgodnie z zależnością (7).

Rozpatruje się na ogół dwa przypadki:

- pełnego przyrostu wychylenia steru $\Delta\beta_H$ przy prędkości lotu V_A ;
- 1/3 pełnego przyrostu wychylenia steru $\Delta\beta_H$ przy prędkości lotu V_D .

W takich przypadkach zaleca się konstruktorowi wykonanie zbiorczego zestawienia wielkości obciążeń usterzenia wysokości dla przypadku brutalnego sterowania w locie normalnym i odwróconym.

Przykład takiego zestawienia dla hipotetycznego samolotu przedstawia tabela 2.

TABELA 2

Zbiorcze zestawienie wartości sił P_H dla przypadku brutalnego sterowania

Brutalne sterowanie przy prędkości	Lot	Przednie położenie środka masy	Tylne położenie środka masy
		P_H [N]	
V_A	Normalny	-4450	-4078
V_D		-4179	-3712
V_A	Odwrócony	-4661	-4695 !
V_D		-3870	-1175

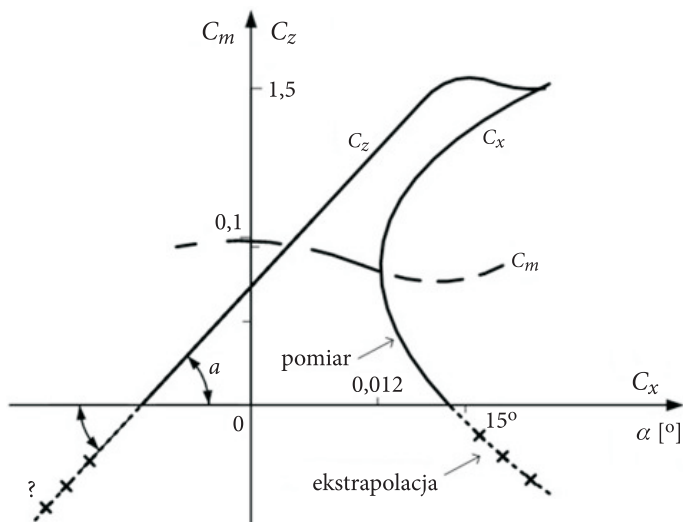
Wielkości sił w tym przypadku wskazują, że obciążenie wymiarujące może powstać w przypadku lotu odwróconego przy tylnym położeniu środka masy samolotu akrobacyjnego. Może być to zaskoczenie w przypadku ignorancji (niedocenienia) sytuacji, jakie mogą powstać w locie odwróconym.

5. Aerodynamika skrzydła z wybranym profilem w locie odwróconym

W przypadku budowania samolotu o dużej manewrowości dąży się do tego, aby konfiguracja bryły aerodynamicznej była taka, żeby w sposób prosty uzyskać symetrię w locie normalnym i odwróconym przez użycie na przykład w skrzydle profilu symetrycznego.

Ponieważ jednak w projekcie wstępnym samolotu zawarto inne wymagania, to spełnienie celu stało się możliwe jedynie wtedy, gdy użyje się dwóch skrzydeł tworzących tak zwaną komorę dwupłata. I wtedy tylko symetrię zapewnia komora, w której profile skrzydeł niekoniecznie muszą być symetryczne. Jeśli uwzględni się, że jednym z kryteriów doboru profilu jest wymaganie, aby użyty profil posiadał dużą wartość współczynnika siły nośnej (C_z), np. nie mniej niż 1,4 przy jednoczesnym niemal pionowym charakterze jego przebiegu na tle biegunowej profilu, zwłaszcza w zakresie małych wartości współczynnika siły oporu (C_x).

Przykładem takiej charakterystyki jest wykres przebiegu współczynników aerodynamicznych dla profilu FX-61-186, których charakter przedstawiono na rysunku 7, przy liczbie $Re = 1,5 \cdot 10^6$.



Rys. 7. Przykład przebiegu charakterystyk współczynników aerodynamicznych dla profilu FX-61-186 [3]

Ekstrapolacja wykonana została metodą inżynierską, bez wykorzystania numerycznych programów narzędziowych (np. Xfoil).

Większość profili przeznaczonych do samolotów nie posiada danych uwzględniających ujemne wartości współczynnika C_z i kąta natarcia minus α , gdyż jest to na ogół niepotrzebne.

Charakterystyki takie jak na rysunku 7 nie pozwalają na określenie zachowania się samolotu akrobacyjnego w przypadku wykonywania lotu odwróconego (plecowego), ponieważ:

- znane jest tylko pochylenie charakterystyki ($a = \frac{dC_z}{d\alpha}$) w części, gdy jest ona prostoliniowa i dla dodatnich wartości współczynnika siły nośnej (C_z);
- nie wiadomo, do jakiej wartości ujemnego współczynnika siły nośnej charakterystyka ta pozostaje prostoliniowa;
- ponadto nieznane są:
 - zmiana pochylenia charakterystyki przy zbliżaniu się do ujemnego krytycznego kąta natarcia. Jest to informacja istotna, bo zabiega się o to, aby samolot akrobacyjny miał tzw. ostry — gwałtowny charakter „przeciągnięcia”;
 - wartość ujemnego krytycznego kąta natarcia;
 - wartość minimalnego współczynnika siły nośnej;

- przebieg wartości współczynnika siły oporu (C_x) dla ujemnych wartości współczynnika siły nośnej (C_z);
- przebieg wartości współczynnika momentu profilu dla ujemnych wielkości współczynnika siły nośnej (C_z).

Jest to już na tyle wystarczająca liczba czynników, że uzasadnia potrzebę prowadzenia odrębnej analizy naukowej lotu odwróconego.

Gdy konstruktor jest więc zmuszony do analizy lotu odwróconego, to oczywiście staje się to, że zmuszony jest też do odtworzenia ujemnej gałęzi charakterystyk w sposób przybliżony. Ekstrapolacja współczynnika siły oporu (C_x) i momentu (C_m) jest praktycznie niemożliwa. Trzeba więc ją wykonać w przybliżeniu. Dopiero próby w locie, w trakcie których można dokonać pomiarów biegunowej prędkości w locie odwróconym, pozwolą na weryfikację przyjętych charakterystyk.

Źródło finansowania pracy — działalność statutowa WAT PBS 23844.

Artykuł wpłynął do redakcji 6.05.2015 r. Zweryfikowaną wersję po recenzjach otrzymano 8.10.2015 r.

LITERATURA

- [1] DANILECKI ST., *Konstruowanie samolotów — wyznaczanie obciążeń*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław, 2004.
- [2] DANILECKI ST., *Projektowanie samolotów*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2000.
- [3] STAFIEJ W., *Uwagi o locie odwróconym*, Technika Lotnicza i Astronautyczna, Warszawa, 1986.

S. DANILECKI, P. LESZCZYŃSKI

Inverted flight of the aircraft with high maneuverability

Abstract. The paper presents major issues associated with maneuvering of the aircraft inverted flight (acrobatic). It was presented mathematical description for longitudinal balance of the airplane for inverted flight, in particular, the pitching moment coefficient plane without power for horizontal rudder (C_{mbu}), as well as the same force on the rudder horizontal (P_{Ho}). An analysis was conducted for gusts acting on the plane flying in an inverted position in relation to the flight envelope. It has also been analysed the horizontal tail load, acting on the inverted fly and caused by both gusts and brutal control. In conclusions, the comments on the aerodynamics of wing in flight inverted for the selected airfoil are presented. The focus is on static analysis of longitudinal balance of the airplane under normal inverted flight. Dynamic considerations, taking into account the impact of inertia on the load structure, were not carried out. Dynamic issues will be given in a separate publication.

Keywords: aviation, aircraft, inverted flight

DOI: 10.5604/12345865.1186225

