

Mariusz KRAWCZYK¹

Jerzy GRAFFSTEIN²

PROPOZYCJA SYSTEMU ELIMINUJĄCEGO SZKODLIWE ODDZIAŁYWANIE STRUMIENIA ZAŚMIGŁOWEGO W SAMOLOTACH TURBOŚMIGŁOWYCH

Zjawisko asymetrii oddziaływań zespołu napędowego na ruch samolotu jednosilnikowego z napędem śmigłowym jest złożonym, wieloaspektowym zagadnieniem mechaniki lotu, które początkowo ujawniło się po wprowadzeniu silnych tłokowych jednostek napędowych oraz w latach 90. XX w., kiedy to w wielu samolotach śmigłowych zaczęto stosować silniki turbinowe. Zauważono wtedy, że w warunkach dysponowania dużą mocą pojawiają się istotne utrudnienia w pilotażu samolotu, powodujące znaczny dyskomfort pilota, a w szczególnych przypadkach mające również wpływ na bezpieczeństwo lotu. W pracy dokonano analizy zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego na samolot oraz przedstawiono wybrane metody ograniczające to oddziaływanie. Kolejno zaproponowano ogólne zasady integracji właściwego automatycznego systemu CAS (*Control Augmentation System*) oraz przedstawiono wyniki eksperymentu modelowego pozwalającego na wstępną ocenę przyjętego rozwiązania.

Słowa kluczowe: samolot jednosilnikowy, strumień zaśmigłowy, badania symulacyjne

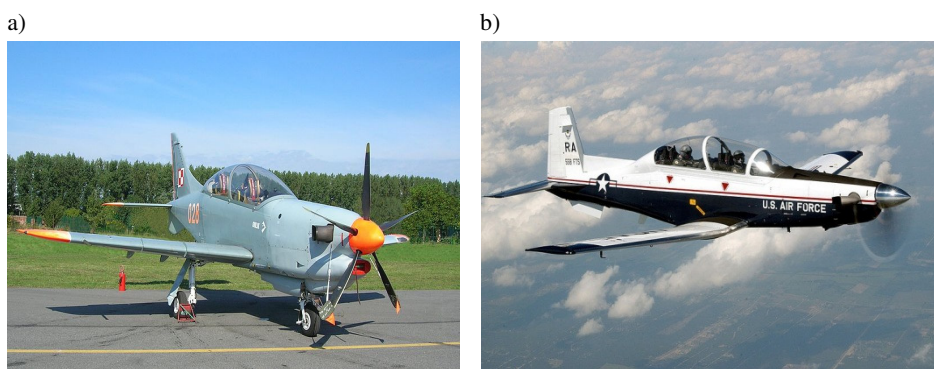
1. Wprowadzenie

W pracy zawarto elementy wiedzy teoretycznej z dziedziny mechaniki lotu, a w niektórych przypadkach zweryfikowano panujące poglądy na zjawisko oddziaływania opływu strumienia zaśmigłowego na dynamikę samolotu. Ogólnie rzecz ujmując, zjawisko występowania strumienia zaśmigłowego nie jest nieznanne – przeciwnie jest ono nieodłącznie związane z dynamiką lotu jednosilnikowych samolotów śmigłowych, od których rozpoczyna się rozwój całego lotnictwa. Historycznie efekt strumienia zaśmigłowego uwydatnił się po wprowadzeniu silnych tłokowych jednostek napędowych [1-3] w samolotach myśliw-

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Mariusz Krawczyk, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 521, e-mail: krawczyk@ilot.edu.pl

² Jerzy Graffstein, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

skich wykorzystywanych podczas II wojny światowej oraz w latach 90., kiedy to w wielu samolotach śmigłowych zaczęto stosować silniki turbinowe. Wtedy też zauważono, że w warunkach dysponowania dużą mocą pojawiają się istotne utrudnienia w pilotażu samolotu, powodujące znaczny dyskomfort pilota, a w szczególnych przypadkach mające wpływ na bezpieczeństwo lotu. Jako przykład można wymienić dwa samoloty szkolne (wykorzystywane w Polsce i USA): PZL-130TC-III Orlik oraz Beechcraft T-6 Texan II (rys. 1.). Każdy z nich wyposażono w silnik Pratt & Whitney Canada PT6A o mocach odpowiednio 560 kW i 840 kW. Zjawisko efektu zaśmigłowego zostało więc zaobserwowane stosunkowo dawno, niemniej należy stwierdzić, że adekwatna wiedza teoretyczna nie powstawała spójnie wraz z dynamicznym rozwojem całej awiacji. Może dlatego w „bibliach” mechaników lotu [1, 2] zjawisku temu poświęcono zaledwie parę akapitów, w których zmanifestowano właściwie jedynie jego fakt istnienia.



Rys. 1. Samoloty turbośmigłowe: PZL-130TC-III Orlik (a) oraz Beechcraft T-6 Texan II (b)

Fig. 1. Turboprop airplanes: PZL-130TC-III Orlik (a) and Beechcraft T-6 Texan II (b)

W pracy dokonano analizy zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego na samolot oraz przedstawiono wybrane metody ograniczające to oddziaływanie. Kolejno zaproponowano ogólne zasady integracji automatycznego systemu klasy CAS oraz przedstawiono wyniki eksperymentu modelowego pozwalającego na wstępną ocenę przyjętego rozwiązania.

2. Zjawisko efektu zaśmigłowego

W samolotach jednosilnikowych napędzanych śmigłem ciągnącym przyczyną asymetrii oddziaływań zespołu napędowego na samolot są następujące zjawiska:

- niesymetryczny opływ samolotu przez strumień zaśmigłowy SSE (*Side Slip Effect*), który w związku z obrotem śmigła także obraca się wokół

osi podłużnej układu odniesienia związanego z samolotem (rys. 2.), powodując niesymetryczny opływ statecznika pionowego, generujący w konsekwencji moment odchylający działający na samolot,

- tzw. efekt P (*P-effect*), tj. wystąpienie składowej poprzecznej siły (generującej moment odchylający), wywołany różnym od prostopadłego kierunkiem napływu powietrza na płaszczyznę obrotu śmigła, co jest związane z różną wartością kąta natarcia podczas obrotu śmigła,
- oddziaływanie reakcyjne wywoływane przez opór powietrza przeciwdziałający ruchowi obrotowemu śmigła, wywołujące moment przechylający,
- efekt giroskopowy wywołwany przez wirujące elementy zespołu napędowego.



Rys. 2. Asymetryczne oddziaływanie strumienia zaśmigłowego w samolocie Beechcraft T-6 Texan II, na podstawie [2]

Fig. 2. Asymmetric action of slipstream in Beechcraft T-6 Texan II airplane, according to [2]

Rezultatem wypadkowym tych zjawisk jest asymetryczne zachowanie samolotu względem płaszczyzny symetrii samolotu, które ujawnia się zarówno podczas wykonywania manewrów, jak też w ustalonym locie prostoliniowym przy zmianach mocy, z jaką pracuje zespół napędowy. Doświadczony pilot, przeszkolony na samolotach jednosilnikowych z napędem śmigłowym i przyzwyczajony do ich specyfiki, doskonale orientuje się w mechanizmach powstawania omawianego zjawiska i zwykle potrafi je kompensować zarówno w locie ustalonym, jak też podczas akrobacji. W przypadku samolotów szkolno-treningowych sytuacja jest jednak bardziej złożona.

Zgodnie z tendencjami panującymi na świecie szkolenie pilotów wojskowych rozpoczyna się od jednosilnikowych samolotów z napędem śmigłowym,

specjalnie skonstruowanych, tak aby ich zachowanie, właściwości lotno-pilotażowe i dynamiczne odzwierciedlały jak najwierniej zachowanie samolotów z napędem odrzutowym, docelowych dla procesu szkolenia. W samolotach takich asymetryczne oddziaływanie zespołu napędowego ujawnia się jednak w stopniu znacznie mniejszym niż w samolocie z napędem śmigłowym i sprowadza się wyłącznie do efektu giroskopowego, powodowanego przez wirujące elementy silnika odrzutowego. W szczególności przy ich pilotażu nie pojawiają się efekty powodowane niesymetrycznym opływem przez strumień zaśmigłowy. Pojawia się zatem pytanie o sposób, w jaki można byłoby zredukować efekt asymetrii zachowań samolotu szkolno-treningowego z napędem śmigłowym, aby przybliżyć jego reakcje do zachowań samolotu z napędem odrzutowym i wyrobić u szkolącego się pilota właściwe nawyki.

Rozważany problem nie sprowadza się wyłącznie do maksymalnie wierne go odtworzenia właściwości pilotażowych samolotu odrzutowego, imitowanego przez wykorzystanie samolotu z napędem śmigłowym. Chodzi tu także o poprawę komfortu sterowania oraz jego bezpieczeństwo – wpływ SSE na dynamikę poruszającego się samolotu, w każdym przypadku wymaga bowiem od pilota podejmowania działań korekcyjnych, mających na celu sprowadzenie samolotu do stanu ustalonego.

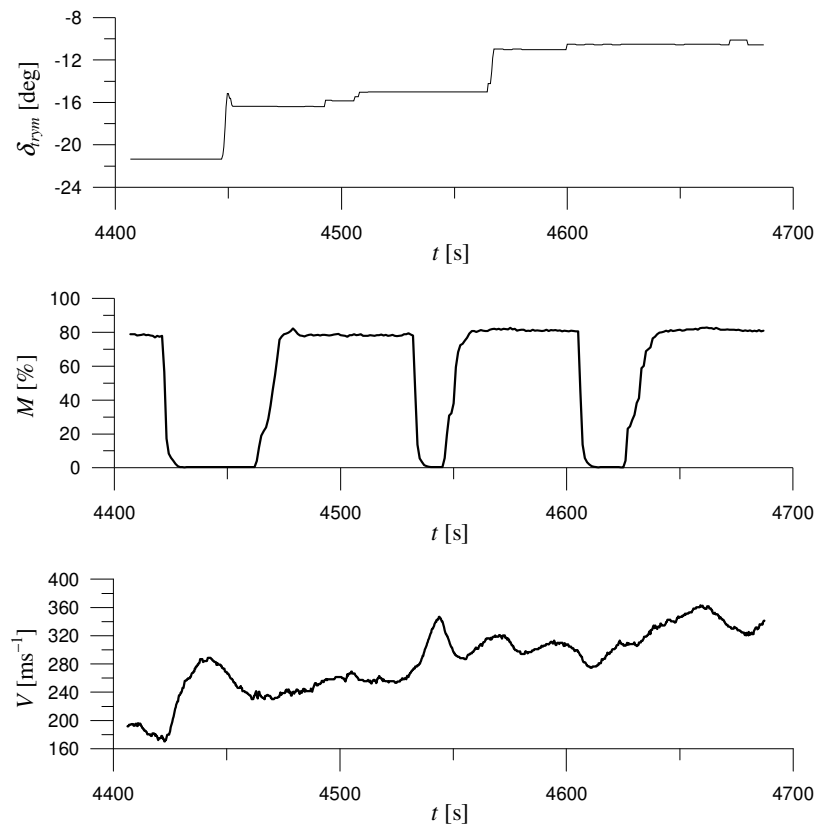
3. CAS redukujący wpływ strumienia zaśmigłowego

Analizując dostępne źródła [1, 2, 4] opisujące charakter zjawiska, jakim jest strumień zaśmigłowy, można stwierdzić, że dominujący efekt jego oddziaływania wynika z zaburzenia symetrii opływu samolotu. Pozostałe efekty (b, c i d) mają zdecydowanie mniejszy wpływ na dynamikę samolotu; w skrajnych przypadkach mogą wręcz nie występować, jak np. efekt giroskopowy wywoływany przez wirujące elementy zespołu napędowego, który zwykle jest eliminowany za pomocą odpowiednich rozwiązań konstrukcyjnych silników turbinowych (kompensacja efektu giroskopowego w silnikach PT6A Pratt & Whitney Canada). Z tej przyczyny systemy CAS mające za zadanie redukcję wpływu strumienia zaśmigłowego koncentrują się głównie na przeciwdziałaniu efektom niesymetrycznego opływu, które uwidaczniają się głównie w powstawaniu momentów aerodynamicznych w kanałach odchylenia i przychylenia.

Analiza propozycji integracji takich systemów CAS (patenty: US 4 094 479, US 2 492 252, US 2 461 533, US 2006-0214063 A1, US 5 465 211) pokazuje, że główny wysiłek prowadzonych prac jest ukierunkowany na zapewnienie odpowiedniej właściwości układu sterowania samolotem w kanale odchylenia. Innymi słowy, proponowane rozwiązania techniczne ograniczają się zasadniczo do wprowadzania elementów automatycznego sterowania w kanale steru kierunku (względnie jego trymera), zakładając, że odpowiednie sterowanie lotkami należy do zadań pilota. Podejście to wydaje się słuszne, zważywszy na

zdecydowanie większe oddziaływanie niesymetrycznego opływu w kanale odchylenia, w stosunku do efektów, jakie daje ono w kanale przechylenia.

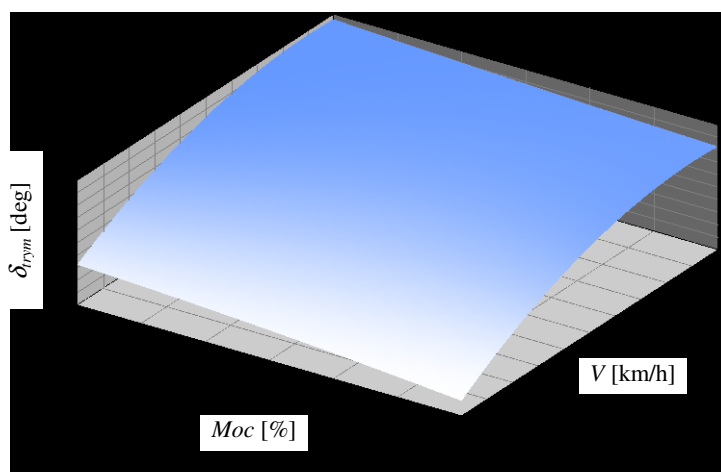
Złożoność zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego na samolot powoduje [2], że analityczne metody wyznaczenia wielkości momentu odchylającego funkcji parametrów lotu oraz konfiguracji (położenie klap i podwozia) nie dają zadowalających efektów ze względu na konieczność uwzględnienia indywidualnych cech geometrycznych analizowanego samolotu. Podobnie obliczenia CFD (*Computational Fluid Dynamics*) czy badania w tunelu aerodynamicznym, pomijając ich wysoki koszt, nie są dostatecznie skuteczne. Dlatego praktycznie jedynym rozwiązaniem pozostają badania w locie, pozwalające określić w kategoriach ilościowych wpływ niesymetrycznego strumienia zaśmigłowego na analizowany obiekt latający.



Rys. 3. Parametry zarejestrowane podczas prób w locie

Fig. 3. Parameters recorded during the flight tests

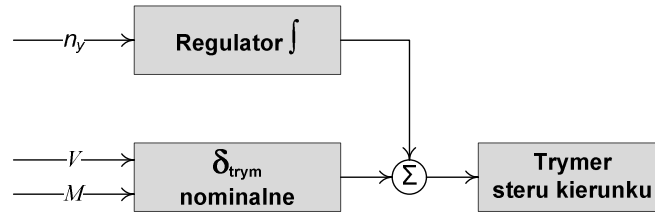
Badania w locie prowadzone przez Instytut Lotnictwa w 2012 r. na samolocie turbośmigłowym PZL-130TC-III Orlik pokazały, że dominującymi parametrami mającymi wpływ na powstawanie niepożądanego momentu odchylającego wywołwanego niesymetrycznym strumieniem zaśmigłowym są: prędkość lotu, moc dysponowana przez pilota oraz konfiguracja samolotu. W praktyce badania wykonywano w następujący sposób: po dyspozycji nowej, kolejnej wartości mocy pilot stabilizował prędkość lotu, a następnie w trybie ręcznym trzymował samolot w kanale steru kierunku. Kolejno następowała zmiana prędkości lotu oraz adekwatne ustawienie trymera steru kierunku. Na rysunku 3. pokazano przebieg wyznaczenie odpowiedniego położenia trymera steru kierunku δ_{rym} dla dysponowanej 80% mocy M oraz trzech wartości prędkości lotu V 200 km/h, 250 km/h oraz 290 km/h. Tym sposobem dla przyjętej konfiguracji gładkiej (klapy – 0, podwozie – wciągnięte) ostatecznie uzyskano (rys. 4.) reprezentację ustawienia nominalnego trymera w funkcji prędkości lotu oraz dysponowanej mocy. Dla pozostałych konfiguracji samolotu badania przeprowadzono według podobnego schematu.



Rys. 4. Nominalne ustawienie trymera steru kierunku w funkcji prędkości lotu i dysponowanej mocy

Fig. 4. Nominal setting of trimming tab of a rudder as a function of flying speed and disposed power

Analizując koncepcję CAS trymera steru kierunku zaprojektowanego według pokazanego na rys. 5. ogólnego schematu, konstatuje się, że do właściwego ustawienia trymera jest wykorzystywane jego nominalne ustawienie wyznaczone podczas prób w locie, korygowane regulatorem mającym na celu dostrojenie, tak aby finalnie zostało wyeliminowane przeciążenie poprzeczne n_y . Konieczność zastosowania dodatkowej regulacji wynika z przyjęcia uproszczonego modelu



Rys. 5. Koncepcja CAS trymera steru kierunku

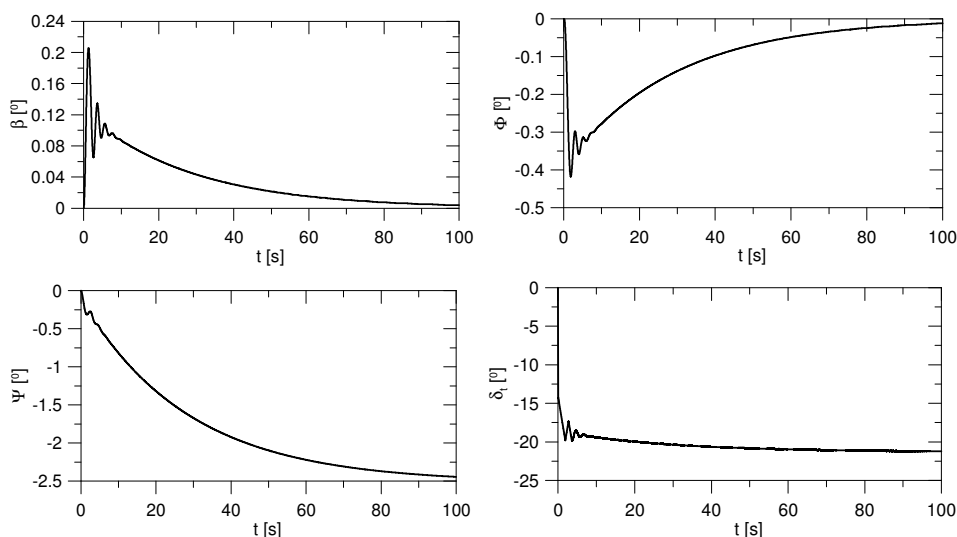
Fig. 5. Conception of CAS of a rudder trimming tab

zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego, które w istocie, poza prędkością lotu V oraz dysponowaną mocą M , jest także zależne (choć w mniejszym stopniu) od innych parametrów lotu, takich jak gęstość powietrza, masa samolotu czy jego prędkości kątowne.

4. Symulacja numeryczna CAS

W procesie symulacji wykorzystano model dynamiki ruchu dwuosobowego turbośmigłowego samolotu traktowanego jako sztywna bryła o sześciu stopniach swobody, o masie całkowitej nieprzekraczającej 2500 kg, stanowiący układ dwunastu nieliniowych równań różniczkowych [2, 5, 6]. Dodatkowo uwzględniono stałą prędkość kątową równą $3^\circ/\text{s}$, z jaką jest obracany trymer steru kierunku samolotu PZL-130TC-III Orlik. Efekt niesymetrycznego opływu strug powietrza był reprezentowany przez wprowadzony do modelu adekwatny do parametrów lotu moment odchylający, którego wartość określono podczas badań w locie. Automatyczne sterowanie trymerem steru kierunku zrealizowano zgodnie z ideą zaprezentowaną na rys. 5. Dodatkowo w modelu zastosowano stabilizację kąta przechylenia oraz wysokości lotu. Jako warunki początkowe przyjęto lot poziomy z prędkością 50 m/s w warunkach ustalonych na stałej wysokości 200 m. Czas symulacji trwał 100 s, w trakcie którego uzyskano stabilne rozwiązanie układu równań różniczkowych dla kroku $dt = 0,01$ s. Wprowadzone do modelu samolotu zakłócenie odpowiadało błędowi nominalnemu sterowania położeniem trymera (rys. 4.) na poziomie 7° . Na rysunku 6. zaprezentowano wyniki symulacji lotu dotyczące najbardziej reprezentatywnych dla badanego zjawiska zmiennych: kąta ślizgu, kąta przechylenia, kąta odchylenia, kątownego położenia trymera steru kierunku. W początkowej fazie lotu były obserwowane krótkotrwałe nieprzekraczające 8 s tłumione oscylacje kąta ślizgu, kąta przechylenia i położenia kątownego trymera. Istnieniu niezerowego kąta przechylenia towarzyszyło powstanie adekwatnej zmiany kąta odchylenia. Ta ostatnia zmiana dla opisanych warunków lotu i przyjętego czasu symulacji osiągnęła wartość $2,5^\circ$. Maksymalny kąt ślizgu, jaki wystąpił dla rozpatrywanej prędkości lotu, nie przekroczył $0,22^\circ$, co jest w pełni dopuszczalne, biorąc dodatkowo pod uwagę,

że wielkość ta jest często mierzona z porównywalnym błędem. Wchylenie kątowe trymera steru kierunku mieści się w dostępnych granicach konstrukcyjnych dla tego typu powierzchni sterującej.



Rys. 6. Wyniki symulacji lotu samolotu – przebieg wartości kąta ślizgu, kąta przechylenia, odchylenia i kąta położenia trymera steru kierunku

Fig. 6. The simulation results of the airplane flight – the variation of values of the aircrew slip angle, the angle of roll, the yaw angle and the angle of position of a trimming tab of rudder

5. Wnioski

Wyniki badań symulacyjnych trymera steru kierunku samolotu turbośmigłowego (w części zaprezentowane w pracy) wykazały, że układ sterowania zamieszczony na rys. 5. działa poprawnie. Uzyskano cel polegający na wyeliminowaniu szkodliwego oddziaływania strumienia zaśmigłowego, w tym na sprowadzeniu samolotu do ustalonego położenia w przestrzeni, w którym kąt ślizgu i kąt przechylenia osiągają zerowe wartości, a zmiana kąta kursu po zakończeniu procesu regulacji pozostaje na akceptowalnym przez użytkownika samolotu poziomie. Przez zastosowanie dodatkowego regulatora (rys. 5.) przyjęta metoda automatycznego sterowania trymerem steru kierunku nie jest wrażliwa na błędy wyznaczonych nominalnych położenia trymera oraz niepewność strukturalną przyjętego modelu badanego zjawiska. Źródłem tych błędów była ograniczona dokładność danych uzyskanych podczas badań w locie, a także pozostałe czynniki wpływające na efekt zaśmigłowy, których nie uwzględniono w strukturze sterowania. Ostateczne rozstrzygnięcie kwestii poprawności działania zaprezentowanego układu sterowania zostanie uzyskane po jego uruchomieniu na pokładzie samolotu i wykonaniu adekwatnych badań w locie.

Literatura

- [1] Fiszdon W.: Mechanika lotu. PWN, Warszawa 1961.
- [2] Philips W.F.: Mechanics of flights. John Wiley, New York 2010.
- [3] Patenty: US 4 094 479, US 2 492 252, US 2 461 533, US 2006-0214063 A1, US 5 465 211.
- [4] Turner R.S.: Flying operations, T-6 primary flying. Air Force Manual, 2008, 11-248.
- [5] Maryniak J.: System symulacji тренаżera lotu, naprowadzania i walki powietrznej samolotu. Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 25 (1987), 189-214.
- [6] Maryniak J.: Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu. Mechanika w Lotnictwie, PTMTiS, Warszawa 1992.

A PROPOSITION OF CONTROL AUGMENTATION SYSTEM FOR DUMPING THE HARMFUL IMPACT OF SLIPSTREAM IN TURBOPROP AIRPLANES

Abstract

Non-symmetrical impact of a slipstream (prop-wash) on the motion of single-engine, propeller-driven airplane is a complicated multi-aspect problem of flight mechanics. At first this problem appeared when high – powered piston engines entered the aviation, as well as in nineties of XX century, when turbo – prop airplanes appeared. It was then noticed that in high-level power disposal the significant difficulties in aircraft pilot appear. It resulted in considerable discomfort of the pilot, and in special cases has also impact on flight safety. In the article the phenomenon of interaction between the slipstream and airplane's body is analysed and some selected methods for dumping this interaction are presented. General rules for Control Augmentation System integration are presented as well as some results of numerical experiment enabling the assessment of proposed solution.

Key words: single-engine aircraft, slipstream, simulated studies

DOI:10.7862/rm.2013.26

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013