POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

# MECHANIKA W LOTNICTWIE

# **ML-XVI 2014**

# TOM I

pod redakcją Krzysztofa Sibilskiego



Warszawa 2014

#### Organizatorzy

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych Politechniki Wrocławskiej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Instytut Lotnictwa w Warszawie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej
- Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie

#### Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (Polska) – przewodniczący
Krzysztof Arczewski (Polska) \* Paweł Artymowicz (Kanada) Wojciech Blajer (Polska) \* Józef Gacek (Polska)
Zdzisław Gosiewski (Polska) \* Jacek Goszczyński (Polska)
Stanisław Kachel (Polska) \* Zbigniew Koruba (Polska)
Grzegorz Kowaleczko (Polska) \* Adam Kozakiewicz (Polska)
Maciej Lasek (Polska) \* Zbigniew Leciejewski (Polska)
Edyta Ładyżyńska-Kozdraś (Polska) \* Andrzej Majka (Polska)
Arkadiusz Mężyk (Polska) \* Aleksander Olejnik (Polska)
Marek Orkisz (Polska) \* Jimoch Pedro (RPA)
József Rohács (Węgry) \* Jerzy Sąsiadek (Kanada)
Wiesław Sobieraj (Polska) \* Kazimierz Szumański (Polska)
Witold Wiśniowski (Polska) \* Wiesław Wróblewski (Polska)
Bogdan Żak (Polska) \* Andrzej Żyluk (Polska)

ISBN 978-83-932107-3-2

 $\bigodot$ Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej Warszawa2014

<u>Nakład:</u> 180 egz.

Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa

## Szanowni Czytelnicy!

Z przyjemnością oddajemy do rąk Czytelników dwunastą, dwutomową monografię z serii "Mechanika w Lotnictwie".

Publikacja zawiera rozszerzone wersje referatów wygłoszonych podczas XVI Konferencji "Mechanika w Lotnictwie" ML-XVI 2014 (Kazimierz Dolny, 26-29 maja 2014 r.), zakwalifikowane do druku po recenzjach.

Serię wydaje główny organizator Konferencji – Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej.

Konferencje "Mechanika w Lotnictwie" są organizowane od 1984 roku w cyklu dwuletnim i niezmiennie przyciągają liczne grono lotników, uzbrojeniowców i przedstawicieli pokrewnych dziedzin.

Kolejne konferencje ożywiały i integrowały środowiska lotnicze instytutów naukowo-badawczych, wyższych uczelni cywilnych i wojskowych oraz przemysłu. Są one zawsze okazją do wymiany informacji o najnowszych osiągnięciach naukowych w zakresie konstrukcji, badań doświadczalnych, symulacji numerycznej dynamiki lotu samolotów, rakiet i pocisków, ich eksploatacji, jak również bezpieczeństwa w locie.

Dziękując sponsorom za pomoc w wydaniu monografii, wyrażamy nadzieję, że i tym razem publikacja spotka się z dużym zainteresowaniem i przyczyni się do rozwoju polskiej myśli naukowo-technicznej oraz zwiększy bezpieczeństwo lotów.

Krzysztof Sibilski

# Rozdział I

# Badania eksperymentalne – laboratoryjne i w locie

## BADANIA W LOCIE SYSTEMU WYŚWIETLANIA PARAMETRÓW LOTU

Grzegorz Bęczkowski, Jarosław Krzonkalla, Maj Mordzonek, Stanisław Rymaszewski, Franciszek Zgrzywa

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: grzegorz.beczkowski@itwl.pl; stanislaw.rymaszewski@itwl.pl

> Przedmiotem artykułu sa badania w locie nowoopracowanego systemu wyświetlania parametrów lotu (SWPL). Omawiany system przeznaczony jest do zobrazowania na wyświetlaczu przeziernym umieszczonym przed okiem pilota pełnej informacji pilotażowo-nawigacyjnej, ostrzeganiu o sytuacji niebezpiecznej na pokładzie śmigłowca oraz sygnalizacji błędów pracy systemów pokładowych. System przystosowany jest do pracy w warunkach dziennych i nocnych, przy czym w warunkach nocnych współpracuje z goglami noktowizyjnymi stosowanymi w lotnictwie Sił Zbrojnych RP. W artykule przedstawiono główne elementy składowe badanego systemu wraz z ich przeznaczeniem i funkcją. Szczegółowo opisano zaimplementowane w systemie rodzaje zobrazowania oraz sposób i liczba prezentowanych na wyświetlaczu przeziernym informacji. Następnie omówiono wymagany zakres i rzeczywisty przebieg prób w locie podlegającego badaniu systemu. Badania realizowano na śmigłowcu Mi-17-1V. Na zakończenie podano wyniki przeprowadzonych badań systemu wyświetlania parametrów lotu, w szczególności dotyczących spełnienia Założeń Taktyczno-Technicznych na badany system.

#### 1. Wstęp

Wzrastające nieustannie wymagania stawiane przed bojowymi statkami powietrznymi na współczesnym polu walki, w tym szczególnie konieczność prowadzenia misji bojowych na bardzo małych wysokościach lotu, zwłaszcza w odniesieniu do śmigłowców, wymusiły opracowanie nowych systemów informacyjnych zwiększających bezpieczeństwo realizacji zadań bojowych. W warunkach krajowych system o takim przeznaczeniu opracowano w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Opracowany dla potrzeb załóg śmigłowców typu Mi-17 system wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 zapewnia ciągłą obserwację otoczenia przy jednoczesnej kontroli parametrów pilotażowo-nawigacyjnych i informacji o stanie śmigłowca, wyświetlanych bezpośrednio przed okiem pilota. Opisane w niniejszym artykule badania miały na celu potwierdzenie spełnienia przez badany system wymagań zawartych we Wstępnych Założeniach Taktyczno-Technicznych (WZTT) [1], a tym samym zakładaną poprawę świadomości sytuacyjnej załogi i zwiększenie bezpieczeństwa realizacji zadań, i w efekcie celowość wprowadzenia systemu do wyposażenia śmigłowców typu Mi-17.

#### 2. Opis systemu SWPL-1

System wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 [2] przeznaczony jest dla pilotów śmigłowców typu Mi-17 w celu umożliwienia prowadzenia ciągłej obserwacji otoczenia przy jednoczesnej kontroli parametrów lotu oraz stanu śmigłowca. Celem zobrazowania pilotom informacji o bieżących parametrach pilotażowo-nawigacyjnych, parametrach pracy zespołu napędowego, zaistnieniu sytuacji niebezpiecznych lub też błędach pracy (niesprawnościach) systemów śmigłowca, system SWPL-1 zbiera sygnały elektryczne z urządzeń pokładowych, tj. system kursowy, radiowysokościomierz, nadajniki prędkości kątowej wirnika i sprężarek czy sygnały o niesprawnościach i przetwarza je w układzie dopasowania sygnałów (rys. 1).

Przetworzone do postaci cyfrowej sygnały wraz z danymi pozyskiwanymi z pokładowego odbiornika GPS i nowozabudowanej centrali danych aerodynamicznych przekształcane są następnie przez system w komputerach graficznych I i II pilota na zobrazowania graficzne prezentowane ostatecznie w postaci cyfrowej, tekstowej oraz charakterystycznych symboli graficznych na wyświetlaczach przeziernych pilotów (rys. 1). W warunkach dziennych, jak też podczas lotów nocnych bez gogli noktowizyjnych do zobrazowania przed okiem pilota informacji generowanych przez omawiany system wykorzystywany jest dzienny wyświetlacz nahełmowy wykonany jako szybkorozłączny moduł montowany bezpośrednio na szynie standardowego hełmu lotniczego THL-5NV lub THL-5R. Natomiast w lotach nocnych z wykorzystaniem gogli prezentacja informacji systemu realizowana jest za pomocą nocnego wyświetlacza wykonanego jako szybkorozłączny element systemu montowany bezpośrednio na obiektywie gogli noktowizyjnych PNL-3, stanowiących standardowe wyposażenie pilota (rys. 1).

Sterowanie systemem SWPL-1 realizowane jest przy pomocy indywidualnych pulpitów sterowania umożliwiających niezależnie każdemu z pilotów na włączenie lub wyłączenie jego zobrazowania, zmianę jasności prezentowanych



Rys. 1. Schemat ideowy systemu SWPL-1

na wyświetlaczu informacji, jak też zmianę trybu pracy systemu. Ostatnia z podanych funkcji sterujących wynika z zaimplementowania w systemie trzech różnych rodzajów plansz zobrazowania dostępnych informacji różniących się liczbą informacji oraz zakładanym wykorzystaniem i nazwanych odpowiednio trybem nawigacyjnym NAV, operacyjnym OPER i trybem awaryjnym AWAR. Sterowanie zmianą trybów pracy możliwe jest także za pomocą przełączników umieszczonych na dźwigniach sterowania skokiem i mocą (rys. 1). Ponadto pulpit II pilota wyposażono dodatkowo w pokrętło korekcji wysokości barometrycznej celem zapewnienia zgodności wskazań wysokości barometrycznej wysokościomierza pokładowego z przentowanym przez system.

Tryb nawigacyjny w założeniu przeznaczony jest do wykorzystywania w tych fazach lotu, w których uwaga pilota skupiona jest głównie na pilotowaniu i kontroli stanu śmigłowca, a nie na obserwacji otoczenia, a tym samym system powinien prezentować pilotowi możliwie pełną dostępną informację. Przykładowy widok zobrazowania na wyświetlaczu systemu w trybie NAV i ustawieniach fabrycznych (wyświetlane wszystkie 22 dostępne w systemie informacje) przedstawiono na rys. 2. Powyższa uwaga wynika z faktu, iż system



Rys. 2. Przykładowy widok zobrazowania w trybie pracy NAV (ustawienia fabryczne)

umożliwia modyfikację liczby prezentowanych w omawianym trybie informacji poprzez ich dowolne usuwanie z generowanego na wyświetlaczu obrazu za wyjątkiem wskazań korekty kąta pochylenia i wysokości barometrycznej, informacji o trybie pracy, sygnalizacji niebezpiecznej wysokości oraz sygnalizacji ostrzegawczej o sytuacji niebezpiecznej lub niesprawnościach. Przykładem takiego realizowanego przez system SWPL-1 zgodnie z potrzebami użytkownika zobrazowania z ograniczoną liczbą informacji jest opisany poniżej tryb OPER. Wracając do omówienia zamieszczonego na rys. 2 widoku zobrazowania pełnej informacji, oczywistym jest, że sygnalizacja niebezpiecznej wysokości RA wyświetlana będzie jedynie w przypadku wykonywania lotu na wysokości niższej od wartości ustawionej na radiowysokościomierzu pokładowym. Analogicznie pulsująca sygnalizacja ostrzegawcza WARN pojawiać się będzie na wyświetlaczu wyłącznie w przypadku zaistnienia na śmigłowcu sytuacji niebezpiecznych diagnozowanych przez system pokładowy, zaś pulsująca sygnalizacja FAIL w przypadkach wystąpienia sygnału o błędach pracy systemów pokładowych. Z kolei rzeczywiste informacje o czasie bieżącym, prędkości podróżnej, odległości i czasie dolotu do celu oraz bieżącym i zadanym kursie prezentowane będą na wyświetlaczu jedynie przy działającym pokładowym odbiorniku GPS z wprowadzonymi punktami trasy.

Tryb operacyjny pracy systemu SWPL-1 w założeniu przeznaczony jest z kolei do obrazowania na wyświetlaczu informacji w tych fazach lotu, w których uwaga pilota powinna być skoncentrowana zarówno na kontroli podstawowych parametrów lotu jak i obserwacji otoczenia i nadmierna liczba informacji na wyświetlaczu nie powinna rozpraszać uwagi pilota i ograniczać istotnie możliwości obserwacji terenu. Przykładem realizacji powyższych założeń jest przedstawiony na rys. 3 przykładowy widok zobrazowania w trybie pracy systemu OPER. Jak widać, zaprezentowany widok obrazu generowanego na wyświe-



Rys. 3. Przykładowy widok zobrazowania w trybie pracy OPER

tlaczu pilota zawiera poza wymaganymi informacjami o wartości korekty kąta pochylenia i wysokości barometrycznej oraz pojawiającymi się w momencie wystąpienia przyczyny sygnalizacjami ostrzegawczymi RA, WARN lub FAIL jedynie podstawowe, niezbędne praktycznie do realizacji lotu dane pilotażowe o kursie, pochyleniu i przechyleniu śmigłowca, prędkości lotu, barometrycznej i radiowej wysokości lotu oraz prędkości pionowej i dodatkowo dane o prędkości obrotowej wirnika. W omawianym trybie pracy, analogicznie jak w przypadku trybu NAV, możliwe jest ustawienie wyświetlania wybranych (poza wymaganymi) informacji, przy czym liczba i rodzaj danych informacyjnych powinny odpowiadać indywidualnym preferencjom danego pilota i oczywiście rodzajowi wykonywanego zadania.

Trzecim i ostatnim z dostępnych w systemie SWPL-1 trybów pracy jest ustalony tryb awaryjny AWAR pokazany na rys. 4. Ten tryb pracy charakteryzuje się tym, że prezentowane są w nim jedynie informacje ostrzegawcze dla pilota w formie napisów RA, WARN i FAIL pojawiające się po zaistnieniu określonych zdarzeń. W pozostałych sytuacjach wyświetlacz w tym trybie jest całkowicie pusty, zapewniając całkowicie niezakłóconą obserwację otoczenia. Pojawienie się na wyświetlaczu informacji RA świadczy o locie na wysokości mniejszej od ustawionej na radiowysokościomierzu. Z kolej pulsujący przez okres 10 s napis ostrzegawczy WARN informuje o zaistnieniu jednej lub kilku z 14 obsługiwanych przez pokładowy system ostrzegawczy śmigłowca sytuacji niebezpiecznych, takich jak: rezerwowa pozostałość paliwa, niebezpieczna wysokość, niesprawność instalacji hydraulicznej, pożar, przekroczenie obrotów turbin, wzrost temperatury gazów wylotowych, niebezpieczne drgania silników czy włączenie zakresu nadzwyczajnego silników. Natomiast pulsujący na wyświetlaczu przez okres 10 s napis ostrzegawczy FAIL informuje o zdiagnozowaniu przez system ostrzegawczy śmigłowca błędów pracy jego układów pokładowych, takich jak: niesprawność prądnic, niskie ciśnienie oleju, zanieczyszczenie filtrów paliwa, opiłkowanie, niesprawność radiowysokościomierza czy też podwyższone drgania silników.



Rys. 4. Widok zobrazowania w trybie pracy AWAR

### 3. Zakres badań w locie systemu SWPL-1

Zakres badań w locie systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 określony był zasadniczo wymogiem potwierdzenia w lotach badawczych spełnienia przez badany system wymagań zamawiającego dotyczących omawianego systemu zawartych we Wstępnych Założeniach Taktyczno-Technicznych (WZTT) [1]. W rezultacie zakres badań w locie systemu obejmował 5 głównych zagadnień badawczych, a mianowicie:

- 1) badanie liczby prezentowanych informacji przez system zabudowany na śmigłowcu,
- 2) badanie jakości prezentowania informacji przez system zabudowany na śmigłowcu,
- 3) badanie ergonomii sterowania systemem zabudowanym na śmigłowcu,
- 4) badanie wpływu pracy systemu na pracę innych systemów śmigłowca,
- 5) badanie wpływu systemu oraz jego pracy na bezpieczeństwo użytkowania śmigłowca, zawierających łącznie 36 szczegółowych punktów sprawdzeń systemu wymaganych przez WZTT.

W badaniach liczby prezentowanych przez system informacji sprawdzono m.in.:

- czy system umożliwia wyświetlanie pełnej wymaganej liczby informacji,
- czy system prezentuje informację sygnalizującą wystąpienie sytuacji niebezpiecznych i czy posiada funkcję umożliwiającą wyłączenie sygnalizacji oraz czy jej wyłączenie nie wpływa na zobrazowanie innej informacji ostrzegającej,
- czy system prezentuje informację sygnalizującą wystąpienie błędów pracy systemów pokładowych i czy posiada funkcję umożliwiającą wyłączenie sygnalizacji oraz czy jej wyłączenie nie wpływa na zobrazowanie innej informacji ostrzegającej,
- czy informacje są wyświetlane w zbiorach (trybach pracy),
- czy w każdym zbiorze (trybie) są prezentowane: sygnalizacja niebezpiecznej wysokości, sygnalizacja sytuacji niebezpiecznych i sygnalizacja błędów pracy systemów,
- zgodność systemu miar parametrów prezentowanych na wyświetlaczu z systemem miar urządzeń zabudowanych na śmigłowcu,
- zgodność wartości wielkości parametrów prezentowanych przez system z wartościami prezentowanymi przez urządzenia zobrazowania aktualnie zabudowane na śmigłowcu.

Z kolei zakres badań jakości prezentowania przez badany system informacji obejmował sprawdzenie:

- możliwości odczytania pełnej prezentowanej na wyświetlaczu dziennym systemu SWPL-1 informacji w każdych warunkach oświetlenia naturalnego w dzień,
- możliwości odczytania pełnej prezentowanej na wyświetlaczu nocnym systemu SWPL-1 informacji w warunkach oświetlenia naturalnego w nocy (we współpracy z goglami noktowizyjnymi typu PNL-3),
- możliwości odczytania pełnej prezentowanej na wyświetlaczu informacji na różnym tle otoczenia (w zakresie jego barwy, intensywności i występujących kontrastów),
- sposobu prezentacji informacji na wyświetlaczu systemu SWPL-1,
- czy obraz generowany na wyświetlaczu jest stabilny, ostry, pozbawiony zakłóceń i drgań,
- czy informacje na wyświetlaczu systemu SWPL-1 prezentowane są w sposób ciągły (poza informacjami wyświetlanymi z założenia okresowo),
- czy czas ciągłej pracy systemu jest nie krótszy niż 4 godziny, zaś wymagana przerwa pomiędzy kolejnymi okresami użytkowania systemu nie dłuższa niż 30 minut.

W zakresie badania ergonomii sterowania systemem realizowano natomiast następujące badania sprawdzające:

- czas gotowości systemu do pracy od momentu jego włączenia,
- czy system spełnia ogólne wymagania w zakresie organów sterowania i strojenia,
- czy każdy z członków załogi (dowódca oraz drugi pilot) posiada oddzielne elementy sterowania systemem w zakresie wyświetlanych dla niego zobrazowań oraz posiada możliwość niezależnej regulacji i wyboru funkcji systemu dostępnych z poziomu użytkownika,
- czy każdy z członków załogi (dowódca i drugi pilot) posiada wygodny dostęp do elementów sterujących systemem,
- czy każdy z członków załogi (dowódca i drugi pilot) posiada możliwość dostosowania (regulacji mechanicznej) systemu do indywidualnych możliwości psychofizycznych,
- czy gabaryty lub inne parametry wyświetlaczy umożliwiają załodze równocześnie z systemem wykorzystanie maski tlenowej KM-34D montowanej do hełmu pilota THL-5NV,

- czy sposób mocowania wyświetlacza systemu do standardowego hełmu pilota umożliwia jego łatwy montaż i demontaż,
- spełnianie przez system SWPL-1 ogólnych wymagań ergonomicznych.

W ramach badań w locie wpływu pracy systemu na pracę innych systemów śmigłowca sprawdzono:

- czy system bezkolizyjnie współpracuje z systemami i urządzeniami śmigłowca, na którym jest zabudowany oraz czy użytkowanie i zabudowa systemu na śmigłowcu w żaden sposób nie zmniejsza funkcjonalności innych systemów i urządzeń zabudowanych na śmigłowcu,
- czy system funkcjonuje normalnie (zgodnie z przeznaczeniem i deklarowaną niezawodnością) w warunkach jednoczesnej pracy dowolnego systemu (obiektu) zabudowanego na śmigłowcu,
- czy system nie zakłóca pracy jakiegokolwiek innego systemu (obiektu) zabudowanego na śmigłowcu,
- czy wyłączenie systemu w dowolnym momencie i trybie pracy nie powoduje uszkodzenia systemu.

Ostatecznie badania wpływu systemu oraz jego pracy na bezpieczeństwo użytkowania śmigłowca dotyczyły sprawdzenia:

- czy system zabudowany na śmigłowcu oraz jego użytkowanie jest bezpieczne dla załogi, obsługi oraz bezpieczeństwa lotu statku powietrznego,
- czy system prezentuje zobrazowanie w linii wzroku pilota i umożliwia użytkownikowi swobodną obserwację otoczenia śmigłowca (w zakresie sumarycznego pola widzenia pilota nie mniejszego niż bez użycia systemu),
- czy rozmiar, sposób i jakość zobrazowań przedstawiających informacje na wyświetlaczu umożliwiają kontrolę zmian tego parametru (dla zobrazowań ciągłych) lub przyjęcie informacji (dla zobrazowań pojawiających się okresowo) bez konieczności skupiania wzroku na danej informacji,
- czy czas niezbędny na przyswojenie informacji (przez przeszkolonego pilota) nie powoduje sytuacji niebezpiecznych dla procesu sterowania śmigłowcem oraz umożliwia praktyczną obserwację otoczenia śmigłowca,
- czy rozmiar, sposób i jakość zobrazowań wyświetlanych w danej chwili na wyświetlaczu umożliwiają (przeszkolonemu pilotowi) obserwację otoczenia śmigłowca oraz wskaźników i elementów sterowania śmigłowcem znajdujących się w kabinie załogi,

- czy system współpracuje (umożliwia zamontowanie i nie ogranicza funkcjonalności) z hełmami lotniczymi THL-5NV oraz THL-5R,
- czy system współpracuje (prezentuje spójne zobrazowanie, umożliwia mocowanie i nie ogranicza funkcjonalności) z goglami noktowizyjnymi typu PNL-3.

### 4. Przebieg badań w locie systemu SWPL-1

Badania w locie omawianego systemu realizowano na śmigłowcu Mi-17-1V nr boczny 6107 z zabudowanym systemem SWPL-1 zgodnie z programem badań [3], programami lotów próbnych doświadczalnych [4] oraz metodykami badawczymi [5]-[9] w WZL nr 1 S.A. Łódź w okresie 26.07-20.08.2011 r. Zgodnie z przedstawionym w p. 3. zakresem badań loty badawcze przeprowadzano:

- o różnych porach doby, tj. w dzień, podczas zachodu Słońca, o zmroku oraz w warunkach nocy jasnej i ciemnej (bezksiężycowej),
- w różnorodnych warunkach atmosferycznych odpowiadających brakowi zachmurzenia, częściowemu lub całkowitemu zachmurzeniu i opadowi atmosferycznemu,
- nad terenami o różnorodnej barwie, fakturze i charakterystykach odbicia światła, tj. akwen wodny, pola uprawne, teren piaszczysty, łąka, obszar zalesiony, powierzchnia betonowa, droga asfaltowa, obszar zurbanizowany itp.

W badaniach celem określenia obiektywnej oceny spełniania przez badany system tych wymagań, które podlegały wyłącznej subiektywnej ocenie badacza, uwarunkowanej jego indywidualnymi cechami psychomotorycznymi uczestniczyło 4 pilotów doświadczalnych. Mając na względzie szeroki zakres badań, wymóg powtarzania w miarę możliwości poszczególnych sprawdzeń przez kolejnych pilotów, jak też konieczność opanowania przez pilotów nawyków użytkowania systemu, w trakcie badań w locie wykonano 48 lotów badawczych o łącznym nalocie 116,7 h, z czego 30% w warunkach nocnych z wykorzystaniem gogli noktowizyjnych. Należy podkreślić, iż w trakcie badań nie wystąpiły żadne usterki czy niesprawności zarówno badanego systemu, jak również śmigłowca, skutkujące nieplanowanymi przerwami w lotach i zrealizowano pełen przewidywany zakres sprawdzeń lotnych określony w programie badań [3]. Wyniki badań w locie systemu przedstawiono skrótowo poniżej.

#### 5. Wyniki badań w locie systemu SWPL-1

Szczegółowy opis wyników poszczególnych badań w locie systemu SWPL-1 oraz ich zgodności z wymaganiami przedstawiono w 5 raportach z badań [12]-[16], odpowiadających 5 głównym zagadnieniom badawczym określonym zakresem omawianych prób (patrz p. 3). Zamieszczone w raportach wnioski potwierdzają spełnianie przez badany system wszystkich, podlegających sprawdzeniu podczas prób w locie, wymogów Wstępnych Założeń Taktyczno-Technicznych na system zobrazowania [1]. Należy jednak zauważyć, iż w przypadku kilku z 36 przeprowadzonych badań sprawdzających wstępna ocena wyników sprawdzeń nie była jednoznacznie pozytywna i wymagała szczegółowej analizy i właściwej interpretacji.

Jednym z takich niejednoznacznych co do oceny wyników badań był wynik sprawdzeń możliwości odczytania pełnej prezentowanej na wyświetlaczu systemu informacji na różnym tle otoczenia w zakresie jego barwy, intensywności oraz występujących kontrastów. Badania potwierdziły mianowicie, że w zdecydowanej większości sytuacji odczyt pełnej wyświetlanej informacji jest bezproblemowy pod warunkiem dostosowania jasności zobrazowania informacji do bieżacych warunków oświetleniowych i jaskrawości tła, na które skierowany jest aktualnie wzrok pilota. Odczyt informacji możliwy jest nawet w warunkach intensywnie jaskrawego tła, jak niezachmurzona tarcza słoneczna czy też akwen wodny mocno odbijający promienie słoneczne przy wykorzystaniu wizjera (osłony przeciwsłonecznej) hełmu pilota. Utrudnienia w odczycie przez pilota pełnej wyświetlanej informacji pojawiają się natomiast w sporadycznych przypadkach, gdy tłem prezentowanej na wyświetlaczu informacji są w danym momencie intensywnie kontrastujące ze sobą jasnością powierzchnie. Przykład zaistnienia omawianej sytuacji w warunkach dziennych pokazano na rys. 5, na którym tło wyświetlacza stanowi jednocześnie stosunkowo ciemny teren oraz mocno rozświetlone niebo i informacje kursowe znajdujące się u góry wyświetlacza (na jasnym tle) są zdecydowanie mało czytelne.

Analogiczną co do istoty sytuację zarejestrowaną w warunkach nocnych zaprezentowano z kolei na rys. 6. W tym przypadku źródło sztucznego światła, widziane w noktowizorze jako jaskrawa plama (oznaczona na rysunku strzałką), stanowi w danym momencie tło graficznego zobrazowania prędkościomierza, uniemożliwiając określenie prędkości lotu śmigłowca. Próba zwiększenia w takiej sytuacji jasności wyświetlania informacji, celem poprawy wyrazistości danych znajdujących się na jasnym tle, powoduje przejaskrawienie i tym samym pogorszenie odczytu informacji zobrazowanych na ciemniejszym tle. Właściwym sposobem postępowania w opisywanej sytuacji jest chwilowy ruch



Rys. 5. Przykładowy widok zobrazowania na wyświetlaczu dziennym w warunkach mocno kontrastowego tła



Rys. 6. Przykładowy widok zobrazowania na wyświetlaczu nocnym w warunkach mocno kontrastowego tła

głowy, np. w prezentowanym na rys. 5 przykładzie nieznacznie ku dołowi, aby wymagane informacje znalazły się na ciemniejszym tle i mogły być bezproblemowo odczytane. Tym samym, w zgodnej opinii pilotów przeprowadzających badania, analizowane sporadyczne sytuacje nie uniemożliwiają w razie potrzeby odczytu pełnej wyświetlanej informacji, a tym samym nie wpływają na bezpieczeństwo lotu i nie mogą stanowić o negatywnej ocenie omawianego badania.

Kolejnym z problematycznych do oceny punktów badań był wynik sprawdzeń wpływu wyświetlanych na wyświetlaczu informacji na możliwość swobodnej obserwacji przez pilota otoczenia oraz wskaźników i elementów sterowania śmigłowcem. Przeprowadzone badania potwierdziły, że w przypadku wykorzystywania wyświetlacza dziennego rozmiar, sposób oraz jakość prezentowanych zobrazowań umożliwia odpowiednią obserwację zarówno otoczenia, jak też wskaźników oraz elementów sterowania. Ewentualny chwilowy zanik widoczności niewielkich szczegółów terenowych lub elementów zobrazowania i sterowania znajdujących się w kabinie śmigłowca, przysłoniętych w danej chwili prezentowaną informacją, pozostaje bez wpływu na możliwość obserwacji otoczenia, odczyt wskazań i operowanie elementami sterowania, a tym samym na bezpieczeństwo realizacji lotu czy zdolności wykonywania zadania.

Loty nocne z wykorzystaniem wyświetlacza nocnego potwierdziły natomiast, że możliwość właściwej obserwacji otoczenia jest w istotnym stopniu uwarunkowana liczba prezentowanych na wyświetlaczu informacji. Wynika to z faktu, że wyświetlana informacja musi być celem jej uwidocznienia wyraźnie jaśniejsza niż tło, co w warunkach słabego oświetlenia upośledza zdolność oka ludzkiego do wyraźnego widzenia szczegółów zdecydowanie ciemniejszego otoczenia śmigłowca, będącego tłem dla prezentowanej na wyświetlaczu nocnym informacji. W konsekwencji, zdaniem pilotów realizujących loty badawcze, podczas wykonywania lotów nocnych na małych wysokościach zaleca się bezwzględnie stosowanie zakładanego do takich celów trybu pracy systemu OPER z możliwie ograniczoną liczbą wyświetlanych informacji, celem zapewnienia odpowiednio wczesnego wykrycia potencjalnych przeszkód terenowych znajdujących się na kursie lotu śmigłowca, a tym samym bezpiecznego prowadzenia lotu. Natomiast obserwacja wskaźników oraz elementów sterowania śmigłowcem jest możliwa i jedynie nieznacznie utrudniona przez informacje prezentowane na wyświetlaczu nocnym, należy jednak mieć na względzie, że prowadzenie omawianej obserwacji jest praktycznie możliwe dopiero po dostosowaniu jasności zobrazowań wyświetlacza i przestawieniu ostrości gogli noktowizyjnych z nieskończoności na właściwą do obserwacji wyposażenia kabiny.

Kończąc omówienie wyników badań w locie systemu, należy wspomnieć o wynikach badań dotyczących wpływu zabudowy i użytkowania badanego systemu na bezpieczeństwo załogi, obsługi oraz lotu śmigłowca. Jedyną zgłoszoną przez pilotów uwagą w omawianym aspekcie badawczym było niezbyt fortunne umiejscowienie złącz podłączenia wyświetlaczy systemu do pokładowego systemu zobrazowania, powodujące konieczność użycia znacznej długości okablowania wyświetlaczy. Nadmierna masa okablowania, w zgodnej opinii pilotów, skutkuje po ok. 2 h lotu narastającymi symptomami zmęczenia, szczególnie podczas lotów z goglami noktowizyjnymi (ze względu na dodatkową masę obciążającą głowę), mającymi wpływ na bezpieczeństwo pilotowania. Ponadto przebieg okablowania spowodowany umiejscowieniem złącz może w trakcie lotu stwarzać sytuacje (w badaniach nie wystąpiły) potencjalnie zagrażające bezpieczeństwu lotu śmigłowca lub załogi poprzez:

- ograniczenie lub wręcz uniemożliwienie poruszania przez dowódcę załogi głową wskutek "przycięcia się" okablowania wyświetlacza pomiędzy tułowiem i fotelem,
- ograniczenie lub uniemożliwienie poruszania głową bądź też utrudnienia (ograniczenia) w możliwości sterowania dźwignią skoku i mocy lub dźwigniami indywidualnego sterowania silnikami przez dowódcę załogi wskutek zaplątania się okablowania wyświetlacza o wspomniane elementy sterowania zespołu napędowego.

Mając na względzie powyższe zastrzeżenia, producent zdecydował o zmianie umiejscowienia złącz i skróceniu długości okablowania wyświetlaczy, eliminujące zgłoszone niedogodności i potencjalne zagrożenia.

## 6. Wnioski z badań systemu SWPL-1

Wyniki przeprowadzonych badań sprawdzających systemu SWPL-1 zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V potwierdziły spełnianie przez badany system wymagań zawartych we Wstępnych Założeniach Taktyczno-Technicznych na system zobrazowania parametrów lotu. Ponadto, w zgodnej opinii pilotów doświadczalnych wykonujących loty badawcze, badania jednoznacznie wykazały, że badany system poprzez:

- wyświetlanie parametrów lotu w polu widzenia pilotów,
- wyświetlanie informacji o niesprawnościach i zagrożeniach w polu widzenia pilotów,

a tym samym możliwość jednoczesnej obserwacji otoczenia śmigłowca oraz informacji o jego parametrach lotu i stanie zarówno w warunkach dziennych i nocnych, jak też dzięki:

- możliwości swobodnego doboru zestawu zobrazowywanych informacji,
- niezależnemu zobrazowaniu i sterowaniu systemem dla obu pilotów,
- ciągłemu monitorowaniu stanu sprawności systemu,

zapewnia oczekiwaną poprawę świadomości sytuacyjnej załogi śmigłowca i w rezultacie zwiększa bezpieczeństwo wykonywania lotów, szczególnie lotów prowadzonych na skrajnie małych wysokościach.

Podsumowując, uzyskane pozytywne wyniki badań systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 potwierdzają celowość wdrożenia tego systemu na wyposażenie śmigłowców typu Mi-17 eksploatowanych w Lotnictwie SZ RP.

#### Bibliografia

- Wstępne Założenia Taktyczno-Techniczne na system zobrazowania parametrów lotu dla śmigłowca typu Mi-17 – nr postępowania przetargowego DZSZ/123/V-31/UZ/PRZ/ PPO/D/2010
- Opis techniczny i instrukcja eksploatacji nr 49/43/2009 systemu wyświetlania parametrów lotu, Warszawa 2009
- Praca zbiorowa, Program badań nr PB-1/LBSP/11. Badania systemu zobrazowania parametrów lotu SWPL-1 zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V na zgodność z wymaganiami określonymi w WZTT. Badania naziemne i w locie, BT ITWL nr 7172/50, Warszawa 2011
- Praca zbiorowa, Programy lotów próbnych doświadczalnych systemu zobrazowania parametrów lotu SWPL-1 zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V do programu badań nr PB-1/LBSP/11, BT ITWL nr 6774/50, Warszawa 2011
- Praca zbiorowa, Metodyka badawcza nr MB-12/L/LBSP/11. Badanie wpływu systemu zobrazowania parametrów lotu oraz jego pracy na bezpieczeństwo użytkowania statku powietrznego, BT ITWL nr 6384/50, Warszawa 2011
- Praca zbiorowa, Metodyka badawcza nr MB-13/L/LBSP/11. Badanie jakości prezentowania informacji przez system zobrazowania parametrów lotu dla statku powietrznego, BT ITWL nr 6385/50, Warszawa 2011
- Praca zbiorowa, Metodyka badawcza nr MB-14/L/LBSP/11. Badanie ilości prezentowanych informacji przez system zobrazowania parametrów lotu dla statku powietrznego, BT ITWL nr 6386/50, Warszawa 2011
- Praca zbiorowa, Metodyka badawcza nr MB-15/L/LBSP/11. Badanie funkcjonalności i ergonomii sterowania systemu zobrazowania parametrów lotu dla statku powietrznego, BT ITWL nr 6387/50, Warszawa 2011
- Praca zbiorowa, Metodyka badawcza nr MB-16/L/LBSP/11. Badanie wpływu pracy systemu zobrazowania parametrów lotu dla statku powietrznego na pracę innych systemów, BT ITWL nr 6388/50, Warszawa 2011
- Instrukcja organizacji lotów próbnych w lotnictwie Sil Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej (IOLP-2010), Sygn. WLOP 444/2010
- 11. Regulamin lotów lotnictwa Sił Zbrojnych RP (RL-2010), Sygn. WLOP 442/2010
- Praca zbiorowa, Raport z badań NR 9L/LBSP/2012. Badanie wpływu systemu SWPL-1 i jego pracy na bezpieczeństwo użytkowania śmigłowca M-17-1V, BT ITWL nr 7271/50, Warszawa 2012
- Praca zbiorowa, Raport z badań NR 10L/LBSP/2012. Badanie jakości prezentowania informacji przez system SWPL-1 dla śmigłowca M-17-1V, BT ITWL nr 7222/50, Warszawa 2012

- Praca zbiorowa, Raport z badań NR 11L/LBSP/2012. Badanie ilości prezentowanych informacji przez system SWPL-1 zabudowany na śmigłowcu M-17-1V, BT ITWL nr 7223/50, Warszawa 2012
- Praca zbiorowa, Raport z badań NR 12L/LBSP/2012. Badanie ergonomii sterowania systemem SWPL-1 zabudowanym na śmigłowcu M-17-1V, BT ITWL nr 7224/50, Warszawa 2012
- Praca zbiorowa, Raport z badań NR 13L/LBSP/2012. Badanie wpływu pracy systemu SWPL-1 na pracę innych systemów śmigłowca M-17-1V, BT ITWL nr 7225/50, Warszawa 2012

#### Flight tests of helmet mounted display system

#### Abstract

This article presents flight tests of a newly developed Helmet Mounted Display System of Flight Parameters (SWPL). The presented system is designed to illustrate full piloting and navigational information, warning about emergency on the helicopter board and signaling on-board helicopter systems failures on the translucent display. The system is designed to work in day and night conditions. In night conditions, the system cooperates with night vision goggles applicable in Polish Air Force. The article presents the main components of the tested system along with their purpose and function. It describes in detail the implemented system and method of display types and the amount of displayed information. The article discusses the required range and the actual course of the flight tests of that system. The tests have been conducted on a helicopter Mi-17-1V. The results of the flight tests of Helmet Mounted Display System are given in conclusion, in particular on meeting the tactical and technical requirements to the system.

### WYBRANE ZAGADNIENIA PROGRAMU BADAŃ MODELU SAMOLOTU W UKŁADZIE POŁĄCZONYCH SKRZYDEŁ

CEZARY GALIŃSKI, GRZEGORZ KRYSZTOFIAK, MATEUSZ LIS Instytut Lotnictwa, Warszawa; e-mail: cezary.galinski@ilot.edu.pl

MIŁOSZ KALINOWSKI Politechnika Warszawska

ŁUKASZ STEFANEK MSP, Warszawa

JAROSŁAW HAJDUK Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

> Układ połączonych skrzydeł jest jednym z perspektywicznych układów aerodynamicznych przyszłych samolotów. Zaproponowany został w 1924 roku przez Prandtla. Nie zdobył jednak popularności ze względu na komplikacje projektowe wynikające z silnego sprzężenia aerodynamicznego oraz statycznej niewyznaczalności. Obecnie przeszkody te mogą być pokonane dzięki zastosowaniu metod numerycznych. Niniejszy artykuł prezentuje wybrane wyniki uzyskane w projekcie budowy latającego demonstratora tego układu. Zaprojektowano go w rzadko stosowanej konfiguracji z przednim płatem w układzie górnopłata i tylnym w układzie dolnopłata. Może to pozwolić na uniknięcie problemów związanych z interferencją płatów na dużych kątach natarcia.

#### 1. Wstęp

Układ połączonych skrzydeł został zaproponowany po raz pierwszy przez Prandtla w 1924 roku [1]. Składa się on z dwóch płatów nośnych, połączonych końcówkami lub płytami brzegowymi, rozmieszczonymi w przestrzeni w taki sposób, aby możliwe było uzyskanie równowagi i stateczności płatowca bez konieczności stosowania usterzenia poziomego. Ma on potencjalnie wiele zalet, takich jak mniejszy opór indukowany czy mniejsza masa struktury. Jednakże stwarza również wiele problemów projektowych wywołanych nadzwyczaj silnym sprzężeniem aerodynamicznym [2] płatów oraz ich statyczną niewyznaczalnością. Z powodu wymienionych problemów układ ten nie stał się dotąd popularny wśród projektantów lotniczych. Podjęto tylko nieliczne próby zaprojektowania takiego samolotu metodami analityczno-eksperymentalnymi [3]-[7]. Pojawienie się metod numerycznych skłoniło badaczy do podjęcia prób projektowania samolotów w niekonwencjonalnych układach [8]-[11], w tym również wywodzących się z tradycyjnych dwupłatów. Dokonano więc dokładniejszej analizy układu połaczonych skrzydeł [12]-[19]. Metody CFD pozwalaja analizować skomplikowane układy aerodynamiczne. Metody MES ułatwiają analizowanie struktur statycznie niewyznaczalnych, a zastosowanie obrabiarek sterowanych numerycznie redukuje niedokładności ich wykonania, dzięki czemu maleją naprężenia montażowe. W związku z tym badacze coraz częściej interesują się tym układem, co objawia się licznymi publikacjami prezentującymi wyniki ich badań [20]-[27]. Przeważa opinia, że bilans wad i zalet układu nie uzasadnia jeszcze podejmowania dużych programów, np. budowy samolotów pasażerskich w tym układzie. Badania zrealizowane na Politechnice Warszawskiej na przełomie lat 80. i 90. ubiegłego wieku potwierdziły tę opinię. Pozwoliły jednak wykryć istotną prawidłowość, która może ją zmienić. Okazuje się, że prawie wszystkie projekty badawcze dotyczące układu połączonych skrzydeł dotyczą takiej ich konfiguracji, w której przedni płat zamocowany jest pod kadłubem, a tylny nad nim. Przeprowadzone na Politechnice Warszawskiej badania tunelowe wykazały, że w tej konfiguracji największą doskonałość uzyskuje się w locie odwróconym [7]. Jest to najprawdopodobniej spowodowane faktem, że wraz ze wzrostem kata natarcia pionowa odległość pomiędzy płatami maleje, co redukuje aerodynamiczną efektywność tylnego płata akurat w takim zakresie kątów natarcia, w którym powinny objawiać się zalety aerodynamiczne układu. Podjęto wiec próbę zaprojektowania samolotu w odwrotnym układzie, tzn. z przednim płatem nad kadłubem i tylnym pod kadłubem. Powinno to pozwolić na wzrost efektywności tylnego płata w zakresie dużych katów natarcia, a więc również na maksymalne wykorzystanie zalet układu. Wstępne analizy potwierdziły ta tezę [27]. Podjęto więc realizację większego projektu, mającego na celu dokładniejsze zbadanie właściwości samolotu w tej konfiguracji [28], [29]. W jego ramach prowadzone sa analizy CFD, dokonano aerodynamicznej optymalizacji multikryterialnej oraz przygotowuje się oprogramowanie do optymalizacji multidyscyplinarnej. Skonstruowano też i zbudowano dwa modele, z których pierwszy (mniejszy) wykorzystano do wstępnych badań w locie, natomiast drugi (większy) zbadano w tunelu aerodynamicznym. Drugi model przygotowywany jest obecnie do pierwszych prób w locie. W celu przygotowania ich programu prowadzone są analizy osiągów i dynamiki lotu tego modelu. Wykorzystuje się również rezultaty wcześniejszych projektów tego rodzaju [30]-[33].

Niniejszy artykuł zaprezentuje wybrane wyniki wymienionych powyżej prac.

#### 2. Badania wstępne

W celu zmniejszenia ryzyka związanego z projektem i badaniami samolotu w niekonwencjonalnym układzie, przed przystąpieniem do projektowania właściwego demonstratora zbudowano jego niewielki model latający. Geometria tego modelu oparta była o wyniki prac przedstawionych w [27]. Model miał masę 1,1 kg i rozpiętość 1200 mm.



Rys. 1. Model latający przeznaczony do badań wstępnych demonstratora samolotu w układzie połączonych skrzydeł

Oblot modelu wykazał poprawne właściwości lotne modelu. Pozwolił również na przeprowadzenie kilku eksperymentów, istotnych dla rozwoju właściwego demonstratora. Pierwszym z nich były badania poprzecznej stateczności dynamicznej modelu. Stosunkowo krótki kadłub i skomplikowana kombinacja skosów i wzniosów skrzydeł sugerowały możliwość wystąpienia problemów w tym zakresie. W związku z tym początkowo zastosowano w modelu duże, trapezowe płyty brzegowe, łączące końcówki płata przedniego i tylnego. Wynik oblotu pozwolił na zredukowanie ich powierzchni. Dokonano tego w kilku kolejnych lotach, zmieniając ich powierzchnię stopniowo. Na płytach były również zamontowane oporowe stery kierunku. Wychylały się one tylko na zewnątrz, tzn. lewy w lewo, a prawy w prawo. W trakcie redukcji płyt brzegowych zredukowano również powierzchnię sterów. W ostatecznej konfiguracji samolot miał równoległoboczne płyty brzegowe oraz centralny statecznik pionowy ze sterem kierunku. W trakcie tego eksperymentu nie stwierdzono żadnych negatywnych zmian towarzyszących redukcji powierzchni płyt brzegowych i sterów kierunku. Zaobserwowano natomiast wzrost doskonałości aerodynamicznej modelu.

Podjęto więc decyzję o zastosowaniu takiej samej konfiguracji płyt brzegowych, statecznika pionowego i steru kierunku w docelowym demonstratorze.

Na małym modelu eksperymentowano również z różnymi kombinacjami wychyleń klap, lotek i sterów wysokości. Było to możliwe dzięki wyposażeniu modelu w cztery powierzchnie sterowe na przednim płacie i cztery na tylnym. Szczególnie interesująca okazała się konfiguracja wykorzystująca przednie wewnętrzne powierzchnie sterowe w charakterze steru wysokości. Pozwalała ona bowiem zwiększać doskonałość modelu wraz ze spadkiem prędkości lotu. Niestety nie pozwalała ona uzyskać dużych katów natarcia. Ostatecznie więc postanowiono w dalszej części projektu rozważać bardziej konwencjonalne rozwiązanie, ze sterem wysokości na całej krawędzi spływu tylnego płata. Natomiast przednie wewnętrzne powierzchnie sterowe traktować jako klapy prędkościowe. Przednie zewnętrzne powierzchnie przeznaczono na konwencjonalne lotki.

Więcej informacji na ten temat znaleźć można w [29].

#### 3. Projekt demonstratora

Projektowanie demonstratora rozpoczęto od przeprowadzenia szeregu analiz aerodynamicznych i wielokryterialnej optymalizacji aerodynamicznej. Wykorzystywano w tym celu zarówno oprogramowanie komercyjne, jak i własne [34]-[37]. Zwiększono rozpiętość skrzydeł do około 3m, zachowując geometrię płatów w zakresie skosów, wzniosów, zbieżności i proporcji powierzchni nośnych z poprzedniego modelu. Dzięki temu od samego początku znane było prawidłowe położenie środka masy samolotu. Ograniczyło to znacząco liczbę zmiennych optymalizacyjnych i skróciło czas potrzebny dla dokonania niezbędnych analiz. Skoncentrowano się natomiast na doborze profili i skręceń wszystkich powierzchni, włącznie z płytami brzegowymi oraz promieni przejść pomiędzy poszczególnymi powierzchniami. Dążono przy tym do zmaksymalizowania funkcji energetycznej, jako że ta osiąga swoje maksimum dla większych kątów natarcia niż doskonałość, a właśnie na dużych kątach natarcia oczekiwano największych możliwości poprawy osiągów w stosunku do samolotów konwencjonalnych. W efekcie oczekuje się większego wznoszenia i długotrwałości lotu, które są ważne dla patrolowych samolotów bezzałogowych. W przyszłości warto by powtórzyć proces optymalizacji z większą liczbą zmiennych, przynajmniej w zakresie zbieżności płatów nośnych. Powinno to pozwolić na dalszą poprawę osiągów samolotu, aczkolwiek uzyskane obecnie już są satysfakcjonujące.

Oprócz osiągów demonstratora badano również jego obciążenia. Było to niezwykle istotne, gdyż planowano prowadzenie zarówno badań w tunelu aerodynamicznym, jak i badań w locie na tym samym płatowcu. Niestety obciążenia w tunelu aerodynamicznym są znacznie większe niż w locie. W locie samolot reaguje w sposób dynamiczny na pojawiające się wymuszenia aerodynamiczne, co łagodzi przebieg oddziałujących nań obciążeń. W tunelu natomiast model pozostaje nieruchomy, niezależnie od oddziaływujących nań sił. Co gorsza, w tunelu możliwe jest uzyskanie również takich konfiguracji kąta natarcia, ślizgu i wychyleń sterów, które są nieosiągalne w locie, a mogą okazać się wymiarujące. Z drugiej strony okazało się, że po przyjęciu rozmiarów demonstratora pasujących do przestrzeni pomiarowej 5-metrowego tunelu aerodynamicznego Instytutu lotnictwa, struktura modelu w większości przypadków zwymiarowana została nie przez obciążenia, a przez gramatury dostępnych na rynku materiałów, z których miała zostać wykonana. Oznacza to, że zaprojektowana struktura samolotu jest najlżejszą możliwą do osiągnięcia w chwili obecnej. Uwzględnienie samych tylko obciążeń w locie do jej wymiarowania nie pozwoliłoby na zmniejszenie jej masy.

#### 4. Struktura

W konstrukcji demonstratora wykorzystano głównie struktury przekładkowe z rdzeniem piankowym i okładzinami z kompozytu epoksydowego zbrojonego tkaninami węglowymi. W skrzydłach zastosowano dźwigary z pasami rozmytymi. Przednie i tylne skrzydło mocowane są do kadłuba za pomocą czterech pionowych śrub każde. Płyty brzegowe łaczą się ze skrzydłami przy pomocy dwóch śrub przypadających na każde połączenie, przy czym śruby służą głównie do dociągnięcia płyt do żeber zamykających skrzydła. Zebra te zaopatrzone są w przetłoczenia o kształcie graniastosłupa pasujące do odpowiadających im przetłoczeń w żebrach zamykających płyty. Dzięki temu siły działające na połączenie w płaszczyźnie pionowej przenoszone są nie przez śruby, a przez strukturę żeber. Uzyskano w ten sposób sztywną strukturę wielokrotnie statycznie niewyznaczalną. W konstrukcji kadłuba istotnym problemem okazała się konieczność zamontowania wagi aerodynamicznej wewnątrz samolotu. Wybrana waga ma znaczące wymiary w porównaniu z wymiarami demonstratora, zajmuje więc dużo miejsca w jego kadłubie. Co gorsza, musi być zamocowana w pobliżu środka masy, koliduje więc z elementami struktury wspierającymi podwozie główne samolotu. Problem ten rozwiązano, stosując atrapę podwozia do badań w tunelu aerodynamicznym. Po ich zakończeniu wklejona została dodatkowa wręga, do której mocowana jest sprężysta goleń

podwozia głównego. Waga wkładana jest do wnętrza kadłuba przez obszerny wykrój w jego skorupie. W celu zachowania odpowiedniej sztywności i wytrzymałości wykrój obudowany został kompozytową skrzynką. W górnej części tej skrzynki wklejone zostały dwie rury stalowe o przekroju kwadratowym, do których przykręcana była waga. Po zakończeniu badań tunelowych rury zostały wycięte w celu zmniejszenia masy płatowca. Skrzynka mocująca wagę, w trakcie badań w locie będzie wykorzystana jako pojemnik na spadochron ratunkowy.



Rys. 2. Struktura kadłuba demonstratora

### 5. Optymalizacja

Jak już wspomniano w rozdziale 4, struktura demonstratora zwymiarowana została nie przez obciążenia, a przez gramatury dostępnych na rynku materiałów, z których miała zostać wykonana. Dotyczy to jednak wyłącznie obecnego demonstratora. Zwiększenie masy startowej samolotu, lub równoczesne zwiększenie masy startowej i wymiarów płatowca sprawi, że to obciążenia w locie staną się wymiarujące. W przypadku samolotu w układzie połączonych skrzydeł spowoduje to istotną komplikację projektu. Nie ma bowiem gwarancji, że geometria skrzydeł optymalna ze względu na charakterystyki aerodynamiczne pozwoli równocześnie zbudować strukturę o minimalnej masie, przy założonych obciażeniach. Dlatego też jedyna racjonalna metoda projektowania samolotów w układzie połączonych skrzydeł wiedzie przez optymalizację multidyscyplinarną. Funkcją celu może być na przykład minimalizacja mocy niezbędnej do lotu poziomego. Nadzwyczaj istotnymi funkcjami ograniczeń są przy tym stateczność statyczna samolotu oraz równowaga sił i momentów względem środka masy zapewniającego wymagany zapas stateczności. Wyniki najbardziej wyrafinowanej optymalizacji zniweczone bowiem zostaną, jeśli samolot nie będzie stateczny, lub gdy będzie osiągał stan równowagi poza zakresem prędkości użytkowej. Procedury optymalizacyjne komplikuje fakt, że równocześnie prowadzone muszą być analizy numeryczne aerodynamiki

i wytrzymałości płatowca. Obydwa rodzaje analiz prowadzi się niestety przy użyciu różnych siatek obliczeniowych, co powoduje konieczność transferu danych zawierających obciążenia z modułu aerodynamicznego do wytrzymałościowego. Komplikuje to i tak skomplikowany automatyczny generator geometrii. Wszystko to sprawia, że zadanie multidyscyplinarnej optymalizacji samolotu w układzie połączonych skrzydeł jest niezwykle skomplikowane. Z tego też względu podjęto dwie, niezależne próby stworzenia oprogramowania optymalizacyjnego. Obydwie są obecnie w trakcie realizacji. Jedną z nich zaprezentowano w [28].

#### 6. Badania aerodynamiczne

Weryfikacja obliczeń aerodynamicznych zostanie dokonana na podstawie wyników badań w tunelach aerodynamicznych, jakie przeprowadzono na obecnym demonstratorze i jego podzespołach. Badania te rozpoczęto od pomiaru właściwości zespołu napędowego. Jednym z problemów obecnego demonstratora jest bowiem pchający układ napędowy. Został on zastosowany, gdyż demonstrator jest również modelem przyszłego samolotu załogowego, którego budowa zostanie podjęta, o ile wyniki badań demonstratora okaża się satysfakcjonujące. W przypadku samolotu załogowego nadzwyczaj istotnym zagadnieniem jest widoczność z kabiny pilota. Zakładając, że przedni płat ma być w układzie górnopłata, oznacza to konieczność wysunięcia kabiny pilota pod jego krawędź natarcia. Z kolei duża powierzchnia tylnego skrzydła oznacza, że punkt neutralny stateczności znajduje się pomiędzy płatami nośnymi. Z punktu widzenia osiągów jest to korzystne, gdyż obydwa płaty mogą wytwarzać dodatnią siłę nośną w bardzo szerokim zakresie kątów natarcia. Utrudnia to jednak zabudowę zespołu napędowego. Zainstalowanie go przed kabiną spowodowałoby osiągniecie zbyt dużego zapasu stateczności i zbyt małą sterowność samolotu. Konieczne więc stało się zastosowanie układu pchającego, w którym silnik równoważy masę pilota względem pożądanego środka masy samolotu. Ogranicza to jednak średnicę śmigła, gdyż w trakcie rotacji przy starcie i lądowaniu mogłoby ono zaczepiać o powierzchnię pasa startowego. Wydawało się więc, że korzystnym może się okazać zastosowanie śmigła otunelowanego, w którym łopaty są dodatkowo chronione przez otaczający je pierścień. Krytycznym zagadnieniem jest jednak w tym wypadku interferencja układu pierścieńwentylator ze znajdującym się przed nimi kadłubem i tylnym płatem. Z tego też względu badania tunelowe rozpoczęto od zweryfikowania właściwości tylnej części samolotu z różnymi konfiguracjami napędu. Ich wyniki szczegółowo opisano w [38]-[40]. Po zapoznaniu się z nimi zdecydowano, że napęd otunelowany

wymaga jeszcze dopracowania. Dalsze badania samolotu, poprzedzające badania w locie, zrealizowano z napędem wyposażonym w konwencjonalne śmigło.



Rys. 3. Model tylnej części kadłuba z zespołem napędowym w tunelu aerodynamicznym

Badania tunelowe modelu samolotu zawierały kilka eksperymentów. Rozpoczęły się od badań zespołu napędowego, w celu porównania wyników pomiarów dla tylnej części samolotu z wynikami całego samolotu. Następnie zrealizowano pomiary biegunowej równowagi z napędem i w locie ślizgowym przy założeniu sterowania przednimi lub tylnymi powierzchniami sterowymi. Zbadano też kilka przypadków, w których wychylone były zarówno przednie, jak i tylne powierzchnie sterowe. Następnie przeprowadzono badania właściwości modelu przy różnych kątach ślizgu, w konfiguracji gładkiej oraz z wychylonymi lotkami lub sterem kierunku. Pomiary te są niezbędne w celu zasymulowania zachowania się samolotu w trakcie wykonywania zakrętów.

We wszystkich tych przypadkach śmigło pozostawało zainstalowane na wale silnika, nawet w przypadkach badania lotu ślizgowego. Pozwoliło to odwzorować charakterystykę aerodynamiczną samolotu, jaka wystąpi w rzeczywistych badaniach w locie, w trakcie podchodzenia do lądowania. Na koniec, w celach porównawczych przeprowadzono badania charakterystyk samolotu bez śmigła dla kilku wychyleń sterów. Stwierdzono, że doskonałość aerodynamiczna badanego modelu jest porównywalna z doskonałością dobrze dopracowanych samolotów konwencjonalnych ze schowanym podwoziem. Wynik ten należy uznać za satysfakcjonujący na obecnym etapie badań, zwłaszcza że badany samolot nie był optymalizowany pod kątem uzyskania dużej doskonałości, a ponad to w trakcie omawianych pomiarów miał zainstalowane atrapy podwozia. W celu zbadania wpływu podwozia na osiągi samolotu zdemontowano więc atrapy i powtórzono badania. Nie stwierdzono jednak znaczącego wzrostu osiągów. Może to wynikać ze stosunkowo niskiej liczby Reynoldsa, przy której prowadzono badania. Ze względu bowiem na wytrzymałość modelu i zakres wagi aerodynamicznej wszystkie pomiary realizowano przy prędkości strumienia ograniczonej do 25 m/s. Po zakończeniu badań w locie planuje się zrealizować kolejną sesję pomiarów w tunelu aerodynamicznym, w trakcie której dla przypadków symetrycznych przeprowadzi się badania w szerszym zakresie prędkości strumienia. Będzie to możliwe, gdyż największe obciążenia w trakcie pomiarów występują w konfiguracji niesymetrycznej, a ponad to znajomość charakterystyk z poprzednich badań pozwoli lepiej wykorzystać zakres pomiarowy wagi i zapas wytrzymałości modelu.



Rys. 4. Model latający przeznaczony do badań w locie w trakcie pomiarów w tunelu aerodynamicznym

#### 7. Wnioski

Podjęto próbę zaprojektowania i przebadania demonstratora samolotu w układzie połączonych skrzydeł. Program zawiera szereg prac, począwszy od analiz aerodynamicznych, multikryterialnej optymalizacji aerodynamicznej, optymalizacji multidyscyplinarnej, projektu i wykonania płatowca, przez badania w tunelu aerodynamicznym aż po badania w locie. Osiągnięte dotychczas wyniki są satysfakcjonujące. Samolot, mając podwozie stałe, ma cha-



Rys. 5. Biegunowe równowagi demonstratora samolotu w układzie połączonych skrzydeł dla różnych położeń środka masy

rakterystyki aerodynamiczne porównywalne z charakterystykami dobrze dopracowanych samolotów z podwoziem chowanym. Nie natrafiono też jak na razie na żadne poważne przeszkody i nie zaobserwowano żadnych istotnych wad badanego samolotu.

#### Podziękowania

Projekt realizowany jest dzięki wsparciu Narodowego Centrum Badań i Rozwoju, poprzez grant nr PBS/A6/14/2012.

#### Bibliografia

- 1. PRANDTL L., 1924, Induced Drag of Multiplanes, NACA TN 182
- GORAJ Z., KULICKI P., LASEK M., 1997, Aircraft stability analysis for strongly coupled aerodynamic configuration, *Journal of Theoretical and Applied Mecha*nics, 35, 1, 137-158
- 3. MAKAROV I.W., 1994, *Lietalnyie apparaty MAI*, Izdatielstwo MAI, Moscow, 64-65
- 4. SOPHER R., 1967, Design of a fairing for the junction of two wings, *Journal of Aircraft*, 4, 4, 379-382
- 5. DANILECKI S., 1988, Zamknięte skrzydło zalety i wady (I), Technika Lotnicza i Astronautyczna, 9, 4-6

- DANILECKI S., 1988, Zamknięte skrzydło zalety i wady (II), Technika Lotnicza i Astronautyczna, 10, 8-10.
- GALINSKI C., 1992, Results of testing of models of joined-wing utility class aircraft, SAE Paper No. 921013
- 8. GORAJ Z. 2000, Dynamics of high altitude long endurance UAV, Proceedings of the ICAS Congress 2000, England Harrogate, **362**, 10 pp.
- GORAJ Z., UEDA T., 2000, Ultra light wing structure for high altitude long endurance UAV, *Proceedings of the ICAS Congress 2000*, England Harrogate, 362, 10 pp.
- GORAJ Z., 2000, Design and flight dynamics of a HALE UAV HARVE-2, Workshop for the Advancement of Unmanned Air Vehicles (UAVs) for Civilian Commercial Applications, Paper no. 9, Israel Aircraft Industries, Israel
- GORAJ Z., FRYDRYCHEWICZ A., WINIECKI J., 1999, Design concept of a high altitude long endurance unmanned aerial vehicle, *Aircraft Design – An International Journal*, 2, 1, 19-44
- 12. FAIRCHILD SAMUELS M., 1982, Structural weight comparison of a joined wing and a conventional wing, *Journal of Aircraft*, **19**, 6, 485-491
- WOLKOVITCH J., 1986, The joined wing An overview, Journal of Aircraft, 23, 3, 161-178
- 14. MIURA H., SHYU A., WOLKOVITCH J., 1988, Parametric weight evaluation of joined wings by structural optimization, *Journal of Aircraft*, 25, 12, 1142-1149
- HAJELA P., CHEN J.L., 1988, Preliminary weight estimation of conventional and joined wings using equivalent beam models, *Journal of Aircraft*, 25, 6, 574-576
- 16. KROO I., GALLMAN J., 1991, Aerodynamic and structural studies of joined wing aircraft, *Journal of Aircraft*, 28, 1, 74-81
- 17. BURKHALTER J.E., SPRING D.J., KEY M.K., 1992, Downwash for joined-wing airframe with control surface deflections, *Journal of Aircraft*, **29**, 3, 458-464
- GALLMAN J.W., SMITH S.C., KROO I.M., 1993, Optimization of joined-wing aircraft, *Journal of Aircraft*, 30, 6, 897-905
- GALLMAN J.W., 1996, Structural optimization for joined-wing synthesis, *Journal of Aircraft*, 33, 1, 214-223
- BLAIR M., CANFIELD R., ROBERTS R., 2005, Joined-wing aeroelastic design with geometric nonlinearity, *Journal of Aircraft*, 42, 4, 832-848
- RASMUSSEN C., CANFIELD R., BLAIR M., 2006, Joined-wing sensor-craft configuration design, *Journal of Aircraft*, 43, 5, 1470-1478

- KIM Y.I., PARK G.J., KOLONAY R.M., BLAIR M., CANFIELD R.A., 2008, Nonlinear response structural optimization of a joined wing using equivalent loads, AIAA Journal, 46, 11, 2703-2713
- BOND V., CANFIELD R., DA LUZ MADRUGA SANTOS MATOS M., SULEMAN A., BLAIR M., 2010, Joined-wing wind-tunnel test for longitudinal control via aftwing twist, *Journal of Aircraft*, 47, 5, 1481-1489
- 24. JANSEN P., PEREZ R., MARTINS J., 2010, Aerostructural optimization of nonplanar lifting surfaces, *Journal of Aircraft*, 47, 5, 1490-1503
- 25. PALETTA N., BELARDO M., PECORA M., 2010, Load alleviation on a joinedwing unmanned aircraft, *Journal of Aircraft*, **47**, 6, 2005-2016
- BINDOLINO G., GHIRINGHELLI G., RICCI S., TERRANEO M., 2010, Multilevel structural optimization for preliminary wing-box weight estimation, *Journal of Aircraft*, 47, 2, 475-489
- 27. MAMLA P., GALINSKI C., 2009, Basic induced drag study of the joined-wing aircraft, *Journal of Aircraft*, 46, 4, 1438-1440
- GALINSKI C., HAJDUK J., KALINOWSKI M., SENEŃKO K., 2013, The concept of the joined wing scaled demonstrator programme, *Proceedings* of the CEAS'2013 Conference, CEAS, Linkoping, Sweden, 244-253, URL: http://www.ceas2013.org/images/images/CEAS2013.pdf [cited 05 April 2014]
- 29. GALINSKI C., HAJDUK J., Assumptions of the joined wing flying model programme, *Transactions of the Institute of Aviation*, in print.
- GALIŃSKI C., BARTKIEWICZ P., HAJDUK J., LAMERS P., 1997, Results of the J-5 marco dynamic similar model flight tests program, SAE Paper No. 975551
- GORAJ Z., SZENDER M., 2004, Badania modelu samolotu w locie na dużych kątach natarcia, Proceedings of VI Konferencja "Metody i Technika Badań Statków Powietrznych w Locie", ITWL, Mrągowo, Poland, 143-153
- GORAJ Z., SZENDER M., 2005, Techniques and critical technologies applied for small and mini UAVs. State of the art and development perspectives, *Transactions of the Institute of Aviation*, 183, 41-49
- 33. GORAJ Z., KITTMANN K., VOIT-NITSCHMANN R., SZENDER M., 2012, Design and integration of flexi-bird – a low cost sub-scale research aircraft for safety and environmental issues, *Proceedings of the ICAS Congress 2012*, ICAS, Brisbane, Australia, URL: http://www.icas.org/ICAS\_ARCHIVE/ICAS2010/ABSTRACTS/469.HTM [cited 20 April 2014]
- 34. STALEWSKI W., 2012, Parametric modelling of aerodynamic objects the key to successful design and optimisation, *Aerotecnica Missili e Spa*zio, 91, 1/2, 23-31, URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi =10.1.1.306.9906&rep=rep1&type=pdf [cited 20 April 2014]

- 35. STALEWSKI W., ŻÓŁTAK J., 2012, Optimisation of the helicopter fuselage with simulation of main and tail rotor influence, *Proceedings of the ICAS Congress* 2012, ICAS, Brisbane, Australia, 2012, URL: http://www.icas.org/ICAS\_ARCHIVE/ICAS2012/ABSTRACTS/811.HTM [cited 20 April 2014]
- STALEWSKI W., ŻÓŁTAK J., 2011, Multi-objective and multidisciplinary optimization of wing for small aircraft, *Proceedings of the CEAS Congress on disc CD-ROM*, Venice, Italy, 1483-1492
- DZIUBIŃSKI A., SURMACZ K., 2014, The joined wing scaled demonstrator results of CFD analysis, *Proceedings of the ICAS'2014 Conference*, ICAS, Petersburg, Russia, ICAS2014-1.10ST, in print
- RODZEWICZ M., BOGDAŃSKI K., RUCHAŁA P., MILLER M., 2014, Koncepcja i realizacja badań zespołu napędowego w tunelu aerodynamicznym, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- GLOWACKI D., RODZEWICZ M., 2014, Badania dynamiczne wirnika napędu otunelowanego samolotu MOSUPS, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- BOGDAŃSKI K., RODZEWICZ M., KRUSZ W., RUTKOWSKI M., 2014, Design and optimization of low speed ducted fan for a new generation of joined wing aircraft, *Proceedings of the ICAS'2014 Conference*, ICAS, Petersburg, Russia, ICAS2014-P2.4.13, in print

# Selected issues of the joined wing scaled demonstrator investigation programme

#### Abstract

The joined wing is considered as one of possible concepts of future airplanes. It was proposed by Prandtl in 1924 for the first time, but did not become popular because of strong aerodynamic coupling and static indeterminacy. Both of these obstacles can be overcome by application of numerical methods. This paper presents selected results obtained so far in the programme of joined wing flying demonstrator investigation. It has been designed in a rarely analyzed configuration with the front wing above the fuselage and aft wing below the fuselage. It may allow avoiding the problem of aerodynamic interference between the wings at high angles of attack.
# IDENTYFIKACJA POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH BSL NA PODSTAWIE BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH

MICHAŁ GARBOWSKI, ANDRZEJ GRONCZEWSKI, Adam Jaroszewicz, Wiesław Wróblewski

Politechnika Wrocławska

e-mail: michal.garbowski@pwr.edu.pl; andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl; adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl; wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl

#### Spis oznaczeń

 $c_a$  – średnia cięciwa aerodynamiczna,

 $C_z, C_y$ – współczynniki siły nośnej i bocznej w 25%  $c_a,$ 

- $C_m, C_n, C_l$  współczynniki momentów pochylającego, odchylającego i przechylającego w 25%  $c_a,$
- $\alpha,\beta,\gamma$  kąty położenia przestrzennego samolotu,
- p, q, r prędkości kątowych przemieszczeń samolotu,
- k– częstotliwość zredukowana,
- Sr,Re liczba Strouhala i Reynoldsa,
- V prędkość przepływu wody,
- $\nu$  lepkość kinematyczna wody,
- $\phi, f$  średnica i częstotliwość obrotu śmigła,

 $\omega$ – prędkość kątowa ruchu,

s, A, B, C – zmienna oraz parametry transformaty Laplace'a,

F, a, ai, bi – funkcja wskaźnikowa oraz jej parametry,

 $t, \tau - czas$  [s] oraz bezwymiarowa stała czasowa.

Pochodne aerodynamiczne

$$C_{a_{\xi_1}}(\infty) \equiv C_{a_{\xi_1}} = \frac{\partial C_a}{\partial \xi_1} \qquad C_{a_{\xi_2}}(\infty) C_{a_{\xi_2}} = \frac{\partial C_a}{\partial \xi_2}$$

gdzie

$$a = (C_z, Cm, C_y, C_n, C_l)$$
  $\xi_1 = (\alpha, \beta, \gamma)$   $\xi_2 = (p, q, r)$ 

#### 1. Wstęp

Przedział małych liczb Reynoldsa, na zakresie których operują mikrosamoloty, oznacza istotną różnicę w fizycznych procesach towarzyszących ich lotowi w porównaniu z lotem załogowego statku powietrznego. Fizyka lotu tych statków powietrznych jest bliższa aerodynamice i mechanice lotu ptaków i dużych owadów niż samolotów [20]. Można zadać pytanie, dlaczego bezzałogowy statek powietrzny przyszłości ma być budowany w skali "mikro". Czy nie może to być urządzenie cokolwiek większe? Odpowiedź leży w przewidywanych zastosowaniach mikrosamolotów. Przeprowadzone w Stanach Zjednoczonych studia na temat taktyki i technik pola walki XXI wieku, wskazują na szczególne znaczenie zabezpieczenia żołnierzy przed nieprzewidywalnymi zdarzeniami już od szczebla plutonu. Chodzi tu o dodatkowe informacje uzyskane na szczeblu taktycznym, trudne lub praktycznie niemożliwe do uzyskania przez satelity i latające wysoko duże bezzałogowe samoloty wywiadowcze. Nisko latające mikrosamoloty moga być wykorzystane do uzyskania informacji taktycznej na szczeblu plutonu. Przykłady misji zwiadowczych wykonywanych przez mikrosamoloty opisane sa w publikacji [16]. Jedna z przykładowych misji jest rozpoznanie wykonywane z lotu na wysokości tuż ponad poziomem najwyższego wzniesienia terenowego. Misja ta wymaga statku powietrznego o zasięgu rzędu 10 km, który może przebywać w powietrzu ok. 1 godziny, osiągającego prędkość 10-20 m/s oraz mogącego przesyłać obrazy sytuacji taktycznej, zarówno w dzień jak i w nocy. Należy pamiętać, że wartości prędkości lotu takich obiektów są porównywalne z wartościami podmuchów wiatru, które występuja w przyziemnej warstwie atmosfery. Jakkolwiek nie sa to zjawiska nadzwyczajne z punktu widzenia meteorologii, tak stanowia spore zagrożenie dla lotu mikrosamolotu. Nagły podmuch zmieniający dynamicznie warunki opływu płata małego obiektu latającego może doprowadzić do przerwania lotu. Stad potrzeba zapewnienia jak największej stabilności, statycznej i dynamicznej, bezzałogowym mikrosamolotom.

#### 2. Eksperyment

Badania charakterystyk stacjonarnych i niestacjonarnych przeprowadzono z wykorzystaniem tunelu wodnego [5] (rys. 1). Jest to tunel o zamkniętym obiegu cieczy roboczej, w którym przestrzeń komory pomiarowej posiada przekrój czołowy o wymiarach  $610 \,\mathrm{mm} \times 915 \,\mathrm{mm}$ . Przepływ wody rozpoczyna się od sekcji (3), do której woda w sposób nieuporządkowany dostarczana jest rurą zza pompy (1) poprzez cylindryczny wlot wykonany z perforowanej blachy (2). Następnie przechodzi przez ustawione w poprzek przepływu sekcje ustalające (4). Pierwsza z nich o konstrukcji plastra miodu zgrubnie ukierunkowuje ruch cząsteczek płynu. Kolejne sekcje wykonane sa z blachy z gesto nawierconymi otworami. Za sekcją ustalaczy znajduje się dysza zbieżna zmieniająca szerokość pola przekroju kanału z 5080 mm do szerokości sekcji pomiarowej (5). Długość tej sekcji (7) wynosi 1830 mm. Na wejściu do sekcji pomiarowej uzyskany przepływ jest laminarny i utrzymuje ten stan na całej długości tej sekcji. Ostatnią sekcją kanału przepływowego jest sekcja z dwoma pionowymi kanałami o przekroju kołowym (9), w których to następuje rozproszenie strumienia przepływu na dwa mniejsze strumienie, a następnie skierowanie do rurociagu powrotnego (10), który podaje czynnik roboczy na pompę. W ten sposób następuje zamkniecie obiegu. Tunel ponadto wyposażony jest w suport (8) zapewniający ruch badanego modelu w trzech płaszczyznach, a także instalację doprowadzającą barwniki do modelu (6) umożliwiającą wykonanie badań wizualizacyjnych opływu badanego obiektu, a także system filtrujący (11).



Rys. 1. Tunel wodny RHRC 2436

Pomiarów sił i momentów aerodynamicznych dokonano z użyciem pięcioskładnikowej wagi tensometrycznej [5]. Mierzy ona wartości sił ortogonalnych do osi wzdłużnej wagi oraz momentów względem trzech osi wagi. Waga zamocowana jest nieruchomo względem modelu i przemieszcza się razem z nim w przestrzeni pomiarowej tunelu. Ruch modelu zapewnia suport. Pozwala on na przemieszczenia kątowe modelu w trzech płaszczyznach w określonym zakresie położeń kątowych [5]. Oprogramowanie sterujące pracą urządzenia pozwala na rejestrowanie zmian wartości sił i momentów aerodynamicznych podczas przemieszczeń kątowych modelu, co daje możliwość prowadzenia pomiarów dynamiki lotu badanych obiektów [11]-[15].



Rys. 2. Konstrukcja suportu modelu (na podstawie RHRC, 2010)

Znając parametry lotu rzeczywistej konstrukcji [6], dobrano kryteria podobieństwa opisujące prędkość postępową lotu (liczba Reynoldsa), prędkości kątowe manewrów i ruchów wykonywanych przez mikrosamolot pod wpływem podmuchów wiatru (liczba Strouhala) oraz pracę zespołu napędowego

$$\operatorname{Re} = \frac{Vc_a}{\nu} \qquad \qquad k = \frac{\omega c_a}{V} \qquad \qquad \operatorname{Sr} = \frac{\phi f}{V} \qquad (2.1)$$

Badania przeprowadzono dla dwóch liczb Re (28000, 50000). Dla obu tych liczb wyznaczone wartości liczb Strouhala wyniosły odpowiednio (2,52, 1,37). W tabeli 1 zebrane są wartości częstotliwości zredukowanych, dla których przeprowadzone były pomiary dynamiczne.

## 3. Identyfikacja

W klasycznym ujęciu dynamiki lotu zazwyczaj przyjmuje się quasistacjonarny model aerodynamiki [1], [2], [4], [8], [18], [19]. Niestacjonarny model aerodynamiki stosowany był głównie w analizie zagadnień aeroelastycznych [21]. Analizując wyniki pomiarów parametrów automatycznie sterowanego lotu

$\omega^*$	k	
[rad/s]	Re = 50000	Re = 28000
0,0087	0,0054	0,0099
0,0131	0,0081	0,0148
0,0174	0,0108	0,0197
0,0218	0,0134	0,0247
0,0262	0,0161	0,0296

Tabela 1. Wartości częstotliwości zredukowanych ruchu

mikrosamolotu, można stwierdzić, że klasyczny guasi-stacjonarny model aerodynamiki nie zawsze może być zastosowany. Dlatego też jednym z kluczowych problemów rozwoju mikrosamolotów jest opracowanie wiarygodnego modelu aerodynamiki. W każdej fazie lotu dynamika ruchu i aerodynamika wzajemnie na siebie wpływają. Stanowi to istotne utrudnienie opisu matematycznego tych procesów. Należy przy tym wziąć pod uwagę fakt, że historia ruchu jest określona poprzez rozwiązanie dynamicznych równań ruchu. Siły i momenty aerodynamicznych działające na statek powietrzny zależą w złożony sposób od jego kształtu, katów natarcia i ślizgu i ich pochodnych względem czasu, prędkości i przyspieszeń kątowych, liczby Reynoldsa, kątów wychylenia powierzchni sterowych i innych parametrów lotu. Jedną z metod opisu dynamiki lotu i wyznaczania pochodnych aerodynamicznych mikrosamolotu jest teoria funkcji wskaźnikowej [22]. Metoda ta wykorzystywana była szeroko do opisu dynamiki lotu wysokomanewrowych samolotów bojowych (m.in. F-16XL [13]), niemniej jednak jest możliwa do wykorzystania także w przypadku badań dynamiki lotu mikrosamolotów [7].

Teoria funkcji wskaźnikowej podaje ogólną zależność (3.1), według której wartość współczynnika aerodynamicznego  $(C_a)$  w danej chwili czasu jest równa sumie wartości tego samego współczynnika zmierzoną w warunkach opływu ustalonego  $(C_a(0))$  oraz funkcji wskaźnikowych będących odpowiedziami współczynnika aerodynamicznego na skokowe wartości zmian parametrów  $C_{a_{\xi}}(t)$ 

$$C_{a} = C_{a}(0) + \int_{0}^{t} C_{a_{\xi_{1}}}(t - \tau, \xi_{\tau})^{\mathrm{T}} \frac{d}{d\tau} \xi_{1}(\tau) d\tau + \frac{l}{V} \int_{0}^{t} C_{a_{\xi_{2}}}(t - \tau, \xi_{\tau})^{\mathrm{T}} \frac{d}{d\tau} \xi_{2}(\tau) d\tau$$
(3.1)

gdzie

$$C_{a} = [C_{z}, C_{y}, Cm, C_{n}, C_{l}]^{\mathrm{T}} \qquad \qquad \xi_{1} = [\alpha, \beta, \gamma]^{\mathrm{T}} \qquad \qquad \xi_{2} = [p, q, r]^{\mathrm{T}}$$
$$C_{a_{\xi_{1}}}(\infty) \equiv C_{a_{\xi_{1}}} = \frac{\partial C_{a}}{\partial \xi_{1}} \qquad \qquad C_{a_{\xi_{2}}}(\infty) \equiv C_{a_{\xi_{2}}} = \frac{\partial C_{a}}{\partial \xi_{2}}$$

Funkcje wskaźnikowe, opisać można ogólną zależnością

$$C_{a_{\xi_j}}(t-\tau,\xi_{\tau}) = C_{a_{\xi_j}}(\infty,\xi_{\tau}) - F_{a_{\xi_j}}(t-\tau,\xi_{\tau})$$
(3.2)

gdzie  $C_{a_{\xi_j}}(\infty, \xi_{\tau})$  oznacza zmianę wartości  $C_a$  wraz z parametrem  $\xi$  przy niezmiennych pozostałych parametrach, z kole<br/>i $F_{a_{\xi_j}}(t-\tau, \xi_{\tau})$  jest funkcją niedoboru, która osiąga wartość 0 dl<br/>a $(t-\tau) \to \infty$ .

Przy założeniu, że współczynnik  $C_a$  jest liniowo zależny od prędkości kątowych  $\xi_2$  oraz rozwijając równanie (3.2) w szereg Taylora wokół punktu  $\xi = 0$ otrzymamy równanie postaci

$$C_{a} = C_{a}(0) + C_{a_{\xi_{1}}}(\infty, ?\xi_{1}(\tau), 0)\xi_{1} + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty, \xi_{1}(\tau), 0)\xi_{2} + \int_{0}^{t} F_{a_{\xi_{1}}}(t - \tau, \xi_{1}(\tau), 0)^{\mathrm{T}}\frac{d}{d\tau}\xi_{1}(\tau) d\tau$$
(3.3)

Jako funkcję niedoboru przyjmuje się zależność  $(3.4)_1$ , która ma postać

$$F(t,\alpha,\beta,\gamma) = h(t,\alpha,\beta,\gamma)a(\alpha,\beta,\gamma) \qquad h(t,\alpha,\beta,\gamma) = e^{-b(\alpha,\beta,\gamma)t}$$
(3.4)

Wprowadzając pochodną oraz transformatę Laplace'a funkcji niedoboru, uzyskamy (3.7)

$$\eta(\tau) = \int_{0}^{t} a(\xi_{1}) e^{-b(\xi_{1})t} \frac{d\xi_{1}}{d\tau}(\tau) d\tau$$

$$\dot{\eta}(\tau) = \frac{d}{d\tau} \left[ \int_{0}^{t} a(\xi_{1}) e^{-b(\xi_{1})t} \frac{d\xi_{1}}{d\tau}(\tau) d\tau \right] =$$

$$= \int_{0}^{t} (-b_{0})a(\xi_{1}) e^{-b(\xi_{1})t} \frac{d\xi_{1}}{d\tau}(\tau) d\tau + a(\xi_{1})\dot{\xi}_{1} = (-b_{0})\eta(\tau) + a(\xi_{1})\dot{\xi}_{1}$$
(3.5)

oraz

$$\eta(s)s + b_0\eta(s) = a\xi_1(s)s \tag{3.6}$$

czyli

$$\eta(s) = \frac{a\xi_1(s)s}{s+b_0}$$
(3.7)

Na podstawie równania (3.1), przy jednoczesnym założeniu, że odchylenia współrzędnych stanu od warunków ustalonych są niewielkie, ogólna zależność współczynników aerodynamicznych przyjmie postać

$$C_a(t) = C_{a_{\xi_1}}(\infty)\xi_1(t) + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_2}}(\infty)\xi_2(t) - \eta(t)$$
(3.8)

Ponieważ dane eksperymentalne wykorzystane do identyfikacji pochodnych eksperymentalnych uzyskane zostały dla ruchu oscylacyjnego z jednym stopniem swobody, można przyjąć, że  $\xi_2 = \dot{\xi}_1$ , co oznacza  $\dot{\alpha} = q$ ,  $\dot{\beta} = r$  oraz  $\dot{\gamma} = p$ .

Podstawiając powyższe do równania (3.8), otrzymamy

$$C_a(t) = C_{a_{\xi_1}}(\infty)\xi_1(t) + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_2}}(\infty)\dot{\xi}_1(t) - \eta(t)$$
(3.9)

Transformata Laplace'a równania (3.9) ma postać

$$C_{a}(s) = \left[C_{a_{\xi_{1}}}(\infty) - \eta(s) + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty)s\right]\xi_{1}(s)$$
(3.10)

Podstawiając do równania (3.10) transformatę Laplace'a funkcji niedoboru (3.7), otrzymamy

$$C_a(s) = \left[C_{a_{\xi_1}}(\infty) - \frac{as}{s+b_0} + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_2}}(\infty)s\right]\xi_1(s)$$
(3.11)

Następnie przekształcając

$$C_{a}(s)(s+b_{1}) = \left[\frac{l}{V}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty)s^{2} + \left(C_{a_{\xi_{1}}}(\infty) - a + b_{0}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty)\right)s + b_{0}C_{a_{\xi_{1}}}(\infty)\right]\xi_{1}(s)$$
(3.12)

otrzymamy ostateczną postać transmitancji modelu

$$\frac{C_a(s)}{\xi_1(s)} = \frac{As^2 + Bs + C}{s + b_0}$$
(3.13)

Nieznane parametry  $C_{a_{\xi_1}}(\infty)$ ,  $C_{a_{\xi_2}}(\infty)$ , a i  $b_0$  wyznaczane są na podstawie współczynników powyższej transmitancji zgodnie z zależnościami

$$A = \frac{l}{V} C_{a_{\xi_2}}(\infty) \qquad B = C_{a_{\xi_1}}(\infty) - a + b_0 \frac{l}{V} C_{a_{\xi_2}}(\infty)$$

$$C = b_0 C_{a_{\xi_1}}(\infty) \qquad (3.14)$$

Wyniki identyfikacji pochodnych badanego mikrosamolotu przedstawione zostały w znacznej części w publikacji [7]. Przeanalizowano przebieg map pochodnych aerodynamicznych oraz zachowanie zarówno modelu w przestrzeni pomiarowej tunelu wodnego, jak i rzeczywistego obiektu podczas lotów. Badania w tunelu wodnym oraz wyniki identyfikacji wykazały bardzo dobrą stateczność podłużną mikrosamolotu. Badania w locie potwierdzają bardzo dobra stateczność mikrosamolotu "Pszczoła" w kanale podłużnym. Wyniki badań antysymetrycznych charakterystyk i pochodnych aerodynamicznych wykazały, iż w pewnych przedziałach kątów natarcia i ślizgu oraz dla pewnego zakresu prędkości kątowych pojawiają się obszary niestateczności.



Rys. 3. Pochodne aerodynamiczne  $dC_n/d\beta$  i  $dC_n/dr$  dla Re = 28000,  $\alpha$  = 30° z widocznymi obszarami niestateczności kierunkowej

Zjawisko niegasnących, oscylacyjnych ruchów przechylania samolotu znane jest w literaturze jako wing rock [3], [9], [10], [17]. Ruchom tym towarzyszą oscylacje w płaszczyźnie odchylenia. Analizując przedziały zmian stacjonarnych, antysymetrycznych charakterystyk aerodynamicznych mikrosamolotu "Pszczoła" w funkcji kata natarcia i ślizgu, można zauważyć przedziały występowania niestacjonarności. Pojawienie się oscylacji modelu zauważone zostały podczas podobnych do wing rock'a oscylacji zostały zauważone podczas badań modelu w tunelu wodnym. Charakter tych drgań oraz podatność wagi tensometrycznej spowodowały konieczność ograniczenia cyklu badań w tej płaszczyźnie ruchu, z obawy przed uszkodzeniem urządzenia pomiarowego (podobne zjawisko zaobserwowano także podczas niestacjonarnych badań w aerodynamicznych tunelach NASA, np. [14]). Porównując wyniki identyfikacji antysymetrycznych pochodnych aerodynamicznych z danymi literaturowymi, można zauważyć, że zjawiska znane z aerodynamiki dużych kątów natarcia samolotów załogowych występują także w przypadku aerodynamiki małych liczb Reynoldsa. Po przekroczeniu pewnego kąta natarcia, zazwyczaj zbliżonego co do wartości do  $alpha_{kr}$ , następuje zmiana znaku pochodnej funkcji  $\partial C_n/\partial\beta = f(\alpha)$  (lub  $\partial C_l/\partial\beta = f(\alpha)$ ) względem kąta natarcia, tj.  $\partial^2 C_{n(l)}/\partial\beta\partial\alpha$ , co interpretować należy jako pojawienie się niestateczności dynamicznej. Zmiana znaku tych pochodnych oznacza, że w przedziale zmian kąta natarcia z ujemną wartością drugiej pochodnej, moment odchylający (przechylający), zamiast wywoływać ruch przeciwstawny do przemieszczeń kątowych, będzie powodować ich zwiększenie, co oznacza pojawienie się niestateczności dynamicznej.



Rys. 4. Przebieg zmian pochodnych  $dC_n/d\beta$ dla pomiarów dynamicznych przy ${\rm Re}=28000~{\rm z}~{\rm pracującym}~{\rm układem}~{\rm napędowym}$ 



Rys. 5. Przebieg zmian pochodnych  $dC_n/d\beta$  dla pomiarów dynamicznych przy Re = 28000 z układem napędowym wyłączonym z pracy

Wykresy 4 i 5 przedstawiają wyniki identyfikacji pochodnych  $dC_n/d\beta$ w funkcji kąta natarcia  $\alpha$ . Pochodne te zostały zidentyfikowane na podstawie pomiarów w tunelu wodnym z wykorzystaniem funkcji wskaźnikowej. Identyfikację przeprowadzono dla różnych wartości kątów natarcia oraz częstotliwości zredukowanych. Wyraźnie widoczna jest zmiana przebiegów funkcji  $\partial C_l / \partial \beta = f(\alpha)$  i przedziały przejścia w obszary utraty stateczności dynamicznej. Charakter zmian funkcji  $\partial C_l / \partial \beta = f(\alpha)$  zależy od wartości zredukowanej częstości k. Pojawienie się oscylacji typu wing rock obserwowano w trakcie badań w locie mikrosamolotu "Pszczoła". Są to oscylacje o okresie rzędu 0,5 sekundy i amplitudzie do 20 stopni. Nie powodują one groźnych dla lotu mikrosamolotu konsekwencji, mogą natomiast powodować zniekształcenia rejestrowanych przez zainstalowane na pokładzie kamery obrazów. Dlatego też wydaje się koniecznym opracowanie układu aktywnej stabilizacji tych ruchów.

#### 4. Podsumowanie

Wykorzystując teorię funkcji wskaźnikowej, możliwe jest dokładne określenie modelu dynamiki lotu badanych obiektów. Wyniki identyfikacji wykorzystać można zarówno do zmian konstrukcyjnych mikrosamolotów, jeżeli badany obiekt znajduje się na etapie konstruowania, bądź też jako dane do układu sterowania i stabilizacji lotu realizowanego przez rzeczywisty obiekt. Znajomość obszarów niestateczności mikrosamolotu pozwoli na uniknięcie warunków niebezpiecznych dla kontynuowania lotu, a w razie wystąpienia takich warunków powinno dać możliwość zadziałania autopilotowi w sposób umożliwiający kontynuowania lotu, które nie było by możliwe do wykonania przez operatora naziemnego.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt "Autonomiczny, zintegrowany system rozpoznawczy wykorzystujący autonomiczne platformy klasy mikro" Nr 0059/R/T00/2008/06.

#### Bibliografia

- ABZUG M.J., 1998, Computational Flight Dynamics, AIAA Ed. Series, Reston, VA
- ABZUG M.J., LARRABEE E.E., 2003, Airplane Stability and Control, a History of the Technologies That Made Aviation Possible, Sec. Ed., Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press, Cambridge
- ERICSSON L.E., 1984, The fluid mechanics of slender wing rock", Journal of Aircraft, 21, 5, 322-328
- 4. ETKIN B., 1972, Dynamics of Atmospheric flight, John Willey, New York

- 5. Five-Component Balance and Computer-Controlled Model Support System for Water Tunnel Applications, RHRC, El Segundo, CA, 2010
- GALIŃSKI C., LAWSON N.J., ŻBIKOWSKI R., 2004, Delta wing with leading edge extension and propeller propulsion for fixed wing MAV, *Proceedings of* 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohama, ISBN 0-95339916-8
- GARBOWSKI M., SIBILSKI K., 2012, Identyfikacja pochodnych aerodynamicznych mikrosamolotu, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, t. II, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa, 525-539, ISBN 978-83-932107-2-5
- GLAUERT H., 1927, A Non-Dimensional Form of the Stability Equations of an Aeroplane, Aeronautical Research Council R&M 1093
- HSU C.-H., LAN C.E., 1984, Theory of Wing Rock, NASA CR-176640, Hamptan, VA
- MASON W., 2006, High Angle of Attack Aerodynamics, Virginia Tech., http://www.dept.aoe.vt.edu/mason/Mason\_f/ConfigAeroHiAlphaNotes.pdf
- 11. KLEIN V., NODERER K.D., 1994, Modeling of Aircraft Unsteady Aerodynamic Characteristics. Part 1 – Postulated Models, NASA TM 109120, Langley, VA
- KLEIN V., NODERER K.D., 1995, Modeling of Aircraft Unsteady Aerodynamic Characteristics. Part 2 – Parametres Estimated from Wind Tunnel Data, NASA TM 110161, Langley, VA
- KLEIN V., MURPHY P.C., TIMOTHY J., BRANDON J.M., 1997, Analysis of Wind Tunnel Longintudinal Static and Oscilatory Data of the F-16XL Aircraft, NASA/TM-97-206276
- 14. KLEIN V., MURPHY P.C., 1998, Estimation of Aircraft Nonlinear Unsteady Parameters from Wind Tunnel Data, NASA/TM-1998-208969
- KLEIN V., MORELLI A., 2006, Aircraft System Identification: Theory and Practice, American Institute of Aeronautics and Astronautics Educational Series, Reston, VA
- 16. MCMICHAEL J.M., FRANCIS M.S., 1997, Micro Air Vehicles Toward a New Dimension in Flight, DARPA, USA
- MONAGHAN R.C., FRIEND E.L., 1973, Effect on Flaps on Buffet Characteristics and Wing-Rock Onset on F-8C Airplane at Subsonic and Transonic Speeds, NASA TM-X-2873, Edwards, CA
- PAMADI B.N., 2003, Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes, II ed., AIAA, Reston, VA
- 19. SMETANA F.O.,2001, Flight Vehicle Performance and Aerodynamic Control, AIAA Ed. Series, Reston, VA

- SHYY W, YONGSHENG L., JIAN T., DRAGOS V., HAO L., 2011, Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers, Cambridge Aerospace Series, ISBN: 978-0521204019
- THEODORSEN T., 1935, General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter, NACA Rep. 496
- TOBAK M., 1954, On the Use of Indicial Function Concept in the Analysis of Unsteady Motions of Wing and Wing-Tail Combinations, NACA Rep. 1188

#### Aerodynamic derivatives identification of UAV from experimental data

#### Abstract

Unmanned Aerial Vehicles should be able to perform the autonomous flight. To make it possible, it is essential to elaborate accurate control algorithms for autopilots. UAVs' personnel should not be absorbed into activities related to flight stability but should focused on recognition tasks, while the UAV should autonomously fly along planned flight route. To achieve that autonomy, it is required to create a mathematical model of aircraft aerodynamics and flight dynamics. One of the methods to achieve those goals is identification of aerodynamic derivatives from tunnel test data. The paper contains aerodynamic derivatives of UAV identified wit use of Indicial Function.

# BADANIA DYNAMICZNE WIRNIKA NAPĘDU OTUNELOWANEGO SAMOLOTU MOSUPS

Dominik Głowacki, Mirosław Rodzewicz

Politechmika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa e-mail: dglowacki@meil.pw.edu.pl

W pracy opisano zagadnienia modelowania i analizy zjawisk wirnika zespołu napędowego przeznaczonego do bezzałogowego samolotu w układzie połączonych skrzydeł MOSUPS. Samolot ten jest wyposażony opcjonalnie w otunelowany napęd pchający. Główną motywacją podjęcia pracy było wnikliwe poznanie warunków pracy zespołu napędowego i własności dynamicznych wirnika dla przeprowadzenia właściwej oceny ich wpływu na bezpieczeństwo eksploatacji samolotu. Celem analizy było wyznaczenie prędkości krytycznych tego wirnika ze względu na możliwość wzbudzania się drgań. Ze względu na skomplikowaną geometrie do obliczeń wykorzystano Metode Elementów Skończonych. W pracy wyznaczono częstotliwości (i obroty) krytyczne wirnika podpartego podatnie w łożyskach oraz postaci niestateczności precesyjnych. Przedstawiono wykresy Campbella i SAFE. Biorac pod uwage ruch obrotowy wirnika, uwzględniono wpływ efektów giroskopowych na częstości drgań własnych. Układy giroskopowe (przy braku tłumienia wewnętrznego i zewnętrznego) są układami zachowawczymi (brak rozpraszania energii).

## 1. Wstęp

Częste przypadki uszkodzeń zespołów wirujących pojawiające się w przypadku urządzeń prototypowych skłoniły autorów niniejszego artykułu do podjęcia tego tematu. Na etapie projektu istotne jest wyznaczenie krytycznych prędkości drgań. Przedmiotem rozważań niniejszego artykułu jest zatem analiza drgań napędu otunelowanego do prototypowego samolotu o nazwie MOSUPS (rys. 1) [1]-[3]. Samolot powstaje w konsorcjum, które tworzą: Politechnika Warszawska, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, MSP Marcin Szender oraz Instytut Lotnictwa. Samolot ten ma innowacyjny układ połączonych skrzydeł, który minimalizuje opór indukowany takiego płatowca. Projekt jest finansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach PBS1/A6/14/2012.





Rys. 1. Samolot w układzie połączonych skrzydeł MOSUPS (projekt wirtualny za zgodą MSP)

Głównym założeniem konstrukcyjnym programu było sprawdzenie wentylatora z kompozytowym wirnikiem pięciołopatowym współpracującym z silnikiem Rotomax 1.6 o mocy 3 kW (rys. 2) [4]. W prezentowanej pracy analizowany jest wpływ prędkości obrotowej na drgania własne konstrukcji. Przedstawiono zjawiska występujące w przypadku wirujących konstrukcji, takie jak efekt giroskopowy oraz precesja.



Rys. 2. Napęd otunelowany oraz szczegóły budowy wirnika

Omówiono warunki wymagane do wystąpienia zjawiska rezonansu. W praktyce inżynierskiej pojawienie się rezonansu przewidywane jest na podstawie wykresów Campbella. W badanej konstrukcji wentylatora sprawdzono, czy nie występuje niebezpieczeństwo wzbudzenia drgań o charakterze rezonansowym od wymuszenia pulsacją przepływu w obrębie pierścienia. Oszacowano prędkości krytyczne, przy których układ mógłby drgać z dużymi amplitudami. Ponadto, w celu potwierdzenia lub wykluczenia prawdopodobnych warunków rezonansu, posłużono się metodologią SAFE. Obliczenia poprzedziły testy ruchowe stanowiska badawczego przedstawionego na rys. 3 oraz opracowanie programu komputerowego w środowisku LabVIEW służącego do sterowania silnikiem, którego panel operatora pokazano na rys. 4.



Rys. 3. Stanowiska badawcze przeznaczone do badań tunelowych



Rys. 4. Panel operatora programu do sterowania silnikiem

# 2. Analiza modalna wirujących konstrukcji

Badanie dynamiki maszyn wirnikowych obejmuje wyznaczanie oscylacyjnego zachowania elementów wirujących. W urządzeniach takich jak silniki lotnicze, pompy odśrodkowe czy turbiny występują charakterystyczne zjawiska związane z bezwładnością, które powinny być uwzględniane w celu zminimalizowania prawdopodobieństwa wystąpienia awarii już na etapie projektu. Aby dokładnie przewidzieć zachowanie maszyny wirującej z wysokimi prędkościami obrotowymi, rzędu tysięcy obrotów na minutę, w analizach muszą być uwzględniane efekty bezwładnościowe [5]. Ważnym zagadnieniem dotyczącym bezwładności jest moment giroskopowy wynikający z precesji ruchu wirującego i jednocześnie drgającego wirnika. To znaczy, że im prędkość obrotowa jest wyższa, tym moment giroskopowy działający na konstrukcję nabiera coraz większego znaczenia. Nie uwzględnienie tego efektu w czasie projektowania może skutkować uszkodzeniem łożysk lub podparć. Jednocześnie uwzględnienie tłumienia w znacznym stopniu wynikającego ze sztywności łożysk i podatności podparć oraz właściwy dobór tego parametru może mieć duży wpływ na stateczność układu drgającego. Ogólny model wirnika maszyny rotacyjnej przedstawiono na rys. 5. Maszyna jest podparta w sposób sprężysty o różnych sztywnościach w zależności od kierunku.



Rys. 5. Ogólny model maszyny wirnikowej

W nieruchomym układzie odniesienia mamy do rozwiązania następujące równanie [6]

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{u}} + (\mathbf{C} + \mathbf{G})\dot{\boldsymbol{u}} + (\mathbf{K} + \mathbf{B})\boldsymbol{u} = \boldsymbol{f}$$
(2.1)

gdzie:  $\mathbf{M}$  – macierz masowa,  $\mathbf{C}$  – macierz tłumienia,  $\mathbf{K}$  – macierz sztywności,  $\mathbf{G}$  – macierz tłumienia żyroskopowego,  $\mathbf{B}$  – macierz tłumienia wynikająca od obrotu.

Równanie dynamiczne w obracającym się układzie odniesienia ma postać [6]

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{u}}_{r} + (\mathbf{C} + \mathbf{C}_{cor})\dot{\boldsymbol{u}}_{r} + (\mathbf{K} - \mathbf{K}_{spin})\boldsymbol{u}_{r} = \boldsymbol{F}$$
(2.2)

gdzie:  $\mathbf{C}_{cor}$  – macierz Coriolisa.

Gdy konstrukcja wiruje wokół osi z i dodatkowo wprowadzi się ją w obrót wokół osi prostopadłej do osi z, to pojawi się moment reakcji, który nazywany jest momentem giroskopowym. Powoduje on dodatkowy ruch zwany precesyjnym. Precesja jest zjawiskiem zmiany kierunku osi obrotu z obracającego się ciała. Oś obrotu z sama obraca się wówczas wokół pewnego kierunku w przestrzeni, zakreślając powierzchnię boczną stożka. Tym samym, gdy wirująca konstrukcja drga z daną częstotliwością, punkty należące do osi obrotu z poruszają się po trajektoriach eliptycznych, a w szczególnym przypadku po kołowych orbitach. W zależności od tego, czy zmiana kierunku osi obrotu z jest zgodna, czy przeciwna do obrotów konstrukcji mówi się odpowiednio o precesji współbieżnej (dodatniej) i przeciwbieżnej (ujemnej), rys. 6. W ogólnym przypadku stanu ustalonego drgań, trajektoria punktów umiejscowionych na osi obrotu nazywana orbitą ma kształt elipsy. Gdy stosowane jest symetryczne łożyskowanie, punkty te z kolei zataczają okręgi [7], [8]. Wynika to z precesji.



Rys. 6. Precesja towarzysząca obrotom wału

Na częstotliwości drgań własnych wirnika wpływa zarówno masa, jak i moment bezwładności względem jego średnicy. Zmiana masy ma większy wpływ na częstotliwości drgań własnych postaci osiowych i skrętnych, podczas gdy zmiana momentu bezwładności znacznie wpływa na częstotliwości postaci giętych. Postacie podatne na moment bezwładności (np. postaci o kształcie stożka) są bardzo wrażliwe na zmianę prędkości obrotowej. Ponadto, zakładając, że właściwości łożyskowania wirnika są niezmienne, wtedy częstotliwości drgań własnych postaci o precesji przeciwbieżnej zazwyczaj będą maleć wraz ze wzrostem prędkości obrotowej konstrukcji, natomiast częstotliwości odpowiadające postaciom o precesji współbieżnej przeważnie będą rosnąć.

## 3. Warunki rezonansu

W celu określenia dynamiki maszyny wirującej należy obliczyć częstotliwości i towarzyszące im postaci drgań własnych. W wypadku obiektów osiowolub cyklicznie symetrycznych, takich jak na przykład tarcze łopatkowe turbin, postaci drgań osiowych i stycznych można scharakteryzować przy pomocy średnic (rys. 7) i okręgów węzłowych.



Rys. 7. Przykłady średnic węzłowych

Maksymalna liczba średnic węzłowych tarczy z parzystą liczbą łopatek wynosi połowę tej liczby (liczba łopatek)/2. Dla nieparzystej liczby łopatek, liczba średnic węzłowych będzie wynosiła (liczba łopatek-1)/2. Postać drgań własnych wirnika przy danej prędkości obrotowej N można wyrazić równaniem [7], [8]

$$y_m(\theta, t) = -Y_m \cos(\omega_m t + m\theta) \tag{3.1}$$

gdzie:  $\omega_m$  – częstotliwość drgań własnych [Hz], m – numer średnicy węzłowej.

Obracające się elementy maszyn wirnikowych, które pracują w stanie ustalonym, podlegają wzbudzeniom o charakterze harmonicznym. Podstawowym źródłem takiego rodzaju wymuszenia jest niewyważenie, które jest zsynchronizowane z obrotami, tzn. oddziałuje z tą samą częstotliwością co obroty. Dodatkowym wymuszeniem jest wystąpienie zmiennych sił obwodowych działających na łopatki, wynikających z zaburzonego przepływu powietrza. Te siły zależą od pozycji łopatki w stosunku do przeszkód zakłócających przepływ. Wymuszenia te mogą zostać rozłożone na składowe harmoniczne

$$f_n(\theta, t) = F_n \sin[n(\omega t + \theta)]$$
(3.2)

gdzie: n – numer harmonicznej,  $F_n$  – amplituda n-tej harmonicznej,  $\omega$  – częstotliwość wymuszenia [Hz],  $\theta$  – kąt przesunięcia fazowego, t – czas [s].

Wynika z tego, że do zdefiniowania postaci drgań własnych potrzebne są trzy parametry: częstotliwość drgań własnych  $\omega_m$  [Hz], liczba średnic węzłowych m oraz prędkość obrotowa wirnika N [obr/min].

Częstotliwość (okresowość) wymuszenia harmonicznego  $\omega$  zależy od prędkości obrotowej turbiny i liczby zaburzeń po obwodzie (np. liczby dysz). Można ją wyrazić wzorem

$$\omega = \frac{MN}{60} \tag{3.3}$$

gdzie:  $\omega$ – częstotliwość wymuszenia [Hz], M– liczba wymuszeń (zaburzeń) po obwodzie, N– prędkość obrotowa [obr/min].

Znajomość częstotliwości i postaci drgań konstrukcji oraz przebiegu funkcji wymuszenia jest konieczna do określenia warunków rezonansu. Głównym źródłem wymuszenia w maszynach wirnikowych są przeszkody znajdujące się w obszarze przepływu. Okresowość tego wymuszenia uzależniona jest od ich liczby oraz od prędkości obrotowej maszyny. Profil wymuszenia natomiast wynika tylko z liczby tych przeszkód po obwodzie. Zatem do pojawienia się zjawiska rezonansu wymagane jest, aby praca wymuszeń działających na wirnik była dodatnia [7]

$$W = \int_{0}^{1} F \, dx \tag{3.4}$$

Posługując się wzorami (3.1), (3.2) i (3.4), możemy powiedzieć, że praca wykonana przez *n*-tą składową harmoniczną wymuszenia na postaciach drgań o *m* średnicach węzłowych w okresie jednego obrotu wirnika może być wyrażona poprzez

$$W = \int_{0}^{2\pi} \int_{0}^{T} f_n(\theta, t) \frac{\partial}{\partial t} y_m(\theta, t) \frac{N}{2\pi} dt d\theta$$
(3.5)

Stąd

$$W = \begin{cases} \pi N F_n Y_m & \text{jeśli} \quad n = m \quad \land \quad \omega_m = n\omega \\ 0 & \text{jeśli} \quad n \neq m \quad \land \quad \omega_m \neq n\omega \end{cases}$$
(3.6)

Zatem, aby wystąpił rezonans okresowość siły wymuszającej, musi być równa częstotliwości drgań własnych konstrukcji ( $\omega_m = n\omega$ ) oraz profil siły wymuszającej musi być taki sam, jak postać powiązanych z nią drgań (m = n). Odpowiada to sytuacji, gdzie pojawia się maksymalna dynamiczna odpowiedź układu na siłę wymuszającą przy minimalnym rozpraszaniu energii dostarczanej do układu. W przypadku, gdy  $\omega_m \neq n\omega$  i  $m \neq n$ , to wykonana praca będzie zerowa. Czyli, jeśli oba warunki nie będą jednocześnie spełnione, to zjawisko rezonansu nie wystąpi.

### 4. Wykres Campbella

Przy pewnej prędkości obrotowej wirnik maszyny może zachowywać się niestatecznie, co objawia się nagłym zwiększeniem drgań. Po zwiększeniu prędkości niestabilność wirnika zanika i pojawia się dopiero po osiągnięciu następnej charakterystycznej prędkości obrotowej. Prędkości te nazwano prędkościami krytycznymi. Wirnik zatem może parokrotnie przechodzić przez kolejne prędkości krytyczne. Prędkość krytyczna jest prędkością obrotową konstrukcji, która odpowiada jej częstotliwości rezonansowej, tzn. gdy częstotliwość drgań własnych pokrywa się z częstotliwością wymuszenia wirującego obiektu. Potencjalne niebezpieczne prędkości krytyczne można wyznaczyć, stosując tzw. wykresy Campbella. Prędkości krytyczne to prędkości obrotowe wirnika, przy których amplitudy drgań oraz związane z tym naprężenia są największe. Zjawisko osiągania maksimum amplitudy drgań przy prędkościach krytycznych jest podobne do zjawiska rezonansu, przy którym częstotliwość siły jest równa częstotliwości drgań własnych układu. Wykres Campbella służy porównaniu częstotliwości drgań własnych konstrukcji i częstotliwości sił wymuszających [8]. Przebiegi tych parametrów przedstawia się w funkcji prędkości obrotowej, tak jak jest to pokazane na przykładowym wykresie z rysunku 8.



Rys. 8. Przykładowy wykres Campbella dla wirnika turbiny

Punkty, w których częstotliwości drgań i sił są sobie równe, identyfikuje się jako warunki prawdopodobnego rezonansu, a odpowiadające im prędkości obrotowe jako prawdopodobne prędkości krytyczne. Na wykresie odpowiada to miejscom przecięć przebiegów tych częstotliwości. Wykres Campbella tworzony w programie ANSYS w module służącym do symulacji maszyn wirnikowych (*Rotor Dynamics*) obrazuje zmianę częstotliwości drgań własnych w funkcji prędkości obrotowej wirnika. Wykres Campbella pozwala określić prędkości krytyczne poprzez przecięcie prostej (określonej jako n razy prędkość obrotową) z krzywymi określającymi postacie drgań własnych. Wykres taki zawiera

także opisy informujące o stabilności procesu drgań i kierunek precesji dla każdej z postaci. Brak stabilności układu drgającego prowadzi zazwyczaj do jego zniszczenia. Najczęściej powodu niestabilności należy doszukiwać się w nieodpowiednich właściwościach łożysk (ich niesymetryczności), nieodpowiednim tłumieniu, kontakcie między wirującymi i nieruchomymi częściami.

#### 5. Wykres SAFE

Z przykładowego wykresu Campbella (rys. 7) widać, że w przypadku wirników z dużą liczbą łopatek można zidentyfikować wiele punktów prawdopodobnego rezonansu. Z doświadczenia jednak wiadomo, że tylko w niektórych z nich dojdzie do krytycznej odpowiedzi konstrukcji, znaczącej ze względu na wytrzymałość. Dlatego pojawia się potrzeba "odsiania" niegroźnych przypadków i uzasadnienia, dlaczego te punkty są nieistotne w dalszych rozważaniach. Wykres Campbella jest w istocie tylko jednym z rzutów trójwymiarowej reprezentacji wzorów (3.1) i (3.3), a tym samym powierzchni charakteryzujących odpowiednio drgania własne konstrukcji i wymuszenia działające na nią. Drugi rzut nazywany jest wykresem SAFE (*Singh's Advanced Frequency Evaluation*) (rys. 9) i wnosi do analizy brakujący wymiar postaci drgań i sił.



Rys. 9. Graficzna reprezentacja warunków rezonansu. Występuje on w miejscach przecięcia powierzchni odpowiadających charakterystyce drgań własnych konstrukcji oraz wymuszeń działających na nią

W przypadku wystąpienia wymuszenia o częstości zbliżonej do częstości drgań własnych istnieje realna groźba zniszczenia konstrukcji przez drgania o charakterze rezonansowym. Okresowe wzbudzenie np. przepływowe wynikające z pulsacji ciśnienia przy mijaniu przez krawędź łopatki przeszkód znajdujących sie w pierścieniu (np. wsporników) może wzbudzać drgania łopatek o postaciach zgodnych z postaciami drgań własnych.

Idea wykresu SAFE bazuje na dopasowaniu częstotliwości i postaci drgań własnych z częstotliwościami wymuszeń i odpowiadających im postaci. Pozwala to uzupełnić informacje uzyskane z wykresu Campbella o dodatkowe dane potrzebne do określenia warunków rezonansu reprezentowanych wzorem (3.6). W istocie, tak jak to zostało pokazane na rys. 8, wykres SAFE jest niczym innym, jak jednym z rzutów przestrzennego zobrazowania powierzchni charakteryzującej drgania własne i wymuszenia uzupełnieniem wykresu Campbella o dodatkowy wymiar postaci własnych i wymuszeń. W publikacjach [10]-[12] zostało pokazane, że wykresy SAFE są z powodzeniem wykorzystywane do analizy drgań tarcz łopatkowych turbin i do oceny niezawodności. Narzędzie to może być używane przy analizie jakiegokolwiek wirującego, symetrycznego układu (np. sprężarek osiowych, turbin gazowych, pomp, wentylatorów czy wiatraków), gdzie częstotliwość wymuszenia jest funkcją prędkości obrotowej układu [6]. Na tej podstawie zdecydowano się spróbować zaadoptować metodę SAFE także do rozwiązania problemu postawionego w niniejszej pracy.

## 6. Obliczenia dynamiczne wentylator wirnika samolotu MOSUPS

Obliczenia uwzględniają skomplikowany kształt geometryczny wirnika. Do obliczeń zastosowano Metodę Elementów Skończonych zaimplementowaną w środowisku obliczeniowym ANSYS. Posłużono się modułem Rotor Dynamics wchodzącym w skład systemu. W obliczeniach uwzględniono wpływ efektów giroskopowych na częstości drgań własnych. Bezpośrednim celem było sprawdzenie, czy w zakresie prędkości obrotowej do 8000 RPM wirnik można bezpiecznie użytkować. Model obliczeniowy składał się z pięciołopatowego wirnika, wału napędowego i gondoli z silnikiem (rys. 10).

Model numeryczny składa się z 6984 elementów oraz 6134 węzłów i został zbudowany z wykorzystaniem elementów typu Shell 181, Pipe288 oraz Combine214. Pięciołopatowy wirnik (rys. 11) uwzględnia warstwową budowę kompozytu, z jakiego został wytworzony (rys. 2).

W wyniku obliczeń wygenerowane zostały trajektorie ruchu środków ciężkości przekrojów wału (tzw. orbity), rys. 12. Pozwalają one określać, przy jakich obrotach możemy spodziewać się potencjalnych przytarć pomiędzy wirnikiem a pierścieniem dyszy napędu otunelowanego.



Rys. 10. Model napędu otunelowaneo



Rys. 11. Model MES pięciołopatowego wirnika napędu otunelowanego



Rys. 12. Trajektorie wirowania wirnika



Rys. 13. Wykres Campella dla jednego wymuszenia na obrót

Analiza pozwalała sporządzić wykres Campbella (rys. 13), z którego wyznaczono potencjalne prędkości krytyczne (tabela 1) oraz określono, czy dana postać drgań jest stabilna, czy też nie.

Maksymalna liczba średnic węzłowych postaci drgań wieńca łopatkowego jest równa (N-1)/2 = 2 (dla nieparzystej liczby łopatek N = 5). Na rys. 14 pokazano wybraną postać z jedną średnicą węzłową.



Rys. 14. Wybrane postacie drgań własnych dla jednej i dwóch średnic węzłowych

	Liczba wymuszeń na obrót	
	1 raz	4 razy
Nr prędkości	Prędkość krytyczna	Prędkość krytyczna
krytycznej	[RPM]	[RPM]
1	1834,4	651,8
2	2795,5	774,9
3	3244,1	1150,9
4	3269,9	1163,6
5	3258,1	1164,1
6	5577,9	1667,5
7	7546,8	1680,8
8	8912,8	2416,3
9	—	2830,7
10	—	3134,4
11	—	3042,8
12	—	3548,9
13	—	$3673,\!9$
14	_	$5155,\!6$
15	—	6209,8
16	—	6299,3
17	—	5591,0
18	—	7059,2
19	—	6687,0
20	—	8545,7
21	_	9124.0

### Tabela 1.

Źródłem drgań wirnika jest niewyważenie oraz wymuszenia o charakterze przepływowym. Mogą one pochodzić od mocowania napędu tzw. wsporników (M = 4 szt.) (rys. 9). Potencjalnie groźne są zatem wymuszenia o postaciach rozwinięcia po obwodzie odpowiadające:  $F(t) = \cos(4 \cdot 2\pi ft)$  oraz ewentualnie ich drugie harmoniczne. Wykorzystując metodologię SAFE, stwierdzono, że wyznaczone wcześniej prędkości krytyczne w zakresie prędkości obrotowej do 8000 RPM nie są groźne, a co za tym idzie, nie wystąpi zjawisko rezonansu. Zostało potwierdzone to doświadczalnie, przeprowadzając bezpiecznie testy ruchowe na specjalnie zaprojektowanym stanowisku badawczym (rys. 3). Stwierdzono, że napęd jest prawidłowo zaprojektowany pod względem dynamicznym i bezpiecznie odstrojony.

## 7. Wnioski

Projektowanie wirujących zespołów urządzeń wymaga stosowania zaawansowanych technik obliczeniowych związanych z MES. Pozwala to uwzględnić w procesie obliczeniowym złożoną geometrię układu.

W pracy przedstawiono analizę drgań własnych dla kilku prędkości obrotowych wirnika napędu otunelowanego. Dzięki temu możliwe było wygenerowanie wykresów Campbella i oszacowanie prędkości krytycznych, przy których układ mógłby drgać z dużymi amplitudami. Na podstawie przeprowadzonych analiz można sformułować wniosek, że w warunkach normalnej pracy konstrukcja wykazuje właściwe odstrojenie od częstotliwości sił wymuszeń przepływowych pochodzących od wsporników pierścienia dyszowego.

#### Bibliografia

- MAMLA P., GALINSKI C., 2009, Basic induced drag study of the joined-wing aircraft, *Journal of Aircraft*, 46, 4, 1438-1440
- GALINSKI C., HAJDUK J., KALINOWSKI M., SENEŃKO K., 2013, The concept of the joined wing scaled demonstrator programme, *Proceedings* of the CEAS'2013 Conference, CEAS, Linkoping, Sweden, 244-253, URL: http://www.ceas2013.org/images/images/CEAS2013.pdf [cited 05 April 2014]
- 3. GALINSKI C., HAJDUK J., Assumptions of the joined wing flying model programme, *Transactions of the Institute of Aviation*, in print
- BOGDAŃSKI K., RODZEWICZ M., KRUSZ W., RUTKOWSKI M., 2014, Design and optimization of low speed ducted fan for a new generation of joined wing aircraft, *Proceedings of the ICAS'2014 Conference*, ICAS, Petersburg, Russia, ICAS2014-P2.4.13, in print
- VRBKA D., Niezawodność eksploatacyjna lopatek wirnika przy ekstremalnych stanach, Ekol, spol. s r.o. Brno 06/2012
- 6. ANSYS Help 14.5 Dokumentacja systemu ANSYS w wersji 14.5
- NELSON F.C., 2007, Rotor dynamics without equations, International Journal of COMADEM, 10, 3, 2-10
- 8. SWANSON E., POWELL C.D., WEISSMAN S., 2005, A practical review of rotating machinery critical speeds and modes, *Sound and Vibration*, **5**
- NOGA S., 2008, Analiza drgań poprzecznych koła zębatego, Czasopismo Techniczne, Wydawnictwo Politechniki Krakowskiej, 9-M
- SINGH M.P., VARGO J.J., SCHIFFER D.M., DELLO J.D., 1984, SAFE Diagram – A Design and Reliability Tool for Turbine Blading, Dresser-Rand Company, Wellsville, N.Y., USA

- 11. SINGH M., 1984, *SAFE Diagram*, Technology Report ST 16, Dresser-Rand Company
- 12. SINGH M.P., 1984, SAFE Diagram A Dresser-Rand Evaluation Tool for Packeted Bladed Disc Assembly, Dresser-Rand Company, Wellsville, N.Y., USA

## Research into dynamic properties of the rotor for MOSUPS airplane ducted propulsion system

#### Abstract

This paper describes problems of modeling and analysis of phenomena of the rotor drive unit designed for UAS with joint wing configuration "MOSUPS". This aircraft is equipped with an optional push drive. The main motivation was to acknowledge the working conditions of the power unit and dynamic properties of the rotor to carry out a proper assessment of their impact on the safe operation of the aircraft. The objective of the analysis was to determine the critical speeds of the rotor due to possible excitation of vibrations. Due to the geometrical complexity the calculations were based on the Finite Element Method. In the study, the frequency (and speed) propped critical rotor bearings and flexibly in form of precessional instability. Campbell and SAFE graphs are presented. In addition, taking into account the rotation of the rotor gyroscopic effects on the natural frequencies are examined. Integrated gyroscopes (in the absence of internal and external damping) are conservative systems (no energy dissipation).

# CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE BEZZAŁOGOWEGO SAMOLOTU "FLATFLYER"

ANDRZEJ GRONCZEWSKI, KATARZYNA STRZELECKA, MICHAŁ GARBOWSKI

Politechnika Wrocławska, Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych e-mail: andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl; katrzyna.strzelecka@pwr.edu.pl; michal. garbowski@pwr.edu.pl

ADAM JANUSZKO, TADEUSZ DOBROCIŃSKI BizGate-Aviation; e-mail: a.januszko@bizgate.pl

# 1. Wprowadzenie

Bezzałogowe statki latające BSL znajdują coraz szersze zastosowanie w realizacji zadań lotniczych do niedawna zarezerwowanych dla lotnictwa załogowego. Rosnące w ostatnim czasie zapotrzebowanie na tego typu samoloty spowodowało pojawienie się znacznych ilości nowych konstrukcji. Samoloty bezzałogowe posiadają wiele zalet, wśród których można wyszczególnić możliwość wykorzystania maszyn o niewielkiej masie i małych gabarytach do realizacji wielu rodzajów zadań lotniczych. Głównym wyzwaniem projektowym stającym przed konstruktorami BSL klasy mini i mikro jest zapewnienie stateczności i sterowności, szczególnie w czasie lotu w warunkach burzliwej atmosfery oraz odpowiedniego zasięgu i długotrwałości lotu przy akceptowalnym udźwigu. Wydaje się, że powoli wyczerpuja się możliwości poprawy charakterystyk lotnych typowych układów aerodynamicznych samolotów z powierzchniami nośnymi w postaci skrzydeł posiadających klasyczne profile lotnicze. Jedną z nowych propozycji jest układ aerodynamiczny samolotu bezzałogowego BSL z wieloma połączonymi ze sobą płaszczyznami nośnymi o płaskich profilach. Taki niestandardowy układ aerodynamiczny został opracowany przez Firmę BIZGATE AVIATION i nazwano go roboczo *FlatFlyer*.

Wstępne badania w locie wykazały, że samolot charakteryzuje się stosunkowo dużym, krytycznym kątem natarcia oraz znaczną odpornością na przeciągnięcie. Ponadto samolot zachowywał się statecznie, a sterowanie nim nie nastręczało żadnych trudności. Badania zostały prowadzone bez rejestracji parametrów lotu, wobec czego ocena charakterystyk lotnych samolotu ma jedynie charakter szacunkowy. Stąd też podjęto się próby oceny właściwości aerodynamicznych opracowanego układu aerodynamicznego. W tym celu model samolotu *FlatFlyer* poddano badanym w aerodynamicznym tunelu wodnym.

## 2. Przedmiot badań i narzędzie badawcze

#### 2.1. Przedmiot badań

Obiektem badań był model samolotu *FlatFlyer* (FF). Układ aerodynamiczny samolotu wyróżnia się (w porównaniu z klasycznymi rozwiązaniami) dwoma szczególnymi cechami. Samolot posiada cztery połączone ze sobą końcówkami skrzydła tworzące obrys kwadratu oraz wyposażano go w kadłub o przekroju kołowym wkomponowany centralnie wzdłuż przekątnej (rys. 1). Samolot posiada dodatni kąt wzniosu części skrzydeł (rys. 2). Również w przedniej i tylnej części skrzydeł zastosowano dodatni kąt wzniosu (rys. 3). Kolejną, nietypową cechą układu aerodynamicznego jest zastosowanie prostokątnego profilu skrzydła z ostrymi krawędziami natarcia. Profil skrzydeł jest jednakowy wzdłuż rozpiętości (rys. 4).



Rys. 1. Model samolotu $\mathit{FlatFlyer}-$ widok z góry



Rys. 2. Model samolotu FlatFlyer – widok z przodu



Rys. 3. Model samolotu FlatFlyer – widok z przodu



Rys. 4. Profil skrzydła samolotu *FlatFlyer* 

## 2.2. Narzędzie badawcze

Określenie charakterystyk aerodynamicznych samolotu wymaga znajomości współczynników sił i momentów aerodynamicznych. Na podstawie przebiegów zmian wartości współczynników aerodynamicznych, w zależności od kątowych położeń samolotu oraz liczby Reynoldsa, możliwa jest ocena właściwości lotnych samolotu. Współczynniki aerodynamiczne wyznaczono dzięki badaniom eksperymentalnym w tunelu wodnym "Rolling Hills Research Corporation – model 2436". Tunel ten umożliwia pomiar wielkości sił i momentów aerodynamicznych przy wykorzystaniu pięcioskładnikowej wagi tensometrycznej zamocowanej do suportu (rys. 5 i 6).



Rys. 5. Waga aerodynamiczna zamocowana do suportu



Rys. 6. Model samolotu FlatFlyer zamocowany na wadze aerodynamicznej

#### 2.3. Charakterystyka badań w tunelu wodnym

Eksperymenty przeprowadzone w tunelu wodnym miały przede wszystkim na celu wstępne określenie właściwości samolotu z nowym układem aerodynamicznym i płaskim profilem skrzydła. W tym celu wykonano testy statyczne, jak również testy dynamiczne, następnie poddano opracowaniu i analizie uzyskane wyniki badań. Testy statyczne wykonano przy następujących parametrach (łącznie wykonano 36 testów):

- prędkość przepływu v = (21,0;22,9;24,8;26,7) cm/s,
- liczba Reynoldsa Re = (16000; 18000; 20000; 22000),
- zakres kątów natarcia  $\alpha = (-6^\circ \div 46^\circ),$
- zmiana kąta natarcia  $\varDelta \alpha = 2^{\circ},$
- zakres kątów ślizgu  $\beta = (0^{\circ} \div 14^{\circ}),$
- zmiana kata ślizgu  $\Delta \beta = 2^{\circ}$ .

W przypadku samolotu wysokomanewrowego, lub też podczas lotu w burzliwiej atmosferze, występują szybkie zmiany położenia przestrzennego samolotu. Burzliwa atmosfera ma szczególnie istotny wpływ na zamiany położenia w odniesieniu do samolotów o małej masie startowej. Doświadczenia eksploatacyjne oraz badania eksperymentalne wskazują, że w przypadku dynamicznej zmiany położenia samolotu, siły i momenty aerodynamiczne przyjmują inne wartości niż w przypadku ruchu samolotu z niewielkimi prędkościami kątowymi. W ramach badań modelu samolotu *FlatFlyer* przeprowadzono poniżej opisane testy dynamiczne.

- Forced Oscillation test ten polega na pomiarze sił i momentów podczas gwałtownych zmian położenia samolotu wokół jednej z trzech osi. Przeprowadzono pięć testów, polegających na zmianie kąta natarcia z amplitudą  $\Delta \alpha = \pm 5^{\circ}$  wokół ustalonych wartości początkowych – odpowiednio  $\alpha_0 = (0^{\circ}, 10^{\circ}, 15^{\circ}, 20^{\circ}, 25^{\circ})$ . Rejestracji danych dokonywano z częstotliwością f = 15 Hz.
- **Velocity Vector** eksperyment ten polega na pomiarze sił i momentów samolotu w czasie obrotu wokół dowolnie wybranej osi układu współrzędnych związanego z samolotem. Samolot obracał się wokół osi podłużnej w zakresie kątów przechylenia  $\varphi = \pm \pi$ .
- Ramp and Hold idea tego testu oparta jest na pomiarze wartości sił i momentów aerodynamicznych podczas gwałtownego zwiększania kąta natarcia od wartości początkowej do wartości końcowej. Test tego typu pozwala na określenie zarzutu siły nośnej przy gwałtownym wzroście kąta natarcia. Test przewidywał skokowy wzrost kąta natarcia z wartości  $\alpha_0 = 10^\circ$  do wartości  $\alpha_0 = 20^\circ$ .
- Schroeder Sweep eksperyment ten jest dedykowany w szczególności do badania samolotów, dla których przewiduje się szybkie, oscylacyjne zmiany kąta natarcia z niewielkimi amplitudami. Układ pomiarowy rejestruje parametry podczas oscylacyjnych zmian kąta natarcia od wartości minimalnej do zadanej maksymalnej amplitudy (w tym przypadku  $\Delta \alpha = 5^{\circ}$ ). Zamiany odbywały się z częstotliwością w zakresie  $f = (0 \div 0.2)$  Hz.

## 3. Wyniki badań w tunelu wodnym

#### 3.1. Cele badań

Głównym celem utylitarnym było określenie przydatności nowych kształtów powierzchni nośnych do zastosowania w konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych. Zespół badawczy postawił sobie zadanie, aby na podstawie przeprowadzanych badań, opracowania i analizy uzyskanych wyników, wstępnie ocenić przydatność nowego układu aerodynamicznego do zastosowania w konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych. Wobec tego skoncentrowano się głównie na ocenie jakościowej właściwości aerodynamicznych samolotu.

Osiągnięcie głównego celu badań możliwe było dzięki zrealizowaniu celów cząstkowych, do który należy zaliczyć:

• wyznaczenie wartości bezwymiarowych współczynników siły normalnej, bocznej oraz momentów aerodynamicznych, zarówno w stanach statycznych jak i dynamicznych,

- określenie wpływu kąta ślizgu i liczby Reynoldsa na współczynniki aerodynamiczne,
- wyznaczenie krytycznego kąta natarcia.

### **3.2.** Współczynnik siły normalnej $C_N$

Wyniki pomiarów pozwoliły na określenie przebiegu współczynnika siły normalnej  $C_N$  w funkcji kąta natarcia  $\alpha$ , dla różnych kątów ślizgu oraz różnych liczb Reynoldsa. Doświadczenia z badań w tunelu wodnym wskazują, że załamanie liniowego charakteru wzrostu współczynnika siły normalnej  $C_N$ najczęściej odpowiada krytycznemu kątowi natarcia. Jednak w każdym przypadku, w celu potwierdzenia prawidłowości odczytu wartości krytycznego kąta natarcia, wykonywana jest wizualizacja barwna opływu. Współczynnik siły normalnej  $C_N$ , aż do krytycznego kąta natarcia, zmienia się liniowo. Przebieg zmian współczynnika siły normalnej jest typowy, jak dla klasycznych profili lotniczych (rys. 7).



Rys. 7. Zależność współczynnika siły normalnej w funkcji kąta natarcia (Re=16000)

Charakterystyczną cechą zastosowanego profilu skrzydła samolotu *Flat-Flyer* jest fakt, iż w odróżnieniu od klasycznych profili lotniczych ma dodatni kąt natarcia zerowej siły nośnej (rys. 8).

W celu porównania nośności skrzydła badanego obiektu z samolotami o typowych układach aerodynamicznych i klasycznych profilach lotniczych, zestawiono charakterystyki współczynnika siły normalnej trzech modeli samolotów przebadanych w tunelu wodnym:



Rys. 8. Zależność współczynnika siły normalnej od kąta natarcia dla różnych kątów ślizgu $\beta$ 



Rys. 9. Samolot w układzie Latające skrzydło (LS)



Rys. 10. Samolot w układzie Podwójna delta (PD)

- samolot FlatFlyer (FF),
- samolot w układzie *Latające skrzydło* (*LS*) (rys. 9),
- samolot typu Podwójna delta (PD) (rys. 10).

Samoloty porównawcze wyposażone są profile DF-101 o grubości względnej  $\overline{g} = 10,5\%$ . Przebieg współczynnika siły normalnej w funkcji kąta natarcia (rys. 11) wskazuje, że do krytycznego kąta natarcia samolot *Latające skrzydło* charakteryzuje się największą nośnością.



Rys. 11. Zależność współczynnika siły normalnej z funkcji kąta natarcia  $C_N = f(\alpha)$ dla różnych samolotów

Układ aerodynamiczny samolotu *FlatFlyer* dzięki zastosowaniu czterech skrzydeł pozwoli na uzyskanie większej, całkowitej powierzchni nośnej, wobec tego należy oczekiwać bardzo dobrych charakterystyk nośności skrzydła. Samolot *FF*, w porównaniu z *LS* ma znacznie większy krytyczny kąta natarcia. Wartości krytycznych kątów natarcia dla poszczególnych modeli samolotów wynoszą odpowiednio ( $\alpha_{kr}$  wyznaczono na podstawie wizualizacji barwnej):  $\alpha_{kr LS} = 11,5^{\circ}, \alpha_{kr FF} = 18,0^{\circ}, \alpha_{kr PD} = 24,7^{\circ}.$ 

Zmiana prędkości opływu ma stosunkowo niewielki wpływ na wartość współczynnika siły normalnej, a więc na nośność skrzydła. W miarę wzrostu prędkości opływu zmniejszają się nieznacznie współczynniki siły normalnej (rys. 12).

Największe różnice współczynnika  $C_N$  występują przy kątach natarcia  $\alpha = 8^{\circ} \div 14^{\circ}$ , zaś najmniejszy wpływ na  $C_N$  w zależności od liczby Reynoldsa daje się zauważyć przy krytycznym kącie natarcia, który dla kąta ślizgu  $\beta = 0^{\circ}$  wynosi  $\alpha_{kr} = 18^{\circ}$  (rys. 13).


Rys. 12. Zależność współczynnika siły normalnej w funkcji kąta natarcia  $C_N = f(\alpha)$ 



Rys. 13. Różnica między współczynnikami siły normalnej przy różnych liczbach Reynoldsa: krzywa A pokazuje wartość  $\Delta C_{N1} = C_{N(\text{Re}=16000)} - C_{N(\text{Re}=22000)}$ , krzywa B pokazuje wartość  $\Delta C_{N1} = C_{N(\text{Re}=16000)} - C_{N(\text{Re}=18000)}$ 

#### 3.3. Współczynnik siły bocznej $C_y$ i momentu odchylającego $C_n$

Wyniki badań pokazują, że przy zerowym kącie ślizgu współczynnik siły bocznej  $C_y$  osiąga wartości bliskie zeru (rys. 14). Niezerowe wartości współczynnika siły bocznej dla zerowego kąt ślizgu wynikają prawdopodobnie z niedokładności wykonania modelu. W czasie opływu ze ślizgiem ( $\beta > 0$ ) pojawia się boczna siła aerodynamiczna o zwrocie przeciwnym do kierunku ślizgu. Siła ta wzrasta wraz ze wzrostem kąt ślizgu samolotu.

Analiza przebiegu zmian współczynnika momentu odchylającego  $C_n$  w zależności od kąta ślizgu wykazuje, że samolot jest stateczny kierunkowo aż do krytycznego kąta natarcia ( $\partial C_n/\partial \beta < 0$ ), po przekroczeniu którego samolot staje się niestateczny kierunkowo (rys. 15). Wartości współczynnika momentu odchylającego wskazują na stosunkowo małe wartości ustateczniającego



Rys. 14. Zależność współczynnika siły bocznej od kąta ślizgu $C_y=f(\beta)$ 



Rys. 15. Zależność współczynnika momentu odchylającego od kąta ślizgu $C_n=f(\beta)$ 

momentu odchylającego, co wynika z faktu, iż boczna siła aerodynamiczna uzyskiwana jest głównie na kadłubie samolotu (brak powierzchni pionowych).

#### 3.4. Współczynnik momentu pochylającego $C_m$ i przechylającego $C_l$

Na podstawie przebiegu współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia  $\alpha$  można określić podłużną stateczność statyczną samolotu (rys. 16) następująco:

$$\alpha_1 \cong \begin{cases} -6^\circ \div 6^\circ & -\text{ samolot jest stateczny podłużnie} \\ 6^\circ \div 12^\circ & -\text{ samolot ma stateczność podłużną obojętną} \\ 12^\circ \div 27^\circ & -\text{ samolot jest stateczny podłużnie} \\ > 27^\circ & -\text{ samolot jest niestateczny podłużnie} \end{cases}$$

Na stateczność podłużną samolotu ma także wpływ kąt ślizgu. Zwiększanie kąta ślizgu powoduje zmniejszanie się stateczności podłużnej.



Rys. 16. Zależność współczynnika momentu pochylającego od kąta natarcia $C_m = f(\alpha)$ 

Wyniki badań wskazują, że w przypadku lotu samolotu bez ślizgu  $(\beta = 0^{\circ})$  współczynnik momentu przechylającego przyjmuje wartości bliskie zero (rys. 17). Analiza ilościowa wskazuje, że samolot posiada obojętną poprzeczną stateczność statyczną – współczynnik momentu przechylającego zmienia się o niewielkie wartości wraz ze wzrostem kąt ślizgu.



Rys. 17. Zależność momentu przechylającego w funkcji kąta ślizgu  $C_l = f(\beta)$ 

Brak występowania momentu przechylającego lub jego niewielkie wartości wynikają z faktu, iż tylko niewielkie części skrzydła samolotu mają dodatni wznios. Ponadto dwa skrzydła mają dodatni, a dwa ujemny kąt skosu, co powoduje, że przy występowaniu ślizgu następuje kompensacja różnicy sił nośnych na poszczególnych skrzydłach samolotu.

### 3.5. Badania dynamiki samolotu

#### 3.5.1. Test "Forced Oscillation"

Testy przeprowadzono z następującymi parametrami:

- wyjściowe kąty natarcia  $\alpha = (0^{\circ}, 10^{\circ}, 15^{\circ}, 20^{\circ}, 25^{\circ}, 25^{\circ})$
- amplituda zmian kąta natarcia  $\varDelta \alpha = \pm 5^{\circ},$
- liczba Reynoldsa Re = 22000,
- liczba powtórzeń testu k=12dla każdego badania,
- częstotliwość rejestracji pomiarów  $f=15\,\mathrm{Hz}.$

Przy stosunkowo powolnym zwiększaniu kąta natarcia (charakterystyka statyczna) współczynnik siły normalnej  $C_N$ , aż do krytycznego kąta natarcia, wzrasta liniowo (rys. 18). Przy zmnianach kąta natarcia współczynniki  $C_N$ mają zawsze takie same wartości niezależnie od tego, czy  $\alpha$  jest zwiększany, czy też maleje. Przy szybkich zmianach kątów natarcia współczynniki siły normalnej przyjmują inne wartości dla tych samych kątów natarcia.



Rys. 18. Zależność współczynnika siły normalnej w funkcji kąta natarcia  $C_N = f(\alpha)$ 

#### 3.5.2. Test "Velocity Vector"

W badaniach przeprowadzono eksperyment polegający na obrocie samolotu wokół osi podłużnej samolotu.

Badania przeprowadzono przy następujących parametrach:

- liczba Reynoldsa Re = 22000,
- liczba powtórzeń k = 8,
- kąt natarcia  $\alpha = 0^{\circ}$ ,

- kạt ślizgu  $\beta = 0^{\circ}$ ,
- zakres katów przechylenia  $\varphi = \pm \pi$ .

W czasie ruchu obrotowego względem osi podłużnej X pojawia się niewielki moment przechylający o zwrocie przeciwnym do kierunku ruchu obrotowego. Jest to tłumiący moment przechylający (rys. 19).



Rys. 19. Zależność współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta przechylenia  $C_l=f(\varphi)$ 

3.5.3. Test "Schroeder Sweep"

Badania przeprowadzono przy następujących parametrach:

- liczba Reynoldsa Re = 22000,
- zakres częstotliwości zmian kąta natarcia  $f=(0\div 0,2)\,\mathrm{Hz},$
- maksymalna amplituda zmian kąta natarcia $\varDelta \alpha = 5^{\circ}.$

W wyniku testu uzyskano przebieg zmian współczynnika siły normalnej w funkcji czasu oraz zmiany współczynnika siły normalnej w funkcji kąta natarcia (rys. 20 i 21).



Rys. 20. Zależność współczynnika siły normalnej w funkcji czasu  $C_N = f(t)$ 



Rys. 21. Zależność kąta natarcia w funkcji czasu  $\alpha = f(t)$ 

# 4. Wnioski końcowe

Układ aerodynamiczny samolotu $\mathit{FlatFlyer}$  charakteryzuje się następującymi cechami:

- samolot posiada stosunkowo prostą konstrukcję skrzydła i jego profilu, co będzie sprzyjać nieskomplikowanej technologii wykonania i wpłynie korzystnie na koszty produkcji;
- zastosowanie czterech skrzydeł pozwoli na uzyskanie odpowiednio dużej powierzchni nośnej przy niewielkim wydłużeniu skrzydła;
- płaski profil, ze względu na niewielką grubość, może nastręczać trudności z uzyskaniem odpowiedniej wytrzymałości i sztywności skrzydła.

Samolot cechują następujące właściwości aerodynamiczne:

- współczynnik siły normalnej  $C_N$  zmienia się liniowo aż do krytycznego kąta natarcia i jest to typowy przebieg, jak dla klasycznych profili lotniczych;
- zmiana prędkości opływu (w badanym zakresie) ma stosunkowo niewielki wpływ na wartość współczynnika siły normalnej;
- na podstawie zmian współczynnika siły normalnej po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia można oczekiwać stosunkowo łagodnych spadków siły nośnej po przeciągnięciu samolotu;
- na szczególną uwagę zasługuje fakt, iż samolot może wykonywać lot ze znacznym kątem ślizgu, przy czym parametry aerodynamiczne zmieniają się nieznacznie;

- w zakresie stateczności statycznej samolotu można stwierdzić:
  - samolot jest stateczny podłużnie aż do krytycznego kąta natarcia za wyjątkiem kątów natarcia  $\alpha \cong (6^{\circ} \div 12^{\circ})$ , przy których pojawia się stateczność obojętna,
  - samolot jest stateczny kierunkowo aż do krytycznego kąta natarcia,
  - samolot charakteryzuje poprzeczna stateczność obojętna;
- samolot charakteryzuje się podobnymi do klasycznych rozwiązań aerodynamicznych własnościami lotnymi w przypadku dynamicznych zmian położenia;
- ze względu na zwartą konstrukcję (niewielkie momenty bezwładności) można przypuszczać, że samolot będzie posiadał bardzo dobrą sterowność (nie badano sterowności ze względu na brak sterów na modelu samolotu).

# Bibliografia

- 1. GRONCZEWSKI A. I INNI, *Procedury wykorzystania tunelu wodnego do badań mikrosamolotów*, Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt rozwojowy (niepublikowane)
- Five-component balance and computer-controlled model support system for water tunnel applications. General Instructions and User's Manual, Rolling Hills Research Corporation. El Segundo, USA, 2010
- 3. Research water tunnels specifications, Rolling Hills Research Corporation, El Segundo, USA, 2010

### Aerodynamic characteristics of the unmanned aircraft "FlatFlyer"

#### Abstract

Unmanned aerial vehicles UAVs are increasingly used to perform tasks previously executed by directly piloted aircrafts. Due to the growing demand for this type of aircraft, an increasing number of new UAV constructions is observed. It seems that the opportunities to improve the aerodynamic characteristics of typical aircraft, where the wing has a classic profile slowly run out. One of the new proposals is the aerodynamic layout of an unmanned aircraft vehicle with multiple planes of flat profiles. The article presents the aerodynamic characteristics of the aircraft *FlatFlyer* determined on the basis of experiments and making use of a new technology in the construction of UAV.

# WSTĘPNE WYNIKI PRÓB W LOCIE SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO

DARIUSZ NOWAK, GRZEGORZ KOPECKI

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa e-mail: darnow@prz.edu.pl; gkopecki@prz.edu.pl

Marcin Żugaj

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej e-mail: marcin.zugaj@meil.pw.edu.pl

Artykuł przedstawia ogólny opis systemu sterowania przeznaczonego dla samolotu bezzałogowego. W ramach projektu zrealizowano pierwsze badania w locie, mające na celu zebranie danych niezbędnych do syntezy modelu matematycznego samolotu. Opisana została metodyka realizacji badań w locie. Wymuszenia identyfikacyjne zadawane były programowo ze stacji naziemnej. Układ sterowania pracował w trybie sterowania bezpośredniego. W ten sposób uniknięto konieczności wprowadzania zmian do części pokładowej (autopilota). Następnie dokonano analizy pozyskanych danych.

## 1. Wprowadzenie

Konsorcjum w składzie Politechnika Rzeszowska (lider), Politechnika Warszawska, Eurotech i Instytut Lotnictwa realizuje Projekt "Metodyka sYntezy systemu Sterowania sTatkiem powiEtrznym z uwzględnieniem sytuacji podwyższonego RYzyka", akronim MYSTERY. Celem praktycznym projektu jest opracowanie metod, urządzeń i systemu sterowania samolotem, uwzględniającego sytuacje podwyższonego ryzyka. Jako sytuacje podwyższonego ryzyka rozumiane są: korkociąg i przeciągnięcie, uszkodzenie powierzchni sterowych, uszkodzenie zespołu napędowego, uszkodzenie układów pomiarowych. Realizujący projekt chcą odpowiedzieć na pytanie, jak w takich sytuacjach sterować samolotem. Tematyka związana z bezpieczeństwem wykonywania lotów jest bardzo istotna w dzisiejszym lotnictwie, zarówno załogowym jak i bezzałogowym. Jednym z zagadnień badawczych realizowanych w ramach projektu jest synteza modelu dynamiki obiektu. W projekcie wykorzystane zostaną modele nieliniowe oraz zlinearyzowane tworzone przez członków konsorcjum, jak również wykorzystany zostanie model zaimplementowany w środowisku X-Plane [6]. Weryfikacja poprawności modelu oraz identyfikacja jego współczynników odbywać się będzie na podstawie danych uzyskanych z prób w locie. W artykule przedstawiono metodykę przeprowadzenia badań w locie oraz przedstawiono wstępnie uzyskane wyniki.

# 2. Metodyka dotychczasowych badań w locie

W ramach projektu powstał szczegółowy program badań w locie mających na celu uzyskanie serii danych, które zostaną wykorzystane do identyfikacji właściwości aerodynamicznych statku powietrznego. W programie uwzględniono wytyczne dostosowane do realiów lotów małym obiektem oraz możliwości technicznych. Założono, iż sygnały wymuszające podczas manewrów identyfikacyjnych realizowane będą jako sterowanie w pętli otwartej. Założono również, że dynamika samolotu uwzględniać będzie dynamikę mechanizmów wykonawczych (zadany sygnał wymuszający jest traktowany jako sygnał rzeczywisty). W próbach wykorzystano samolot Multiplex Cularis, przedstawiony na rysunku 1.



Rys. 1. Samolot Multiplex Cularis

Samolot Multiplex Cularis jest popularnym modelem latającym. Zaletą wybranego modelu jest dostępność części zamiennych oraz niskie koszty zakupu. Cechuje się on również dobrymi właściwościami pilotażowymi.

Plan badań składał się z szeregu manewrów wykonywanych poprzez sekwencyjną zmianę wychylenia określonej powierzchni sterowej [2], [3], [4]. Próby wymagały udziału dwóch operatorów systemu bezzałogowego: operator główny pilotujący samolot za pomocą aparatury RC, posiadający pełną kontrolę nad obiektem oraz operator obsługujący naziemną stację kontroli lotu [5]. Przed realizacją manewru statek powietrzny był ręcznie doprowadzany do lotu poziomego z wymaganą prędkością i zredukowaną do zera mocą zespołu napędowego (lot ślizgowy). Następnie operator główny zmieniał tryb pracy systemu bezzałogowego, przekazując możliwość sterowania BSP do stacji naziemnej. Operator stacji, po wcześniejszym wprowadzeniu parametrów sygnału sterującego, uruchamiał automatyczną procedurę generującą przebieg sygnału wysyłanego drogą radiową do głównego komputera pokładowego statku powietrznego. Komputer przekazywał sygnał do mechanizmu wykonawczego odpowiedniej powierzchni sterowej. Po wykonaniu manewru możliwość sterowania została ponownie przełączona do aparatury RC.

Procedury generujące sygnały sterujące zastosowane w badaniach zostały zaprojektowane z wykorzystaniem oprogramowania obliczeniowo-symulacyjnego Matlab/Simulink. Oprogramowanie to umożliwiło również generację kodu źródłowego procedur, który po skompilowaniu załączono do oprogramowania naziemnej stacji kontroli lotu jako dodatkowy moduł wspomagający badania w locie.

### 3. Analiza wyników

Podczas prób w locie zrealizowano między innymi opisane poniżej manewry.

### Oscylacje krótkookresowe

W celu zarejestrowania oscylacji krótkookresowych zastosowano sygnał sterujący "3-2-1-1", wysyłany do mechanizmu wykonawczego steru wysokości. W trakcie lotu wykonano serię manewrów dla różnych prędkości lotu oraz różnych amplitud sygnału sterującego. Na początku zrealizowano manewr pozwalający na dobór jednostki czasowej sygnału sterującego, dla której były wyraźnie obserwowalne oscylacje krótkookresowe. Następnie doprowadzano statek powietrzny do lotu ustalonego. Po 5-10 sekundach lotu ślizgowego realizowano serię wymuszeń typu "3-2-1-1" o amplitudzie równej 5% maksymalnego wychylenia powierzchni sterowej. Rysunek 2 przedstawia przykładowe wyniki.

Na rysunku widać pewne zniekształcenia sygnału sterującego, nie wpływają one jednak istotnie na uzyskane wyniki.



Rys. 2. Oscylacje krótkookresowe – wyniki lotu testowego

## Oscylacje fugoidalne

W trakcie rejestracji oscylacji fugoidalnych w kanale pochylenia zastosowano sygnał sterujący w postaci impulsu trwającego 10 sekund, którego amplituda została dobrana podczas lotu wstępnego. Przykładowe wyniki przedstawiono na rysunku 3.

Jak pokazano na rysunku, na podstawie zarejestrowanych danych można precyzyjnie wyznaczyć parametry modu fugoidalnego.

#### Bank-to-bank-roll

Rysunek 4 Przedstawia przebieg odpowiedzi samolotu na wymuszenie typu Bank-to-bank-roll.

Na podstawie uzyskanych danych można dokonać identyfikacji parametrów ruchu bocznego.

## Holendrowanie

Rysunek 5 Przedstawia wyniki uzyskane podczas holendrowania.

Niewątpliwie holendrowanie było najefektowniejszym manewrem dla obserwatorów próby. Na podstawie uzyskanych wyników można dokonać zarówno identyfikacji parametrów modelu matematycznego, jak również zweryfikować model powstały na drodze analitycznej.



Rys. 3. Wyniki uzyskane podczas próby mającej na celu uzyskanie danych do analizy fugid



Rys. 4. Wyniki uzyskane podczas manewru Bank-to-bank-roll

### Badanie ślizgu

Ślizg samolotu próbowano uzyskać poprzez wychylenie steru kierunku. Wyniki pokazano na rysunku 6.

Okazało się, że podczas próby doprowadzenia do ślizgu poprzez wychylenie steru kierunku, samolot bardzo szybko wchodził w spiralę.



Rys. 5. Wyniki uzyskane podczas manewru mającego na celu pozyskanie danych do analizy holendrowania



Rys. 6. Wyniki uzyskane podczas manewru mającego na celu pozyskanie danych do analizy ślizgu

### Serie przeciągnięć oraz korkociągów

Podczas prób wykonania przeciągnięć symetrycznych samolot wchodził za każdym razem w korkociąg. Samolot wprowadzano w stan niebezpieczny z wykorzystaniem trybu sterowania ręcznego stacji naziemnej, zmniejszając prędkość lotu ślizgowego poprzez zwiększanie kąta natarcia. Rysunek 7 pokazuje przykładowy przebieg manewru.



Rys. 7. Wyniki mające na celu pozyskanie danych do analizy korkociągu

## 4. Wnioski

Na podstawie przeprowadzonych badań można stwierdzić, iż przyjęta metodyka jest metodyką poprawną dla samolotów bezzałogowych, pomimo niewielkich zniekształceń zadanego sygnału. Ponieważ próby, które są narzędziem badawczym, przeprowadzono w czasie prac projektowych nad modułem sprzętowym układu autopilota projektowanego, to w pracach konstrukcyjnych uwzględniono i wyeliminowano wady istniejącego rozwiązania, będącego wynikiem wcześniejszych projektów prowadzonych w Katedrze Awioniki i Sterowania [1], [5]. Podczas prób operatorzy doszli do wniosku, iż jeżeli nie istnieją poważne przeciwwskazania, należy planować pojedynczą serię wymuszeń, doprowadzić samolot w trybie ręcznym do lotu ustalonego i powtórzyć kolejną serię, zamiast realizacji automatycznej kilku serii. Podczas prób wystąpiły poważne problemy z pomiarem kąta natarcia. Były one związane z błędnie dobranym kształtem skrzydełka pomiarowego. Zostało ono zmodyfikowane oraz wstępnie przebadane w tunelu aerodynamicznym. Weryfikacja praktyczna nowego rozwiązania nastąpi podczas kolejnej serii badań w locie. Ogólnie, uzyskane dane są przydatne dla celów syntezy oraz weryfikacji modelu matematycznego samolotu.

## Bibliografia

- GRZYBOWSKI P.. RZUCIDŁO P., 2012, System for testing and simulation of Unmanned Aerial Vehicle and its components, *Conference "Solutions for Emerging Markets"*, Ottawa
- JATEGAONKAR, RAVINDRA V., 2006, Flight Vehicle System Identification, a Time Domain Methodology, American Institute of Aeronutics and Astrnautics, Reston, Virginia, 2006
- 3. KLEIN V., MORELLI E.A., 2006, Aircraft System Identification Theory and Practice, AIAA, Blackburg, Virginia
- 4. LINSE D.J., STENGEL R.F., 1992, A System Identification Model for Adaptive Nonlinear Control, IEEE
- RZUCIDŁO P., 2013, Unmanned air vehicle research simulator prototyping and testing of control and navigation systems, *Mechatronic Systems and Materials IV*, Solid State Phenomena, **198**, Trans. Tech. Publications Inc., Zurich 2013, 266-274.
- 6. http://www.x-plane.com/desktop/meet\_x-plane/

### Results of preliminary in-flight testing of an UAV

#### Abstract

The article presents general description of the UAV control system. Within the frame of Project realization, first in-flight testing have been carried out. The data are used for aircraft mathematical model synthesis. The methodology of in flight testing is presented. The deflections of the desired control surfaces are introduced directly from an on-the ground control station. The autopilot is in direct control mode. Such an approach gives possibility of flight testing for identification purposes, without modification of the on-the board equipment. Next, analysis of the recorded data is presented.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2013-2016 jako projekt badawczy

# ASPEKTY KRÓTKIEGO STARTU WIATRAKOWCA

Wiesław Krzymień

Instytut Lotnictwa, Warszawa e-mail: wkrz@ilot.edu.pl

> Bezpieczeństwo lotu, łatwość pilotażu oraz nowe technologie spowodowały, że wiatrakowce stały się ponownie popularnym środkiem transportu indywidualnego. Wiatrakowce posiadają cechy charakterystyczne zarówno dla śmigłowców, jak i samolotów – jedną z nich jest start samolotowy. W ramach realizowanego w Instytucie Lotnictwa Projektu POIG, obejmującego badania nowego typu wiatrakowca, wykonano także szereg analiz oraz pewne badania mające na celu skrócenie drogi i czasu startu wiatrakowca. W artykule przedstawiono problemy związane z prerotacją wirnika: profilem startu oraz rozwiązaniami konstrukcyjnymi i ich masą, a także wymaganiami przepisów lotniczych.

## 1. Wprowadzenie

Wiatrakowce latają już od 90 lat, jednak pomimo prostoty konstrukcji i bezpieczeństwa lotu ustąpiły miejsca śmigłowcom. Za przyczynę uważa się brak możliwość wykonania pionowego startu oraz zawisu, co wynika z braku napędu wirnika.

W ostatnich latach zauważyć można wzrost zainteresowania wiatrakowcami jako tanimi i bezpiecznymi środkami komunikacji powietrznej. Jest to związane z upowszechnieniem nowych materiałów i technologii. Współczesne wiatrakowce rozwijają się w dwóch zasadniczych kierunkach: lekkich konstrukcji 1 do 4-miejscowych oraz eksperymentalnych hybryd [1]. Wiatrakowce małe o masie startowej 200-300 kg służą głownie do latania rekreacyjnego. Cięższe, o masie 500-700 kg, mogą być wykorzystywane do przelotów pasażerskich na małych odległościach, wpisując się w kategorię lotnictwa cywilnego PATS (*Personal Air Transportation Systems*). W wojsku wiatrakowce nie znalazły szerszego zastosowania: mają właściwości samolotów jak i śmigłowców, jednak nie mają cechy, która przeważałyby nad nimi. Mniej lub bardziej udane konstrukcje hybrydowe od lat są przedmiotem wielu eksperymentów i stanowią odrębną grupę konstrukcji wiropłatowych, np. wiatrakowce ze skrzydłami (*CarterCopter*), z napędem reakcyjnym wirnika (*Fairchild Rotodyna*) albo trójkołowiec zamieniający się w wiatrakowiec (*PAL-V*).



Rys. 1. Wiatrakowiec I-28 podczas próbnego startu

W ramach realizowanego w Instytucie Lotnictwa projektu wykonano analizy, obliczenia i badania różnych rozwiązań podzespołów dla współczesnego wiatrakowca dwumiejscowego oznaczonego I-28 (rys. 1). Przedmiotem jednej z nich była prerotacja wirnika nośnego oraz możliwość skrócenia drogi startu wiatrakowca.

## 2. Profil startu wiatrakowca a prerotacja wirnika

Jedną z typowych cech klasycznego wiatrakowca jest przebieg startu podobny do startu samolotu, przedstawiony na rys. 2. Start obejmuje: po urucho-



Rys. 2. Typowy profil startu wiatrakowca; 1 – prerotacja, 2 – rozbieg, 3 – oderwanie, 4 – rozpędzanie, 5 – wznoszenie

mieniu i rozgrzaniu silnika wykonanie wstępnego rozkręcenia wirnika (prerotacji), po której na drodze rozpędzania następuje dalszy wzrost obrotów wirnika. Po osiągnięciu prędkości postępowej większej od minimalnej i osiągnięciu odpowiednich obrotów wirnika następuje oderwanie wiatrakowca, a następnie dalsze jego rozpędzanie i przejście do wznoszenia.

Wiatrakowce amatorskie często nie posiadają układu prerotacji: wirnik przed startem rozkręca mechanik ręcznie (do ok. 20 obr/min). Typowe układy prerotacji mechanicznej pozwalają na osiągnięcie przez wirnik 40-60% prędkości obrotowej nominalnej, tj. prędkości uzyskiwanej podczas lotu wiatrakowca z prędkością przelotową. Dla wirnika dwułopatowego o średnicy ok. 9,4 m wymaga to mocy ok. 3-7 kW (krzywa b na rys. 5). Długość rozbiegu to ok. 130 m [7].

Długość startu można skrócić, uzyskując większą prędkość obrotową podczas prerotacji. Uzyskując prędkość obrotów nominalnych, start ulegnie skróceniu, gdyż wirnik nie będzie dodatkowo rozkręcany podczas rozbiegu. Wymagana moc niezbędna do rozkręcenia wirnika będzie istotnie większa: ok. 25-30 kW, a długość rozbiegu (do prędkości nieco większej od minimalnej) to ok. 40 m. Profil takiego startu przedstawia rys. 3.



Rys. 3. Profil skróconego startu wiatrakowca; oznaczenia jak przy rys. 2

Innym sposobem startu wiatrakowca jest start pionowy, tzw. "jump-start", polegający na:

- rozkręceniu wirnika do prędkości o 30-50% większej niż prędkość nominalna przy kącie natarcia łopat ok. 0°,
- odłączeniu napędu wirnika i skierowaniu całej mocy silnika na śmigło,
- przestawianiu kąta natarcia łopat na ok. 6°-8°, w celu wykorzystania energii wirnika do oderwania i podniesienia wiatrakowca na bezpieczną wysokość,
- po rozpędzaniu wiatrakowca do prędkości minimalnej zmianie kąta natarcia łopat na ok.  $2^{\circ}-3^{\circ}$  (wielkości typowej dla lotu wiatrakowca) i przejściu do normalnego lotu.

Profil takiego startu przedstawia rys. 4.

Moc niezbędna do rozkręcenia rozważanego wirnika do podanych obrotów to ok. 20-25 kW (krzywa a na rys. 5).

Na rys. 5. przedstawiono wykresy mocy niezbędnej w funkcji obrotów wirnika o średnicy 9.4 m i cięciwie łopaty 200 mm.







Rys. 5. Wykres obliczeniowej mocy niezbędnej dla uzyskania obrotów wirnika o średnicy 9.4 m i cięciwie 200 mm; a - kąt natarcia  $-1^{\circ}$  (dla  $c_{x \min}$ ), b - kąt natarcia  $+2^{\circ}$ 

# 3. Wymagania przepisów dotyczące prerotacji wirnika

Obecnie wymagania dotyczące lekkich wiatrakowców sprecyzowane są w następujących przepisach:

- ASTM F2352 [2] amerykańskie, dopuszczające większą masę startową wiatrakowca,
- BUT [3] niemieckie, zawierają szereg praktycznych zaleceń,
- CAP-643 [4] angielskie, rozbudowane i opatrzone komentarzem (AMC).

Wymagania dotyczące wirnika i prerotacji nie są jednakowo precyzyjne sformułowane w ww. przepisach. Dbałość o bezpieczeństwo jest w nich wyrażona różnymi ograniczeniami i zaleceniami, z których najważniejszymi są:

- układ prerotacji musi być skutecznie rozłączany po rozkręceniu wirnika,
- układ prerotacji stanowi podzespół wyposażenia wiatrakowca,
- sterowanie prerotacją musi być bezpieczne dla załogi, także w przypadku jego błędnej obsługi,
- układ prerotacji zwiększa masę wiatrakowca i wpływa na jego właściwości dynamiczne,
- układ prerotacji musi być bezpieczny podczas lotu,
- nie można zmieniać kąta skoku ogólnego wirnika w locie.

Układ prerotacji wymaga wielu prób udowadniających, że bezpiecznie się rozłącza i nie włącza się (nawet przypadkowo) podczas lotu.

Wykonanie przez pilota prerotacji wirnika powinno być proste i bezpieczne, także w różnym położeniu sterów.

Moc niezbędna do prerotacji mogłaby być mniejsza, gdyby przepisy zezwalały na przestawienie (zmniejszenie) skoku ogólnego wirnika na kąt ok.  $-1^{\circ}$ i zmniejszając opór aerodynamiczny łopat, co ilustrują wykresy na rys. 5.

Zastosowanie rozwiązań, które wykorzystywane są w technice śmigłowcowej oznacza konieczność spełnienia wymagań odpowiedniej części przepisów dotyczących lekkich śmigłowców. Podobnie, w przypadku zastosowania niecertyfikowanego układu napędowego wraz z podzespołem umożliwiającym wykorzystanie części mocy silnika do prerotacji może (na wniosek nadzoru) być dopuszczony do lotu na podstawie odpowiednich punktów przepisów budowy lekkich samolotów.

# 4. Porównanie dotychczasowych rozwiązań prerotacji wirnika

W tabeli 1 zestawiono różne rozwiązania układu prerotacji wirnika nośnego oraz ocenę ich cech na podstawie własnych badań [5], [6], [7] lub sprawdzonych na innych konstrukcjach.

Lp.	Rodzaj napędu prerotacji	Masa układu	Koszt	Osiągane obroty wirnika	Spraw- ność	Źródło (obliczenia/ badania)
1	sprzęgło cierne, wałek giętki i bendiks	mała	niski	średnie	niska	ILot
2	silnik elektryczny i bendiks	mała	niski	niskie	duża	ILot
3	silnik hydrauliczny, instalacja hydrauliczna i bendiks	duża	średni	wysokie	średnia	"Gyro-tech"
4	sprzęgło, sztywny wał i sprzęgło jednokierunkowe	średnia	duży	wysokie	duża	ILot
5	napęd reakcyjny łopat	średnia	duży	wysokie	średnia	ILot

Tabela 1. Zestawienie właściwości typowych rozwiązań prerotacji

Komentarz i uwagi do tabeli 1:

- 1 układ oparty na zużywającym się elemencie ciernym (pasek, rolka),
- 2 silnik elektryczny wymaga dobrania przełożenia, które zapewni odpowiednie warunki rozruchu, jak i uzyskanie dużych obrotów wirnika,
- 3 układ ciężki, wymaga pełnej instalacji hydraulicznej oraz dodatkowej obsługi,
- 4 układ wymaga jednokierunkowego sprzęgła zamontowanego do specjalnie zaprojektowanej głowicy wirnika (zwiększające jej masę),
- 5 napęd bardzo hałaśliwy, wymaga dodatkowych podzespołów oraz specjalnej głowicy wirnika i łopat.

Istotnym warunkiem skrócenia czasu startu jest odpowiedni nadmiar mocy do prerotacji. Przeciętnie czas prerotacji wynosi ok. 60-120 s, a przy odpowiednim nadmiarze mocy może być skrócony do 40-60 s. Praktycznie nadmiar mocy powinien wynosić ok. 30-50%, jednak należy wykazać wytrzymałość głowicy wirnika odpowiednimi obliczeniami i próbami (z wymaganym przepisami współczynnikiem bezpieczeństwa).

Ponieważ masa układu prerotacji lekkiego wiatrakowca to nie mniej jak 15 kg, ważne jest położenie jego środka ciężkości. Przykładowo: masa silnika układu elektrycznego prerotacji zabudowanego przy głowicy istotnie obniża częstotliwość zginania i skręcania długiego masztu wirnika wiatrakowca [7].

W wiatrakowcu I-28 do pierwszych lotów zastosowano napęd elektryczny w układzie z zabezpieczeniami zapewniającymi powtarzalną i niezawodną pracę (przeprowadzono wiele prób eksploatacyjnych w różnych warunkach na stanowisku oraz podczas prób kołowania i rozpędzania na lotnisku).

### 5. Wnioski

Na podstawie analizy rozważanych rozwiązań prerotacji wirnika wiatrakowca można wysnuć poniższe wnioski.

- 1. Prerotacja wirnika nośnego jest dla współczesnego wiatrakowca bardzo ważnym podzespołem konstrukcyjnym, który istotnie wpływa na jego drogę i czas startu, ale także na jego masę.
- 2. Konstrukcja podzespołu prerotacji ma wpływ na konkurencyjność wiatrakowca, a szczegóły konstrukcyjne mają istotny wpływ na bezpieczeństwo i niezawodność działania.
- Poszukiwane są nowe, bezpieczne rozwiązania konstrukcyjne układu prerotacji.

4. Wskazane są zmiany w przepisach dotyczących wiatrakowców, które ujednolicą wymagania oraz ułatwią zastosowanie i certyfikację nowych rozwiązań konstrukcyjnych napędu prerotacji wirnika.

### Bibliografia

- DĄBROWSKA J., SZCZEPANIK T., 2009, Wiatrakowce jako przewidywany kierunek rozwoju wiropłatów w XXI wieku, Prace Instytutu Lotnictwa, 201
- 2. Przepisy American Society for Testing and Materials (ASTM) F2352
- 3. Przepisy Bauvorschriften für Ultraleichte Tragschrauber (BUT)
- 4. Przepisy British Civil Airworthiness Requirements CAP-643 Section T Light gyroplanes
- 5. DELEGA M., KRZYMIEŃ W., 2014, Weryfikacja rozwiązań prerotacji wirnika wiatrakowca, *Prace Instytut Lotnictwa*, **235**
- KRZYMIEŃ W., 2010, Zastosowanie napędu reakcyjnego do prerotacji wirnika wiatrakowca, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XIV 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- 7. Sprawozdania wewnętrzne Instytutu Lotnictwa z wykonanych obliczeń i badań

#### Some aspects of the short take-off of an autogiro

#### Abstract

Safety of flight, easiness of pilotage and new technology made autogiros again an attractive element of the personal aircraft transportation system. The autogiros combine specific features of helicopters and airplanes too. The one of them is the take-off procedure typical for airplanes. Within the frame of a POIG project realized at the Institute of Aviation in Warsaw, a new type of an autogiro has been designed and tested. Some examinations and analysis on the problem of shortening the required distance and duration for the take-off have been made. In the paper, the problems of prerotation of the main rotor, take-off trajectory, structural solutions to the autogiro including its mass as well as the requirements of the aircraft certificate of airworthiness are discussed.

Projekt Technologia wdrożenia do praktyki gospodarczej nowego typu wiropłatowego statku powietrznego był finansowany ze środków UE (umowa UDA-POIG.01.03.01-14-074/09).

# ANALIZA PRZEPŁYWU I MODERNIZACJA TUNELU NISKIEJ TURBULENCJI

Krzysztof Kubryński, Robert Jóźwiak, Łukasz Mazurkiewicz

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska e-mail: kkubryn@meil.pw.edu.pl; rjozwiak@meil.pw.edu.pl; lukasz.mazurkiewicz@flow-look.eu

W pracy omówiono modernizację tunelu aerodynamicznego niskiej turbulencji. Jej celem było uzyskanie w pełni funkcjonalnego tunelu do badań profili w zakresie liczb Reynoldsa do ok. 2.5 mln. Modernizacja objęła zasadniczą przebudowę kanału tunelu, systemu przygotowania strumienia, przestrzeni pomiarowej, napędu, systemu chłodzenia, ale również opracowanie i wdrożenie systemu sterowania, pomiarowego, akwizycji danych, i obróbki wyników – włączając w to kalibrację tunelu oraz opracowanie poprawek tunelowych. Efektem tych zmian jest zdecydowana poprawa możliwości badawczych w tunelu, ale również zdobyte doświadczenie z zakresu zasad projektowania tuneli.

## 1. Wprowadzenie

Tunele aerodynamiczne, pomimo coraz szerszego wykorzystywania metod obliczeniowych w praktyce projektowania aerodynamicznego, wciąż odgrywają istotną rolę przy rozwiązywaniu szeregu problemów aerodynamicznych, z którymi nie są w stanie poradzić sobie bardzo efektywne, ale wciąż mocno przybliżone obliczeniowe metody mechaniki płynów. Przykładami takich zagadnień są przejście laminarno-turbulentne i zależne od tego charakterystyki aerodynamiczne profili laminarnych czy przepływy z generacją i silnym oddziaływaniem wirów. W przypadku badań profili laminarnych kluczowym zagadnieniem, odpowiedzialnym za jakość wyników badań, jest jakość strumienia w przestrzeni pomiarowej, a zwłaszcza poziom turbulencji i hałasu.

Tunel aerodynamiczny niskiej turbulencji w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej powstał w początku lat sześćdziesiątych i wykorzystywany był do projektowania i badania profili laminarnych stosowanych w polskich szybowcach w latach siedemdziesiątych i osiemdziesiątych. Niestety badania w tym tunelu nastręczały szereg problemów, związanych z wymiarami i kształtem przestrzeni pomiarowej, a w efekcie silnym oddziaływaniem ścian, małymi osiągalnymi liczbami Reynoldsa czy bardzo dużym podciśnieniem w przestrzeni pomiarowej. Również infrastruktura badawcza nie pozwalała na wiarygodne badania silnie zlaminaryzowanych, współczesnych profili szybowcowych. W pierwszej połowie ubiegłego dziesięciolecia postanowiono zmodernizować tunel poprzez przebudowę przestrzeni pomiarowej oraz elementów z nią związanych (konfuzora oraz dyfuzora). Szybko okazało się, że zmiany wymagają też inne elementy tunelu, np. napęd. W efekcie podjęto się zdecydowanej modernizacji tunelu, której celem było uzyskanie w pełni funkcjonalnego tunelu do badań dwuwymiarowych (profilowych). Modernizacja objęła zarówno przebudowę samego tunelu, jak też opracowanie nowego systemu pomiarowego, oprogramowania do sterowania tunelem i akwizycji danych pomiarowych, kalibrację tunelu oraz opracowanie poprawek tunelowych. Efektem tych prac jest zarówno znacząca poprawa jakości wyników pomiarów, jak i doświadczenie oraz narzędzia wykorzystane przy projektowaniu nowego, aktualnie budowanego tunelu, o znacznie większych możliwościach badawczych.

## 2. Konstrukcja "starego" tunelu aerodynamicznego

Tunel przed podjętą modernizacją posiadał dość szczególne (wręcz "osobliwe") rozwiązania, będące efektem doraźnych modyfikacji eliminujących najważniejsze problemy z jego eksploatacją. Oryginalny tunel miał układ z zamkniętym obiegiem i zamkniętą przestrzenią pomiarową o wymiarach  $0,23 \text{ m} \times 0,65 \text{ m}$ . Wyposażony był w trzystopniowy wentylator napędzany silnikiem prądu stałego umiejscowionym poza tunelem. Właściwą jakość strumienia zapewnić miała przestrzeń stabilizująca wyposażona w ulownicę oraz cztery siatki tłumiące turbulencję. Konfuzor miał kształt dyszy Witoszyńskiego o kontrakcji 19,5, a w jego początkowej sekcji następowało odprowadzanie na zewnątrz tworzącej się warstwy przyściennej.

Niestety zamknięty układ tunelu powodował szybkie ogrzewanie powietrza wewnątrz tunelu. Efektem była konieczność rozszczelnienia tunelu przed trzecim zakrętem (za dyfuzorem wentylatora) w celu wymiany powietrza w tunelu. Skutkiem tego było bardzo niskie ciśnienie w przestrzeni pomiarowej (i związane z tym problemy z uszczelnieniem przewodów i sond pomiarowych) oraz konieczność zamknięcia szczeliny do odprowadzania warstwy przyściennej przed konfuzorem (aktualnie z uwagi na podciśnienie powodowałoby zasysanie strumienia z zewnątrz). Mała szerokość przestrzeni pomiarowej powodowała silne oddziaływanie warstwy przyściennej na ścianach tunelu z modelem aerodynamicznym, w efekcie którego następowała zmiana zjawisk przepływowych – zwłaszcza przy większych kątach natarcia (wymusiło to wprowadzania "ręcznej" korekty charakterystyk siły nośnej w funkcji kąta natarcia, w szczególności wartości  $Cz\_max$ ). Schemat tak zmodyfikowanego tunelu, który ostatecznie używany był do badań profilowych, przedstawia rys. 1. W tunelu uzyskiwano maksymalną prędkość przepływu ok. 60 m/s.



Rys. 1. Schemat tunelu niskiej turbulencji przed modernizacją

Pomimo znaczących ograniczeń i problemów wynikających z konstrukcji tunelu, był on bardzo pomocny w pracach związanych z projektowaniem i modernizacją profili szybowcowych serii NN, szeroko stosowanych w polskich szybowcach wyczynowych w latach 70. i 80.

### 3. Modernizacja konstrukcji tunelu aerodynamicznego

Podstawowym celem obecnej modernizacji była chęć ponownego zamknięcia kanału tunelu oraz zmiany konstrukcji i powiększenia przestrzeni pomiarowej. Należy zaznaczyć, że w latach 80. i 90. dość zasadniczo zmieniły się poglądy na temat zasad projektowania tuneli aerodynamicznych i wymagań odnośnie jakości strumienia [1]. W szczególności uznano, że niewłaściwym jest stosowanie dużych wartości kontrakcji konfuzora (rzędu kilkunastu, wcześniej standardowe rozwiązania), ponieważ wywołuje to niewłaściwą strukturę turbulencji i zniekształca proces naturalnego przejścia laminarno-turbulentnego na profilu. Optimum według obecnych poglądów wynosi ok. 6, a nie powinno przekraczać 9. Również kształt dyszy Witoszyńskiego uważa się za niewłaściwy dla konfuzora, ponieważ jego duża długość powoduje duże straty, generowanie stosunkowo grubej warstwy przyściennej i w efekcie wzrost poziomu turbulencji w przestrzeni pomiarowej.

Modernizacja tunelu przeprowadzona została w kilku etapach. Pierwszym było zamknięcie kanału tunelu, zaprojektowanie i wykonanie nowej przestrzeni pomiarowej, nowego konfuzora i dyfuzora, zaprojektowanie i wykonanie nowej przestrzeni stabilizującej (przygotowującej strumień), a także rozszczelnienie tunelu bezpośrednio za przestrzenią pomiarową w celu maksymalnej redukcji podciśnienia w obszarze pomiarowym. Nowa przestrzeń pomiarowa (o wymiarach 0,47 m×0,67 m i kształcie ośmiokątnym – prostokąt ze ściętymi narożami), została wykonana z grubych płyt poliweglanowych, co zapewniło możliwość pełnej obserwacji badanego modelu i systemu pomiarowego w trakcie badań. Zastosowano w niej rozbieżne ściany w celu redukcji gradientu ciśnienia wynikającego ze wzrostu grubości warstwy przyściennej na ścianach. Przestrzeń pomiarowa wyposażona została w obrotowe okno do mocowania modelu (segmentu płata) i zmiany kąta natarcia, napędzane silnikiem krokowym i sterowane komputerowo. Za modelem umieszczono system trawersowania grzebieniem aerodynamicznym do pomiaru straty pędu (i wyznaczania oporu profilowego). Istnieje możliwość trawersowania grzebieniem w trzech osiach, przy czym ruch pionowy inicjowany jest silnikiem krokowym, sterowanym z komputera. Konfuzor (wykonany z kompozytu węglowo-epoksydowego) ukształtowany jest z dwóch krzywych trzeciego stopnia, ma kontrakcję 9,2 i względną długość 1,25 wysokości. Są to wartości i kształty konfuzora obecnie zalecane przy projektowaniu tuneli. Ze względów konstrukcyjnych zastosowany stopień kontrakcji znajduje się w górnej granicy wartości zalecanych. Przestrzeń stabilizująca została wydłużona. Zastosowano prostownicę w postaci ulownicy o oczku 8 mm i grubości 10 cm oraz sześć nadkrytycznych siatek chromo-molibdenowych do tłumienia turbulencji i ujednorodnienia pola prędkości. Szacowany współczynnik strat dla siatek wynosi  $k \approx 1,2$ . Wymieniony został również dyfuzor za przestrzenią pomiarową. Rysunek 2 przedstawia zespół przeprojektowanych i wymienionych na tym etapie elementów.

Kolejnym etapem modernizacji było zaprojektowanie i wymiana zespołu napędowego oraz zastosowanie systemu chłodzenia, stabilizującego temperaturę w trakcie wykonywania pomiarów. Moc maksymalna zespołu napędowego wynosi 50 kW (dodatkowo może zostać lekko przeciążony), co powoduje, że bez układu chłodzenia i przy zamkniętym obiegu następuje bardzo szybki (w ciągu pojedynczych minut) znaczący wzrost temperatury strumienia. Zastosowany układ chłodzenia ma moc nieco mniejszą niż zespół napędowy. Wynika to z założenia, że badania prowadzone są zwykle przy niepełnej mocy (mniejszych prędkościach tunelowych). W przypadku maksymalnego obciążenia



Rys. 2. Zaprojektowany zespół – przestrzeń stabilizująca, konfuzor, przestrzeń pomiarowa oraz pierwszy dyfuzor

tunelu dopuszcza się nieciągły (przerywany) system pracy tunelu, z okresowymi przerwami niezbędnymi do obniżenia temperatury powietrza w tunelu. Moc układu chłodzącego wynosi  $35 \,\mathrm{kW}$ .

Szczególnym wyzwaniem okazało się zaprojektowanie i wymiana wentylatora.

W trakcie eksploatacji tunelu wprowadzono jeszcze dodatkowe zmiany modernizacyjne. W szczególności dodano siatkę w dyfuzorze za wentylatorem w celu eliminacji występującego tam oderwania, dodano siatkę pomiędzy trzecim i czwartym zakrętem w celu ujednorodnienia pola prędkości przed ostatnim zespołem kierownic, zwiększono ilość (do siedmiu) i wymieniono siatki tłumiące turbulencję. Nowe siatki mają nieco większy współczynnik strat, w celu silniejszego tłumienia turbulencji przy dużych prędkościach przepływu. Schemat tunelu niskiej turbulencji po ostatecznej modernizacji (z zachowaniem skali) przedstawia rys. 3.

### 4. Projekt wentylatora napędowego

Próba zastosowania gotowego wentylatora oferowanego na rynku okazała się niemożliwa, z powodu nie spełniania stawianych wymagań. Dotyczyło to zarówno ograniczeń wymiarowych, jak i charakterystyk spręż-wydatek, jednorodności sprężu wzdłuż promienia wentylatora oraz ograniczeń hałasowych (co wynika głównie z prędkości końca łopaty). W celu rozwiązania tego problemu opracowano własną metodę projektowania wentylatorów, opartą o numeryczną metodę rozwiązania przepływu w palisadzie (metodę oparto



Rys. 3. Schemat zmodernizowanego tunelu niskiej turbulencji

o modyfikację programu XFOIL do analizy/projektowania profilu i gruntownie zweryfikowano w oparciu o dane eksperymentalne dla palisad) oraz inżynierskie podejście do projektowania samego układu wirnik-kierownica wentylatora. Punkt projektowy wentylatora określono na podstawie wymaganej prędkości w przestrzeni pomiarowej (90 m/s) oraz zmierzonych wcześniej strat ciśnienia w kanale tunelu. Wymagany spręż wynosi 1500 Pa przy wydatku 26,5 m<sup>3</sup>/s. Średnica zewnętrzna wentylatora została ustalona na 1,13 m, średnica kołpaka 0,65 m, a prędkość końca łopaty na 89 m/s (odpowiada prędkości obrotowej 1500 obr/min). Wymagana moc maksymalna silnika 50 kW. Rysunek 4 przedstawia rozkład ciśnienia w warunkach obliczeniowych dla układu łopatkowego w jednym z przekrojów zespołu wirnik-kierownice. Zarówno wirnik, jak i kierownice wentylatora zaprojektowano jako silnie obciążone aerodynamicznie, co wynikało z ograniczeń prędkości obwodowej wirnika i sprężu.



Rys. 4. Przykładowy rozkład ciśnienia w przekroju łopatki wirnika i kierownic projektowanego wentylatora

Przed etapem wykonania wentylatora dokonano obliczeniowej weryfikacji opływu zarówno wentylatora, jak i kanału dolotowego oraz dyfuzora za wentylatorem. Obliczenia te wykazały słabe oderwanie na zewnętrznych partiach kierownic w pobliżu krawędzi spływu oraz w dyfuzorze. Kierownice zostały nieco zmodyfikowane, natomiast oderwanie w dyfuzorze musiało być likwidowane poprzez ewentualne dodatkowe siatki wyrównujące pole prędkości w dyfuzorze (z uwagi na wykorzystanie istniejących już elementów tunelu). Rysunek 5 przedstawia ogólny widok zaprojektowanego wentylatora wraz z obrazem rozkładów ciśnienia i liniami prądu wyznaczonych programem ANSYS CFX. Późniejsze badania kalibracyjne zmodernizowanego tunelu w pełni potwierdziły efekty projektowania. Uzyskano zarówno wymagany spręż wentylatora, jak i przewidywane prędkości strumienia w przestrzeni pomiarowej.



Rys. 5. Ogólny widok zaprojektowanego wentylatora z wynikami analizy opływu programem ANSYS CFX – rozkłady ciśnienia

Do napędu wentylatora zastosowano silnik trójfazowy (umieszczony wewnątrz wentylatora) zasilany falownikiem. Aby nie dopuścić do ewentualnego przegrzania silnika zastosowano system wentylacji, przy czym powietrze chłodzące do silnika doprowadzane jest i odprowadzane poprzez kanały w kierownicach wentylatora.

## 5. Kalibracja tunelu

W celu efektywnej eksploatacji tunelu konieczna jest możliwość dokładnego określenia parametrów strumienia (prędkości/ciśnienia tunelowego, ciśnienia statycznego – niezaburzonego), wdrożenie systemu akwizycji danych pomiarowych, zaimplementowanie odpowiednich poprawek tunelowych oraz przygotowanie metod i oprogramowania do obróbki wyników. Parametry strumienia niezaburzonego w przestrzeni pomiarowej określono w oparciu o rozkłady ciśnienia w przestrzeni stabilizacyjnej oraz na ścianie konfuzora. Schematycznie proces wyznaczania pokazano na rys. 6. Pomiary wykonano dla różnych prędkości obrotowych wentylatora.



Rys. 6. Punkty pomiarowe w kanale tunelu i przestrzeni pomiarowej

Wyznaczono zależność między ciśnieniem statycznym i dynamicznym (w pustej przestrzeni pomiarowej w miejscu lokalizacji modelu) a ciśnieniami w przestrzeni stabilizacyjnej i w punktach wzdłuż konfuzora. Zależności te są lekko nieliniowe, z uwagi na zmianę strat (tarcia) w kanale konfuzora ze zmianą prędkości tunelowej (i liczby Re). Przykładowo ciśnienie tunelowe oraz ciśnienie statyczne może być określone w oparciu o pomiar ciśnień w przestrzeni stabilizacyjnej (punkt "0") oraz punkt "3" w kanale konfuzora z następujących zależności (a ewentualny błąd jest poniżej 0,1%)

$$q_{\infty} = 1,540 \left( 1 + 0,055 \frac{p_0 - p_s}{200} \right)$$
$$p_{\infty} = p_0 - 0,995 q_{\infty}$$

gdzie:  $p_0$  i  $p_3$  – ciśnienia w punktach "0" i "3" z rys. 6.

Do opracowania wyników badań zastosowano klasyczne poprawki tunelowe [2] na blokowanie przestrzeni przez model (*solid blockage*), blokowanie przestrzeni przez ślad lepki (*wake blockage*) oraz na prostowanie linii prądu (tzw. efekt nośny (*curvarure correction*). Jednak w przypadku relatywnie dużych cięciw płata uwzględniane są również człony nieliniowe poprawek.

Generalna zasada określa, że uzyskanie poprawnych charakterystyk aerodynamicznych w pełnym zakresie kątów natarcia (w tym określenie  $Cz\_max$ ) wymaga, aby cięciwa płata nie przekraczała 40% wysokości przestrzeni pomiarowej. Z uwagi na ograniczoną wysokość przestrzeni pomiarowej przewidziano stosowanie zestawu dwóch modeli: segmentów o cięciwie 260 mm dla pomiarów w pełnym zakresie kątów natarcia lecz w ograniczonym zakresie liczb Re (do ok. 1,5 mln) oraz o cięciwie 390 mm, dla określenia charakterystyk przy większych liczbach Reynoldsa (do 2,4 mln), jednak w ograniczonym zakresie kątów natarcia.

### 6. Przykładowe wyniki pomiarów

Z uwagi na występujące silne zakłócenia natury elektrycznej (pole elektromagnetyczne?) nie udało się dotąd przeprowadzić bezpośrednich pomiarów termoanemometrycznych w zmodernizowanym tunelu, w tym bezpośrednich pomiarów poziomu turbulencji. Wykonano natomiast badania różnych modeli płatów symetrycznego (między innymi w celu określenia odchylenia kierunku strumienia w przestrzeni pomiarowej) i niesymetrycznych oraz szeroki zakres badań profili laminarnych, w tym profili badanych wcześniej w innych tunelach aerodynamicznych, o uznanej jakości. Wyniki wskazują pośrednio na zadawalającą jakość zmodernizowanego tunelu [3]. Na rys. 7 przedstawiono przykładowe rozkłady ciśnienia na profilu NACA 2415 o cięciwie 390 mm i porównanie z wynikami obliczeniowymi (warto nadmienić, że dla małych kątów natarcia rozbieżność wyników obliczeniowych rozkładów ciśnienia musi być mała z uwagi ma mały wpływ warstwy przyściennej). Jak widać, zgodność obliczanych rozkładów ciśnienia jest bardzo dobra dla katów natarcia do 5 deg. Dla większych kątów natarcia uwidacznia się duży wpływ dużej w tym przypadku cięciwy modelu i silnego oddziaływania poziomych ścian tunelu. Porównanie wyników badań szybowcowych profili laminarnych pozwala ocenić, że jakość wyników finalnych charakterystyk aerodynamicznych (zarówno siły nośnej, jak oporu i współczynnika momentu) jest zadawalająca, a długość formowanych pęcherzy laminarnych (determinowanych położeniem punktu turbulizacji) pozwala ocenić, że poziom turbulencji w tunelu jest stosunkowo niski. W zakresie do prędkości tubelowych  $\sim 50 \,\mathrm{m/s}$  jest wręcz wyjątkowo niski, na poziomie najlepszych tuneli tej klasy. Przy prędkościach maksymalnych ( $\sim 90 \,\mathrm{m/s}$ ) wykazuje jednak dość istotny wzrost poziomu turbulencji.

### 7. Podsumowanie i wnioski

W pracy przedstawiono etapy i efekty modernizacji tunelu niskiej turbulencji. Modernizacja objęła praktycznie wszystkie aspekty konstrukcji tunelu. Efektem przeprowadzonej modernizacji jest wyraźna poprawa jakości



Rys. 7. Przykładowe rozkłady ciśnienia na profilu NACA2415 dla wartości Cz = 0,166 (a), Cz = 0,718 (b) i Cz = 1139 (c)

pomiarów. Zmieniono i usprawniono również samą procedurę realizacji badań, z automatycznym przestawianiem kąta natarcia, trawersowaniem grzebieniem aerodynamicznym, automatyzacją realizacji pomiaru i obróbki wyników. Zmodernizowany tunel był też wykorzystywany w szerokim programie badań i projektowania szybowcowych profili laminarnych, potwierdzając swoje walory. Jednak jednym z istotniejszych efektów modernizacji wydaje się zdobyte doświadczenie i opracowane narzędzia obliczeniowe, które z powodzeniem zastosowane zostały w projekcie nowego tunelu aerodynamicznego, o zdecydowanie lepszych parametrach (w szczególności czterokrotnie większej powierzchni przekroju przestrzeni pomiarowej). Zastosowano w nim również oryginalne rozwiązania (na przykład dyfuzory łopatkowe w narożach), które są wynikiem nowo opracowanych obliczeniowych metod projektowania.

### Bibliografia

- AGARD CP-585 Aerodynamics of Wind Tunnel Circuits and their Components, 1996
- AGARD AGARDograph AG-336, Wind Tunnel Wall Correction, Ewald B.F.R. (Eds.), Oct. 1998
- KUBRYŃSKI K., 2013, Problematyka projektowania aerodynamicznego szybowcowego profilu laminarnego, ITWL

#### Low turbulence wind tunnel modernization and flow analysis

#### Abstract

The paper describes the modernization of low-turbulence wind tunnel located in Aerodynamic Laboratory, Warsaw University of Technology, the Faculty of Power and Aeronautical Engineering. The aim is to obtain a fully functional tunnel for 2D air foils testing. The modernization covered the tunnel circuit, settling chamber, the test section, fan, cooling system, but also the development and implementation of the control system, measurement, data acquisition and processing of test results-including calibration of the tunnel. The effect of these changes is a significant improvement of research capacity of the tunnel, but also new experience regarding principles of the wind tunnel design. It was utilized in the new, larger wind-tunnel project, currently under construction.
Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVI 2014

# ZASTOSOWANIE METODY POPRAWEK RÓŻNICZKOWYCH DO STANDARYZACJI OSIĄGÓW SAMOLOTU Z NAPĘDEM ELEKTRYCZNYM

Mirosław Nowakowski

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: miroslaw.nowakowski@itwl.pl

> W pracy przedstawiono technikę przeprowadzania prób w locie w odniesieniu do samolotów o napędzie elektrycznym. Zaproponowano też metodę standaryzacji wyników badań. Ze względu na stosunkowo nowy rodzaj napędu – silnik elektryczny – brak jest w literaturze opisu podobnych zagadnień. Dlatego rozwiązania przedstawione w pracy stanowią autorską propozycję zespołu badawczego ITWL.

### 1. Wstęp

Każdy statek powietrzny musi być poddany wszechstronnym badaniom, które określą zarówno jego możliwości lotne, jak i służą sprawdzeniu bezpieczeństwa eksploatacji. Jednym z kluczowych etapów takich badań są badania w locie. Badania takie pozwalają porównać rzeczywiste właściwości lotne samolotu z wymaganiami, które stanowiły podstawę prac projektowych i konstrukcyjnych. Badania w locie dają ostateczną ocenę efektów całego złożonego procesu powstawania samolotu. Są one też niezbędnym elementem występującym w czasie całego procesu eksploatacji samolotu. Badania w locie są źródłem wielu różnych informacji o aktualnym stanie technicznym samolotu.

Elementem badań w locie są loty próbne, które mogą być wykonywane w różnych warunkach atmosferycznych. Dotyczy to zarówno różnic wynikających z bieżących, krótkotrwałych zmian pogody, różnic związanych z porami roku, jak i różnic, których źródłem są różne strefy klimatyczne, w których prowadzone mogą być badania. W związku z tym zachodzi konieczność zastosowania takich metod badawczych, które pozwolą na ujednolicenie otrzymanych wyników badań i sprowadzenie ich do warunków uznanych za odniesieniowe. Warunki takie opisuje Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowa (Atmosfera Standardowa). Należy jednocześnie uwzględnić różnice wyników badań wynikające z innej, niż deklarowana przez projektanta, masy samolotu.

Standaryzacja wyników badań w locie do warunków odniesieniowych pozwala obiektywnie ocenić, czy badany statek powietrzny spełnia wszystkie założenia, które legły u podstaw jego projektowania. W przypadku badań kontrolnych oraz badań realizowanych po naprawach i po modernizacjach badania w locie umożliwiają ocenę, czy charakterystyki statku powietrznego uległy zmianie i w jakim zakresie.

Wyniki badań w locie sprowadzone do warunków odniesieniowych dają możliwość obiektywnego porównania różnych statków powietrznych. Jest to istotne np. w przypadku przetargu, gdy zachodzi konieczność wyboru najlepszej oferty. Jedynie osiągi sprowadzone do warunków odniesieniowych pozwalają na odpowiedź, który z analizowanych statków powietrznych najpełniej spełnia wymagania.

## 2. Metoda standaryzacji charakterystyk lotnych

### 2.1. Wysokość odniesieniowa

W trakcie lotów doświadczalnych rejestrowane są parametry fizyczne powietrza – ciśnienie barometryczne i temperatura – mierzona może być także wysokość geometryczna rozumiana jako pionowa wysokość nad powierzchnią ziemi. Ciśnienie oraz temperatura mogą zmieniać się w szerokim przedziale zależnie od pory roku i bieżących warunków atmosferycznych. Ponieważ charakterystyki lotne samolotu nie są bezpośrednio zależne od wysokości geometrycznej jej pomiar ma niewielkie znaczenie. Natomiast wpływ parametrów fizycznych powietrza jest istotny. W związku z tym wprowadza się pojęcie umownej wysokości odniesieniowej, której parametry są zgodne z Międzynarodową Atmosferą Wzorcową MAW. Otrzymane w trakcie lotu wartości charakterystyk lotnych przelicza się, odnosząc je do tej umownej wysokości  $H_{od}$ . Zakłada się, że zmierzona w trakcie lotu w warunkach rzeczywistych na wysokości lotu  $H_{rz}$  wartość parametru lotnego jest niezmienna. Poszukuje się takiej wysokości  $H_{od}$ , na której w warunkach MAW samolot uzyskał<br/>by taką samą wartość mierzonego parametru. Jest to wysokość odniesieniowa (zastępcza).

W praktyce, w zależności od przyjętego kryterium, jako wysokość odniesieniową przyjmuje się różne wysokości. Są to:

- H~-~wysokość geometryczna mierzona od poziomu morza lub lotniska,
- $H_p$  wysokość barometryczna określona według atmosfery standardowej w oparciu o zmierzone ciśnienie atmosferyczne,
- $H_{\rho}$  wysokość według gęstości określona według atmosfery standardowej w oparciu o zmierzoną gęstość powietrza,
- $H_T$  wysokość według temperatury określona według atmosfery standardowej w oparciu o zmierzoną temperaturę powietrza.



Rys. 1. Metody wyboru wysokości odniesieniowej

Dla MAW istnieje jednoznaczny związek pomiędzy wysokością i ciśnieniem oraz temperaturą powietrza. Dlatego znając ciśnienie atmosferyczne, można określić wysokość barometryczną  $H_p$ , a następnie inne parametry fizyczne powietrza – temperaturę T i gęstość powietrza  $\rho$ . Wartości tych parametrów zmierzone w trakcie lotu będą najczęściej miały inne wartości niż obliczone. Oznacza to, że zmierzonej temperaturze rzeczywistej odpowiada na rysunku 1 punkt A leżący poza linią  $T_H = f(H)$ . Podobnie będzie, jeżeli obliczyć wysokość  $H_T$  według temperatury pomiaru, a następnie ciśnienie  $p_H$  – będzie one inne od zmierzonego.

Z powyższego wynika, że określenie wysokości odniesieniowej jest niejednoznaczne – inna będzie wysokość określona w oparciu o pomiar ciśnienia i inna określona w oparciu o rzeczywistą temperaturę powietrza, dlatego konieczne jest przyjęcie określonego kryterium. Przyjmuje się, że kryterium tym jest równość pewnej funkcji ciśnienia i temperatury w warunkach pomiarowych i odniesieniowych f(p,T)

$$f(p_{od}, T_{od}) = f(p_{rz}, T_{rz})$$
 (2.1)

gdzie indeksy oznaczają: od – odniesieniowy, zgodny z MAW, rz – rzeczywisty.

Warunki przedstawiam poniżej.

- 1. Jeżeli f(p,T) = T, to (2.1) daje równość  $T_{od} = T_{rz}$  i wysokością odniesieniową jest wysokość według temperatury, tzn.  $H_{od} = H_T$ . Punktowi A odpowiada punkt B na charakterystyce atmosfery wzorcowej (rys. 1).
- 2. Jeżeli f(p,T) = p, to (2.1) daje równość  $p_{od} = p_{rz}$  i wysokością odniesieniową jest wysokość barometryczna, tzn.  $H_{od} = H_p$ . Punktowi Aodpowiada punkt C na charakterystyce atmosfery wzorcowej (rys. 1).
- 3. Jeżeli  $f(p,T) = p/\sqrt{T}$ , to (2.1) daje równość  $p_{od}/\sqrt{T_{od}} = p_{rz}/\sqrt{T_{rz}}$  punktowi A odpowiada punkt D na charakterystyce atmosfery wzorcowej (rys. 1).
- 4. Jeżeli f(p,T) = p/T, to (2.1) daje równość  $p_{od}/T_{od} = p_{rz}/T_{rz}$  i wysokością odniesieniową, jest wysokość według gęstości, tzn.  $H_{od} = H_{\rho}$ . Punktowi A odpowiada punkt E na charakterystyce atmosfery wzorcowej (rys. 1).

#### 2.2. Metoda poprawek różniczkowych

Metoda poprawek różniczkowych bazuje na założeniu, że charakterystyki lotne samolotu (oznaczone literą X) zależą od parametrów zarówno atmosfery (np. temperatura T i ciśnienie p), jak i układu napędowego (np. obroty n) oraz parametrów samolotu (np. masa m)

$$X = f(p, T, n, m) \tag{2.2}$$

Zmiana dowolnego z parametrów powoduje zmianę charakterystyki lotnej. Traktując charakterystykę X jako funkcję wybranych parametrów, jej różniczkę można przedstawić w postaci

$$dX = \sum_{i} \frac{\partial X}{\partial W_{i}} dW_{i} = \sum_{i} \frac{X}{W_{i}} \left(\frac{W_{i}}{X} \frac{\partial X}{\partial W_{i}}\right) dW_{i} = X \sum_{i} X_{W_{i}} \frac{dW_{i}}{W_{i}}$$
(2.3)

gdzie  $W_i$  oznacza parametry wpływające na charakterystykę.  $X_{W_i}$  są bezwymiarowymi wskaźnikami określającymi, o ile procent zmienia się charakterystyka X przy jednoprocentowej zmianie parametru  $W_i$ 

$$X_{W_i} = \frac{W_i}{X} \frac{\partial X}{\partial W_i} \tag{2.4}$$

Wskaźniki te zależą od konstrukcyjnych i aerodynamicznych cech badanego samolotu, cech układu napędowego oraz od ciśnienia p i temperatury powietrza T.

Często zależność (2.2) może być przedstawiona w postaci funkcji potęgowej

$$X = \prod_{i} W_1^{k_1} W_2^{k_2} \cdots W_i^{k_i} \cdots W_K^{k_K}$$
(2.5)

Wykonanie logarytmowania tego wyrażenia daje

$$\ln X = \sum_{i} k_i \ln W_i \tag{2.6}$$

Różniczkując obustronnie to wyrażenie, otrzymuje się

$$\frac{dX}{X} = \sum_{i} k_i \frac{dW_i}{W_i} \tag{2.7}$$

stąd

$$dX = \sum_{i} \frac{X}{W_i} k_i dW_i \tag{2.8}$$

Porównując wyrażenia (2.3) i (2.8), można zauważyć, że w tym przypadku wskaźniki  $X_{W_i}$  są równe wykładnikom potęg występujących w (2.5)

$$X_{W_i} = k_i \tag{2.9}$$

Najistotniejszy wpływ na zmianę charakterystyk lotnych mają ciśnienie i temperatura powietrza. Masa samolotu jest stała. Oznacza to, że najistotniejsze są wskaźniki  $X_p$  i  $X_T$ :

$$X_p = X_p(\text{cechy samolotu}, p, T)$$
  

$$X_T = X_T(\text{cechy samolotu}, p, T)$$
(2.10)

Mogą one być wyznaczone obliczeniowo (co nie zawsze jest możliwe) lub w oparciu o specjalne loty doświadczalne wykonane dla danego typu samolotu. Często, ze względu na koszty ich sporządzenia, wartości wskaźników  $X_p$  i  $X_T$  są dostępne jedynie dla samolotów seryjnych. Zazwyczaj odchylenia temperatury rzeczywistej od warunków MAW nie przekraczają 7%, zaś odchylenia ciśnienia nie są większe niż 20%. Jeżeli tak jest, to wskaźniki  $X_p$  i  $X_T$  można uznać za stałe – zależne jedynie od niezmiennych cech samolotu

$$X_p = \text{const}$$
  $X_T = \text{const}$  (2.11)

W związku z tym w wyrażeniu (2.3) różniczki można zastąpić przyrostami

$$dX = \Delta X = X_{od} - X_{rz} \qquad dp = \Delta p = p_{od} - p_{rz}$$
  
$$dT = \Delta T = T_{od} - T_{rz} \qquad (2.12)$$

Otrzymuje się następujące formuły pozwalające obliczyć przyrost oraz wartość parametru lotnego w warunkach odniesieniowych

$$\frac{\Delta X}{X_{rz}} = X_p \frac{\Delta p}{p_{rz}} + X_T \frac{\Delta T}{T_{rz}}$$

$$X_{od} = \frac{X_{rz}}{1 - \left[X_p \left(1 - \frac{p_{rz}}{p_{od}}\right) + X_T \left(1 - \frac{T_{rz}}{T_{od}}\right)\right]}$$
(2.13)

### 3. Badania laboratoryjne silnika elektrycznego

W przeanalizowanej literaturze brak jest informacji dotyczących wpływu warunków otoczenia na pracę silników elektrycznych stosowanych jako napęd samolotów. Z tego powodu przeprowadzono badania, których celem było ustalenie ewentualnych zależności pomiędzy parametrami otoczenia i mocą silnika elektrycznego. Obiektem badań był bezszczotkowy silnik elektryczny prądu stałego AXI 2820/14 o mocy 360 W. Zbudowano odpowiednie stanowisko pomiarowe pokazane na rysunku 2. Silnik zasilany był prądem stałym, którego napięcie U i natężenie I mierzono. Umożliwiało to obliczenie mocy dostarczanej do silnika

$$N_d = UI \tag{3.1}$$



Rys. 2. Stanowisko pomiarowe do badania charakterystyk silnika elektrycznego

Silnik był obciążony przez połączony sprzęgłem odbiornik. W trakcie badań mierzono moment oporowy M oraz prędkość obrotową  $\omega$  [rad/s], co pozwalało obliczyć moc efektywną (użyteczną) silnika

$$N_e = M\omega \tag{3.2}$$

oraz jego sprawność

$$\eta = \frac{N_e}{N_d} = \frac{M\omega}{UI} \tag{3.3}$$

W takcie badań silnik umieszczono w komorze barometrycznej (barokomorze), gdzie według zadanego programu zmieniano temperaturę i ciśnienie w celu określenia wpływu tych wielkości na parametry pracy silnika. Z pomiarów wynikało, że ciśnienie nie wpływa na moce oraz sprawność. W związku z tym dalsze pomiary dotyczyły wpływu temperatury. Na rysunkach  $3\div5$  pokazano przebiegi mierzonych wielkości w funkcji czasu. Pełny cykl pomiarowy trwał około 170 minut. W tym czasie cyklicznie zmieniano temperaturę otoczenia w zakresie od 230 K do 328 K ( $-43^{\circ}$ C do 55°C). Z rysunku 3 wynika, że w trakcie całego pomiaru temperatura silnika była wyższa od temperatury otoczenia. Różnica wynosiła około 14 K. Wynika ona ze strat energii dostarczanej do silnika. Potwierdza to rysunek 4 pokazujący zmiany mocy dostarczanej  $N_d$ , która jest większa od efektywnej  $N_e$ . Można tu zauważyć, że spadek temperatury powoduje wzrost mocy dostarczanej i jednocześnie spadek mocy efektywnej. W wyniku tego sprawność silnika maleje ze spadkiem temperatury, co pokazano na rysunku 5.



Rys. 3. Zmiana temperatury otoczenia  $T_H(t)$ i temperatury silnika elektrycznego  $T_s(t)$ 

Ponieważ czynnikiem powodującym zmiany mierzonych parametrów pracy silnika była temperatura otoczenia, to sporządzono wykresy pokazujące relacje pomiędzy temperaturą silnika  $T_s$ , mocami  $N_d$  i  $N_e$  oraz sprawnością  $\eta$  a temperaturą  $T_H$ . Pokazano je na rysunkach 6÷8. Rysunek 6 potwierdza jednoznaczny związek pomiędzy temperaturami  $T_s$  i  $T_H$ . Widoczna jest tu jednocześnie histereza przebiegu. Na rysunkach 6 i 7 przedstawiono linią aproksymującą



Rys. 4. Zmiana mocy dostarczanej  $N_d(t)$ i mocy efektywnej  $N_e(t)$ 



Rys. 5. Zmiana sprawności silnika elektrycznego ${\cal N}_d(t)$ 



Rys. 6. Zależność temperatury silnika elektrycznego $T_s$ od temperatury otoczenia $T_H$ 

otrzymane wyniki. Na podstawie tych danych ustalono zależność sprawności  $\eta$  od temperatury otoczenia  $T_H$  (rys. 8). Pozwoliło to ocenić, jakiego typu relacja łączy te wielkości z temperaturą otoczenia  $T_H$ .



Rys. 7. Zależność mocy dostarczanej  $N_d$ i efektywnej  $N_e$ od temperatury otoczenia $T_H$ 



Rys. 8. Zależność sprawności  $\eta$  silnika elektrycznego od temperatury otoczenia  $T_H$ 

# 4. Standaryzacja prędkości maksymalnej i prędkości wznoszenia dla samolotów z silnikiem elektrycznym i śmigłem o stałym skoku

Przy określaniu sposobów standaryzacji prędkości charakterystycznych przyjęto, że samolot wyposażony jest w silnik elektryczny, który napędza śmigło o stałym skoku. Zmiana mocy doprowadzanej do śmigła realizowana jest poprzez zmianę obrotów. Zastosowano metodę poprawek różniczkowych. Warunki równowagi opisujące lot poziomy samolotu w postaci bilansu siły nośnej i siły ciężkości oraz bilansu mocy układu silnik-śmigło i mocy siły oporu aerodynamicznego można zapisać

$$\eta_{sm}N_e = C_{xa}\frac{\rho_H V^3}{2}S \qquad mg = C_{za}\frac{\rho_H V^2}{2}S \qquad (4.1)$$

W oparciu o warunki podobieństwa stanów lotu otrzymuje się różniczkę względną prędkości charakterystycznych

$$\frac{dV}{V} = V_T \frac{dT_H}{T_H} + V_p \frac{dp_H}{p_H} + V_n \frac{dn}{n} + V_m \frac{dm}{m}$$
(4.2)

Jeżeli wykorzystać założenie, że wysokością odniesieniową jest wysokość barometryczna, to  $dp_H = 0$  i mamy

$$\frac{dV}{V} = V_T \frac{dT_H}{T_H} + V_n \frac{dn}{n} + V_m \frac{dm}{m}$$
(4.3)

Mnożniki są odpowiednio równe [2]

$$V_{T} = \frac{2\eta_{C_{N}} - \frac{\eta_{M_{k}}}{2} + 1,76g_{Re} - g_{C_{za}} + \frac{g_{M}}{2} + \frac{5}{2}}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - \eta_{M_{k}} \frac{V^{2}}{V^{2} + V_{obw}^{2}}}{V_{P}}$$

$$V_{p} = \frac{-\eta_{C_{N}} - g_{Re} + g_{C_{za}} - 1}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - \eta_{M_{k}} \frac{V^{2}}{V^{2} + V_{obw}^{2}}}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - 3\eta_{C_{N}}}$$

$$V_{n} = \frac{-g_{C_{za}}}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - \eta_{M_{k}} \frac{V^{2}}{V^{2} + V_{obw}^{2}}}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - \eta_{M_{k}} \frac{V^{2}}{V^{2} + V_{obw}^{2}}}$$

$$V_{m} = \frac{-g_{C_{za}}}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - \eta_{M_{k}} \frac{V^{2}}{V^{2} + V_{obw}^{2}}}{3 - 2g_{C_{za}} + g_{Re} + g_{M} - \eta_{J} - \eta_{M_{k}} \frac{V^{2}}{V^{2} + V_{obw}^{2}}}$$

Wyrażenia te ulegają uproszczeniu, jeżeli:

- uwzględnić, że w warunkach lotu z prędkością maksymalną można przyjąć:  $\eta_J=0,\,\eta_{C_N}=0,$
- pominąć wpływ liczby Reynoldsa na opór samolotu:  $g_{Re} = 0$ ,
- pominąć wpływ liczby Macha końcówki łopaty śmigła na współczynnik sprawności śmigła  $\eta_{\pm}: \eta_{M_k} = 0,$
- pominąć wpływ ściśliwości na charakterystyki aerodynamiczne samolotu (jest niewielki):  $g_M \approx 0, \ g_{C_{za}} = g_{C_{za},i} \ (g_{C_{za},f} \approx 0).$

Otrzymuje się

$$V_{T} = \frac{\frac{5}{2} - g_{C_{za,i}}}{3 - 2g_{C_{za,i}}} \qquad V_{p} = \frac{C_{za,i} - 1}{3 - 2g_{C_{za,i}}} \qquad (4.5)$$
$$V_{n} = 0 \qquad V_{m} = \frac{-C_{za,i}}{3 - 2g_{C_{za,i}}}$$

gdzie

$$g_{C_{za\_i}} = \frac{2}{\frac{\pi \lambda_{ef} C_{xa0}}{C_{za}^2} + 1}$$
(4.6)

Jeżeli wykorzystać założenie, że wysokością odniesieniową jest wysokość barometryczna, to  $dp_H = 0$  i mamy [2]:

— różniczkę względną prędkości maksymalnej

$$\frac{dV_{max}}{V_{max}} = V_T \frac{dT_H}{T_H} + V_n \frac{dn}{n} + V_m \frac{dm}{m}$$
(4.7)

— różniczkę względną prędkości maksymalnej indykowanej

$$\frac{dV_{i\_max}}{V_{i\_max}} = \left(V_T - \frac{1}{2}\right)\frac{dT_H}{T_H} + V_n\frac{dn}{n} + V_m\frac{dm}{m}$$
(4.8)

— różniczkę względną prędkości wznoszenia

$$\frac{dW_g}{W_g} = A_{W_g} \frac{dT_H}{T_H} \tag{4.9}$$

gdzie

$$A_{W_g} = \frac{1}{2} \frac{V_i}{W_g K \sqrt{\frac{T_0}{p_0}} \sqrt{\frac{p_H}{T_H}}}$$
(4.10)

Różniczka względna  $dW_g/W_g$  zależy jedynie od prędkości indykowanej, doskonałości aerodynamicznej samolotu i od charakterystyk śmigła.

### 5. Zasięg i długotrwałość lotu samolotu z silnikiem elektrycznym

Samoloty z napędem elektrycznym zasilane są z akumulatorów, których pojemność w istotny sposób zależy od temperatury. Ilustruje to rysunek 9. Widać, że malejąca temperatura zmniejsza pojemność akumulatorów, co niekorzystnie wpływa na zasięg i długotrwałość lotu. Jednocześnie maleje sprawność silnika, co oznacza, że przy tej samej mocy efektywnej moc dostarczana musi rosnąć, co dodatkowo zmniejsza zasięg i długotrwałość lotu.



Rys. 9. Pojemność akumulatora w funkcji temperatury [1]

Analogicznie, jak dla silników spalinowych, można wprowadzić następujące pojęcia [2]:

• godzinowe zużycie ładunku  $I_h$ – ilość ładunku elektrycznego zużywanego przez układ napędowy w ciągu godziny lotu

$$I_h = \frac{Q}{t} \left[\frac{C}{h}\right] \tag{5.1}$$

gdzie Q jest ładunkiem elektrycznym, t – czasem wyrażonym w godzinach lotu,

• kilometrowe zużycie ładunku  $I_k$ – ilość ładunku elektrycznego zużywanego przez układ napędowy na kilometr lotu

$$I_k = \frac{Q}{L} \left[ \frac{C}{km} \right] \tag{5.2}$$

gdzie L jest odległością,

• jednostkowe zużycie ładunku  $i_j$ – ilość ładunku elektrycznego zużywanego przez układ napędowy w ciągu godziny lotu na wypracowanie jednostki mocy

$$i_j = \frac{I_h}{N_e} \left[ \frac{\mathbf{C}}{\mathbf{W} \cdot \mathbf{h}} \right] \tag{5.3}$$

Pomiędzy godzinowym i kilometrowym zużyciem ładunku elektrycznego istnieje następujący związek

$$I_k = \frac{Q}{L} = \frac{Q}{Vt} = \frac{I_h}{3.6V} \left[\frac{\text{kg}}{\text{km}}\right]$$
(5.4)

gdzie mnożnik 3,6 stosuje się, gdy prędkość wyrażona jest w [m/s]. Nie występuje on, gdy prędkość wyrazić w [km/h].

Maksymalny zasięg lotu osiągany jest, gdy kilometrowe zużycie ładunku elektrycznego jest minimalne.

Jeżeli analizować lot horyzontalny, to kilometrowe zużycie ładunku elektrycznego można przedstawić z uwzględnieniem jednostkowego zużycia ładunku elektrycznego oraz charakterystyk samolotu i śmigła.

Z przekształcenia zależności (5.4), przy wykorzystaniu (5.3), można natomiast otrzymać

$$I_k = \frac{I_h}{3.6V} = \frac{i_j N_e}{3.6V}$$
(5.5)

Biorąc pod uwagę równanie ruchu samolotu bilansujące moce układu napędowego i moc siły oporu

$$\eta_{sm}N_e = C_{xa}\frac{\rho_H V^3}{2}S = P_{xa}V$$

otrzymuje się z kolei wyrażenie

$$I_k = \frac{i_j N_e}{3,6V} = \frac{P_{xa} i_j}{3,6\eta_{sm}} = \frac{mg}{3,6} \frac{i_j}{\eta_{sm} K}$$
(5.6)

Dla samolotów z napędem elektrycznym minimalne kilometrowe zużycie ładunku osiągane jest, gdy  $i_j/(\eta_{sm}K)$  ma wartość minimalną. Jeżeli przyjąć, że  $i_j = \text{const}$  oraz  $\eta_{sm} = \text{const}$ , to maksymalny zasięg otrzymuje się dla maksymalnej wartości doskonałości aerodynamicznej K. Zachodzi to podczas lotu na optymalnym kącie natarcia.

### 6. Wnioski

W pracy przedstawiono metodę badawczą mającą zastosowanie do samolotów napędzanych silnikami elektrycznymi. Metoda ta pozwala na obiektywizację wyników badań, poprzez odpowiednią ich standaryzację uwzględniającą różnice pomiędzy rzeczywistymi warunkami atmosferycznymi i warunkami określonymi przez Międzynarodową Atmosferę Wzorcową. Różnice te mają bezpośredni wpływ zarówno na charakterystyki układu napędowego (silnik i opcjonalnie śmigło), jak i na siły aerodynamiczne działające na samolot.

W pracy skupiono się na pomiarze podstawowych osiągów, tj. prędkości charakterystycznych oraz zużycia ładunku decydującego o zasięgu i długotrwałości lotu.

# Bibliografia

- 1. Akumulatory, Elektronika dla wszystkich, nr 10/96, 11/96
- NOWAKOWSKI M., 2013, Metody badań w locie osiągów samolotów z różnymi rodzajami napędów, Wydawnictwo ITWL, Warszawa, ISBN 978-83-61021-92-6

## The method of flight performance determination and standarization of a plane with electric drive

#### Abstract

The paper will discuss the technique of flight tests conducted for a plane powered by an electric drive. The standardization method will also be presented. Due to the relatively new type of drive – electric motor – there is nothing in the literature that describes similar issues. Therefore, solutions presented in the paper are the author's proposal of the AFIT research team.

# KONCEPCJA I REALIZACJA BADAŃ ZESPOŁU NAPĘDOWEGO W TUNELU AERODYNAMICZNYM

Krzysztof Bogdański, Mirosław Rodzewicz

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej e-mail: kbogdanski@meil.pw.edu.pl; miro@meil.pw.edu.pl

MAREK MILLER, PAWEŁ RUCHAŁA

Instytut Lotnictwa, Laboratorium Badań Aerodynamicznych e-mail: marek.miller@ilot.edu.pl; pawel.ruchala@ilot.edu.pl

W pracy opisano badania zespołu napędowego przeznaczonego do skalowanego modelu bezzałogowego samolotu MOSUPS w układzie połączonych skrzydeł. Badania prowadzone były w tunelu aerodynamicznym T-1 o średnicy przestrzeni pomiarowej 1.5 m. Celem badań było określenie siły ciągu i momentu reakcyjnego napędów w różnych konfiguracjach. Jak dotad, przeanalizowano cztery warianty napędu śmigłowego oraz trzy warianty wentylatora otunelowanego. MOSUPS jest wyposażony w napęd pchający. Z tego względu w badaniach zamodelowano przesłonięcie tarczy śmigła przez kadłub, a także odwzorowano fragment tylnego płata, umieszczonego tuż przed zespołem napędowym. Z uwagi na spodziewany wpływ śmigła na opływ kadłuba i skrzydła zdecydowano się na zastosowanie dwóch czujników mierzacych obciążenia. Jednym z nich była hamownia mierząca siłę ciągu i moment reakcyjny, umieszczona wewnątrz modelu tylnej części kadłuba samolotu MO-SUPS. Drugim czujnikiem była sześcioskładowa waga tensometryczna, na której zamontowano kompletny obiekt. Waga mierzyła siły i momenty aerodynamiczne działające na cały badany obiekt – a więc i na zespół napędowy, i na kadłub ze skrzydłem. Wyposażeniem pomocniczym był układ mierzący prędkość obrotową wału śmigła oraz parametry elektryczne zespołu napędowego. Badany zespół napędowy wyposażono w silnik elektryczny o mocy 3 kW, zasilany z akumulatorów ukrytych wewnątrz modelu.

### 1. Cel i zakres badań

Opisane badania przeprowadzone były w ramach programu projektowania i budowy samolotu bezzałogowego w układzie płata zespolonego MOSUPS (Model Samolotu w Układzie Połączonych Skrzydeł). Jednym z zadań przewidzianych w programie było wyznaczenie ciągu i momentu reakcyjnego zespołu napędowego w różnych konfiguracjach. Charakterystyki te miały być wyznaczone zarówno w warunkach statycznych, jak i w tunelu aerodynamicznym, co miało odwzorować warunki występujące w locie.

## 2. Wymagania

Zgodnie z zamierzeniami konstruktora, samolot MOSUPS ma być wyposażony w napęd w układzie pchającym (rys. 1). W badaniach zespołu napędowego należało więc uwzględnić przesłonięcie tarczy śmigła przez kadłub, a także oddziaływanie tylnego płata, umieszczonego tuż przed śmigłem. W związku z tym obiekt badawczy przeznaczony do testów w tunelu aerodynamicznym (rys. 2) odwzorowuje geometrię tylnej części płatowca, tzn. kadłuba, nasadowej części płata tylnego oraz usterzenia pionowego.



Rys. 1. Samolot MOSUPS – wizja artystyczna

Dodatkowym wymaganiem było rozmieszczenie wyposażenia pomiarowego oraz systemu zasilania elektrycznego silnika (Turnigy RotoMax o mocy 3 kW) wewnątrz modelu. Silnik miał być zasilany akumulatorami, nie z zewnętrznego źródła zasilania, z kilku powodów. Po pierwsze, zasilacz zapewniający prąd o potrzebnych parametrach był trudno dostępny. Po drugie, kable zasilające mogłyby generować pole elektromagnetyczne zakłócające pracę urządzeń pomiarowych, a ich sztywność fałszowałaby obciążenia mierzone przez wagę tensometryczną. Dodatkowo zastosowanie akumulatorów, które mają być zastosowane w docelowym, latającym modelu samolotu jeszcze lepiej odwzorowuje warunki, w których pracować będzie rzeczywisty zespół napędowy.

Obiekt badawczy miał być zamontowany w tunelu aerodynamicznym w taki sposób, aby można było zmienić jego kąt natarcia. Oczywiście, prędkość



Rys. 2. Obiekt badawczy na tle tunelu T-1

przepływu niezaburzonego oraz prędkość obrotowa śmigła również były sterowane.

# 3. Badania zespołów napędowych na świecie

W badaniach zespołu napędowego zarówno w warunkach statycznych, jak i tunelowych rozróżnia sie jakościowa analize pola przepływu za pomoca technik wizualizacyjnych [1], analizę rozkładu prędkości za śmigłem przy użyciu grzebieniowej sondy ciśnienia [2], a także bezpośredni pomiar obciążeń działających na zespół napędowy (a więc ciągu oraz momentu reakcyjnego) [3]-[6]. Obciążenia mierzone są poprzez układy mechaniczne, elektryczne (z mostkami tensometrycznymi) itp. Wybrano ten ostatni sposób, gdyż otrzymywane wyniki były najistotniejsze z punktu widzenia rozwoju samolotu MOSUPS. W stosunku do znanych autorom badań wprowadzono jednak pewne odstępstwo, decydując się na użycie dwóch czujników obciążeń. Jednym z nich była hamownia, ukryta wewnątrz modelu kadłuba; mierzyła ona ciąg i moment reakcyjny zespołu napędowego. Drugim była sześcioskładowa waga tensometryczna, stanowiąca element mocowania kompletnego obiektu badawczego do stanowiska. Mierzyła ona obciążenia aerodynamiczne działające na cały badany obiekt – a więc nie tylko na zespół napędowy, ale również na płatowiec. Wstępne próby oraz obliczenia numeryczne wykazały bowiem, że obecność śmigła pchającego może wyraźnie wpłynąć na opływ kadłuba samolotu. Zmiany mogą mieć charakter nie tylko ilościowy, ale i jakościowy. Chodzi tu m.in. o obecność lokalnego oderwania przepływu na powierzchni kadłuba i płata.

# 4. Tunel aerodynamiczny

Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-1 (rys. 3). Jest to tunel o zamkniętym obiegu i otwartej przestrzeni pomiarowej. Średnica przestrzeni pomiarowej wynosi 1,5 m, a jej długość – 2,2 m. Tunel napędzany jest silnikiem elektrycznym o mocy 55 kW, wyposażonym w 4-łopatowy stałoobrotowy wentylator. Napęd ten zapewnia prędkość od ~ 12 m/s do 40 m/s, regulowaną poprzez nastawianie kąta skoku łopat wentylatora (zgrubnie) i położenie klapek upustowych (precyzyjnie).



Rys. 3. Schemat tunelu T-1

# 5. Wyposażenie pomiarowe

Charakterystyki zespołu napędowego były rejestrowane przez dwa elementy pomiarowe. Pierwszym źródłem była hamownia, pokazana na rys. 4. Za jej pomocą rejestrowano:

- napięcie i natężenie prądu zasilającego silnik (a pośrednio moc elektryczną),
- prędkość obrotowa wału śmigła,
- ciąg śmigła,
- moment reakcyjny.

Drugim urządzeniem pomiarowym była przedstawiona na rys. 5 sześcioskładowa waga tensometryczna HWG-6, mierząca obciążenia całkowite działające na model. Stanowiła ona jednocześnie jedyny element mocowania modelu do stanowiska, co jest warunkiem poprawności wykonywania badań wagowych.



Rys. 4. Hamownia do badań zespołu napędowego



Rys. 5. Waga tensometryczna HWG-6 na maszcie mocującym model

# 6. Koncepcje mocowania modelu zespołu napędowego

Podczas projektowania modelu zespołu napędowego rozważano dwie koncepcje mocowania wagi do hamowni i struktury modelu; przedstawiono je na rys. 6 i rys. 7.

W pierwszej koncepcji waga (widoczna po prawej) mocowana była poziomo, jak w większości modeli badanych w tunelach aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa; jest to więc układ wielokrotnie sprawdzony. Oś wagi mogła przebiegać blisko osi obrotu wału śmigła, co zapewniało małą wartość momentu pochylającego pochodzącego od napędu. Ponadto możliwe było całkowite ukrycie wagi wewnątrz kadłuba modelu, co chroniłoby ją przed przypadkowym



Rys. 6. Mocowanie wagi – koncepcja 1 (poziomo)



Rys. 7. Mocowanie wagi – koncepcja 2 (pionowo)

uszkodzeniem. Koncepcja ta miała jednak poważne ograniczenia. Po pierwsze, waga nie mogła być zamocowana bezpośrednio do podstawy hamowni – konieczny był dodatkowy element łączący obydwa elementy wyposażenia, na rys. 6 zaznaczony schematycznie jako wygięty płaskownik. Element ten mógł być zintegrowany ze strukturą zespołu napędowego, co jednak komplikowałoby jego konstrukcję i eksploatację (montaż wyposażenia, włączanie i wyłączanie aparatury, wymianę akumulatorów itd.). Istotnym ograniczeniem była też znaczna długość modelu, około 1,10 m, która implikowała duże odległości środka ciężkości i środka parcia sił aerodynamicznych od punktu mocowania wagi do stanowiska (przed modelem). W oczywisty sposób zwiększało to niebezpieczeństwo wystąpienia drgań modelu, które były niedopuszczalne ze względów bezpieczeństwa. Ryzyko drgań było zwiększone także w związku z obecnością elementu pośredniczącego, który w praktyce byłby mocowany do wagi i do hamowni z pewnymi luzami. Duże ramiona sił aerodynamicznych i siły ciężkości (względem środka układu wagi) rodziły również ryzyko przekroczenia dopuszczalnych wartości momentu pochylającego i odchylającego. Kolejną wadą była konieczność umieszczenia mocowania modelu przed nim, co zwiększa zaburzenia aerodynamiczne i fałszuje wyniki badań. Nie bez znaczenia była też trudność z umieszczeniem modelu w przestrzeni pomiarowej tunelu tak, aby nie kolidował on z konfuzorem wlotowym.

Wobec wszystkich wad koncepcji 1 zdecydowano się na koncepcję drugą, która zapewniała mniejszą długość modelu i większą jego sztywność (w związku z mocowaniem wagi do podstawy hamowni). Ponadto sama obudowa wykazała mniej problemów przy budowie i jest korzystniejsza aerodynamicznie. W tym przypadku środek układu wagi leżał bliżej środka ciężkości i spodziewanego środka parcia, co zapewniało lepsze wykorzystanie zakresów wagi. Jedynym wyjątkiem była siła ciągu, której ramię było większe, niż w koncepcji 1. Wadą koncepcji 2 była też konieczność wymiany podstawy hamowni na szerszą, aby umożliwić montaż kołnierza wagi.



Rys. 8. Rozmieszczenie wyposażenia we wnętrzu obiektu badawczego

Model, zaprojektowany i zbudowany według koncepcji 2, przedstawiono na rys. 8. Został on zamontowany (za pośrednictwem wagi i pionowego "masztu") do sterowanego elektrycznie stanowiska, które umożliwiało zmianę kąta natarcia i kąta ślizgu modelu. Sterowanie położeniem modelu zapewniał system pomiarowo-sterujący, opisany szerzej w [7]. System ten został zmodyfikowany, aby umożliwić:

- pomiar napięć mostków tensometrycznych wagi,
- sterowanie silnikiem badanego modelu.

Pomiar napięć, zależnych od obciążeń działających na model, został zapewniony przez kartę pomiarową National Instruments USB-6259, do której wejść analogowych (sześciu z 32 dostępnych) doprowadzono napięcia mostków tensometrycznych wagi. Napięcia te zostały wzmocnione przez system akwizycji danych ESAM Traveller CF.



Rys. 9. System akwizycji danych ESAM Traveller CF (po lewej) i karta pomiarowa NI USB-6259

Obsługę karty zapewniał program SterKat T-1.vi, stanowiący element systemu pomiarowo-sterującego tunelu T-1. Program ten, utworzony w środowisku LabVIEW 2012, został zintegrowany z aplikacją zapewniającą sterowanie silnikiem, autorstwa dr. inż. Dominika Głowackiego (ITLiMS PW). Sterowanie silnikiem było możliwe dzięki ukryciu w kadłubie karty National Instruments, model USB-6211, której wyjście licznikowe generowało prostokątny sygnał o częstotliwości 50 Hz i zmiennym stopniu wypełnienia (PWM – *Pulse Width Modulation*). Czas trwania stanu wysokiego (wg standardu TTL), od 1 do 2 ms, decydował o prędkości obrotowej wału silnika. Aplikacja umożliwiała sterowanie w trybie ręcznym bądź automatycznym – operator programu zadawał czas trwania impulsu PWM – a więc pośrednio prędkość obrotową wału śmigła. Możliwe było również ustawienie jednego z predefiniowanych przebiegów prędkości obrotowej – rys. 10.

Jednocześnie prowadzono rejestrację parametrów mierzonych przez hamownię. W hamowni elementem odpowiadającym za akwizycję oraz zapisywanie danych był Eagle Tree eLogger V4. Bezpośrednio zapisywał dane dotyczące silnika elektrycznego (napięcie, prąd oraz prędkość obrotową) oraz pośrednio napięcia ze wzmacniaczy tensometrycznych.

# 7. Badane konfiguracje zespołu napędowego

Stanowisko opisane powyżej posłużyło do określenia charakterystyk kilku wariantów zespołu napędowego. Jak dotąd, zakończono pierwszy etap badań, w którym przebadano otunelowany, pięciołopatowy wentylator oraz cztery



Rys. 10. Panel czołowy aplikacji sterującej silnikiem (widoczny profil prędkości ustawiony dla automatycznego trybu sterowania)



Rys. 11. Wybrane konfiguracje zespołu napędowego

modelarskie śmigła dwu- i czterołopatowe, różniące się średnicą i skokiem. Dodatkowo badano wentylator ze stożkowym kołpakiem oraz ze sterami strumieniowymi umieszczonymi w spływowej części otunelowania. Niektóre przebadane konfiguracje zespołu napędowego przedstawiono na rys. 11.

### 8. Podsumowanie

Dotychczas przeprowadzone badania wykazały, że opisany model pozwala na wyznaczenie charakterystyk ciągu i momentu reakcyjnego w symulowanych warunkach lotu. Przykładowe wyniki dla dwułopatowego drewnianego śmigła typu Fiala 20x10 zostały przedstawione na rys. 12. Przedstawiono wykres ciągu w zależności od prędkości przepływu dla trzech przypadków: dla mocy maksymalnej, dla stałej prędkości obrotowej śmigła (n = 6000 obr/min) oraz dla 50% maksymalnego sygnału sterującego. Zgodność wartości ciągu zmierzonych niezależnie przez wagę (linia przerywana) i hamownię (linia ciągła) sugeruje, że pomiary są przeprowadzone w sposób wiarygodny.

Badania realizowane według koncepcji opisanej w pracy nie są, jak dotąd, zakończone. Z tego względu nie omówiono szerzej ich wyników, które będą przedmiotem odrębnego artykułu.



Rys. 12. Przykładowe wyniki – ciąg śmigła w funkcji prędkości przepływu i różnych prędkości obrotowych dla dwułopatowego śmigła Fiala 20x10E

#### Podziękowania

Autorzy pragną wyrazić podziękowanie wszystkim osobom zaangażowanym w opisane badania. Szczególne podziękowanie należy się kierownikowi projektu, prof. dr hab. inż. Cezaremu Galińskiemu.

Projekt jest finansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach projektu PBS1/A6/14/2012.

### Bibliografia

1. MEIJER DREES J., HENDAL W.P., 1950, The field of flow through a helicopter rotor obtained from wind tunnel smoke tests, Report A.1205, National Luchtvaart Laboratorium Amsterdam

- 2. SALTERS JR L.B., 1955, Velocity distributions measured in the splistream of eight-blade and six-blade dual-rotating propellers at zero advance, NACA Research Memorandum
- T.A.P.S AppaRao An experimental and theoretical investigation of propellers operating in turbulence, report no.183, University of Toronto Institute of Aerospace Studies, 1972
- 4. FOWLER H.S., 1962, Some tests of 12-in. dia. Model VTOL ducted fans, Report lr-367, National Research Council of Canada
- 5. BIERMANN D., GRAY W.H., 1941, Wind-tunnel tests of eight-blade single- and dual-rotating propellers in the tractor position, NACA Wartime Report
- Praca zbiorowa Development of an Air Data System for Ducted Fan Unmanned Aircraft, AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012
- RUCHAŁA P., 2013, System pomiarowo-sterujący tunelu aerodynamicznego T-1, Prace Instytutu Lotnictwa, 232, 63-78
- 8. MILLER M., 2014, Dynamicznie podobny model samolotu w układzie połączonych skrzydeł (MOSUPS). Badania w tunelu T-1, Raport Instytutu Lotnictwa nr 3/BA1/14/P
- 9. KALWARA M., 2013, Opracowanie konstrukcyjno-technologiczne pierścienia napędu otunelowanego do samolotów typu UAV, praca mgr
- 10. RODZEWICZ M., 1981, Pierścień śmigła otunelowanego, Skrzydlata Polska, 25
- GUERQUIN K., KAPUŚCIŃSKI J., SKRZYŃSKI S., RODZEWICZ M., 1982, Pierścień wentylatora o zmiennej geometrii dyfuzora, Patent P.235040

#### Concept and realization of propulsion system tests in a wind tunnel

#### Abstract

The paper describes tests of a propulsion system designed for an unmanned aerial vehicle MOSUPS in joined wing configuration. The tests have been conducted in the T-1 wind tunnel with diameter of 1.5 m. The aim of the studies was to measure the thrust and torque of the drives in various configurations. Until now, four propeller drive units and three ducted fan variants have been analyzed. MOSUPS is equipped with a pusher prop. For that reason, the tests modelled the influence of fuselage screening the propeller. What is more, the aft wing has also been modeled, placed just in front of the propulsion system. As the influence of the propeller on the flow around the wing and fuselage has been expected, two sensors measuring the loads have been used. One of them is the test stand measuring thrust and torque, which has been installed inside the model of the aft part of the fuselage of MOSUPS aircraft.

The other one is a six component load cell on which the whole model has been mounted. The load cell measured aerodynamic forces and moments reacting on the whole measured subject thus also the powerplant. Auxiliary equipment has been used to measure rotational speed of the propeller shaft and electrical parameters of the drive unit. The tested model has been equipped with a 3 kW motor powered from batteries placed inside the model.

# BADANIA W LOCIE SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO Z NAPĘDEM ODRZUTOWYM

DARIUSZ RYKACZEWSKI, RYSZARD SABAK, LESZEK UŁANOWICZ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

 $e\text{-}mail:\ dariusz.rykaczewski@itwl.pl;\ ryszard.sabak@itwl.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl$ 

Wymagania znacznego zwiększenia prędkości lotu bezzałogowych celów powietrznych spowodowały konieczność zaprojektowania nowego, dwusilnikowego imitatora celu powietrznego JET-2, większego i znacznie cięższego od poprzednika. Dużym modyfikacjom uległy układy sterowania i zasilania, w których poza niezależną obsługą dwóch silników odrzutowych (wraz z procedurami uruchamiania i monitorowania stanu) zmodyfikowano większość algorytmów stabilizacji i nawigacji w celu zwiększenia precyzji realizacji zadanych parametrów lotu oraz umożliwienia automatycznego startu i lądowania. W artykule przedstawiono zakres badań w locie oraz problemy eksploatacyjne związane z bezpieczeństwem ich wykonania. Przedstawiono zarys metodyk badawczych podstawowych parametrów samolotu takich jak: zasięg, długotrwałość lotu, stateczność lotu, prędkość wznoszenia.

### 1. Wprowadzenie

Wprowadzenie do użytkowania nowego samolotu, a szczególnie samolotu bezzałogowego, powinno być poprzedzone dokładnym jego poznaniem pod względem osiągów, sterowności i stateczności. Badania w locie samolotu bezzałogowego pozwalają na określenie dopuszczalnych obszarów jego eksploatacji i dają gwarancję zachowania odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa lotu.

W ramach projektu "Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu" opracowano i skonstruowano odrzutowy samolot z programowaną trasą lotu, który będzie służył jako latający cel powietrzny do treningów i wykonywania strzelań artyleryjskich i rakietowych z eksploatowanych w polskiej armii zestawów rakietowych wykorzystujących do naprowadzania wiązkę radarową.

# 2. Cel i obiekt badań

Celem badań w locie odrzutowego samolotu bezzałogowego jest ocena:

- poprawności zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych (funkcjonalnoużytkowych),
- podatności eksploatacyjnej oraz warunków bezpieczeństwa w procesie eksploatacji,
- osiągów (etapu startu z wyrzutni startowej, prędkości przeciągnięcia, wznoszenia i lądownia, prędkości maksymalnej, zasięgu i długotrwałości lotu),
- drgań i wytrzymałości konstrukcji,
- zespołu napędowego,
- własności w locie automatycznym (dokładność utrzymania trasy i wysokości lotu, zdolność do wykonywania komend zadawanych z naziemnej stacji kontroli lotu, zasięgu łączności).

Obiektem badań jest odrzutowy cel powietrzny z programowaną trasą lotu (rys. 1), który powinien uzyskać następujące osiągi:

- 1) maksymalna prędkość lotu nie mniejsza ni<br/>ż $150\,\mathrm{m/s},$
- 2) minimalna prędkość nie większa niż  $30 \,\mathrm{m/s}$ ,
- 3) pułap maksymalny nie mniejszy niż 5000 m,
- 4) prędkość wznoszenia większa niż 6 m/s,
- 5) maksymalny czas lotu nie krótszy niż 60 minut,
- 6) zasięg operowania do  $40\,{\rm km}$ od naziemnej stacji sterowania.

W celu bezpiecznego wykonywania badań w locie określono podstawowe warunki i ograniczenia wykonywania prób:

- loty badawcze należy przeprowadzać w spokojnym powietrzu, ponieważ nawet niewielkie turbulencje mogą powodować duże błędy w określaniu poszukiwanych charakterystyk,
- podczas prób niedopuszczalne jest występowania odwrotnego gradientu temperatury otoczenia (stała lub wzrastająca ze wzrostem wysokości temperatura powietrza) wskazującego na występowanie pionowych prądów powietrza,
- $\bullet\,$ podczas prób niedopuszczalne jest występowanie znacznych zmian prędkości (powyżej 5 m/s na 1000 m wysokości) i kierunku wiatru wraz ze zmianą wysokości,



Rys. 1. Odrzutowy bezzałogowy statek powietrzny

- badania powinny być realizowane w warunkach otoczenia zbliżonych do warunków Atmosfery Wzorcowej,
- próba badawcza jako pożądany stan pomiarowy powinna mieć długotrwałość nie mniejszą niż 30 s.

# 2.1. Plan badań

- 1. Loty ze sterowaniem ręcznym w zakresie widzialności w celu sprawdzenia sterowności:
  - start z wyrzutni startowej,
  - wznoszenie,
  - lot poziomy,
  - lot w zakrętach,
  - lot szybowy,
  - lądowanie metodą spadochronową,
  - lądowanie metodą klasyczną na płozie.
- 2. Loty ze sterowaniem automatycznym poza zakresem widzialności w celu sprawdzenia:
  - maksymalnej prędkości lotu,
  - długotrwałości lotu,
  - pułapu,
  - zasięgu operowania,
  - utrzymania trasy i wysokości.

Ze względu na brak pilota na pokładzie statku powietrznego i możliwości wizualnego sprawdzenia poprawności parametrów lotu w czasie badań zastosowano dwutorową możliwość zapisu danych lotu. W czasie wykonywania badań parametry lotne i eksploatacyjne są jednocześnie zapisywane na pokładzie samolotu i transmitowane w czasie rzeczywistym do naziemnej stacji kontroli lotu. Pokładowy system sterowania i akwizycji danych odrzutowego samolotu bezzałogowego został przedstawiony na rys. 2. Głównym elementem systemu jest autopilot, który oprócz funkcji kierowania samolotem spełnia rolę rejestratora. To do niego spływają wszystkie dane z czujników pomiarowych i on wypracowuje dane do sterowania w zależności od wcześniej zaprogramowanych parametrów lotu i trasy.



Rys. 2. Pokładowy system sterowania i akwizycji danych

Na pokładzie odrzutowego samolotu bezzałogowego dla każdej chwili $\tau_i$ dokonuje się pomiaru następujących parametrów

$$[P(\tau_i)] = [\delta_i(\tau_i), X_i(\tau_i), \Phi_i(\tau_i), V_i(\tau_i), \Omega_i(\tau_i), \alpha_i(\tau_i), \beta_i(\tau_i), \gamma_i(\tau_i), \omega_i(\tau_i), q_i(\tau_i), T_i(\tau_i), T_H(\tau_i), p_H(\tau_i)]$$
(2.1)

gdzie:  $\delta_i(\tau_i)$  – kąt wychylenia sterów,  $X_i(\tau_i)$ ,  $\Phi_i(\tau_i)$  – współrzędne liniowe i kątowe,  $V_i(\tau_i)$ ,  $\Omega_i(\tau_i)$  – prędkości liniowe i kątowe,  $\alpha_i(\tau_i)$ ,  $\beta_i(\tau_i)$ ,  $\gamma_i(\tau_i)$  – kąt natarcia, ślizgu i toru lotu,  $T_i(\tau_i)$  – temperatura gazów przed turbiną,  $q_i(\tau_i)$  – wydatek paliwa,  $\omega_i(\tau_i)$  – prędkość obrotowa wirnika silnia odrzutowego.

Zmierzone w *i*-tym kroku czasu wartości parametrów odrzutowego samolotu bezzałogowego są przetworzone do postaci dyskretnej, standaryzowane, kodowane i w takiej postaci rejestrowane w pamięci rejestratora autopilota i (równolegle) przesyłane drogą radiową do naziemnej stacji sterowania i akwizycji danych. Na rys. 3 przedstawiono algorytm identyfikacji własności samolotu realizowany na pokładzie statku powietrznego.



Rys. 3. Algorytm metody identyfikacji własności samolotu w czasie rzeczywistym – część realizowana na pokładzie

Naziemna stacja kontroli lotu bezzałogowego samolotu odrzutowego stanowi integralną cześć systemu sterowania latającej statku powietrznego i jest urządzeniem niezbędnym do operowania tym samolotem. Zadaniem naziemnej stacja kontroli lotu jest sterowanie samolotem w czasie wykonywania badań w czasie rzeczywistym, odbiór transmisji przesyłanej z pokładu samolotu, rozkodowywanie tych danych i prezentacja graficzna parametrów lotu i danych nawigacyjnych na ekranie komputera głównego. Sterowanie samolotem realizowane jest przez operatora z naziemnej stacja kontroli lotu.

Właściwości dynamiczne odrzutowego samolotu bezzałogowego identyfikowane będą w naziemnej stacji kontroli lotu na podstawie modelu fizycznego samolotu i modelu matematycznego przestrzennego ruchu samolotu.



Rys. 4. Schemat naziemnej stacji kontroli lotu

Dla modelowania fizycznego i matematycznego odrzutowy samolot bezzałogowy traktowany jest jako bryła sztywna o zmieniającej się masie i sześciu stopniach swobody odpowiadających przemieszczeniom w płaszczyźnie pionowej i poziomej oraz trzem kątom obrotu dookoła odpowiednich osi przyjętego układu współrzędnych. Ponadto przyjęto, że ruch odrzutowego samolotu bezzałogowego odbywa się w wyniku działania ciągu dwóch silników turbinowych oraz stacjonarnych sił aerodynamicznych i masowych zredukowanych do wektora głównego i momentu głównego względem środka masy samolotu.

Równania ruchu odrzutowego samolotu bezzałogowego sformułowano na podstawie równań dynamiki klasycznej bryły o zmieniającej się masie, tzn. prawa o zmianie pędu i krętu układu materialnego:

- równania dynamicznego ruchu postępowego i obrotowego,
- równania kinematyczne prędkości kątowych i liniowych,
- równania zmiany masy,
- związki geometryczne samolotu.

## 3. Podsumowanie

W czasie prób i badań w locie będą sprawdzane własności aerodynamiczne i eksploatacyjne bezzałogowego odrzutowego statku powietrznego, a w tym miedzy innymi: 1. Parametry wznoszenia odrzutowego samolotu bezzałogowego.

Próby w locie na wyznaczenie parametrów wznoszenia przeprowadzone zostaną metodą kolejnych wznoszeń, nazywaną także metodą "zębów piły". Metoda ta polega na wykonaniu serii kolejnych ustalonych wznoszeń na wybranej wysokości badawczej ze stopniowo narastającymi prędkościami lotu, w trakcie których wyznaczane będą pionowe prędkości wznoszenia odpowiadające poszczególnym prędkościom lotu. Wymagane w badaniach serie wznoszeń wykonywane będą na minimum 4 wysokościach. Próby przeprowadzone zostaną z klapami w położeniu startowym i ze schowanymi klapami (konfiguracja przelotowa badanego samolotu bezzałogowego). Zakresy prędkości lotu, dla których przeprowadzone zostaną serie ustalonych wznoszeń dobierane będą tak, aby najmniejsza prędkość była możliwie bliska prędkości przeciągnięcia na danej wysokości badawczej, zaś największa była bliska lub równa maksymalnej prędkości lotu poziomego.

Na podstawie badań prędkości wznoszenia wraz z odpowiadającymi tym wznoszeniom prędkościami lotu samolotu bezzałogowego, uzyskanymi dla wszystkich realizowanych w trakcie prób w locie serii ustalonych wznoszeń, otrzymamy komplet krzywych przedstawiających zależność prędkości wznoszenia od prędkości lotu nazywane biegunowymi wznoszenia.

2. Zasięg lotu (maksymalna możliwa do pokonania w locie odległość) i długotrwałość lotu (maksymalny możliwy czas przebywania w powietrzu) odrzutowego samolotu bezzałogowego.

Zasięg i długotrwałość lotu odrzutowego samolotu bezzałogowego określone zostaną na podstawie zużyć paliwa w fazach: przedstartowej (rozruchu, podgrzania, próby silnika, oczekiwania na start), startu i rozpędzania do prędkości najlepszego wznoszenia oraz czasu trwania tych manewrów, wznoszenia na wysokość przelotową, lotu na poszczególnych odcinkach poziomych na danej prędkości i wysokości przelotowej, zniżania i lądowania.

Zasięg lotu odrzutowego samolotu bezzałogowego jest równy sumie wyznaczonych odległości poziomych przebytych w fazie wznoszenia, na kolejnych odcinkach lotu poziomego i na zniżaniu do lądowania.

Długotrwałość lotu samolotu jest sumą długotrwałości: startu i rozpędzania, wznoszenia na wysokość przelotową, lotu na poszczególnych odcinkach poziomych, zniżania i lądowania. Miejscem badań będzie poligon morski w Ustce. Przykładowe zobrazowanie miejsca startu i trasy lotu widziane przez operatora na stacji kierowania lotem przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Widok zaplanowanej i wykonanej trasy lotu samolotu

Wykonywanie prób i badań w locie bezzałogowego statku powietrznego wiąże się z wieloma niebezpieczeństwami. Podstawowym jest brak pilota na pokładzie, który w sytuacjach awaryjnych mógłby kontrolować lot samolotu i przejąć sterowanie statkiem powietrznym. Innym zagadnieniem jest wielkość samolotu i prędkość lotu. Badany statek powietrzny ma tylko 2,5 metra rozpiętości, co przy prędkościach rzędu 250 m/s powoduje, że dla operatora szybko staje się niewidoczny. Dlatego też operowanie i sterowanie nim musi być wykonywane przez cały czas za pomocą zobrazowań przekazywanych na stację kierowania lotem.

Innym problemem jest wielkość poligonu, na którym będą wykonywane badania. Poligon ten posiada wymiary  $20 \text{ km} \times 40 \text{ km}$ , co przy zachowaniu stref bezpieczeństwa powoduje, że wykonywanie badań jest utrudnione. Programy badań będą musiały uwzględniać częste wykonywanie zakrętów.

Badania zostaną przeprowadzone w ramach projektu finansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju nr O ROB 0065 03001 "Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu".

## Flight tests of a jet-powered UAV

### Abstract

The demand for significant increase in the air speed of unmanned aerial targets resulted in severe need for a new, twin-engined aerial target drone system. Therefore, the JET-2, larger and much heavier than its predecessor, has been designed. Considerable modifications to the control and propulsion systems have been introduced. Apart from the independently operated two jet engines (together with take-off and condition-monitoring procedures), most algorithms of UAV stabilization and navigation are modified, both to increase precision of pre-set flight characteristics and to enable automatic take-off and landing. The paper is intended to present the scope of flight tests and questions of how to perform them safely. Flight test methodologies have been outlined to examine the most essential characteristics of the UAV flight such as flight range, endurance, stability and rate of climb.
# ZASTOSOWANIE WIZUALIZACJI BARWNEJ DO IDENTYFIKACJI STRUKTUR WIROWYCH ZA PRZESZKODĄ

KATARZYNA STRZELECKA, HENRYK KUDELA

Politechnika Wrocławska

 $e-mail:\ katarzyna.strzelecka@pwr.wroc.pl;\ henryk.kudela@pwr.wroc.pl$ 

Badania dotyczące formowania się struktury wirowej za pionowa przeszkodą (walcem) umieszczoną w tunelu wodnym przeprowadzono, wykorzystujac wizualizacje metoda barwnikowa. Dotychczasowe badania opływu pionowego walca prowadzone były dla stosunkowo małych wartości bezwymiarowego wypełnienia wody w sekcji badawczej  $h_w/D$ . Badania prezentowane w niniejszym artykule przeprowadzono dla  $h_w/D \in [0,82;2,80],$ w każdym przypadku dla dwóch wartości prędkości średniej:  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$ oraz  $u_2 = 30 \,\mathrm{mm/s}$ . Zaobserwowano formowanie się struktury wirowej tuż za walcem. Zauważono, że rozmiar, kształt i ewolucja obserwowanej w takich warunkach struktury wirowej zależą od  $h_w/D$ . Mechanizm przemieszczania znacznika z dna tunelu wodnego do przepływu głównego pozostaje taki sam niezależnie od  $h_w/D$  i u. Zmienia się jednak wielkość i kształt struktury wirowej oraz intensywność przemieszczania barwnika z obszaru położonego przy dnie do przepływu głównego. Powstanie obserwowanej struktury wirowej najprawdopodobniej inicjowane jest przez wiry tworzące się na powierzchni swobodnej.

#### 1. Wprowadzenie

Wizualizacja przepływu jest jednym z wielu dostępnych narzędzi w eksperymentalnej mechanice płynów ([6], [7], [10]). Różnego rodzaju badania wizualizacyjne, w tym szeroko stosowane badania z wykorzystaniem barwnika jako znacznika, są prowadzone w celu określenia charakteru przepływu, identyfikacji obszarów zawirowań, jak również obserwacji obszarów wirowych. Umożliwiają one zrozumienie obserwowanego zjawiska, służą ponadto do weryfikacji wyników badań symulacyjnych. Metoda barwnikowa może być z powodzeniem wykorzystywana do wizualizacji opływu podzespołów i elementów konstrukcyjnych statków powietrznych. Struktura wirowa nad ścianką może prowadzić do erupcji warstwy przyściennej (np. [9]). Podobne zjawisko zaobserwowano za przeszkodą (walcem) ustawioną pionowo w przepływie. Zastosowano wizualizację metodą barwnikową. Należy przypuszczać, że zjawiska analogiczne do przedstawionych w niniejszej pracy mogą występować w miejscach połączenia podzespołów samolotu, np. w miejscu mocowania goleni podwozia do kadłuba lub skrzydła.

Dotychczasowe badania dotyczące opływu walca ustawionego pionowo w przepływie wody prowadzono dla stosunkowo małych wartości  $h_w/D$  $(h_w \text{ jest głębokością wody w sekcji badawczej tunelu, <math>D$  – średnicą walca), np.  $h_w/D \ll 1$  [2] czy  $h_w/D = 0.5$ ; 1; 2 [1]. W [3] autorzy przeprowadzili obszerne badania doświadczalne dla przypadku, gdy średnica walca była znacznie większa od głębokości wody. W [1] Akilli i Rockwell wykorzystali w badaniach zarówno wizualizację metodą barwnikową, jak i PIV (*Particie Image Velocimetry*). Przedstawili oni wyniki wizualizacji tworzenia się struktury wirowej za pionowym walcem dla stosunkowo niewielkich wartości prędkości w sekcji badawczej – od 20,0 mm/s do 25,0 mm/s. Liczba Reynoldsa (obliczana w oparciu o wypełnienie wody w sekcji badawczej: Re =  $uh_w/\nu$ ) wynosiła od około 500 do około 2500.

Zarówno ci autorzy, jaki inni, którzy zajmowali się zagadnieniem opływu pionowego walca (np. [2], [4], [5]), nie poświęcali uwagi oddziaływaniu tworzącej się w takich warunkach struktury wirowej z warstwą przyścienną.

W celu zgłębienia zjawisk towarzyszących procesowi formowania się i ewolucji struktury wirowej za pionowym walcem, w szczególności interakcji tej struktury wirowej z warstwą przyścienną, autorzy niniejszego artykułu przeprowadzili dodatkowe badania dla  $h_w/D \in [0,82;2,80]$  oraz stałej wartości prędkości średniej w obszarze sekcji badawczej. Doświadczenia przeprowadzono dla dwóch wartości prędkości średniej:  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$  oraz  $u_2 = 30 \text{ mm/s}$ . Badania dotyczące formowania się struktury wirowej za pionowym walcem oraz jej reakcji z płaską ścianką (dnem tunelu wodnego) przeprowadzono, wykorzystując wizualizację metodą barwnikową.

#### 2. Stanowisko badawcze

Doświadczenia przeprowadzono w tunelu wodnym pracującym w układzie zamkniętym, którego schemat przedstawiono na rys. 1. W razie potrzeby część lub cała masa wody z systemu może być wymieniona na czystą. Ma to szczególne znaczenie w przypadku badań wizualizacyjnych prowadzonych metodą barwnikową – ze względu na stopniową utratę kontrastu na uzyskiwanych obrazach.



Rys. 1. Schemat stanowiska badawczego

Woda jest pompowana ze zbiornika dolnego (ZD) przez jedną, dwie lub trzy pompy (P<sub>1</sub>, P<sub>2</sub>, P<sub>3</sub>) – zależnie od wymaganego strumienia objętości, następnie przepływa przez filtr (F) i rotametr (R) (układ jest wyposażony w cztery rotametry (R<sub>1</sub>, R<sub>2</sub>, R<sub>3</sub>, R<sub>4</sub>) o zakresach pomiarowych odpowiednio:  $2 \div 19 \text{ dm}^3/\text{h}$ ,  $18 \div 180 \text{ dm}^3/\text{h}$ ,  $170 \div 1700 \text{ dm}^3/\text{h}$ ,  $1500 \div 15000 \text{ dm}^3/\text{h}$ ), naczynie przeponowe (NP) tłumiące pulsacje ciśnienia i zawór regulacyjny (ZR) do kolektora włotowego (KW). Aby uniknąć dodatkowych zaburzeń, koniec rury zasilającej kolektor włotowy jest perforowany i umieszczony głęboko wewnątrz tego kolektora.

Rotametry pełnią jedynie rolę wskaźników. Dokładny strumień objętości jest wyznaczany metodą masową. Dla małych wartości strumienia objętości woda ze zbiornika dolnego (ZD) przepływa do zbiornika górnego (ZG), w którym poziom stabilizowany jest przelewem, dalej płynie przez rotametr (R) i zwór regulacyjny (ZR) do kolektora włotowego (KW). Następnie woda wpływa do sekcji uspokajania przepływu składającej się z dwóch pakietów rurek o średnicy 5 mm oraz dyszy Witoszyńskiego, za którą uzyskuje się prostokątny profil prędkości. Długość każdego pakietu rurek została wyznaczona zgodnie z PN-93/M-53950.

Po pokonaniu tego odcinka woda jest wprowadzana do sekcji badawczej zbudowanej z pleksiglasu. Wymiary tej sekcji – głębokość, szerokość, długość – wynoszą odpowiednio: H = 100 mm, B = 100 mm, L = 2000 mm. Następnie woda przepływa do kolektora odpływowego (KO), zbiornika mierniczego (ZM)

ustawionego na wadze (W) – celem wyznaczenia strumienia objętości metodą masową, a stąd do zbiornika dolnego (ZD).

Wizualizację powstawania struktury wirowej za walcem ustawionym pionowo w przepływie przeprowadzono metoda barwnikową. Aby zapewnić w pełni uformowany profil prędkości, walec (o średnicy D = 14,65 mm) umieszczono w odległości 1000 mm od włotu do sekcji badawczej. Schemat sekcji badawczej  $(h_w - głębokość wody)$  przedstawiono na rys. 2. Barwnik jest wprowadzany do przepływu z podstawy walca za pomocą pompy infuzyjnej. Sposób dozowania barwnika zaprezentowano schematycznie na rys. 3.



Rys. 2. Schemat sekcji badawczej do badań wizualizacyjnych: (a) widok z góry, (b) widok z boku



Rys. 3. Schemat sposobu dozowania barwnika

#### 3. Wyniki badań wizualizacyjnych

Badania dotyczące obserwacji procesu formowania się struktury wirowej pomiędzy powierzchnią swobodną a dnem tunelu przeprowadzono dla różnych wartości bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $h_w/D \in [0.82; 2.80]$  oraz stałej wartości prędkości średniej w sekcji badawczej. Badania wykonano dla dwóch wartości prędkości średniej:  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$  oraz  $u_2 = 30 \text{ mm/s}$ . Liczbę Reynoldsa wyznaczono na podstawie głębokości wypełnienia (Re =  $uh_w/\nu$ ). Parametry hydrodynamiczne przepływów, dla których prowadzono doświadczenia, zamieszczono w tabeli 1.

$h_w/D$ [-]	Re [-]	$u \; [\rm{mm/s}]$	
0,82	260		
$1,\!43$	440	20.0	
2,05	610	20,0	
$2,\!80$	930		
0,82	370		
$1,\!43$	680	30.0	
2,05	1000	50,0	
2,80	1400		

Tabela 1. Parametry hydrodynamiczne przepływu



- Rys. 4. Przykładowe obrazy wizualizacji obszaru za walcem dla  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$ , widok z boku: (a)  $h_w/D = 0.82$  tworzenie struktury wirowej,
- (b)  $h_w/D = 0.82$  uformowana struktura wirowa, (c)  $h_w/D = 1.43$  tworzenie struktury wirowej, (d)  $h_w/D = 1.43$  uformowana struktura wirowa

Dla wszystkich analizowanych obrazów dla obu wartości prędkości średniej oraz małej wartości bezwymiarowej głębokości  $h_w/D = 0.82$  i 1,43 (przedstawionych na rys. 4 i 5) barwnik szybko rozpływa się po dnie tunelu w obszarze sekcji badawczej. Natychmiast po uformowaniu się struktury wirowej, barwnik jest porywany z obszaru dna i prowadzony w kierunku prostopadłym do dna tunelu.

Barwnik jest gwałtownie zabierany z dna (np. rys. 4a, 5c), następnie przemieszczany do wnętrza struktury wirowej. Wskazuje to na to, że tworząca się w takich warunkach struktura wirowa oddziałuje na warstwę przyścienną za pionowym walcem. Zjawisko to wygląda, jak erupcja warstwy przyściennej, czyli proces gwałtownego przemieszczania cząstek z obszaru położonego w rejonie ściany do obszaru położonego powyżej, w formie nici wirowej.





(b)  $h_w/D = 0.82$  – uformowana struktura wirowa, (c)  $h_w/D = 1.43$  – tworzenie struktury wirowej, (d)  $h_w/D = 1.43$  – uformowana struktura wirowa

Dla najmniejszej wartości bezwymiarowego wypełnienia wody  $(h_w/D = 0.82)$  barwnik wysnuwa się z dna za walcem ku górze (rów-nolegle do osi walca) w odległości nieco przekraczającej 1D przeszkody. Dla

 $u_1 = 20 \text{ mm/s}$  (rys. 4a,b) nie zawija się on jednak w kierunku walca i nie tworzy zamkniętej struktury wirowej. Nić barwnika jest ciągnięta tuż pod zwierciadłem cieczy, w kierunku walca, ale nie osiąga tylnej (w stosunku do kierunku napływu wody w tunelu) ściany przeszkody. Tuż pod zwierciadłem cieczy barwnik jest porywany przez przepływ główny. Wraz z upływem czasu zamiast nici barwnika obserwowana jest jego gruba smuga.

W przypadku  $u_2 = 30 \text{ mm/s}$  (rys. 5a,b) barwnik jest zawijany w kierunku walca, uwidaczniając strukturę wirową tworząca się pomiędzy powierzchnią swobodną i dnem tunelu wodnego. Struktura wirowa jest rozciągnięta pomiędzy zwierciadłem cieczy i powierzchnią dna. Dla tej samej prędkości średniej i  $h_w/D = 1,43$  (rys. 5c,d) struktura wirowa jest formowana, następnie traci swój symetryczny kształt, po czym natychmiast się odbudowuje i powraca do symetrii. Struktura wirowa porusza się (faluje) w kierunku walca i w kierunku przepływu głównego. Nić barwnika jest wyciągana z wnętrza struktury wirowej w kierunku prostopadłym do osi walca, po czym barwnik jest porywany i wprowadzany do przepływu głównego.

Dla  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$  i bezwymiarowego wypełnienia  $h_w/D = 1,43$  (rys. 4c,d) struktura wirowa "przykleja się" do tylnej części walca. Zbliża się ona do walca, traci symetrię, po czym się odbudowuje. Można w tym przypadku wyróżnić dwa obszary: pierwszy (tuż pod powierzchnią swobodną) – w którym barwnik obraca się, drugi (pomiędzy dnem i w przybliżeniu połową wypełnienia) – w którym pełznie po ścianie walca w dół. Barwnik nie rozpływa się na znaczną odległość po dnie tunelu, jest porywany ku górze, wprowadzany do struktury wirowej, a stąd wyrzucany do przepływu głównego.

W przypadku  $h_w/D = 2,05$  dla obu wartości prędkości średniej w sekcji badawczej (rys. 6a,b, 7a,b), zaobserwowano strukturę wirową o większej średnicy. Tym razem wydaje się ona być rozciągnięta od dna aż do powierzchni swobodnej, spłaszczona przez zwierciadło wody. W obu przypadkach faluje w kierunku walca i w kierunku przepływu głównego. Zwierciadło cieczy wyraźnie stabilizuje tworzącą się w tych warunkach strukturę wirową.

Dalszy wzrost bezwymiarowego wypełnienia tunelu (6c,d, 7c,d) skutkuje trudnościami w obserwacji struktury wirowej.

Dla  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$  i  $h_w/D = 2,80$  (rys. 6c,d) barwnik wyrywany jest z dna w kierunku prostopadłym do przepływu głównego i wyraźnie zawija się w kierunku walca, tworząc strukturę wirową rozciągniętą nadal od dna do zwierciadła cieczy w tunelu.

Wzrost prędkości średniej w sekcji badawczej do  $u_2 = 30 \text{ mm/s}$  powoduje, że nić barwnika wyrwana z obszaru warstwy przyściennej nie osiąga powierzchni swobodnej cieczy. Barwnik spływa następnie po ścianie cylindra i jest rozpraszany zanim osiągnie ponownie obszar przy dnie tunelu.

Mechanizm przemieszczania znacznika z dna tunelu wodnego do przepływu głównego pozostaje taki sam niezależnie od bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $h_w/D$  i prędkości średniej w obszarze sekcji badawczej.



Rys. 6. Przykładowe obrazy wizualizacji obszaru za walcem dla  $u_1 = 20 \text{ mm/s}$ , widok z boku: (a)  $h_w/D = 2,05$  – tworzenie struktury wirowej, (b)  $h_w/D = 2,05$  – uformowana struktura wirowa, (c)  $h_w/D = 2,80$  – tworzenie

struktury wirowej, (d)  $h_w/D=2,80$ – uformowana struktura wirowa

Powstanie struktury wirowej za przeszkodą ustawioną pionowo w przepływie jest najprawdopodobniej inicjowane przez wiry tworzące się na powierzchni swobodnej. Ciśnienie w środku wirów, ze względu na wzrost prędkości, jest mniejsze niż ciśnienie przy dnie. Gradient ciśnienia pomiędzy dnem i powierzchnią swobodną wywołuje erupcję warstwy przyściennej. Na rys. 8 przedstawiono obrazy z wizualizacji struktur wirowych obecnych na powierzchni zwierciadła cieczy. Obserwowano bardzo intensywne rozpraszanie barwnika umieszczonego na powierzchni swobodnej.



Rys. 7. Przykładowe obrazy wizualizacji obszaru za walcem dla  $u_2 = 30 \text{ mm/s}$ , widok z boku: (a)  $h_w/D = 2,05$  – tworzenie struktury wirowej,

(b)  $h_w/D = 2,05$  – uformowana struktura wirowa, (c)  $h_w/D = 2,80$  – tworzenie struktury wirowej, (d)  $h_w/D = 2,80$  – uformowana struktura wirowa

#### 4. Podsumowanie

Przeprowadzono badania wizualizacyjne metodą barwnikową tworzenia się i ewolucji struktury wirowej za przeszkodą umieszczoną pionowo w przepływie. Obserwacje prowadzono dla różnych wartości bezwymiarowego wypełnienia tunelu wodnego  $h_w/D$  i stałej wartości prędkości średniej w sekcji badawczej.

Wyróżniającą cechą prezentowanego opływu jest powstanie struktury wirowej, najprawdopodobniej inicjowane przez wiry tworzące się na powierzchni swobodnej. Dochodzi do poderwania barwnika z dna tunelu i wprowadzenia go do wnętrza struktury wirowej obracającej się w kierunku pionowo ustawionej przeszkody (cylindra).

Zauważono, że mechanizm przemieszczania znacznika z dna tunelu wodnego do przepływu głównego pozostaje taki sam niezależnie od bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $h_w/D$  i prędkości średniej w obszarze sekcji badawczej.



Rys. 8. Zobrazowanie struktur wirowych na powierzchni zwierciadła cieczy:
(a) położenie kropli barwnika na powierzchni zwierciadła cieczy, (b)-(d) rozpraszanie barwnika przez strukturę wirową obecną na powierzchni zwierciadła cieczy

Rozmiar, kształt i ewolucja obserwowanej w takich warunkach struktury wirowej, jak również intensywność przemieszczania barwnika z obszaru położonego przy dnie do przepływu głównego, zależą od  $h_w/D$  i prędkości średniej.

Zaobserwowano, że barwnik szybko rozpływa się po dnie tunelu w obszarze sekcji badawczej. Po uformowaniu się struktury wirowej jest on porywany z obszaru dna i przenoszony w kierunku równoległym do osi walca. Dla wystarczająco małej wartości bezwymiarowego wypełnienia tunelu  $h_w/D \in [0,82;2,05]$ , dla badanych wartości prędkości średniej w sekcji badawczej, obserwowana struktura wirowa rozciąga się na całej odległości od dna do powierzchni swobodnej, a barwnik jest przenoszony do przepływu głównego bardzo intensywnie. Wzrost  $h_w/D$  powoduje, że trudniej jest obserwować strukturę wirową, a dla  $u_2 = 30$  mm/s nie zajmuje ona już całej wysokości wypełnienia tunelu.

#### **Bibliografia**

- AKILLI H., ROCKWELL D., 2002, Vortex formation from a cylinder in shallow water, *Phys. Fluids*, 14, 2957-2967
- CHEN D., JIRKA G.H., 1995, Experimental study of plane turbulent wakes in a shallow water layer, *Fluid Dyn. Res.*, 16, 11-41
- 3. CHEN D., JIRKA G.H., 1997, Absolute and convective instabilities of plane turbulent wakes in a shallow water layer, *J. Fluid Mech.*, **338**, 157-172
- FU H., ROCKWELL D., 2005, Shallow flow past a cylinder: control of the near wake, J. Fluid Mech., 539, 1-24
- 5. KAHRAMAN A., SAHIN B., ROCKWELL D., 2002, Control of vortex formation from a vertical cylinder in shallow water: Effect of localized roughness elements, *Exp. Fluids*, **33**, 54-65
- 6. MERZKIRCH W., 1987, Flow Visualization, Orlando: Academic Press
- 7. NAKAYAMA Y., ED., 1988, Visualized Fow: Fluid Motion in Basic and Engineering Situations Revealed by Flow Visualization, Oxford: Pergamon Press
- 8. PN-93/M-53950 Pomiar natężenia przepływu płynów za pomocą zwężek
- SEAL C.V., SMITH C.R., 1999, Visualization of a mechanism for threedimensional interaction and near-wall eruption, J. Fluid Mech., 394, 193-200
- SMITS A.J., LIM T.T., 2012, Flow Visualization, Techniques and Examples, Imperial College Press

#### Dye marker visualization for recognition of vortex structures behind an obstacle

#### Abstract

Vortex structure formation behind a vertical obstacle (cylinder) placed in a water tunnel is investigated using visualization by dye marker. Previous investigations of flow behind a vertical cylinder were carried out for relatively low values of dimensionless water depth in the test section. The results presented in this paper corresponds to depths 0.82-2.80 and mean velocities in the test section 20 and 30 mm/s. Formation of the vortex structure just behind the obstacle has been observed. It was noticed that the size, shape and the evolution of the observed vortex structure depend on dimensionless water depth. The mechanism of the dye marker displacing from the tunnel bottom to the main flow remains the same independently of both the dimensionless depth and average velocity. However the size, shape of the vortex structure and intensity of the dye marker relocation from the area near the bottom to the main flow do vary. The arising structure from the observed vortex may be initiated by vortices formed on the free surface.

# Rozdział II

Dynamika lotu sterowanych obiektów latających i niekonwencjonalne systemy sterowania

# SYMULACJA LOTU PODCZAS MANEWRU OMINIĘCIA RUCHOMEJ PRZESZKODY

Jerzy Graffstein

Instytut Lotnictwa, Warszawa e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

> W procesie syntezy manewru omijania przeszkody istotne znaczenie mają kinematyczne relacje pomiędzy obiektem i przeszkodą oraz geometryczna interpretacja przeszkody. W pracy zaproponowano sposób geometrycznej interpretacji przeszkód występujących w trójwymiarowej przestrzeni stanowiącej otoczenie poruszającego się samolotu. Przedstawiono sposób wyliczenia wybranych zmiennych stanu samolotu istotnych dla syntezy manewru omijania ruchomej przeszkody. Do zrealizowania omawianego manewru zaproponowano strukturę automatycznego sterowania. Wykonano cyfrową symulację lotu w czasie szybkiego manewru omijania ruchomej przeszkody. Symulacja obejmowała również fazę lotu w czasie powrotu do prostoliniowego odcinka trajektorii, wzdłuż którego odbywał się lot przed rozpoczęciem manewru omijania. Przedstawiono uzyskane wyniki symulacji wymienionych faz lotu.

#### 1. Wprowadzenie

Istotnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotu samolotu lub innego obiektu latającego jest kolizja z przeszkodą (często wcześniej nieznaną). Dlatego w ostatnim okresie obserwuje się dynamiczny rozwój systemów antykolizyjnych. Ma to bezpośredni związek ze wzrostem natężenia ruchu obiektów latających oraz przewidywanego wzrostu liczby obiektów bezpilotowych. Stawiane są także wyższe wymagania odnośnie bezpieczeństwa lotu pilotowanych, średnich i małych obiektów.

W ostatnich latach obserwuje się znaczny wzrost liczby, prezentowanych w publikacjach naukowych, metod wykonywania manewrów antykolizyjnych. Wiąże się to między innymi z rosnącymi wymaganiami dotyczącymi poprawy bezpieczeństwa w ruchu obiektów latających pilotowanych i bezzałogowych. Powstające rozwiązania i metody matematycznego podejścia do omawianego zagadnienia różnią się: sposobem geometrycznej reprezentacji przeszkód, rodzajem obiektu, jaki bierze udział w ruchu, rodzajem przeszkody, sposobem uzyskiwania o niej informacji itp. Cele, jakie towarzyszą w trakcie wykonywania manewru uniknięcia kolizji, mają bezpośredni wpływ na sposób zaplanowania tego manewru.

Bezpieczny manewr antykolizyjny jest to taki ruch obiektu, w którym odległość pomiędzy dowolnym jego punktem i dowolnym punktem przeszkody nie jest mniejsza niż założona wartość określana jako margines bezpieczeństwa  $r_{CMB}$ . Jego wartość zależy od szeregu czynników, z których wybrane opisano w publikacjach [3] i [4]. Możliwość bezpiecznego uniknięcia kolizji z wcześniej nieznanymi przeszkodami zależy od wielu czynników, w tym przede wszystkim od możliwości manewrowych lecacego obiektu, rozmieszczenia przeszkód, ich wielkości, parametrów ich ruchu, odległości pomiędzy obiektem a przeszkoda w chwili jej wykrycia oraz dokładności danych charakteryzujących przeszkodę. Odległość pomiędzy obiektem a przeszkodą w chwili jej wykrycia jest zdeterminowana przez przyjęte rozwiązania w urządzeniu do wykrywania przeszkód i zastosowanym w nim rodzaju czujnika. Znajomość wspomnianej odległości oraz parametrów ruchu obiektu i przeszkody pozwalają na określenie rodzaju najbardziej odpowiedniego manewru antykolizyjnego i jego parametrów [5] i [6]. Szczególnym rodzajem manewru antykolizyjnego jest manewr awaryjny. Jest to taki manewr antykolizyjny, który w sytuacji deficytu czasu i przestrzeni wykonany jest w warunkach bliskich granicy bezpieczeństwa oraz granicy możliwości manewrowych obiektu.

Pojawienie się zagrożenia kolizji wymaga wykonania ręcznego lub automatycznego manewru antykolizyjnego. Taki manewr powinien spełniać szereg wymagań, w tym być przede wszystkim bezpieczny. To wymaganie z punktu widzenia reakcji na pojawienie się przeszkody można zdefiniować w sposób następujący: bezpieczny manewr antykolizyjny jest to taki ruch obiektu w pewnym otoczeniu przeszkody, w trakcie którego odległość pomiędzy dowolnym jego punktem i dowolnym punktem przeszkody nie jest mniejsza niż założona wartość określana jako przyjęty margines bezpieczeństwa.

Oddzielnym problemem jest kształtowanie przebiegu lotu po uniknięciu zderzenia z przeszkodą. Następuje wtedy faza omijania ruchomej przeszkody, a po jej zakończeniu samolot jest sprowadzany do lotu wzdłuż np. wybranego odcinka trajektorii. W pracy przyjęto, że najbardziej pożądane jest, aby lot odbywał się wzdłuż trajektorii znajdującej się w pobliżu linii okręgu stanowiącego reprezentację przeszkody w ruchu względnym. Po zakończeniu procesu omijania ruchomej przeszkody samolot może być sterowany w kierunku wybranego punktu (np.  $O_C$  rys. 3), lub najkrótszą drogą do lotu wzdłuż odcinka trajektorii realizowanego przed wykonaniem manewru ominięcia przeszkody.

#### 2. Sposób reprezentacji ruchomych przeszkód

W procesie analizy zagrożenia wystąpienia kolizji i przebiegu manewru antykolizyjnego istotne znaczenie ma sposób przyjętej geometrycznej reprezentacji przeszkód występujących w otoczeniu trajektorii ruchu latającego obiektu. W publikacji [6] została przedstawiona propozycja geometrycznej interpretacji na płaszczyźnie nieruchomych przeszkód o prostym, jak i o bardziej skomplikowanym kształcie. Wymiary wybranej bryły powinny być możliwie najmniejsze, ale jednocześnie wystarczające do zmieszczenia w jej wnętrzu wybranej przeszkody z jednoczesnym zachowaniem jej orientacji przestrzennej. Istnieje możliwość wielu różnych geometrycznych reprezentacji ruchomych przeszkód w przestrzeni. Proponuje się, aby obiekty ruchome miały podstawową reprezentację w kształcie kuli (rys. 1). W szczególnych przypadkach, gdy obiekt ma



Rys. 1. Sposób geometrycznej reprezentacji ruchomej przeszkody

płaski kształt, można dopuścić reprezentację w kształcie elipsoidy. Jest ona mniej zalecana z powodu większej złożoności analizy opisanej w rozdziale 4. Obiekt ruchomy poruszający się po powierzchni Ziemi lub przemieszczający się nad nią na małej wysokości można zastąpić walcem (rys. 1). Jego podstawa leży na powierzchni Ziemi, a środek nie musi się pokrywać z geometrycznym środkiem obiektu. Wprowadzenie kształtu walca o opisanym usytuowaniu bezwarunkowo przesądza o braku możliwości ominięcia wybranego obiektu poprzez zmniejszenie wysokości i przelot poniżej jego położenia. Decyzja o takim ograniczeniu przez zastosowanie wspomnianej interpretacji geometrycznej podyktowana jest nie tylko wysokością, na której znajduje się przeszkoda, ale dodatkowymi warunkami, m.in.: wielkość samolotu, jego charakterystyki manewrowe, przyjęty margines odległości w pionie itp. W celu przeprowadzenia analizy zmiennych kinematycznych (rozdział 4) do minimalnego rozmiaru danej geometrycznej figury reprezentującej przeszkodę dodawane są wymiar samolotu zagrożonego kolizją oraz wielkość przyjętego marginesu bezpieczeństwa. Ogólne przesłanki przy wyborze figury geometrycznej to, między innymi, prosty kształt, zwartość, wypukłość, możliwie małe wymiary.

### 3. Charakterystyczne obszary wynikające ze wzajemnego położenia samolotu i przeszkody

W przestrzeni wokół samolotu można wyodrębnić istotne obszary określone wielkością promienia R z odpowiednim indeksem (rys. 2). Pierwszy z nich  $R_W$ – to promień kuli, do której wpisana jest przeszkoda, podobnie jak to zostało przedstawione na rys. 1. Następnie  $R_{MB}$  – promień stanowiący sumę wymiaru samolotu i przeszkody oraz margines bezpieczeństwa,  $R_D$  – maksymalny zasięg detekcji przeszkody. Następne obszary, w których należy przeprowadzić określoną akcję typu manewr awaryjny to  $R_{MA}$  lub manewr antykolizyjny –  $R_M$ .



Rys. 2. Charakterystyczne obszary w układzie samolot-przeszkoda

Bezpieczeństwo wykonania przez samolot manewru ominięcia ruchomej przeszkody wymaga zachowania minimalnej odległości ogólnie określonej jako suma

$$r_{CMB} = r_D + r_{MB} \tag{3.1}$$

gdzie:  $r_D = r_S + r_P$  – suma charakterystycznych wymiarów,  $r_S$  – największy wymiar samolotu liczony od jego geometrycznego środka,  $r_P$  – największy

wymiar przeszkody liczony od jej geometrycznego środka,  $r_{MB}$ – - margines bezpieczeństwa.

#### 4. Kinematyczne zmienne ruchu samolotu i przeszkody

Samolot wraz z wykrytą przez pokładowy detektor przeszkodą tworzą układ samolot-przeszkoda [1], [7]. Wzajemne relacje tego układu opisują wielkości fizyczne pokazane na rys. 3. Dotyczą one również oddzielnie każdego z elementów tego układu: samolotu o geometrycznym środku w punkcie  $O_S$ i przeszkody o geometrycznym środku w punkcie  $O_P$ . Pierwszy z nich leci z prędkością  $V_S$  o składowych określonych w układzie ziemskim i związanym z obiektem

$$\boldsymbol{V}_{S} = [\dot{x}_{1S}, \dot{y}_{S1}, \dot{z}_{1S}]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{\Lambda}_{Vs}^{-1} [U_{S}, V_{S}, W_{S}]^{\mathrm{T}}$$
(4.1)

a przeszkoda porusza się z prędkości<br/>ą $V_P$ o składowych w układzie ziemskim i związanym z przeszkodą

$$\boldsymbol{V}_{P} = [\dot{x}_{1P}, \dot{y}_{1P}, \dot{z}_{1P}]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{\Lambda}_{VP}^{-1} [U_{P}, V_{P}, W_{P}]^{\mathrm{T}}$$
(4.2)



Rys. 3. Usytuowanie obiektu względem przeszkody – parametry kinematyczne

Macierz transformacji prędkości pomiędzy układami współrzędnych definiuje wzór

$$\begin{aligned}
\Lambda_V &= (4.3) \\
&= \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Psi \sin \Theta - \cos \Phi \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Psi \sin \Theta + \cos \Phi \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \sin \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Psi \sin \Theta - \sin \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

Wektor prędkości względnej przeszkody obserwowany z pokładu samolotu wynosi

$$\boldsymbol{V}_{SP} = \boldsymbol{V}_S - \boldsymbol{V}_P \tag{4.4}$$

Dla zagadnienia wykrycia zagrożenia kolizji z ruchomą przeszkodą i jej ominięcia istotne są znajomość kąta wektora prędkości samolotu, znajomość przeszkody i wartości względnej prędkości przeszkody oraz kątów wybranych prostych charakterystycznych dla omawianego układu. Z tego powodu dalsza część rozdziału zostanie poświęcona zależnościom opisującym te kąty. Uwzględniając kąt znoszenia samolotu  $\beta_{SS}$  wyrażony zależnością

$$\beta_{SS} = \arcsin \frac{\dot{y}_{1S}}{\sqrt{\dot{x}_{1S}^2 + \dot{y}_{1S}^2}} \tag{4.5}$$

oraz dla znanego kąta odchylenia podłużnej osi samolotu  $\Psi_S$ , wektor jego prędkości w płaszczyźnie poziomej opisuje różnica

$$\Psi_{SV} = \Psi_S - \beta_{SS} \tag{4.6}$$

Kąty dwóch stycznych (na rys. 3 linie przerywane) do okręgu o średnicy  $r_{CMB}$ i środku $O_P$  przechodzących przez punkt $O_S$ 

$$\rho_{1} = \beta_{SP} - \arcsin \frac{r_{CMB}}{\sqrt{(x_{P} - x_{S})^{2} + (y_{P} - y_{S})^{2}}}$$

$$\rho_{2} = \beta_{SP} + \arcsin \frac{r_{CMB}}{\sqrt{(x_{P} - x_{S})^{2} + (y_{P} - y_{S})^{2}}}$$
(4.7)

Kąt  $\beta_{SP}$  linii patrzenia (przechodzącej przez punkty  $O_S$  i  $O_P$ ) jest równy

$$\beta_{SP} = \arctan \frac{y_{1P} - y_{1S}}{x_{1P} - x_{1S}}$$
(4.8)

Kąt wektora prędkości względnej opisuje zależność

$$\Psi_{VR} = \arctan \frac{\dot{y}_{1S} + \dot{y}_{1P}}{\dot{x}_{1S} + \dot{x}_{1P}}$$
(4.9)

Istotną kwestią, jaka pozostaje do rozwiązania, po uzyskaniu informacji o przeszkodzie, jest zbadanie, czy wystąpiło zagrożenie kolizji. W tym celu sprawdzamy, czy spełnione są jednocześnie trzy nierówności



$$\Psi_{VR} > \rho_1 \quad \wedge \quad \Psi_{VR} < \rho_2 \quad \wedge \quad r_{SP} > r_{CMB} \tag{4.10}$$

Rys. 4. Usytuowanie obiektu względem przeszkody – uzupełnienie parametrów kinematycznych

Dwa pierwsze warunki są równoważne położeniu wektora wypadkowej prędkości  $V_{SP}$  pomiędzy stycznymi do okręgu – graniczne położenia prędkości opisano symbolami  $V_{SP1}$  i  $V_{SP2}$  (rys. 4). Trzecia nierówność stanowi warunek minimalnej odległości od przeszkody. Przekształcając kinematyczne zależności i stosując twierdzenie sinusów, otrzymujemy [8] wzór opisujący zadany kąt wektora prędkości samolotu:

— dla zakrętu w lewo

$$\Psi_{VS2} = \rho_1 - \arcsin\left[\sin(\rho_1 - \Psi_{VP})\frac{V_P}{V_S}\right]$$
(4.11)

— dla zakrętu w prawo

$$\Psi_{VS1} = \rho_1 + 2\beta_0 - \arcsin\left[\sin(\rho_1 + 2\beta_0 - \Psi_{VP})\frac{V_P}{V_S}\right]$$
(4.12)

Zadana wartość kąta wektora prędkości samolotu musi zostać osiągnięta przed końcem czasu  $t_Z$ . Jest on mierzony od danego momentu do chwili przekroczenia przez samolot linii okręgu o średnicy  $r_{CMB}$  (reprezentacja przeszkody z wszystkimi składnikami wg. zależności (3.1)). Do jego wyliczenia wykorzystano następującą zależność

$$t_Z = \frac{1}{V_{SP}} \left( r_{SP} \cos \Psi_{VR} - \sqrt{r_{CMB}^2 - (r_{SP} \sin \Psi_{VR})^2} \right)$$
(4.13)

Metoda symulacyjna wyznaczenia czasu potrzebnego do wykonania niezbędnego manewru antykolizyjnego została opisana w [2].

#### 5. Przyjęte założenia w procesie symulacji

Przygotowanie i wykonanie manewru ominięcia ruchomej przeszkody jest operacją złożoną i może stanowić znaczne obciążenia dla pilota samolotu. W związku z tym zaproponowano strukturę systemu antykolizyjnego [5] mającego za zadanie odciążyć pilota we wspomnianych działaniach. Na schemacie (rys. 5) przedstawiono ogólną ideę współdziałania elementów składowych takiego systemu. Jest on autonomiczny i wykorzystuje dwa źródła informacji o przeszkodach: *Detektor Przeszkód* i *Bazę Przeszkód*. Pierwsze z nich wykrywa przeszkody ruchome i nieruchome oraz określa ich odległość od obiektu i wylicza względną prędkość przemieszczania się. Baza Przeszkód jest zbiorem informacji dotyczących statycznych naziemnych przeszkód na obszarze obejmującym zadaną trajektorię lotu oraz wysokość terenu na tym obszarze.

W każdym kroku, w którym następuje odczyt nowych informacji o przeszkodach, dokonywane jest sprawdzenie, czy wykryto nową przeszkodę i czy zaistniało niebezpieczeństwo kolizji z przeszkodą. Jeśli tak, to poszukiwany jest odpowiedni manewr antykolizyjny, a następnie jest on automatycznie wykonany.

Symulacja lotu samolotu wykonującego manewr omijania ruchomej przeszkody dotyczy zaproponowanej sytuacji, jaka może wystąpić w rzeczywistych warunkach. Wybrano przebieg trajektorii samolotu i przeszkody w taki sposób, że oba obiekty zbliżają się do siebie pod pewnym kątem różniącym się od wartości 90° lub 180°. Początkowa odległość i prędkość wspomnianych obiektów umożliwiała z jednej strony wykonanie przez samolot bezpiecznego manewru zakrętu, a z drugiej – nie pozwalała na zbyt dużą ilość wariantów takiego manewru. Stworzone zostały warunki, przy których uniknięcie zderzenia z przeszkodą wymagało wykonania "ciasnego" zakrętu (mały jego promień). W celu



Rys. 5. Ideowy schemat działania antykolizyjnego systemu

zminimalizowania czasu ominięcia przeszkody i powrotu do lotu wzdłuż poprzedniego odcinka trajektorii samolot wykonał kolejne zakręty z tym samym kątem przechylenia. Proces numerycznej symulacji wykonano dla warunków początkowych zawartych w tabeli 1, której struktura została przygotowana w następujący sposób:

- pierwszy wiersz dotyczy kinematycznych zmiennych samolotu: prędkość i wysokość lotu, kąt odchylenia itd.,
- drugi zawiera podobne dane opisujące przeszkodę,
- następny dotyczy zmiennych występujących we wzajemnej relacji samolot-przeszkoda,
- ostatni zawiera specyficzne dane charakteryzujące relację rozważanego układu.

Przyjęto założenia co do stałości wybranych zmiennych stanu ruchu samolotu i przeszkody w ciągu całego czasu trwania symulowanego lotu samolotu. Zgodnie z zamieszczoną tabelą 2 zmianie ulegają tylko: kąt odchylenia wektora prędkości samolotu (co jest niezbędne w manewrze ominięcia), wywołując tym samym zmianę prędkości względnej oraz kąta jego wektora.

Prędkość	Wysokość	Kąt wektora	Promień	Punkt
		prędkości	kuli	startu
$V_{\rm c} = 50 \mathrm{m/s}$	$h_{a} = 200 \mathrm{m}$	$M_{\rm LCC} = 25^{\circ}$	$r_{\alpha} = 10 \mathrm{m}$	$x_{1S} = 0 \mathrm{m}$
$V_S = 50 \text{ m/s}$	$m_S = 200 \text{ m}$	$\Psi VS = 20$	$r_S = 10 \text{ m}$	$y_{1S} = 0 \mathrm{m}$
$V_{\rm D} = 25 {\rm m/s}$	$h_{\rm N} = 200  {\rm m}$ $M_{\rm Mup} = 50^{\circ}$	$r_{\rm D} = 20 {\rm m}$	$x_{1P} = 190\mathrm{m}$	
$v_P = 20 \text{ m/s}$	$m_P = 200 \text{ m}$	$\Psi V P = 00$	$T_P = 20 \mathrm{m}$	$y_{1S}=261,5\mathrm{m}$
$V_{SP} =$		$\Psi_{VR} = 54^{\circ}$	$r_{CMB} =$	Odległość:
$29,3\mathrm{m/s}$			$70\mathrm{m}$	$r_{SP} = 323 \mathrm{m}$
Kąt patrzenia:		Kąt stycznej 1	Kąt stycznej 2	
$\beta_{SP} = 54^{\circ}$		$ \rho_1 = 41,5^{\circ} $	$ \rho_2 = 66,5^{\circ} $	

Tabela	1
--------	---

### Tabela 2

Prędkość	Wysokość	Kąt wektora prędkości	Promień kuli
$V_S = \text{const} = 50 \text{m/s}$	$h_S = \text{const} = 200 \mathrm{m}$	$\Psi_{VS} \neq \text{const}$	$r_S = 10 \mathrm{m}$
$V_P = \text{const} = 25 \text{m/s}$	$h_P = \text{const} = 200 \mathrm{m}$	$\Psi_{VP} = \text{const} = 50^{\circ}$	$r_P = 20 \mathrm{m}$
$V_{SP} \neq \text{const}$		$\Psi_{VR} \neq \text{const}$	$r_{CMB} = 70 \mathrm{m}$

# 6. Wyniki symulacji

Do symulacji zastosowano model matematyczny dynamiki samolotu typu I23 Manager zgodnie z [3], [4]. Spełnia on między innymi następujące założenia upraszczające:

- obiekt traktowany jest jako nieodkształcalny układ mechaniczny o sześciu stopniach swobody,
- powierzchnie sterowe traktowane są jako elementy nieważkie i posiadają ograniczony zakres kątowego ruchu,
- wprowadzono uproszczony model układów wykonawczych sterowania,
- samolot sterowany jest w czterech kanałach: wychylenie steru wysokości, kierunku, lotek oraz parametryczna zmiana ciągu,
- na obiekt działają siły i momenty aerodynamiczne od układu napędowego i grawitacji,
- siły i momenty sił aerodynamicznych obliczano w konfiguracji gładkiej.

Układ równań różniczkowych opisujących ruch samolotu rozwiązywany był za pomocą oprogramowania MatLab z użyciem procedury rk4 z krokiem 0.01 s.

W trakcie symulacji ruchu samolotu wykonującego złożony manewr ominięcia ruchomej przeszkody uzyskano cały szereg zmiennych opisujących ten ruch. W dalszej części tego rozdziału zostaną omówione przebiegi w czasie wybranych zmiennych opisujących położenie samolotu i przeszkody oraz ich ruch, a także zmienne sterowań samolotu.



Rys. 6. Kolizyjna trajektoria samolotu i przeszkody oraz trajektoria antykolizyjna

Na wykresie (rys. 6) przedstawiono trajektorię przeszkody (linia, na której leżą okręgi posiadające większy promień) i trajektorię samolotu (okręgi z mniejszym promieniem) w sytuacji, gdy nie zostało podjęte żadne działanie. *i*-ty okręg na trajektorii samolotu i *i*-ty okręg przeszkody odpowiadają położeniom obiektów w identycznych momentach symulacji. Przebieg obu trajektorii ma jednoznacznie charakter kolizyjny, przy czym po niecałych 6 s lotu dochodzi do zderzenia z przeszkodą. W celu uniknięcia tej sytuacji należy zmienić trajektorię samolotu poprzez wykonanie manewru antykolizyjnego. W rozważanym przypadku będzie to zakręt z wybranym kątem przechylenia. Kształt trajektorii ruchomej przeszkody i samolotu wykonującego manewr ominięcia pokazuje drugi wykres na rys. 6. W symulacji manewru uwzględniono ograniczenia położenia sterów i dynamikę układu wykonawczego. Widzimy wpływ tych czynników na zmianę kąta wektora prędkości samolotu (rys. 7), czyli na przebiegi dla różnych kątów przechylenia. Wymienione czynniki wpływają na inne zmienne ruchu samolotu, w tym na prędkość kątową odchylania (rys. 8). W początkowej fazie manewru obserwowane odmienny charakter przebiegu tej zmiennej w wyniku uwzględnienia wspomnianych oddziaływań.



Rys. 7. Przebieg kąta odchylenia wektora prędkości samolotu podczas manewru antykolizyjnego



Rys. 8. Przebieg prędkości kątowej odchylenia samolotu podczas manewru antykolizyjnego

W ruchu względnym z prędkością  $V_{SP}$  uzyskano pokazaną na rys. 9 trajektorię w czasie manewru omijania ruchomej przeszkody. Znajduje się ona w środku okręgu o promieniu odpowiadającym wartości  $r_{CMB}$ . Zgodnie z wcześniej przyjętymi założeniami odnośnie zachowania przyjętego marginesu bezpieczeństwa trajektoria jest usytuowana jak najbliżej tego okręgu po jego zewnętrznej stronie. Na rys. 10 przedstawiono wykres zmiany odległości przeszkody od samolotu. Po czasie ok. 6 s lotu samolotu odległość osiągnęła minimalną wartość 71,3 m. Na rys. 10 (po prawej stronie) przedstawiono uzyskany w procesie symulacji kąt wektora prędkości względnej.



Rys. 9. Przebieg trajektorii w ruchu względnym



Rys. 10. Przebieg odległości samolotu od przeszkody i kąt wektora prędkości względnej podczas manewru omijania ruchomej przeszkody

Do ominięcia ruchomej przeszkody i powrotu na wcześniej realizowany odcinek trajektorii niezbędne było wykonanie trzech zakrętów (pierwszy i trzeci w lewo, a drugi w prawo), każdy z przechyleniem wynoszącym 50° (rys. 11). Pierwszy zakręt zapewnił uniknięcie kolizji, drugi pozwolił na bezpieczne ominięcie przeszkody, a trzeci zapewnił powrót na wybrany odcinek trajektorii, wzdłuż którego poruszał się samolot przed rozpoczęciem pierwszego zakrętu. Opisanemu ruchowi samolotu towarzyszą pokazane zmiany kąta wektora prędkości samolotu oraz prędkość kątowa odchylania (rys. 12).



Rys. 11. Przebieg kąta przechylenia i prędkości przechylenia samolotu podczas manewru omijania ruchomej przeszkody



Rys. 12. Przebieg kąta wektora prędkości samolotu i jego prędkości kątowej odchylania podczas manewru omijania ruchomej przeszkody

W całym uzyskanym zakresie zmian kąta  $\Psi_{VS}$  można wyodrębnić następujące obszary: pierwszy – odpowiedzialny za uniknięcie kolizji, drugi – służący ominięciu przeszkody i ostatni – zapewniający powrót (poprzedzony małym przeregulowaniem) do lotu z wcześniej przyjętym kierunkiem przemieszczania się. Do wykonania omówionego złożonego manewru niezbędne były wychylenia steru kierunku i lotek zgodnie z wykresem pokazanym na rys. 13. Maksymalne wartości położenia sterów wahają się w granicach +15° i -15°, co dla lotek stanowi pełny zakres ich położeń kątowych.



Rys. 13. Przebieg kąta położenia steru kierunku i lotek podczas manewru omijania ruchomej przeszkody

#### 7. Wnioski

W pracy przedstawiono wybrany scenariusz zagrożenia kolizją z ruchomą przeszkodą oraz złożony manewr stanowiący reakcję na to zagrożenie. Zawarta w pracy metoda rozwiązania opisanego problemu obejmuje swoim działaniem szerszy zakres występujących w rzeczywistych warunkach scenariuszy. Na obecnym etapie nie można precyzyjnie odpowiedzieć, jak daleko przebiegają granice możliwości działania przedstawionego podejścia. Odpowiedź na to pytanie mogą dostarczyć miedzy innymi dalsze prace symulacyjne. Na podstawie otrzymanych wyników z symulacji ominięcia przez samolot ruchomej przeszkody można sformułować poniższe wnioski.

- Zaobserwowano wpływ ograniczenia kątowego wychylenia sterów i dynamiki układów wykonawczych na przebieg pokazanych zmiennych ruchu samolotu.
- Zasymulowany manewr umożliwił ominięcie przeszkody i powrót do lotu wzdłuż zadanego odcinka zaplanowanej trajektorii po 11,9 s.
- W ciągu krótkiego czasu, poniżej 3 s, wyeliminowano zagrożenie kolizji.
   W tym momencie odległość przeszkody od samolotu wynosiła 174,4 m.
- Uzyskano wysoką precyzję przyjętej w pracy minimalnej odległości od ruchomej przeszkody – założony margines bezpieczeństwa zachowany został z dokładnością +1,3 m.
- W toku prac uznano, że do istotnych problemów pozostających do rozwiązania należy miedzy innymi zaliczyć: symulacje manewru ominięcia ruchomej przeszkody w obecności zakłócenia oraz uniknięcie kolizji z ruchomą manewrującą przeszkodą.

#### Bibliografia

- 1. ARIYUR K.B., LOMMEL P., ENNS D.F., 2005, Reactive in flight obstacle avoidance via radar feedback, *American Control Conference*, Portland, 2978-2982
- BLAJER W., J. GRAFFSTEIN J., 2012, Manewr antykolizyjny wykorzystujący teorię ruchu programowego, Mechanika w lotnictwie, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa, 597-613
- GRAFFSTEIN J. 2008, Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XIII 2008, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa, 109-126
- GRAFFSTEIN J., 2009, Wpływ wybranych zmiennych stanu na dokładność toru lotu samolotu podczas automatycznie wykonywanego manewru, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 202, 51-64
- GRAFFSTEIN J., 2012, Elementy procesu wykrycia zagrożenia kolizją i automatycznie sterowany manewr awaryjny, *Pomiary Automatyka Robotyka*, 2, 383-387
- GRAFFSTEIN J., Dobór parametrów manewru antykolizyjnego i jego przebieg, Prace Instytutu Lotnictwa, 224, 31-43
- LALISH E., MORGANSEN K.A., TSUKAMAKI T., 2009, Decentralized reactive collision avoidance for multiple unicycle-type vehicles, *American Control Conference*, 5055-5061
- PAIELLI R.A., 2003, Modeling maneuver dynamics in air traffic conflict resolution, Journal of Guidance, Control and Dynamics, 26, 3, 407-415

#### Flight simulation of the moving obstacle avoiding manoeuvre

#### Abstract

The object-to-obstacle kinematic relationships and interpretation of the obstacle geometry are crucial for the process of the evasive manoeuvre synthesis. In the article, a method for geometrical modelling of the obstacles in three dimensional neighbourhood of a moving airplane is proposed. Also a method is presented for computation of selected state variables of the airplane, which are found important to the moving obstacle avoiding manoeuvre synthesis. This manoeuvre is proposed to be executed in automatic control regime. The airplane motion, when performing a rapid manoeuvre to avoid a moving obstacle, has been simulated. The simulation covers also the airplane return to the straight line trajectory, which has been realised before the evasive manoeuvre started. The results of simulations are presented for all discussed flight phases.

# PROJEKTOWANIE TRAS FOTOGRAMETRYCZNYCH SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO W ASPEKCIE JEGO WŁAŚCIWOŚCI DYNAMICZNYCH

JAROSŁAW HAJDUK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

MIROSŁAW RODZEWICZ, DOMINIK GŁOWACKI

Plitechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa e-mail kontaktowy: miro@meil.pw.edu.pl

> Praca dotyczy zastosowania małych samolotów bezzałogowych do misji fotogrametrycznych. Systemy bezzałogowe wykorzystujące takie samoloty stają się znaczącym uzupełnieniem klasycznej fotogrametrii lotniczej i są preferowane dla małych obszarów (do  $20 \,\mathrm{km}^2$ ). Pozwalają one na zmniejszenia kosztów misji fotogrametrycznych, ale jednocześnie mają swoje ograniczenia wynikające z podatności na warunki pogodowe. W celu zwiększenia efektywności zastosowania samolotów bezzałogowych należy przy planowaniu misji brać pod uwage nie tylko kształt fotografowanego obszaru i warunki pogodowe (wiatr), ale także należy uwzględniać dynamiczne właściwości systemów bezzałogowych. Dotyczy to takich parametrów samolotu, jak prędkość przelotowa, promienie zakrętów, czas potrzebny do zmiany przechylenia w przypadku odwrócenia zakrętu, wzrost mocy niezbędnej przy przechodzeniu z lotu prostego w zakręt, a ponadto prawa sterowania i algorytmy nawigacyjne zakodowane w autopilotach. Autorzy dziela się swoimi doświadczeniami w tym zakresie i przedstawiają sposoby planowania punktów zwrotnych w misjach fotogrametrycznych.

#### 1. Wstęp

Intencją autorów jest podzielenie się swym doświadczeniem zdobytym w trakcie przygotowania się do misji fotogrametrycznych przewidzianych do realizacji w ramach projektu MONICA, finansowanego z Programu Polsko-Norweskiej Współpracy Badawczej. W trakcie, gdy projektowano i budowano samoloty bezzałogowe przeznaczone specjalne do tej misji, autorzy przeprowadzili szereg testów przygotowawczych, wykorzystując zastępcze platformy badawcze w postaci modeli dostępnych na rynku Multiplex Mentor oraz Sky-Walker X-8 (rys. 1). Modele wyposażone były w autopiloty FY-41AP oraz Ardupilot o ponad rząd tańsze niż MP2128 f-my Micropilot, z którego cechy użytkowe są autorom dobrze znane. Do wykonywania zdjęć fotogrametrycznych posłużyły aparaty typu Canon 230SX (12 MPx compact) oraz Canon 700D (18 MPx lustrzanka) – oba wyposażone w systemy cyklicznego wyzwalania migawki oraz w GPSy, zapisujące koordynaty każdego zdjęcia w plikach exif. W okresie od sierpnia 2013 do maja 2014 wykonano 72 loty w łącznym czasie 16 h i 31 min. Zakresy wysokości tras fotogrametrycznych wynosiły od 50 do 700 m, a zakresy prędkości marszowych od 45 do 90 km/h.



Rys. 1. Platformy badawcze używane do testów przygotowawczych misji fotogrametrycznych

# 2. Podstawowe zagadnienia wykonywania nalotów fotogrametrycznych

Celem fotogrametrii lotniczej jest uzyskanie tzw. ortofotomapy, czyli odwzorowania terenu w postaci zespołu przetworzonych zdjęć lotniczych, dopasowanych do jednolitej skali i wpasowanych na punkty osnowy geodezyjnej (fotogrametrycznej) w taki sposób, aby tworzyło ono rzut ortogonalny.

Fotogrametria lotnicza [1], jak każda inna dziedzina, ma swoje specyficzne wymagania, które warunkują jakość efektu końcowego. Aby zbiór zdjęć lotniczych powierzchni terenu mógł być przetworzony w ortofotomapę, trzeba spełnić kilka podstawowych wymagań:

• oś optyczna aparatu musi być skierowana pionowo w dół; tolerancja katów przechylenia i pochylenia wynosi 3°, a suma obu kątów nie powinna przekraczać 5°,

- zdjęcia powinny być w jednakowej skali, czyli musi być zachowana stała wysokość lotu względem umownego poziomu; wysokość lotu zależy od wymaganej rozdzielczości terenowej,
- między kolejnymi zdjęciami muszą występować zakładki (czyli wzajemne pokrywanie się zdjęć) – zarówno w kierunku podłużnym, jak też w kierunku poprzecznym w stosunku do ramek obrazu fotograficznego. Konieczność zakładek wynika z algorytmów korelacji obrazów zaimplementowanych w programach komputerowych tworzących składanki zdjęć, z których powstaje ortofotomapa. Wymagane zakładki określają odległość między liniami nalotów i dystans pomiędzy kolejno wykonywanymi zdjęciami. Obszar fotografowania jest często na tyle duży, że wymaga wykonania kilku lotów tworzących wspólną bazę zdjęć.

Konieczność spełnienia tych wymagań nabiera szczególnego znaczenia w przypadku zastosowania do misji fotogrametrycznych samolotów bezzałogowych i związanych z nimi systemów autonomicznej realizacji misji. Misja fotogrametryczna polega tu na utrzymaniu trasy lotu wzdłuż wyznaczonej siatki linii nalotów, przy czym odchyłki nie mogą przekraczać 10% odległości pomiędzy zaplanowanymi liniami nalotów (rys. 2 i 3).



Rys. 2. Przykład zadania fotogrametrycznego opisanego w postaci linii nalotów oraz nawrotami obejmującymi zadany obszar wraz z marginesem operacyjnym

Dostosowanie samolotu bezzałogowego do misji fotogrametrycznej wymaga uwzględnienia cech dynamicznych układu samolot-autopilot. Trzeba przy tym brać pod uwagę to, że promień zakrętu jest zwykle większy niż połowa odległości pomiędzy liniami, co stwarza konieczność stosowania specjalnej trajektorii nawrotów (rys. 4), tak aby po wykonaniu nawrotu samolot znalazł



Rys. 3. Zbiór ramek zdjęć uzyskanych z misji fotogrametrycznej samolotu bezzałogowego, ukazujący spełnienie warunku nakładania się zdjęć

się dokładnie na początku kolejnej linii siatki fotogrametrycznej, a nie dochodził do niej dopiero po przeleceniu jakiegoś dystansu, uszczuplając w ten sposób obszar, w którym spełnione są warunki utworzenia ortofotomapy, jak to zilustrowano na rys. 5. Przy planowaniu punktów definiujących trajektorię nawrotów należy uwzględniać prędkość i kierunek wiatru, gdyż wpływają one silnie na trajektorię lotu i rzeczywistą prędkość samolotu.



Rys. 4. Rozplanowanie punktów definiujących trajektorię nawrotu samolotu bezzałogowego dla warunków bezwietrznych (z lewej) oraz z uwzględnieniem wiatru bocznego (z prawej)

Odejście samolotu od wyznaczonych linii nalotu lub niezachowanie regularności siatki wykonywanych zdjęć skutkuje niespełnieniem warunku wzajemnego nakładania się ramek fotografii, a w konsekwencji niemożliwością wygenerowania ortofotomapy. Problemy te zostaną opisane szczegółowo dalszej części pracy.



Rys. 5. Przykład niepoprawnej realizacji trasy fotogrametrycznej; samolot nie trzyma się wyznaczonych linii nalotów, a po wykonaniu nawrotu duży tracony jest duży dystans do ustabilizowania prostoliniowej trajektorii lotu

# 3. Funkcje autopilota a dokładność utrzymania trajektorii lotu wzdłuż wyznaczonych linii siatki fotogrametrycznej

Systemy autopilotów używanych w lotnictwie bezzałogowym spełniają dwie podstawowe funkcje: stabilizacyjną i nawigacyjną. W obydwu przypadkach wykorzystywane są układy regulatorów typu PID, zastosowanych w każdym kanale sterowania (tj. kanałach pochylenia, przechylenia, odchylenia, a ponadto ciągu zespołu napędowego), których nastawy członów proporcjonalnych, różniczkujących oraz całkujących muszą być odpowiednio dobrane do dynamiki samolotu.

W przypadku prostych autopilotów nastawy te są niezmienne dla całego zakresu prędkości samolotu. W konsekwencji uzyskuje się dobrą stabilność lotu tylko w wąskim zakresie prędkości, podczas gdy w innych zakresach mogą pojawiać się zaburzenia stateczności (np. oscylacje). W przypadku autopilotów złożonych, a przez to droższych, można stosować różne nastawy dla poszczególnych zakresów prędkości.

Funkcja stabilizacyjna autopilota działającego jako liniowy układ automatycznej regulacji w kanałach pochylania i przechylania zilustrowana została odpowiednio na rys. 6 oraz 7 [2].

Poszczególne rodzaje autopilotów wykorzystują różne algorytmy do funkcji nawigacji wzdłuż założonej trasy. Jednym z popularnych algorytmów jest tzw. algorytm L1 [3], [4], którego nazwa związana jest z metodą sterowania ruchem



Rys. 6. Autopilot jako układ automatycznej regulacji w kanale pochylania



Rys. 7. Autopilot jako układ automatycznej regulacji w kanale przechylania – widoczne odpowiedzi układu na wymuszenie w postaci ruchu lotek: rzeczywista i symulowana

samolotu poprzez "przyczepienie się" do niej za pomocą wirtualnego drążka o długości L1 (specyficznej dla dynamiki danego samolotu). Punkt przyczepienia do założonej trasy jest punktem ruchomym i podąża przed samolotem w stałej odległości określonej parametrem L1 (rys. 8).

Na podstawie położenia kątowego wirtualnego drążka względem stycznej w punkcie "zaczepienia" do założonej trasy oblicza się wartość przyśpiesze-
nia  $a_y$  względem osi poprzecznej samolotu, a z kolei ten parametr przelicza się na wartość przechylenia samolotu, jaką w danym momencie ma on utrzymywać, aby długość odcinka L1 pozostała stała. Powyższy opis odnosi się do stanu operacyjnego autopilota zwanego "Tracking Mode". Uzupełniany jest on przez dwa pozostałe stany określane jako "Waipoint Capture Mode" oraz "Track Capture Mode". Domyślnie przyjmuje się założenie, że funkcja nawigacji wykonywana jest, gdy samolot porusza się na stałej, obranej wysokości, o co trzeba zadbać oddzielnie.



Rys. 8. Tryby działania autopilota oraz zasada algorytmu L1

Podobnie, jak miało to miejsce w przypadku funkcji stabilizacji, również obsługa funkcji nawigacyjnej wymaga doboru nastaw regulatorów PID zaimplementowanych w układzie autopilota. Konieczna jest tu optymalizacja wartości parametrów, gdyż zbyt duże wartości nastaw członów proporcjonalnego i różniczkowego mogą dać efekt taki, że samolot będzie poruszać się po założonej trasie z niewielkimi odchyłkami, ale okupione to będzie częstymi i gwałtownymi zmianami przechylenia – co w sposób znaczący pogorszy jakość zdjęć fotogrametrycznych. Z kolei zbyt małe nastawy dadzą efekt spowolnienia manewrów, ale towarzyszące mu chwilowe odejścia od założonej trasy mogą zniweczyć warunki do utworzenia prawidłowej ortofotomapy.

Dobór poprawnych zastawów regulatorów PID obsługujących funkcję stabilizacji oraz funkcję nawigacji wymaga wykonania wielu lotów testowych lub wspomagania się modelem matematycznym dynamiki ruchu układu samolotautopilot. Poza doborem nastaw regulatorów w kanałach pochylenia, przechylenia i odchylenia, w którym to należy pamiętać o problemie zamienności działania sterów w zakrętach, ważnym aspektem jest właściwe wysterowanie ciągiem zespołu napędowego, aby samolot utrzymywał zadaną wysokość w zakrętach.

# 4. Planowanie misji fotogrametrycznych

Optymalny dobór nastaw regulatorów PID obsługujących funkcje autopilota w lotach fotogrametrycznych zapewne najlepiej byłoby przeprowadzić w oparciu o rozbudowany i dobrze zwalidowany model matematyczny układu samolot-autopilot, co mogło by być tematem niejednego doktoratu.

Z praktycznego punktu widzenia w misjach fotogrametrycznych liczą się takie cechy dynamiczne samolotu, jak:

- prędkość podróżna misji fotogrametrycznej,
- promień zakrętu przy prędkości podróżnej,
- czas przełożenia przechylenia przy zmianie kierunku zakrętu,
- przyrost mocy potrzebnej do wykonania zakrętu bez zmian wysokości.

Znajomość wartości powyższych parametrów pozwala na rozplanowanie punktów definiujących nawroty w misjach fotogrametrycznych. Pod uwagę bierze się dwie strategie planowania powyższych misji:

- strategia 1: linie nalotów ustawione bokiem do osi wiatru,
- strategia 2: linie nalotów ustawione wzdłuż osi wiatru.

Cechą pierwszej opcji jest to, że występuje odchylenie osi zdjęć od linii nalotów (jak na rys. 5). Nie przeszkadza to jednak utworzeniu ortofotomapy. Prędkość samolotu względem Ziemi jest taka sama w obu kierunkach nalotu, co ma ważne znaczenie przy wyzwalaniu migawki aparatu fotograficznego za pomocą tzw. "timera". W rezultacie uzyskuje się bardzo równomierne pokrycie zdjęciami całego obszaru fotogrametrii.

Cechą opcji drugiej jest duża różnica prędkości w obu kierunkach nalotu. Przy zastosowaniu "timera" gęstość pokrycia zdjęciami jest zatem różna i praktycznie do wykorzystania są jedynie fotografie uzyskane z nalotów "pod wiatr".

Drugi problem przy planowaniu misji to kolejność poruszania się po liniach nalotu siatki fotogrametrycznej. Ma to związek z efektywnością przelotową misji rozumianą jako stosunek sumy długości wszystkich linii nalotów fotogrametrycznych do całkowitej długości trasy lotu.

Stosowane są dwa sposoby projektowania trasy: typu "wężykowatego" oraz typu "spiralnego". Przykład z rys. 9 wskazuje, że do realizacji drugiego z tych

typów trasy preferowane byłyby warunki bezwietrzne, gdyż po zakrętach z wiatrem tracona jest spora część odcinków trasy na dojście samolotu do planowanych linii nalotu.



Rys. 9. Przykład trasy fotogrametrycznej typu "wężykowatego" oraz typu "spiralnego"

# 5. Oprogramowanie wspomagające planowanie misji fotogrametrycznych

Podstawowym problemem, jaki występuje przy planowaniu misji fotogrametrycznych, jest przejście z metrycznego układu współrzędnych siatki fotogrametrycznej do układu wyrażonego współrzędnymi geograficznymi punktów siatki fotogrametrycznej, gdyż w tej postaci dane te mogą być wprowadzone do pamięci autopilota.

Do tego celu służy autorskie opracowanie oprogramowania zrealizowane w środowisku LabView [2]. Składa się ono z dwóch modułów: moduł do określania kierunku i siły wiatru oraz moduł do planowania trasy i ustawiania jej orientacji względem wiatru oraz konwersji współrzędnych metrycznych siatki fotogrametrycznej na współrzędne geograficzne. Algorytm pierwszego z tych modułów bazuje na pomiarach różnicy prędkości GPS oraz prędkości powietrznej na poszczególnych kursach trasy. Różnica ta przypomina funkcję sinusoidy, której argumentem jest kąt kursowy. Przesunięcie sinusoidy pozwala określić kierunek wiatru, a amplituda sinusoidy pozwala określić jego siłę (rys. 10). W praktyce, aby zgromadzić dane wystarczy wzlecieć i wykonać kilka zakrętów modelem na danej wysokości. Dane te są następnie dopasowane do dwuparametrycznej sinusoidy w taki sposób, aby entropia metryczna punktów pomiarowych osiągała minimum (rys. 11). Sposób ten ma przewagę na tradycyjną metodą minimalizacji sumy kwadratów odległości punktów pomiarowych od teoretycznej krzywej, gdyż wyróżnia się większą precyzją.



Rys. 10. Zasada określania wektora wiatru

Drugi z modułów oprogramowania wykorzystuje podkład z Google Maps, co pozwala na precyzyjne określenie obszaru fotogrametrycznego, a następnie opracowanie siatki fotogrametrycznej linii nalotów oraz rozplanowanie nawrotów i wygenerowanie danych wejściowych do środowiska programistycznego autopilota.

Proces sporządzania ortofotomapy wymaga specjalistycznego (komercyjnego) oprogramowania i jest procesem długotrwałym. Podczas realizacji lotów warto jednak na bieżąco orientować się, czy gromadzony materiał zdjęciowy nadaje się do dalszego przetwarzania. Z tego względu warto jest się posługiwać prostszym i łatwo dostępnym oprogramowaniem do tworzenia map rastrowych obszaru fotogrametrii jako składanek z pojedynczych zdjęć (tzw."stitchów").



Rys. 11. Widok okien oprogramowania do określania wektora wiatru



Rys. 12. Widok oprogramowania do planowania tras fotogrametrycznych

Pozwala to sprawdzić kompletność zestawów zdjęć, będąc jeszcze w terenie. Na rys. 13 przedstawiono trajektorię trasy lotu oraz "stitch" wykonany z kilkudziesięciu zdjęć.



Rys. 13. Trajektoria lotu z zaznaczonymi punktami wykonania zdjęć oraz efekt ich sklejenia

# 6. Wnioski

W wyniku wykonanych testów stwierdzono, że:

- 1. Ardupilot może być urządzeniem alternatywnym dla MicroPilota i nadaje się do zastosowania w misjach fotogrametrycznych; nie potwierdzono przydatności FY-41AP.
- 2. Trasy (w sensie rozłożenia punktów zwrotnych) muszą być planowane indywidualnie do warunków atmosferycznych oraz rodzaju autopilota.

- 3. Wyniki lotów zadaniowych są tym lepsze, im lepiej płatowiec jest zintegrowany z systemem sterowania. Na integrację trzeba poświęcić sporo czasu (również w trudnych warunkach) i dobrze opisać konfigurację samolotu (skalowanie sterów, wyważenie itd.), aby po naprawie można było odtworzyć zintegrowana już konfigurację. Rezultat dobrze przeprowadzonej integracji widoczny jest na rys. 14.
- 4. System stabilizacji obrazu zaimplementowany w aparacie fotograficznym znacząco wpływa na poprawę jakości materiału fotograficznego. Stabilizacja wydaje się ważniejsza niż rozdzielczość matrycy.
- 5. Materiał fotograficzny z lotu warto przeglądać bezpośrednio po locie (dla oceny poprawności ustawienia parametrów ekspozycji), ale warto również zrobić zwykły "stitch" wybranych zdjęć dla sprawdzenia, czy w materiale nie ma dużych błędów (braków, zniekształceń itp.).



Rys. 14. Rezultat dobrego opracowania trasy fotogrametrycznej i właściwej integracji autopilota z samolotem; kółkami zaznaczono miejsca wykonanych zdjęć na trasie fotogrametrycznej

# Bibliografia

- 1. WRÓBEL A., FOTOGRAMETRIA, http://home.agh.edu.pl/~awrobel/resources/Zarys%20fotogrametrii.pdf
- GLOWACKI D., 2013, Badanie spektrum obciążeń samolotu bezzałogowego sterowanego autopilotem, Rozprawa doktorska, Warszawa 2013

- PARK S.-H., DEYSTY J., HOWZ J.P.HOWZ, New Nonlinear Guidance Logic fo Trajectory Tracking, American Institute of Aeronautics and Astronautics https://camo.githubusercontent.com/5ceade46ec83a5c017f6d4da69ac925cccd 84a46/68747470733a2f2f662e636c6f75642e6769746875622e636f6d2f617373657 4732f323035343537382f3139303034302f34333662333061652d376563342d313165 322d393061372d3031666365383731373339322e706e67
- 4. http://api.ning.com/files/Vku3s2wlMTW8l2IQLCg7p2YaQ5\*sx8g1A4NgiJ gjONeniQt3IMrtZ5EPuTqsp9boX7bjsw5ml82dz-ta\*hQky\*-hJscc0c95/ L1ControllerNotes3.pdf

# Planning of photogrametry flight-tracks of the UAV with consideration of its dynamic properties

#### Abstract

The UAS (Unmanned Aerial Systems), which utilize very light and small unmanned aircraft in photogrammetric applications became a very useful supplement for the classic aerial photogrametry systems, and are preferred for flight-missions over small areas (up to 20 km<sup>2</sup>). Light unmanned aircraft allows for the effective collection of photogrametry data with significantly reduced cost in comparison to general aviation aircraft usage, but they have also some crucial limitations, for example: limited operational range and susceptibility to windy weather conditions. In order to increase the effectiveness of photogrametrics missions not only shape of the photographed area and the wind vector should be taken into account, but also dynamic properties of the UAS. Especially it concerns such parameters as cruise speed, radius of turns, time necessary for reversion of the bank angle when the turning direction has to be changed, increase of power consumption necessary for passing from the straight flight to turning at a fixed altitude, etc., control laws and navigation algorithms applied in the autopilot. The authors would like to share their experience in this field and present the methods of planning the grid of turn-points in photogrammetric tasks.

Publikacja finansowna z projektu "A novel approach to monitoring the impact of climate change on Antarctic ecosystems" w ramach Programu Polsko-Norweskiej Współpracy Badawczej, Projekt nr: 197810, Numer umowy: POL-NOR/197810/84/2013. Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVI 2014

# UPROSZCZONY SPOSÓB TWORZENIA WIRTUALNEGO MODELU DYNAMIKI LOTU BEZPILOTOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

Krzysztof Kaźmierczak, Wiesław Sobieraj

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna e-mail: krzysztof.kazmierczak@wat.edu.pl; wieslaw.sobieraj@wat.edu.pl

> W pracy przedstawiono przegląd metod tworzenia wirtualnego modelu dynamiki lotu bezzałogowego statku powietrznego (bsp) z wykorzystaniem narzędzi programistycznych umożliwiających uproszczenie tego procesu. Zaprezentowane cztery metody odzwierciedlają zachowanie jednego konkretnego bsp, co pozwala na zaobserwowanie powtarzalności wyników i wad oraz zalet poszczególnych technik.

# 1. Wstęp

Projektowanie nowych bezpilotowych statków powietrznych, modyfikacja ich konstrukcji czy wprowadzanie zmian w system sterowania to długi i kosztowny proces. W zależności od doświadczenia zespołu, może być prowadzony na wiele sposobów. Jednym z nich jest budowa i implementacja badanych rozwiązań bezpośrednio na sprzęcie, który następnie testowany jest podczas lotu. Może się zdarzyć, że podczas konstruowania nie przewidziano krytycznych zachowań w powietrzu, co pociągnie za sobą uszkodzenia bądź zniszczenie obiektu.

Drugi ze sposobów jest bardziej czasochłonny, jednak pozwala przewidzieć większość nieoczekiwanych sytuacji. Opiera się na wykorzystaniu oprogramowania do modelowania i symulacji dynamiki lotu statku powietrznego. Ze względu na zakres potrzebnej wiedzy do wykonania wirtualnego modelu statku powietrznego, umożliwiającego odwzorowanie i przewidzenie jego poruszania się w przestrzeni, proces ten jest zadaniem wymagającym. Jednakże prawidłowo wykonany model pozwala zweryfikować wstępne założenia związane z osiągami projektowanego obiektu i wprowadzić zmiany bez kosztownego przeprojektowywania prototypu. W Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej prowadzone są prace nad zastosowaniem programistycznych narzędzi do projektowania modelu dynamiki lotu bezpilotowego statku powietrznego. Opracowano kilka metod umożliwiających obserwację zachowania statku powietrznego w przestrzeni bez konieczności budowania rzeczywistego prototypu.

# 2. Model aerodynamiczny bezpilotowego statku powietrznego

W przypadku modelowania ruchu statku powietrznego, podstawową kwestią jest wiedza na temat jego właściwości aerodynamicznych. Kluczowe charakterystyki można otrzymać z badań w tunelu aerodynamicznym, podczas badań w locie bądź z wykorzystaniem oprogramowania CFD. Wymienione metody niestety zajmują mnóstwo czasu, a pierwsze dwie również potrafią być bardzo kosztowne. Dlatego w niniejszej pracy skupiono się na uproszczeniu tego procesu i zaproponowano inny sposób uzyskania ww. danych.

Bazowym elementem przyjętych rozwiązań jest odwzorowanie geometrii obiektu w darmowym oprogramowaniu DigitalDatcom+. Aplikacja ta powstała na kanwie oryginalnego pakietu Datcom, opracowanego przez Siły Powietrzne USA. W odróżnieniu od niego, została rozwinięta o nowy interfejs, rozszerzający zakres generowanych danych oraz sposób prezentacji wyników. Po wprowadzeniu odpowiednich informacji, w wyniku przeprowadzonych obliczeń, otrzymuje się komplet charakterystyk aerodynamicznych i współczynników definiujących stabilność statku powietrznego.

Na podstawie dokumentacji technicznej bezpilotowego statku powietrznego oraz wymiarów wyznaczonych z rzeczywistego modelu wykonano model wirtualny w oprogramowaniu DigitalDatcom+ (rys. 1). Wprowadzane informacje dotyczą głównie wymiarów geometrycznych kadłuba, skrzydeł, stateczników oraz powierzchni sterowych.



Rys. 1. Opracowywany model bsp; (a) rzeczywisty obiekt, (b) wirtualny model w DigitalDatcom+

Określeniu dodatkowych warunków, takich jak zakres kątów natarcia, prędkość czy wysokość, pozwala na wyznaczenie poszukiwanych charakterystyk zmiany współczynnika siły nośnej w funkcji współczynnika siły oporu (rys. 2) oraz wartości współczynnika momentu pochylającego (rys. 3) w zależności od kąta natarcia.



Rys. 2. Biegunowa lotu dla modelu wykonanego w programie DigitalDatcom+



Rys. 3. Wykres zmian współczynnika momentu pochylającego uzyskany z modelu wykonanego w programie DigitalDatcom+

Otrzymane wyniki mogą następnie służyć do wykonania modeli i symulacji ruchu samolotu w programach MATLAB/Simulink i Microsoft Flight Simulator.

## 3. Modele dynamiki lotu bezpilotowego statku powietrznego

Do modelowania dynamiki lotu zastosowano kilka metod umożliwiających wykorzystanie danych otrzymanych w wyniku użycia programu DigitalDatcom+. Standardowo, tworzenie symulacji lotu rozpoczyna się od wyprowadzenia równań wraz ze związkami kinematycznymi definiujących ruch obiektu w wybranej przestrzeni [6]. W pracy skupiono się na analizie wyników wirtualnego lotu w izolowanym ruchu podłużnym. Stąd też wyprowadzono poniższe równania

$$\frac{dV}{dt} = -g\sin\gamma_a + \frac{1}{m}F\cos\alpha - \frac{1}{m}C_{xa}(\alpha, \operatorname{Ma})\frac{\rho V^2}{2}S$$

$$\frac{\gamma_a}{dt} = -\frac{1}{V}g\cos\gamma_a + \frac{1}{mV}F\sin\alpha + \frac{1}{m}[C_{za}(\alpha, \operatorname{Ma}) + C_{za}^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{za}^q q + C_{za}^{\delta_H}\delta_H]\frac{\rho V}{2}S$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{1}{I_y}[C_m(\alpha, \operatorname{Ma}) + C_m^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_m^q q + C_m^{\delta_H}\delta_H]\frac{\rho V^2}{2}Sb_a$$
(3.1)

oraz

$$\alpha = \theta - \gamma_a \qquad \dot{x}_g = V \cos \gamma_a \qquad H = \sin \gamma_a \qquad (3.2)$$

gdzie: V – prędkość, m – masa, g – przyspieszenie ziemskie, F – siła ciągu, S – powierzchnia skrzydeł,  $\alpha$  – kąt natarcia,  $\gamma_a$  – kąt pochylenia toru lotu,  $\theta$  – kąt pochylenia samolotu,  $C_{xa}, C_{za}, C_m$  – współczynniki aerodynamiczne,  $C_{za}^{\dot{\alpha}}$  – pochodna dynamiczna określająca wpływ przepływu strumienia powietrza ze skrzydła na usterzenie poziome,  $C_{za}^q$  – pochodna dynamiczna od siły powstającej w czasie pochylania,  $C_{za}^{\delta H}$  – pochodna dynamiczna określająca wpływ wychylenia steru wysokości na siłę nośną,  $C_m^{\dot{\alpha}}$  – pochodna dynamiczna określająca wpływ przepływu strumienia powietrza ze skrzydła na usterzenie poziome,  $C_m^q$  – pochodna dynamiczna określająca wpływ wychylenia steru wysokości na siłę nośną,  $C_m^{\dot{\alpha}}$  – pochodna dynamiczna określająca wpływ wychylenia steru wysokości na moment pochylający,  $I_y$  – główny moment bezwładności, H – wysokość nad powierzchnią ziemi,  $x_q$  – zasięg lotu.

Pierwsza metoda zakłada wykorzystanie oprogramowania MA-TLAB/Simulink do modelowania dynamiki lotu bsp na podstawie uprzednio wyprowadzonych równań przedstawionych w pracy. W tym celu należy, na podstawie wyżej wymienionych równań oraz standardowych bibliotek i funkcji Simulinka, zbudować model (rys. 4) [3].

Charakterystyki aerodynamiczne zostały wprowadzone ręcznie do obiektów typu tablica, z których pobierana jest odpowiednia wartość współczynnika aerodynamicznego na podstawie aktualnego kąta natarcia i prędkości.



Rys. 4. Model dynamiki lotu bsp wykonany z użyciem standardowych funkcji MATLAB/Simulinka

Jako założenie początkowe przyjęto, że samolot porusza się z prędkością 80 km/h na wysokości 1000 m. Po uruchomieniu symulacji obiekt przy wyłączonym silniku powoli kieruje się w stronę ziemi, a kąty pochylenia i natarcia z czasem stabilizują się.

Wyniki uzyskane z symulacji można na bieżąco obserwować na wykresach bądź zapisać do pliku, aby przeanalizować je w późniejszym czasie. Statek powietrzny po okresie stabilizacji utrzymywał stałą prędkość ok. 70 km/h, kąt natarcia  $1.5^{\circ}$  oraz kąt pochylenia  $-2^{\circ}$ .

Drugą wykorzystywaną metodą jest zastosowanie komercyjnej biblioteki MATLAB/Simulink/Aerospace opracowanej przez firmę Mathworks. Charakteryzuje się ona możliwością bezpośredniego wczytania pliku wygenerowanego z oprogramowania DigitalDatcom. Dzięki temu możliwa jest szybka rekonfiguracja modelu aerodynamicznego, polegająca tylko na podmianie pliku typu "dcm". Dodatkowo biblioteka udostępnia gotowe bloki symulujące działania poszczególnych systemów statku powietrznego lub ułatwiające wykonywanie skomplikowanych obliczeń. Zbudowany model dynamiki lotu bezpilotowego statku powietrznego z wykorzystaniem bloków biblioteki Aerospace (rys. 6) jest zdecydowanie mniej skomplikowany od modelu budowanego klasycznie na podstawie matematycznych równań ruchu.



Rys. 5. Trajektoria lotu bsp podczas symulacji w MATLAB/Simulink



Rys. 6. Model dynamiki lotu bsp wykonany z użyciem bloków biblioteki Aerospace

Uzyskane wyniki mają podobny charakter zmian (rys. 7), jak wyniki pochodzące z modelu zbudowanego z równań.

Trzecia metoda przewiduje wykorzystanie biblioteki Aerosim [8]. Jest to darmowy zestaw narzędzi przeznaczony do zastosowań w aplikacjach związa-



Rys. 7. Trajektoria lotu bsp podczas symulacji wykonanej z użyciem bloków biblioteki Aerospace

nych z analizą i modelowaniem zagadnień lotniczych [7]. Współczynniki aerodynamiczne wprowadzane są w postaci specjalnie przygotowanego mat-pliku na podstawie danych uzyskanych z programu DigitalDatcom. Oprócz bloków ułatwiających budowę modelu dynamiki lotu statku powietrznego (rys. 8) [2], biblioteka Aerosim umożliwia również wizualizację symulacji z wykorzystaniem symulatora lotu Microsoft Flight Simulator.



Rys. 8. Model dynamiki lotu bsp z użyciem bloków biblioteki Aerosim

Osiągnięte wyniki pokrywają się z uzyskanymi z poprzednich modeli. Zaletą tej biblioteki jest minimalnie rozbudowany model, co wiąże się ze szczegółowym przygotowaniem charakterystyk aerodynamicznych i parametrów statku powietrznego w postaci oddzielnego pliku [5].

Celem stosowania czwartej metody jest przede wszystkim umożliwienie symulacji lotu statku powietrznego w środowisku symulatora lotu Microsoft

Flight Simulator [3]. Proces ten należy rozpocząć od zbudowania wirtualnego modelu samolotu i jego implementacji do środowiska symulatora (rys. 9).



Rys. 9. Wirtualny model samolotu bezpilotowego w oprogramowaniu Microsoft Flight Simulator

Kolejnym krokiem jest wykorzystanie oprogramowania AirWrench do utworzenia dwóch plików zawierających charakterystyki aerodynamiczne oraz konfigurację statku powietrznego [1]. Po ich zainstalowaniu w odpowiednim katalogu samolotów w symulatorze lotu Microsoft Flight Simulator zaprojektowany statek powietrzny będzie dostępny w menu wyboru docelowego oprogramowania.

W tym przypadku efektem symulacji nie są wykresy, ale bezpośredni podgląd na symulację lotu, wskaźniki obrazowe parametrów lotu i możliwość sterowania bsp z wykorzystaniem podłączonych do symulatora sterownic.

# 4. Wnioski

Główną zaletą proponowanych metod jest możliwość szybkiej rekonfiguracji układu aerodynamicznego statku powietrznego, co pociąga za sobą łatwiejszą analizę wpływu wprowadzonych zmian w jego geometrii na zachowanie w locie. Wykorzystanie oprogramowania DigitalDatcom pozwala znacząco przyśpieszyć wstępny proces projektowania i obniżyć koszty tworzenia nowego bezpilotowego statku powietrznego. Przeprowadzona analiza poszczególnych metod wykazała, iż dla tego samego modelu samolotu wyniki są do siebie bardzo zbliżone. Dlatego też można stwierdzić, że wybrany sposób symulacji lotu będzie zależał wyłącznie od rodzaju danych wejściowych oraz od oczekiwanego sposobu prezentacji wyników.

Wykorzystanie oprogramowania symulatora lotu Microsoft Flight Simulator umożliwia dodatkową bezpośrednią ingerencję w parametry lotu aktualnie używanego statku powietrznego. Zachowanie statku powietrznego można również obserwować na wskaźnikach obrazowych (PFD, ND i EICAS) stosowanych we współczesnych statkach powietrznych. Bieżące parametry mogą być również w czasie rzeczywistym używane przez dowolne dodatkowe aplikacje, służące np. do prezentacji danych lub do zmiany poszczególnych wartości. Ich wykorzystanie może służyć do budowy interfejsu komunikacyjnego pilota z implementacją logiki systemów sterowania i autopilota (rys. 10) lub do opracowania stacji naziemnej do obsługi budowanego bezpilotowego statku powietrznego.



Rys. 10. Stanowisko symulatora kabiny samolotu Boeing 737NG opracowane w oparciu o program Microsoft Flight Simulator [4]

# Bibliografia

- BECKWITH G.W., 2004-2010, AirWrench User's Guide, AirWrench, Copyright (C) 2004-2010, GWBeckwith
- YUAN C., LI X.-M., ZHENG Z.-G., 2013, Design of UAV simulator based on man-in-loop simulation platform, *International Journal of Science, Environ*ment and Technology, 2, 3, 449-456

- 3. CHRISTHILF D.M., BACON B.J., 2006, Simulink-based simulation architecture for evaluating controls for aerospace vechicles (SAREC-ASV), AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit
- 4. KAŹMIERCZAK K., 2008, Projekt interfejsu sprzętowego do współpracy z oprogramowaniem symulatora lotu, Praca magisterska, WAT, Warszawa
- KAŹMIERCZAK K., ROCHALA Z., WOJTOWICZ K., 2013, Metoda generowania modelu dynamiki statku powietrznego zastosowana w symulatorze kabiny samolotu pasażerskiego, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 288, Mechanika, 85, 445-453
- KOWALECZKO G., KRZONKALLA J., NOWAKOWSKI M., 2008, Modelowanie lotu samolotu transpotowego z uwzględnieniem zmiennych obciążeń atmosferycznych, Modelowanie Inżynierskie, 36, 193-200
- SATO Y., YAMASAKI T., TAKANO H., BABA Y., 2006, Trajectory guidance and control for a small UAV, KSAS International Journal, 7, 2, 137-144
- 8. Unmanned Dynamics, LLC: AeroSim aeronautical simulation blockset User's Guide

# Simplified method of creating flight dynamical model of an unmanned aerial vechicle

#### Abstract

Creating a flight dynamical model of the aircraft is a task that requires broad knowledge of aeronautical engineering and a great deal of time. This is a necessary step during design of a new aircraft and the development of control systems. A properly constructed model allows one to verify the initial assumptions related to the performance of the proposed object and make changes without costly redesign of the prototype. The Department of Aviation Aviances and Armament at the Military University of Technology is working on using development tools for the design of unmanned aerial vehicle flight dynamical model. Several methods to observe the behavior of the aircraft without having to build a real prototype have been elaborated. The main element of the methodology is to replicate the geometry of an object in free software DigitalDatcom. Thanks to this solution, a set of aerodynamic characteristics and coefficients defining aircraft stability are obtained. Those results are then implemented into the models and simulations of aircraft motion in the MATLAB/Simulink software and Microsoft Flight Simulator. The advantage of the proposed method is the ability to quickly reconfigure the aircraft aerodynamics and easy analysis of changes in its geometry. At the same time, the constructed nonlinear motion models allow analysis of the control system operation modified with the use of the dynamic model linearization process in selected flight conditions.

# DYNAMIKA RUCHU PARALOTNI

GRZEGORZ KOWALECZKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

W pracy omówiono model matematyczny lotu paralotni typu "latające skrzydło" oraz wyniki symulacji dynamiki takiego obiektu. Składa się on z czaszy będącej powierzchnią nośną oraz podwieszonego pod nią, za pomocą systemu lin, ładunku. Wykorzystując teoretyczne zależności, wyznaczono siły aerodynamiczne działające na obiekt. Uwzględniając wzajemne, przekazywane przez liny oddziaływania obu elementów, określono równania opisujące ruch układu. Przeprowadzono symulacje, których wyniki pozwoliły ocenić stateczność dynamiczną. Zastosowana metoda obliczeniowa pozwoliła też na obliczenie odkształceń lin i występujących w nich sił.

#### 1. Wstęp

Precyzyjne wykonywanie zrzutów ładunków ze statków powietrznych, to często jedyny skuteczny sposób niesienia pomocy w sytuacji klęsk żywiołowych, gdy infrastruktura drogowa lub kolejowa została zniszczona i jednocześnie brak lądowisk dla samolotów i śmigłowców. Metoda ta jest również wykorzystywana w warunkach wojennych przez siły zbrojne różnych państw. Znane są różne systemy stosowane do zrzutu – od klasycznego spadochronu do paralotni o miękkim płacie nośnym. Paralotnia dzięki swojej konstrukcji, w odróżnieniu od spadochronu, oprócz oporu aerodynamicznego wytwarza również siłę nośną i charakteryzuje się dobrą sterownością. Pozwala to na zastosowanie automatycznego sterowania. Aby jednak takie sterowanie było skuteczne i zapewniało pożądaną precyzję zrzutu, konieczna jest znajomość dynamicznych właściwości układu. Można osiągnąć to poprzez opracowanie modelu matematycznego i przeprowadzenie szeregu symulacji. Analiza wyników obliczeń pozwala na ocenę stateczności dynamicznej i określenie praw sterowania paralotnią.

W literaturze znaleźć można modele ruchu o różnym stopniu złożoności. Dotyczy to zarówno części "mechanicznej" modelu [1]-[4], [6], [7], [13], [15], [21], [22], [24]-[26], co ma m.in. wpływ na liczbę stopni swobody obiektu, a więc i liczbę równań opisujących ruch, jak i części "aerodynamicznej" [5], [8]-[10], [12]-[14], [18]-[20], [22]-[24], co skutkuje różną wiarygodnością obliczania sił aerodynamicznych działających na układ czasza-ładunek.

W niniejszej publikacji opisany został model matematyczny układu mechanicznego składającego się z paralotni w postaci skrzydła sztywnego o stałej geometrii i podwieszonego pod nim ładunku. Oba elementy układu połączone są systemem lin o określonych charakterystykach sprężysto-tłumiących, które przenoszą obciążenia pomiędzy czaszą i ładunkiem (rys. 1).



Rys. 1. Podstawowe układy współrzędnych, położenie elementów układu, prędkości kątowe

# 1.1. Geometria układu czasza-ładunek

Opracowując model matematyczny, określono charakterystyczne punkty i zdefiniowano układy współrzędnych oraz wektory położenia.

<u>Punkty:</u> C – środek masy czaszy, P – środek masy ładunku,  $M_l$ , Mr – punkty połączenia ładunku z czaszą, M – punkt środkowy pomiędzy  $M_l$  i  $M_r$ .

<u>Układy współrzędnych:</u>  $Ox_g y_g z_g -$  układ inercjalny,  $Cx_c y_c z_c -$  ruchomy układ odniesienia związany z czaszą (canopy),  $Px_p y_p z_p -$  ruchomy układ odniesienia związany z ładunkiem (payload),  $Mx_p y_p z_p -$  ruchomy układ odniesienia równoległy do  $Px_p y_p z_p$  o początku w punkcie M,  $Cx_{c\_a} y_{c\_a} z_{c\_a} -$  układ czaszy związany z przepływem,  $Px_{p\_a} y_{p\_a} z_{p\_a} -$  układ ładunku związany z przepływem.

Wektory położenia:  $\mathbf{R}_C$ ,  $\mathbf{R}_M$ ,  $\mathbf{R}_P$  – wektory położenia punktów C, M oraz Pw inercjalnym układzie odniesienia (mają one w tym układzie składowe:  $\mathbf{R}_C = [x_{C_g}, y_{C_g}, z_{C_g}]$ ,  $\mathbf{R}_M = [x_{M_g}, y_{M_g}, z_{M_g}]$ ,  $\mathbf{R}_P = [x_{P_g}, y_{P_g}, z_{P_g}]$ );  $\mathbf{r}_C$ ,  $\mathbf{r}_M$ ,  $\mathbf{r}_P$  – wektory położenia elementu ładunku o masie dm w układach odniesienia  $Cx_cy_cz_c$ ,  $Mx_py_pz_p$  i  $Px_py_pz_p$  (odpowiednio) (mają one w tych układach składowe:  $\mathbf{r}_C = [x_C, y_C, z_C]$ ,  $\mathbf{r}_M = [x_M, y_M, z_M]$ ,  $\mathbf{r}_P = [x_P, y_P, z_P]$ );  $\mathbf{l}_C$  – wektor położenia punktu M względem układu  $Cx_cy_cz_c$  (ma on w tym układzie składowe  $\mathbf{l}_C = [0, 0, l_C]$ );  $\mathbf{l}_P$  – wektor położenia punktu P względem układu  $Mx_py_pz_p$  (ma on w tym układzie składowe  $\mathbf{l}_P = [0, 0, l_P]$ ). Na rysunku 1 widać, że zachodzą związki

$$\boldsymbol{r}_M = \boldsymbol{l}_P + \boldsymbol{r}_P \qquad \boldsymbol{r}_C = \boldsymbol{l}_C + \boldsymbol{r}_M = \boldsymbol{l}_C + \boldsymbol{l}_P + \boldsymbol{r}_P \qquad (1.1)$$

Na rysunku 1 zaznaczono też następujące <u>prędkości kątowe:</u>  $\Omega_C$  – prędkość kątowa obrotu układu  $Cx_cy_cz_c$  względem układu inercjalnego (ma on w układzie  $Cx_cy_cz_c$  składowe  $\Omega_C = [p_C, q_C, r_C]$ );  $\Omega_{p/c}$  – prędkość kątowa obrotu układu  $Mx_py_pz_p$  względem układu  $Cx_cy_cz_c$  (ma on w układzie  $Mx_py_pz_p$  składowe  $\Omega_{p/c} = [p_{p/c}, q_{p/c}, r_{p/c}]$ ).

#### 1.2. Transformacja układów współrzędnych

W trakcie tworzenia modelu matematycznego konieczne jest przeliczanie wektorów sił i momentów sił pomiędzy różnymi układami współrzędnych. W tym celu określono macierze transformacji analogiczne do stosowanych w zagadnieniach mechaniki lotu. Macierz transformacji z układu  $Ox_g y_g z_g$  do układu  $Cx_c y_c z_c$  ma postać

$$\mathbf{L}_{c/g} = \tag{1.2}$$

$$\begin{bmatrix} \cos \Psi_c \cos \Theta_c & \sin \Psi_c \cos \Theta_c & -\sin \Theta_c \\ \cos \Psi_c \sin \Theta_c \sin \Phi_c - \sin \Psi_c \cos \Phi_c & \sin \Psi_c \sin \Theta_c \sin \Phi_c + \cos \Psi_c \cos \Phi_c & \cos \Theta_c \sin \Phi_c \\ \cos \Psi_c \sin \Theta_c \cos \Phi_c + \sin \Psi_c \sin \Phi_c & \sin \Psi_c \sin \Theta_c \cos \Phi_c - \cos \Psi_c \sin \Phi_c & \cos \Theta_c \cos \Phi_c \end{bmatrix}$$

gdzie:  $\Psi_c$  – kąt odchylenia czaszy,  $\Theta_C$  – kąt pochylenia czaszy i  $\Phi_C$  – kąt przechylenia czaszy pokazane na rysunku 2.

Analogiczna transformacja dotyczy przejścia z układu  $Ox_g y_g z_g$  do układu  $Mx_p y_p z_p$  (lub  $Px_p y_p z_p$ ). Kątami obrotu są:  $\Psi_p$  – kąt odchylenia ładunku,  $\Theta_p$  – kąt pochylenia ładunku i  $\Phi_p$  – kąt przechylenia ładunku. Macierz transformacji  $\mathbf{L}_{p/g}$  uzyskuje się, zamieniając w wyrażeniu (1.2) kąty czaszy  $\Psi_c$ ,  $\Theta_c$ ,  $\Phi_c$  kątami ładunku  $\Psi_p$ ,  $\Theta_p$ ,  $\Phi_p$ .

Transformacji pomiędzy układami  $Mx_py_pz_p$  (lub  $Px_py_pz_p$ ) i  $Cx_cy_cz_c$  wykorzystywana jest do określenie położenia ładunku względem czaszy – rys. 3. Macierz transformacji  $\mathbf{L}_{p/c}$  uzyskuje się, zastępując w (1.2) kąty czaszy  $\Psi_c$ ,  $\Theta_c$ ,  $\Phi_c$  kątami  $\Psi_{c/p}$ ,  $\Theta_{c/p}$ ,  $\Phi_{c/p}$ .



Rys. 2. Transformacje pomiędzy układami $Ox_gy_gz_g$ i $Cx_cy_cz_c$ oraz $Ox_gy_gz_g$ i $Px_py_pz_p$ 



Rys. 3. Transformacja pomiędzy układami $Px_py_pz_p$ i $Cx_cy_cz_c$ 

W celu przeliczania sił aerodynamicznych z układu związanego z przepływem  $Cx_{c\_a}y_{c\_a}z_{c\_a}$  do układu  $Cx_cy_cz_c$  wykorzystuje się macierz transformacji  $\mathbf{L}_{c/a}$ 

$$\mathbf{L}_{c/a} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_c \cos \beta_c & -\cos \alpha_c \sin \beta_c & -\sin \alpha_c \\ \sin \beta_c & \cos \beta_c & 0 \\ \sin \alpha_c \cos \beta_c & -\sin \alpha_c \sin \beta_c & \cos \alpha_c \end{bmatrix}$$
(1.3)

Występujące w (1.3) kąty natarcia i ślizgu dla czaszy oblicza się z zależności

$$\alpha_c = \operatorname{arctg} \frac{w_c}{u_c} \qquad \beta_c = \operatorname{arcsin} \frac{v_c}{V_C}$$
(1.4)

gdzie

$$V_C = \sqrt{u_c^2 + v_c^2 + w_c^2}$$

 $u_c,\,v_c,\,w_c$ są składowymi prędkości czaszy $\boldsymbol{V}_C$ w układzie  $Cx_cy_cz_c.$ 

Analogiczną postać ma macierz  $\mathbf{L}_{p/a}$  odnosząca się do ładunku, służąca do przeliczania sił z układu związanego z przepływem  $Px_{p\_a}y_{p\_a}z_{p\_a}$  do układu  $Px_py_pz_p$ . Należy tu zastąpić kąty  $\alpha_c$  i  $\beta_c$  kątami  $\alpha_p$  i  $\beta_p$  obliczanymi z wyrażeń (1.4) z uwzględnieniem składowych prędkości ładunku.



Rys. 4. Orientacja układów współrzędnych  $Ox_a y_a z_a$  związanych z przepływem względem układów Oxyz związanego z czaszą i ładunkiem (*c*-czasza, *p*-ładunek)

## 2. Prędkości i przyśpieszenia czaszy i ładunku

#### 2.1. Prędkości bezwzględna elementu ładunku

Prędkość bezwzględna  $\boldsymbol{V}_p$ elementu ładunku o masiedmjest równa

$$\boldsymbol{V}_p = \boldsymbol{V}_C + \boldsymbol{\Omega}_C \times \boldsymbol{l}_C + (\boldsymbol{\Omega}_C + \boldsymbol{\Omega}_{p/c}) \times \boldsymbol{r}_M$$
(2.1)

Zastępując wektor $\boldsymbol{r}_M$ wektorem  $\boldsymbol{l}_P,$ można obliczyć prędkość środka masy ładunku

$$\boldsymbol{V}_{P} = \boldsymbol{V}_{C} + \boldsymbol{\Omega}_{C} \times \boldsymbol{l}_{C} + (\boldsymbol{\Omega}_{C} + \boldsymbol{\Omega}_{p/c}) \times \boldsymbol{l}_{P}$$
(2.2)

#### 2.2. Bezwzględne przyśpieszenie elementu ładunku

Przyśpieszenie bezwzględne  $a_p$ elementu ładunku o masi<br/>edmjest równe pochodnej globalnej prędkości<br/>  ${\cal V}_p$ względem czasu

$$\boldsymbol{a}_{p} = \frac{d'\boldsymbol{V}_{C}}{dt} + \boldsymbol{\Omega}_{C} \times \boldsymbol{V}_{C} + \boldsymbol{\varepsilon}_{C} \times \boldsymbol{r}_{C} + \boldsymbol{\Omega}_{C} \times (\boldsymbol{\Omega}_{C} \times \boldsymbol{r}_{C}) + \boldsymbol{\varepsilon}_{p/c} \times \boldsymbol{r}_{M} + 2\boldsymbol{\Omega}_{C} \times \boldsymbol{V}_{p,r}$$
(2.3)

gdzie oznaczono:  $\boldsymbol{\varepsilon}_C = d\boldsymbol{\Omega}_C/dt = d'\boldsymbol{\Omega}_C/dt$  – przyśpieszenie kątowe czaszy;  $\boldsymbol{\varepsilon}_{p/c} = d'\boldsymbol{\Omega}_{p/c}/dt$  – względne przyśpieszenie kątowe ładunku względem czaszy,  $\boldsymbol{V}_{p.r} = \boldsymbol{\Omega}_{p/c} \times \boldsymbol{r}_M$  – prędkość względna elementu ładunku.

# 2.3. Prędkości bezwzględna i bezwzględne przyśpieszenie elementu czaszy

W przypadku elementu czaszy do określenia bezwzględniej prędkości i bezwzględnego przyśpieszenia można wykorzystać relacje (2.1) i (2.3). Należy tu uwzględnić, że nie występuje ruch względny, tzn.

$$V_{c.r} = 0$$
  $\Omega_{p/c} = 0$   $\varepsilon_{p/c} = 0$  (2.4)

zaś wektor  $r_C$  dotyczy elementu czaszy.

Biorąc to pod uwagę, mamy

$$V_{c} = V_{C} + \Omega_{C} \times r_{C}$$

$$a_{c} = \frac{d'V_{C}}{dt} + \Omega_{C} \times V_{C} + \varepsilon_{C} \times r_{C} + \Omega_{C} \times (\Omega_{C} \times r_{C})$$
(2.5)

## 3. Równania ruchu lotni i ładunku

#### 3.1. Równanie ruchu postępowego czaszy

Zgodnie z zasadą d'Alamberta suma sił działających na czaszę jest równa zeru

$$\boldsymbol{F}_{c\_b} + \boldsymbol{F}_{c\_a} + \boldsymbol{F}_{c\_g} + \boldsymbol{F}_{c\_R} + \boldsymbol{F}_{c\_dod} = \boldsymbol{0}$$
(3.1)

gdzie:  $\mathbf{F}_{c\_b} = -m_c \mathbf{a}_c$  – siła bezwładności,  $\mathbf{F}_{c\_a}$  – siła aerodynamiczna,  $\mathbf{F}_{c\_g} = m_c \mathbf{g}$  – ciężar,  $\mathbf{F}_{c_R}$  – siła reakcji ładunku,  $\mathbf{F}_{c\_dod}$  – siła od masy dodanej (pozornej).

Siła od masy pozornej jest równa [11]

$$\boldsymbol{F}_{c \text{-} dod} = -\left(\mathbf{M}_{aV} \frac{d' \boldsymbol{V}_{C}}{dt} + \mathbf{M}_{a\Omega} \frac{d' \boldsymbol{\Omega}_{C}}{dt}\right) - \boldsymbol{\Omega}_{C} \times \left(\mathbf{M}_{aV} \boldsymbol{V}_{C} + \mathbf{M}_{a\Omega} \boldsymbol{\Omega}_{C}\right) \quad (3.2)$$

Macierze  $\mathbf{M}_{aV}$  i  $\mathbf{M}_{a\Omega}$  dotyczą tzw. mas dodanych (pozornych) powietrza, na które oddziałuje czasza w trakcie lotu.

Uwzględniając, że dla środka masy czaszy wektor położenia  $\mathbf{r}_C = \mathbf{0}$ , przy wykorzystaniu (3.2), otrzymuje się równanie ruchu postępowego dla czaszy paralotni

$$(\mathbf{1}m_{c} + \mathbf{M}_{aV})\frac{d'\mathbf{V}_{C}}{dt} + \mathbf{M}_{a\Omega}\frac{d'\mathbf{\Omega}_{C}}{dt} =$$

$$= \mathbf{F}_{c\_a} + m_{c}\mathbf{g} + \mathbf{F}_{c\_R} - m_{c}\mathbf{\Omega}_{C} \times \mathbf{V}_{C} - \mathbf{\Omega}_{C} \times (\mathbf{M}_{aV}\mathbf{V}_{C} + \mathbf{M}_{a\Omega}\mathbf{\Omega}_{C})$$
(3.3)

1 jest macierzą jednostkową. Jeżeli równanie to rozpatrywać w układzie  $Cx_cy_cz_c$ , to wszystkie występujące tu wektory powinny być przedstawione w tym układzie.

#### 3.2. Równanie ruchu postępowego ładunku

Dla ładunku równanie ruchu postępowego otrzymuje się w sposób analogiczny jak powyżej dla czaszy. Nie występują tu jedynie siły od masy pozornej. Równanie to zapisane w układzie  $Cx_cy_cz_c$  ma następującą postać

$$m_{p}\frac{d'\boldsymbol{V}_{C}}{dt} + \mathbf{M}_{m_{p}l_{C}l_{P}}\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{C}}{dt} + \mathbf{M}_{m_{p}l_{P}}\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{p/c}}{dt} = \boldsymbol{F}_{p\_a} + m_{p}\boldsymbol{g} + \boldsymbol{F}_{p\_R} - m_{p}[\boldsymbol{\Omega}_{C} \times (\boldsymbol{V}_{C} + \mathbf{M}_{l_{C}l_{P}}\boldsymbol{\Omega}_{C}) + 2\boldsymbol{\Omega}_{C} \times (\mathbf{L}_{c/p}\boldsymbol{\Omega}_{p/c} \times \boldsymbol{l}_{P})]$$

$$(3.4)$$

Wektory  $V_C$ ,  $\Omega_C$  i ich pochodne oraz wektory  $l_P$ ,  $F_{p\_a}$ , g,  $F_{p\_R}$  powinny być wyrażone w układzie  $Cx_cy_cz_c$ , natomiast pochodna  $d'\Omega_{p/c}/dt$  w układzie  $Px_py_pz_p$ . Przy takim założeniu występujące tu macierze  $\mathbf{M}_{m_pl_P}$ ,  $\mathbf{M}_{l_Cl_P}$ i  $\mathbf{M}_{m_pl_Cl_P}$  są określone wzorami

$$\mathbf{M}_{m_{p}l_{P}} = m_{p}l_{p} \cdot \left[ \begin{pmatrix} L_{c/p} \end{pmatrix}_{33} (L_{c/p})_{21} - (L_{c/p})_{23} (L_{c/p})_{31} & (L_{c/p})_{33} (L_{c/p})_{22} - (L_{c/p})_{23} (L_{c/p})_{32} & 0 \\ (L_{c/p})_{13} (L_{c/p})_{31} - (L_{c/p})_{33} (L_{c/p})_{11} & (L_{c/p})_{13} (L_{c/p})_{32} - (L_{c/p})_{33} (L_{c/p})_{12} & 0 \\ (L_{c/p})_{23} (L_{c/p})_{11} - (L_{c/p})_{13} (L_{c/p})_{21} & (L_{c/p})_{23} (L_{c/p})_{12} - (L_{c/p})_{13} (L_{c/p})_{22} & 0 \\ \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{l_{C}l_{P}} = \begin{bmatrix} 0 & l_{C} + l_{P} (L_{c/p})_{33} & -l_{P} (L_{c/p})_{23} \\ -[l_{C} + l_{P} (L_{c/p})_{33}] & 0 & l_{P} (L_{c/p})_{13} \\ l_{P} (L_{c/p})_{23} & -l_{P} (L_{c/p})_{13} & 0 \\ \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{m_{p}l_{C}l_{P}} = m_{p} \mathbf{M}_{l_{C}l_{P}}$$

$$(3.5)$$

#### 3.3. Równanie ruchu postępowego układu czasza-ładunek

W celu uzyskania końcowej postaci układu równań ruchu czasza-ładunek należy dodać do siebie stronami równania (3.3) i (3.4) oraz uwzględnić, że występujące w nich siły reakcji  $\mathbf{F}_{c_{-R}}$  i  $\mathbf{F}_{p_{-R}}$  łączy relacja  $\mathbf{F}_{p_{-R}} = -\mathbf{F}_{c_{-R}}$ . Otrzymuje się

$$[\mathbf{1}(m_{c}+m_{p})+\mathbf{M}_{aV}]\frac{d'\mathbf{V}_{C}}{dt}+(\mathbf{M}_{m_{p}l_{C}l_{P}}+\mathbf{M}_{a\Omega})\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{C}}{dt}+\mathbf{M}_{m_{p}l_{P}}\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{p/c}}{dt}=$$

$$=\boldsymbol{F}_{c\_a}+\boldsymbol{F}_{p\_a}+(m_{c}+m_{p})\mathbf{L}_{c/g}\boldsymbol{g}-(m_{c}+m_{p})\boldsymbol{\Omega}_{C}\times\boldsymbol{V}_{C}+$$

$$-\boldsymbol{\Omega}_{C}\times(\mathbf{M}_{aV}\boldsymbol{V}_{C}+\mathbf{M}_{a\Omega}\boldsymbol{\Omega}_{C}+\mathbf{M}_{m_{p}l_{C}l_{P}}\boldsymbol{\Omega}_{C})+$$

$$-2m_{p}[\boldsymbol{\Omega}_{C}\times(\mathbf{L}_{c/p}\boldsymbol{\Omega}_{p/c}\times\boldsymbol{l}_{P})]$$

$$(3.6)$$

Należy pamiętać, że wszystkie występujące tu składniki muszą być przedstawione w układzie współrzędnych  $Cx_cy_cz_c$ . Ponieważ wektor  $\boldsymbol{g}$  oraz pochodna  $d'\boldsymbol{\Omega}_{p/c}/dt$  określone są w innych układach współrzędnych, to w równaniu występują macierze transformacji  $\mathbf{L}_{c/q}$  i  $\mathbf{L}_{c/p}$ .

## 3.4. Równanie ruchu obrotowego czaszy

Równanie ruchu obrotowego czaszy względem punktu C otrzymano, dokonując bilansu momentów sił zewnętrznych i siły bezwładności działających na czaszę

$$M_{c\_b} + M_{c\_a} + M_{c\_R} + M_{c\_dod} = 0$$
 (3.7)

gdzie oznaczono:  $M_{c\_b} = -dK_c/dt$  - moment sił bezwładności,  $M_{c\_a}$  - moment sił aerodynamicznych,  $M_{c\_R}$  - moment od sił przenoszonych przez liny,  $M_{c\_dod}$  - moment od sił bezwładności masy dodanej równy [11]

$$\boldsymbol{M}_{c\_dod} = -\left[\mathbf{I}_{aV}\frac{d'\boldsymbol{V}_{C}}{dt} + \mathbf{I}_{a\Omega}\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{C}}{dt} + \boldsymbol{\Omega}_{C} \times (\mathbf{I}_{dod}\boldsymbol{\Omega}_{C}) + \boldsymbol{M}_{r'p} + \boldsymbol{M}_{r\Omega p}\right]$$
(3.8)

Uwzględniając, że kręt czaszy jest równy iloczynowi tensora momentów bezwładności czaszy i prędkości kątowej  $\Omega_C$ 

$$\boldsymbol{K}_{c} = \mathbf{I}_{c} \boldsymbol{\Omega}_{C} = \begin{bmatrix} I_{Cx} & -I_{Cxy} & -I_{Cxz} \\ -I_{Cyx} & I_{Cy} & -I_{Cyz} \\ -I_{Czx} & -I_{Czy} & I_{Cz} \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega}_{C}$$
(3.9)

ostatecznie równanie ruchu obrotowego czaszy przyjmuje postać

$$\mathbf{I}_{aV} \frac{d' \mathbf{V}_C}{dt} + (\mathbf{I}_c + \mathbf{I}_{a\Omega}) \frac{d' \mathbf{\Omega}_C}{dt} =$$

$$= \mathbf{M}_{c\_a} + \mathbf{M}_{c\_R} - \mathbf{\Omega}_C \times \left[ (\mathbf{I}_{dod} + \mathbf{I}_c) \mathbf{\Omega}_C \right] - \mathbf{M}_{r'p} - \mathbf{M}_{r\Omega p}$$
(3.10)

Wszystkie wektory określone są w układzie  $Cx_cy_cz_c$ .

#### 3.5. Równanie ruchu obrotowego ładunku

Równanie ruchu obrotowego ładunku względem punktu Mstanowi bilans momentów sił działających na ładunek

$$M_{p,b} + M_{p,g} + M_{p,a} + M_{p,a*} + M_{p,R} = 0$$
(3.11)

Uwzględniono tu momenty: moment od sił grawitacyjnych  $M_{p\_g} = l_P \times F_{p\_g}$ , moment sił aerodynamicznych przyłożonych w środku masy ładunku  $M_{p\_a} = l_P \times F_{p\_a}$ , moment aerodynamiczny względem ogniska aerodynamicznego ładunku  $M_{p\_a*} = M_{p\_a*}(\alpha_p, \beta_p, \Omega_C, \Omega_{p/c})$ , moment od sił bezwładności  $M_{p\_b} = \oint (\mathbf{r}_M \times \mathbf{F}_{p\_b}) dm_p = -l_P \times \oint \mathbf{a}_p dm_p - \oint (\mathbf{r}_P \times \mathbf{a}_p) dm_p$ , moment  $M_{p\_R}$ sił reakcji przyłożonych w punktach  $M_l$  i  $M_r$ .

Otrzymuje się

$$\boldsymbol{l}_{P} \times \oint \boldsymbol{a}_{p} \, dm_{p} + \oint (\boldsymbol{r}_{P} \times \boldsymbol{a}_{p}) \, dm_{p} = \boldsymbol{M}_{p\_g} + \boldsymbol{M}_{p\_a} + \boldsymbol{M}_{p\_a*} + \boldsymbol{M}_{p\_R} \quad (3.12)$$

Po uwzględnieniu (2.3) i obliczeniu szeregu całek, zapisane w układzie  $Px_py_pz_p$ równanie ruchu obrotowego ładunku względem punktu Mma postać

$$\mathbf{I}_{V'}\frac{d'\boldsymbol{V}_{C}}{dt} + (\mathbf{I}_{C\varepsilon} + \mathbf{I}_{P\varepsilon}^{*})\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{C}}{dt} + (\mathbf{I}_{P\varepsilon} + \mathbf{I}_{lp})\frac{d'\boldsymbol{\Omega}_{p/c}}{dt} = \\ = \boldsymbol{M}_{p\_g} + \boldsymbol{M}_{p\_a} + \boldsymbol{M}_{p\_a*} + \boldsymbol{M}_{p\_R} - m_{p}\boldsymbol{l}_{P} \times \left[(\mathbf{L}_{p/c}\boldsymbol{\Omega}_{C}) \times (\mathbf{L}_{p/c}\boldsymbol{V}_{C})\right] + \\ -m_{p}\boldsymbol{l}_{P} \times \left[(\mathbf{L}_{p/c}\boldsymbol{\Omega}_{C}) \times ((\mathbf{L}_{p/c}\boldsymbol{\Omega}_{C}) \times ((\mathbf{L}_{p/c}\boldsymbol{\Omega}_{C}) + \boldsymbol{l}_{P}))\right] + \\ -m_{p}\boldsymbol{l}_{P} \times \left[(\mathbf{L}_{p/c}\boldsymbol{\Omega}_{C}) \times (\boldsymbol{\Omega}_{p/c} \times \boldsymbol{l}_{P})\right] - \boldsymbol{I}_{\Omega_{c}\Omega_{c}} - \boldsymbol{I}_{\Omega_{c}\Omega_{p/c}} \end{aligned}$$
(3.13)

Poszczególne macierze są określone następująco:

$$\mathbf{I}_{V'} = m_p \begin{bmatrix} -(L_{p/c})_{21}l_P & -(L_{p/c})_{22}l_P & -(L_{p/c})_{23}l_P \\ (L_{p/c})_{11}l_P & (L_{p/c})_{12}l_P & (L_{p/c})_{13}l_P \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(3.14)  
$$\mathbf{I}_{C\varepsilon} = m_p \begin{bmatrix} (I_{C\varepsilon})_{11} & (I_{C\varepsilon})_{12} & (L_{p/c})_{13}l_P^2 \\ (I_{C\varepsilon})_{21} & (I_{C\varepsilon})_{22} & (L_{p/c})_{23}l_P^2 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(3.15)

gdzie

$$(I_{C\varepsilon})_{11} = [(L_{p/c})_{11}(L_{p/c})_{33} - (L_{p/c})_{13}(L_{p/c})_{31}]l_C l_P + (L_{p/c})_{11}l_P^2$$
  

$$(I_{C\varepsilon})_{12} = [(L_{p/c})_{12}(L_{p/c})_{33} - (L_{p/c})_{13}(L_{p/c})_{32}]l_C l_P + (L_{p/c})_{12}l_P^2$$
  

$$(I_{C\varepsilon})_{21} = [(L_{p/c})_{21}(L_{p/c})_{33} - (L_{p/c})_{31}(L_{p/c})_{23}]l_C l_P + (L_{p/c})_{21}l_P^2$$
  

$$(I_{C\varepsilon})_{22} = [(L_{p/c})_{22}(L_{p/c})_{33} - (L_{p/c})_{23}(L_{p/c})_{32}]l_C l_P + (L_{p/c})_{22}l_P^2$$

$$\mathbf{I}_{P\varepsilon} = \begin{bmatrix} I_{Py} + I_{Pz} & -I_{Pxy} & -I_{Pxz} \\ -I_{Pxy} & I_{Px} + I_{Pz} & -I_{Pyz} \\ -I_{Pxz} & -I_{Pyz} & I_{Px} + I_{Py} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{I}_{P\varepsilon}^{*} = \mathbf{I}_{P\varepsilon} \mathbf{L}_{p/c} \qquad (3.16)$$
$$\mathbf{I}_{lp} = \begin{bmatrix} m_{p}l_{p}^{2} & 0 & 0 \\ 0 & m_{p}l_{p}^{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad (3.17)$$

Ostatnie dwa wektory w (3.13) są funkcjami prędkości kątowych  ${\cal Q}_C$ i ${\cal Q}_{p/c}$ oraz momentów bezwładności ładunku

$$I_{\Omega_{c}\Omega_{c}} = \oint \{ \boldsymbol{r}_{P} \times [\boldsymbol{\Omega}_{C} \times (\boldsymbol{\Omega}_{C} \times \boldsymbol{r}_{P})] \} dm_{p}$$
  
$$I_{\Omega_{c}\Omega_{p/c}} = \oint \{ \boldsymbol{r}_{P} \times [\boldsymbol{\Omega}_{C} \times (\boldsymbol{\Omega}_{p/c} \times \boldsymbol{r}_{P})] \} dm_{p}$$
(3.18)

## 3.6. Równania ruchu układu czasza-ładunek

Równania ruchu postępowego układu czasza-ładunek (3.6), równania ruchu obrotowego czaszy (3.10) oraz równania ruchu obrotowego ładunku (3.13) uzupełnia się:

— związkami kinematycznymi dotyczącymi obrotów czaszy

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi}_C \\ \dot{\Theta}_C \\ \dot{\Psi}_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi_C \operatorname{tg} \Theta_C & \cos \Phi_C \operatorname{tg} \Theta_C \\ 0 & \cos \Phi_C & -\sin \Phi_C \\ 0 & \sin \Phi_C \sec \Theta_C & \cos \Phi_C \sec \Theta_C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_C \\ q_C \\ r_C \end{bmatrix}$$
(3.19)

— związkami kinematycznymi dotyczącymi obrotów ładunku względem czaszy

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi}_{c/p} \\ \dot{\Theta}_{c/p} \\ \dot{\Psi}_{c/p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi_{c/p} \operatorname{tg} \Theta_{c/p} & \cos \Phi_{c/p} \operatorname{tg} \Theta_{c/p} \\ 0 & \cos \Phi_{c/p} & -\sin \Phi_{c/p} \\ 0 & \sin \Phi_{c/p} \sec \Theta_{c/p} & \cos \Phi_{c/p} \sec \Theta_{c/p} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_{p/c} \\ q_{p/c} \\ r_{p/c} \end{bmatrix}$$
(3.20)

— związkami kinematycznymi dotyczącymi ruchu postępowego czaszy

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{Cg} \\ \dot{y}_{Cg} \\ \dot{z}_{Cg} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{g/c} \begin{bmatrix} u_C \\ v_C \\ w_C \end{bmatrix}$$
(3.21)

Równania (3.6), (3.10), (3.13), (3.19)-(3.21) stanowią układ osiemnastu równań różniczkowych zwyczajnych opisujących ruch przestrzenny paralotni składającej się z czaszy i podwieszonego pod nią ładunku. Można je przedstawić w postaci

$$\mathbf{A}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{B}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u} \tag{3.22})$$

gdzie  $\boldsymbol{x} = [u_C, v_C, w_C, p_C, q_C, r_C, p_{p/c}, q_{p/c}, r_{p/c}, \boldsymbol{\Phi}_c, \boldsymbol{\Theta}_c, \boldsymbol{\Psi}_c, \boldsymbol{\Phi}_{c/p}, \boldsymbol{\Theta}_{c/p}, \boldsymbol{\Psi}_{c/p}, x_{C_g}, y_{C_g}, z_{C_g}]^{\mathrm{T}}$  – wektor parametrów lotu,  $\boldsymbol{u}$  – wektor sterowania.

### 4. Określenie sił i momentów sił

#### 4.1. Określenie sił

Ponieważ równanie (3.6) zapisane jest w układzie związanym z czaszą  $Cx_cy_cz_c$ , to wszystkie występujące tam siły należy wyznaczyć w tym układzie. Siła ciężkości w równaniu (3.6) reprezentowana jest przez wektor g. Ma on w układzie ziemskim  $Ox_gy_gz_g$  jedną składową. Natomiast obliczenie jej składowych w układzie  $Cx_cy_cz_c$  wymaga wykorzystania macierzy transformacji  $\mathbf{L}_{c/g}$ , co widoczne jest w równaniu.

Siły aerodynamiczne czaszy obliczone w układzie osi przepływu czaszy  $Cx_ay_az_a$  muszą być transformowane do układu związanego z czaszą  $Cx_cy_cz_c$  z wykorzystaniem macierzy transformacji  $\mathbf{L}_{c/a}$ 

$$\boldsymbol{F}_{c\_a} = \begin{bmatrix} F_{c\_x_c} \\ F_{c\_y_c} \\ F_{c\_z_c} \end{bmatrix}_{Cx_cy_cz_c} = \mathbf{L}_{c/a} \left\{ \begin{bmatrix} -C_{c\_xa} \frac{\rho V_c^2}{2} S_c \\ C_{c\_ya} \frac{\rho V_c^2}{2} S_c \\ -C_{c\_za} \frac{\rho V_c^2}{2} S_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -P_{l\_xa} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}_{Cx_ay_az_a} \right\} \quad (4.1)$$

gdzie:  $\rho$  – gęstość powietrza,  $C_{c\_xa}$ ,  $C_{c\_ya}$ ,  $C_{c\_za}$ , są współczynnikami aerodynamicznymi,  $S_c$  – pole powierzchni czaszy,  $P_{l\_xa}$  jest siłą oporu lin.

Obliczenie składowych siły aerodynamicznej ładunku wymaga znajomości współczynników sił określonych w układzie związanym z przepływem  $Px_ay_az_a$ , i transformacji sił do układu związanego z ładunkiem  $Px_py_pz_p$  z wykorzystaniem macierzy transformacji  $\mathbf{L}_{p/a}$  i  $\mathbf{L}_{c/p}$ 

$$\boldsymbol{F}_{p\_a} = \begin{bmatrix} F_{p\_x_c} \\ F_{p\_y_c} \\ F_{p\_z_c} \end{bmatrix}_{Cx_c y_c z_c} = \mathbf{L}_{c/p} \cdot \mathbf{L}_{p/a} \begin{bmatrix} -C_{p\_xa} \frac{\rho V_p^2}{2} S_p \\ C_{p\_ya} \frac{\rho V_p^2}{2} S_p \\ -C_{p\_za} \frac{\rho V_p^2}{2} S_p \end{bmatrix}$$
(4.2)

W celu określenia *sił reakcji w linach* sporządzono schemat pokazanym na rysunku 5, gdzie wyróżniono jedną z lin połączonych z punktem  $M_l$ . Poniższy opis dotyczy wszystkich lin łączących ładunek z czaszą, jednak aby zachować przejrzystość opisu pominięto w nim indeksację dotyczącą numeru liny połączeniowej. Jedynie we wzorach końcowych indeksacja została użyta. Założono, że połączenia pomiędzy ładunkiem i punktami  $M_l$  i  $M_p$  są sztywne, natomiast liny łączące czaszę z punktami  $M_l$  i  $M_p$  są sprężyste.



Rys. 5. Schemat do określania sił w linach

Wektory  $\mathbf{R}_C$  i  $\mathbf{R}_M$  określają położenie środka masy czaszy i punktu M w układzie inercjalnym. Wektor  $\boldsymbol{\rho}_C$  określa położenie punktu mocowania liny do czaszy względem jej środka masy. Wektor  $\boldsymbol{\rho}_{Ml}$  określa położenie punktu

mocowania liny (punkt  $M_l$ ) do ładunku względem punktu M. Wektor  $\rho$  związany jest z liną. Znając ten wektor, można określić siłę w linie.

Z rysunku wynika, że wektor  $\rho$  pokrywający się z liną jest równy

$$\boldsymbol{\rho} = \boldsymbol{R}_M + \boldsymbol{\rho}_{M_l} - \boldsymbol{R}_C - \boldsymbol{\rho}_C \tag{4.3}$$

Jego zmiana w czasie dt jest równa

$$\frac{d\boldsymbol{\rho}}{dt} = \frac{d\boldsymbol{R}_M}{dt} + \frac{d\boldsymbol{\rho}_{M_l}}{dt} - \frac{d\boldsymbol{R}_C}{dt} - \frac{d\boldsymbol{\rho}_C}{dt}$$
(4.4)

co można zapisać, uwzględniając odpowiednie prędkości liniowe i kątowe

$$\frac{d\boldsymbol{\rho}}{dt} = \boldsymbol{\Omega}_C \times (\boldsymbol{l}_C - \boldsymbol{\rho}_C) + (\boldsymbol{\Omega}_C + \mathbf{L}_{c/p} \boldsymbol{\Omega}_{p/c}) \times (\mathbf{L}_{c/p} \boldsymbol{\rho}_{M_l})$$
(4.5)

W wyrażeniu tym występują macierze transformacji, ponieważ wszystkie wektory muszą być określone w tym samym układzie współrzędnych – układzie  $Cx_cy_cz_c$ .

W dowolnej chwili czasu t wektor  $\rho$  jest równy

$$\boldsymbol{\rho}(t) = \boldsymbol{\rho}_0 + \int_0^t d\boldsymbol{\rho} =$$

$$= \boldsymbol{\rho}_0 + \int_0^t [\boldsymbol{\Omega}_C \times (\boldsymbol{l}_C - \boldsymbol{\rho}_C) + (\boldsymbol{\Omega}_C + \mathbf{L}_{c/p} \boldsymbol{\Omega}_{p/c}) \times (\mathbf{L}_{c/p} \boldsymbol{\rho}_{M_l})] d\tau$$
(4.6)

Wielkość siły związana z jej sprężystością w linie zależy od jej współczynnika sprężystości k = ES (E – moduł Younga, S – pole przekroju liny) oraz od wielkości względnego naciągu równego różnicy długości liny naciągniętej i odciążonej $|\boldsymbol{\rho}| - |\boldsymbol{\rho}_0|$  odniesionej do długości liny odciążonej. Natomiast zwrot i kierunek siły można ustalić w oparciu o wersor utworzony z wykorzystaniem wektora  $\boldsymbol{\rho}$ . Jednocześnie w linie występuje tłumienie proporcjonalne do prędkości zmiany jej długości. Ostatecznie siła w linie jest równa

$$\boldsymbol{F}_{k} = \left(k\frac{|\boldsymbol{\rho}| - |\boldsymbol{\rho}_{0}|}{|\boldsymbol{\rho}_{0}|} + \varsigma \frac{d|\boldsymbol{\rho}|}{dt}\right) \frac{\boldsymbol{\rho}}{|\boldsymbol{\rho}|}$$
(4.7)

gdzie  $\varsigma$  – współczynnik tłumienia.

Tak wyznaczona siła pozwala obliczyć wypadkowe siły reakcji  $F_{c_R}$  i  $F_{p_R}$  od lin połączeniowych

$$\boldsymbol{F}_{c\_R} = \sum_{i} \boldsymbol{F}_{k\_i} \qquad \boldsymbol{F}_{p\_R} = -\sum_{i} \boldsymbol{F}_{k\_i} \qquad (4.8)$$

i – numer liny.

### 4.2. Określenie momentów sił

Momenty aerodynamiczne działające na czaszę są to momenty określane w sposób analogiczny, jak dla skrzydła przy uwzględnieniu dodatkowego składnika wynikającego z przyjęcia, że siły aerodynamiczne lin  $P_{l\_xa}$  wchodzą w skład całkowitych sił aerodynamicznych czaszy. Zakładając, że:

- siły aerodynamiczne samej czaszy przyłożone są w jej ognisku aerodynamicznym,
- istotną siłą aerodynamiczną lin jest jedynie ich opór, który przyłożony jest w połowie ich długości,

można określić składowe w układzie  $Cx_cy_cz_c$ momentu aerodynamicznego działającego na czaszę

$$\boldsymbol{M}_{c\_a} = \begin{bmatrix} L_c \\ M_c \\ N_c \end{bmatrix}_{Cx_c y_c z_c} = \begin{bmatrix} C_{c\_l} \frac{\rho V_c^2}{2} S_c b_c \\ C_{c\_m} \frac{\rho V_c^2}{2} S_c c_c a \\ C_{c\_n} \frac{\rho V_c^2}{2} S_c b_c \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{l_c \cos \alpha_c}{2} P_{l\_xa} \\ 0 \end{bmatrix}$$
(4.9)

gdzie:  $C_{c\_l}, C_{c\_m}, C_{c\_n}$  są współczynnikami aerodynamicznymi,  $b_c$  – rozpiętość czaszy,  $c_{ca}$  – cięciwa czaszy,  $l_c$  – długość liny.



Rys. 6. Schemat do obliczania siły oporu lin

Momenty aerodynamiczne działające na ładunek określone są w układzie  $Px_py_pz_p$  zależnościami

$$\boldsymbol{M}_{p\_a} = \begin{bmatrix} L_p \\ M_p \\ N_p \end{bmatrix}_{Px_p y_p z_p} = \begin{bmatrix} C_{p\_l} \frac{\rho V_p^2}{2} S_p b_p \\ C_{p\_m} \frac{\rho V_p^2}{2} S_p c_{pa} \\ C_{p\_n} \frac{\rho V_p^2}{2} S_p b_p \end{bmatrix}$$
(4.10)

gdzie:  $C_{p,l}, C_{p,m}, C_{p,n}$  są współczynnikami aerodynamicznymi,  $b_p$  – rozpiętość ładunku,  $c_{pa}$  – cięciwa ładunku.

Momenty od sił reakcji w linach działające na czaszę i ładunek są odpowiednio równe

$$\boldsymbol{M}_{c\_R} = \sum_{i} \boldsymbol{\rho}_{C\_i} \times \boldsymbol{F}_{k\_i} \qquad \boldsymbol{M}_{p\_R} = -\sum_{i} \boldsymbol{\rho}_{M\_i} \times \boldsymbol{F}_{k\_i} \qquad (4.11)$$

# 5. Przykład obliczeniowy

Opisany powyżej model matematyczny ruchu układu czasza-ładunek wykorzystano do przeprowadzeni symulacji lotu układu, dla którego przyjęto następujące dane:

- dla czaszy: masa  $m_c = 13 \text{ kg}$ , momenty bezwładności  $I_{Cx} = 40 \text{ kg m}^2$ ,  $I_{Cy} = 10 \text{ kg m}^2$ ,  $I_{Cz} = 50 \text{ kg m}^2$ , rozpiętość czaszy  $l_c = 7 \text{ m}$ , cięciwa czaszy  $b_{ca} = 3 \text{ m}$ ;
- dla lin: długość lin  $\rho_0 = 5 \text{ m}$ , średnica liny  $r_{liny} = 2 \cdot 10^{-2} \text{ m}$ , moduł Younga liny E = 1.6 GPa;
- dla ładunku w kształcie kuli: masa  $m_p = 100 \text{ kg}$ , momenty bezwładności  $I_{Px} = 10 \text{ kg m}^2$ ,  $I_{Py} = 10 \text{ kg m}^2$ ,  $I_{Pz} = 10 \text{ kg m}^2$ ; położenie środka masy  $l_P = 0.5 \text{ m}$ , współczynnik siły oporu  $C_{p\_xa} = 0.4$ .

Obliczenia przeprowadzono, zakładając, że czasza wykonuje ustalone opadanie lotem szybowym pod kątem 19°. Dla takiego kąta szybowania obliczono prędkość lotu równą 15,6 m/s. Określono też kąt pochylenia ładunku względem czaszy  $\Theta_{p/c} = 17.6^{\circ}$ .

W celu oceny stateczności dynamicznej układu szybowanie czaszy zaburzono impulsowym podmuchem wiatru o prędkości 1 m/s wzdłuż osi podłużnej, a następnie wzdłuż osi bocznej. Na rysunkach 7-15 przedstawiono przebieg wybranych parametrów lotu, gdzie zaznaczono "zp" – zaburzenie podłużne, "zb" – zaburzenie boczne. Zaburzenie polegało na impulsowej zaburzeniu początkowej prędkości lotu o 1 m/s dla przypadku "zp" wzdłuż osi  $Cx_c$ , zaś dla przypadku "zb" wzdłuż osi  $Cy_c$ .

Widać, że wszystkie ruchy są tłumione – układ jest stateczny dynamicznie. Są one superpozycją tłumionych ruchów oscylacyjnych. Jak wynika z rysunków 7-10, tłumienie ruchów czaszy jest silne – już po około 20 sekundach zaburzenia ruchu czaszy zanikają. Przyczyną są tłumiące siły i momenty aerodynamiczne działające na czaszę. Na przebiegu prędkości  $V_c$  i kąta pochylenia  $\Theta_c$  widać wpływ wahającego się ładunku w postaci nałożenia drgań o małym okresie



Rys. 10. Kąt odchylenia czaszy $\varPsi_c$ 



Rys. 14. Rzut pionowy trajektorii na płaszczyznę  ${\cal O} x_g z_g$ 



Rys. 15. Rzut poziomy trajektorii na płaszczyznę  $Ox_g y_g$ 

na długookresowe wahania czaszy. Okres wahań wynosi około 7,5 sekund dla kąta pochylenia  $\Theta_c$ , oraz około 18 sekund dla kąta przechylenia  $\Phi_c$ . Również podwieszony ładunek wykonuje tłumione oscylacje, co pokazano na rysunkach 11-13. W tym przypadku tłumienie jest słabsze, co wynika z słabszych sił aerodynamicznych działających na ładunek. Dotyczy to w szczególności kąta pochylenia ładunku względem czaszy $\Theta_{c/p}$ – ładunek zachowuje się, jak wahadło wykonujące wahania wokół osi  $M_p$ - $M_l$  (rys. 1). Natomiast wahania dotyczące kątów  $\Phi_{c/p}$  i  $\Psi_{c/p}$  powodują powstanie sił w linach łączących ładunek z czaszą lotni. Wywołana tymi siłami zmiana położenia czaszy prowadzi do powstania sił aerodynamicznych, które z czaszy (poprzez liny) przenoszone są na ładunek w postaci momentów tłumiących przechylanie i odchylanie ładunku. Okres wahań ładunku zależy od rozpatrywanego parametru i wynosi: dla kąta  $\Theta_{c/p}$  około 1,8 s, dla kąta  $\Theta_{c/p}$  około 1,7 s, dla kąta  $\Phi_{c/p}$  około 16,2 s. Rysunki 14 i 15 pokazują tor lotu czaszy. Widać, że czasza wykonuje szybowanie po opadającej trajektorii. Jeżeli na układ zadziałało zaburzenie w ruchu bocznym, to jego efektem jest trwała zmiana kierunku lotu (rys. 15). Jest ona powiązana ze zmianą kąta odchylenia czaszy  $\Psi_c$ , co pokazano na rysunku 10.



Rys. 16. Kąt natarcia czaszy  $\alpha_c$  – wpływ zmiany masy  $m_p$


Rys. 17. Kąt pochylenia czaszy  $\Theta_c$  – wpływ zmiany masy  $m_p$ 



Rys. 18. Kąt pochylenia ładunku  $\Theta_{c/p}$  – wpływ zmiany masy  $m_p$ 



Rys. 19. Zmiana długości lin

Opracowany model oraz oparte na nim oprogramowanie pozwala też na ocenę wpływu parametrów geometryczno-masowych paralotni na jej dynamikę. Na rysunkach 16-18 przykładowo pokazano, jak zmieniają się: kąt natarcia czaszy, kąt pochylenia czaszy i kąt pochylenia ładunku względem czaszy przy zmianie masy ładunku  $m_p$ . Lot był zaburzony impulsowym podmuchem poziomym 1 m/s zgodnie z wcześniejszym opisem. Z rysunków wynika, że większa masa ładunku zmniejsza amplitudę wahań parametrów – paralotnia jest mniej czuła na zaburzenie. Obliczenia pozwalają też określić odkształcenia lin i przyrost sił w linach. Przykład takich wyników pokazano na rysunku 19.

# Bibliografia

- 1. CHAMBERS J.R., 2007, Longitudinal Dynamic Modeling and Control of Powered Parachute Aircraft, MSc Dissertation, Rochester Institute of Technology
- 2. DOBROKHODOV V., YAKIMENKO O., JUNGE CH., 2003, Six-degree-of-freedom model of a controlled circular parachute, *Journal of Aircraft*, 40, 3
- DOHERR K.-F., SCHILLING H., 1993, Nine-degree-of-freedom simulation of rotating parachute systems, *Journal of Aircraft*, 29, 5
- 4. GAMBLE J., 1998, A Mathematical Model for Calculating the Flight Dynamics of a General Parachute-Payload System, NASA Technical Note, NASA TN D-4859
- 5. HOERNER S.F., BORST H.V., 1975, *Fluid Dynamic Lift*, Brick Town, New York
- 6. HUR G-B., 2005, Identification of Powered Parafoil-Vehicle Dynamics from Modelling and Flight Test Data, PhD Dissertation, Texas University
- IBRAHIM S.K., ENGDAHI R.A., 1974, Parachute Dynamics and Stability Analysis, NASA CR-12C326
- IOSILEVSKII G., 1995, Center of gravity and minimal lift coefficient limits of a gliding parachute, *Journal of Aircraft*, 29, 6
- JANN T., 2003, Aerodynamic coefficients for a parafoil wing with arc anhedral

   theoretical and experimental results, 17th AIAA Aerodynamic Decelerator
   Systems Technology Conference, Monterey, AIAA-2003-2106
- JANN T., 2006, Validation of a Gliding Parachute Simulation Model through System Identification, NATO RTO-MP-AVT-133
- 11. KOWALECZKO G., 2014, Apparent masses and inertia moments of the parafoil, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 52, 3
- 12. LINGARD J.S., 1995, RAM-AIR parachute design, 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Clearwater Beach
- LUDWIG R., 1966, Stability Research on Parachutes Using Digital and Analog Computers, NASA TT F-10, 391
- MORTALONI P.A., YAKIMIENKO O.A., DOBROKHODOV V.N., HOVARD R.M., 2003, On the development of a six-degree-of-freedom model of a low-aspect-ratio parafoil delivery system, AIAA-2003-2105, 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Monterey
- OCHI Y., WATANABE M., 2011, Modeling and simulation of the dynamics of a powered paraglider, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 225, DOI: 10.1177/09544100JA-ERO888

- 16. OSTOSŁAWSKI I.W., 1957, Aerodinamika samoleta, Oborongiz, Moskwa
- 17. POPE A., 1951, Basic Wing and Airfoil Theory, Mc Graw-Hill, New York
- 18. RADEMACHER B.J., 2009, In-Flight Trajectory Planing and Guidance for Autonomus Parafoils, PhD Dissertation, Iowa State University
- 19. SCHOENENBERGER M., QUENN E.M., CRUZ J.R., 2005, Parachute aerodynamics from video data, 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Munich
- 20. SHPUND Z., LEVIN D., 1994, Static and dynamic coefficient of a cross-type parachute, *Journal of Aircraft*, **31**, 1
- 21. SLEGERS N., 2003, On the use of rigging angle and canopy tilt for control of a parafoil and payload system, AIAA Paper 2003-5609, AIAA Atmospheric Flight Mechanics, Austin
- 22. TOGLIA CH., VENDITTELLI M., Modeling and Motion Analysis of Autonomous Paragliders, Technical Report, Universita di Roma, http://www.dis.uniroma1.it/~labrob/pub/papers/TRDIS510\_ParaMod.pdf
- 23. TOOHEY D., 2005, Development of a Small Parafoil Vehicle for Precision, Massachusetts Institute Of Technology
- 24. TWEDDLE B., 2006, Simulation and Control of Guided Ram Air Parafoils, University of Waterloo, Canada
- 25. WHITE F.M., WOLF D.F., 1968, A theory of three-dimensional parachute dynamics stability, *Journal of Aircraft*, 5, 1
- 26. YAKIMIENKO O., 2005, On the development of a scalable 8-dof model for a generic parafoil-payload delivery system, 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005-1665

#### Dynamics of paraglider motion

#### Abstract

This paper presents results of analysis of dynamics of a paraglider motion. The analysis is done by applying mathematical description of spatial motion of the parafoilpayload system. The components of the system are connected by suspension lines. Aerodynamic forces and moments are determined using formulas dedicated to parafoils. Apparent masses of the air are included in the simulation model. Exemplary results showing dynamic properties of the system are presented.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVI 2014

# WPŁYW WYBRANYCH PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH NA DYNAMICZNE WŁAŚCIWOŚCI WIELOWIRNIKOWCA

GRZEGORZ KOWALECZKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oraz Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych e-mail: g.kowaleczko@chello.pl

MACIEJ KULIŃSKI Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

> W pracy przedstawiono wyniki analizy dynamiki ruchu śmigłowca czterowirnikowego oparte na określeniu pierwiastków równania charakterystycznego otrzymanego w wyniku linearyzacji równań ruchu. Opis matematyczny problemu bazuje na równaniach ruchu przestrzennego. Siły i momenty aerodynamiczne wirników obliczono, wykorzystując metody opracowane dla wirników nośnych śmigłowców oraz śmigieł.

# Oznaczenia

Dane geometryczne

- $\varPhi, \varTheta, \varPsi$  kąty przestrzennego położenia quadrotora (przechylenia, pochylenia, odchylenia),
- $x_q, y_q, z_q$  współrzędne quadrotora w układzie inercjalnym (ziemskim),
- h odległość w pionie płaszczyzny śmigieł od środka masy,
- l odległość w poziomie śmigieł od osi środka masy,
- $r_{aer}$  położenie punktu przełożenia siły aerodynamicznej względem środka masy,
- A,B-kąt natarcia i kąt ślizgu śmigła,
- $\alpha_q, \beta_q$  kąt natarcia i kąt ślizgu quadrotora.

# Dane masowe

- $I_x, I_y, I_z$  momenty bezwładności quadrotora,
- J moment bezwładności śmigła (taki sam dla wszystkich śmigieł),
- $m-{\rm masa}$ quadrotora.

Siły i momenty

- $F_x, F_y, F_z$  składowe siły wypadkowej działającej na quadrotora,
- L, M, N moment przechylający, moment pochylający, moment odchylający,
- $P_{xa}, P_{ya}, P_{za}$  siły aerodynamiczne (oporu, boczna, nośna) korpusu quadrotora,
- $T_x, Ty, T_z$  składowe ciągu śmigła.

Dane kinematyczne

- u,v,w– składowe prędkości liniowej $\boldsymbol{V}$ w układzie związanym z quadrotorem,
- p,q,r– składowe prędkości kątowej $\boldsymbol{\varOmega}$ quadrotora (przechylanie, pochylanie, odchylanie).

Układy współrzędnych

- Oxyz– układ związany z quadrotorem o początku w środku masy, ośOxskierowana w kierunku przedniego śmigła, ośOy w kierunku prawego, ośOz do dołu,
- $Ox_a y_a z_a$  układ związany z przepływem o początku w środku masy quadrotora lub środku śmigła, oś  $Ox_a$  skierowana w kierunku wektora prędkości, oś  $Oz_a$  leży w płaszczyźnie Oxz i skierowana jest do dołu prostopadle do osi  $Ox_a$ , oś  $Oy_a$  dopełnia układ,
- $O_{sm}x_{sm}y_{sm}z_{sm}$  układ związany ze śmigłem o początku w jego środku, osie układu są równoległe do osi układu Oxyz.

# Indeksy

aer– aerodynamiczny, gir– giroskopowy, i– numer śmigła, sm– śmigła.

# 1. Wstęp

W ramach prac dotyczących bezzałogowych obiektów latających w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych zaprojektowano i wykonywano śmigłowiec czterowirnikowy – quadrotor *Koliber*. Jego podstawowe parametry to: masa startowa do 5 kg, zakres prędkości lotu 0-15 m/s, wysokość lotu do 600 m, zasięg do 3 km, długotrwałość lotu ok. 20 min. Wielowirnikowiec sterowany jest automatyczne według zaprogramowanej trasy i profilu lotu z możliwością wprowadzania zmian w trakcie lotu. Ma też możliwość lądowania awaryjnego na spadochronie. W celu przeprowadzenia analizy wpływu parametrów konstrukcyjnych na dynamikę ruchu obiektu opracowano trzy różne prototypy różniące się długością ramion. Dodatkowo uwzględniono możliwość sześciu różnych położeń płaszczyzny śmigieł względem środka ciężkości oraz możliwość zmian masy quadrotora. W sumie zaplanowano badania 54 różnych konfiguracji.

Równolegle prowadzono badania teoretyczne, które miały wskazać na potencjalne zagrożenia wynikające z niestateczności wielowirnikowca. W zwiazku z tym opracowano model symulacyjny [8], [9]. Analiza literatury pokazała, że modele opisujące ruch małych śmigłowców wielowirnikowych są z reguły uproszczone i pomijają, lub jedynie w bardzo uproszczony sposób uwzględniają, złożona aerodynamikę śmigieł będących odpowiednikiem wirników nośnych [1], [3]-[6], [10]. Dotyczy to m.in. śmigłowca czterowirnikowego – quadrotora. W pracy [8] przedstawiono opracowany w ITWL model matematyczny ruchu takiego obiektu. Uwzględniono w nim, wynikające z teorii impulsowej wirnika nośnego oraz z teorii elementu łopaty, zależności pozwalające obliczyć siły i momenty aerodynamiczne generowane przez śmigła [2], [7], [11]. Model ruchu stanowi układ dwunastu równań różniczkowych. W pracy [9] pokazano przebiegi parametrów ustalonego lotu poziomego oraz przykładowe przebiegi parametrów ruchu podłużnego po zaburzeniu warunków równowagi. Poniżej omówiony zostanie sposób analizy dynamiki bazujący na linearyzacji równań ruchu, ich rozdzieleniu na równania opisujące ruch podłużny i ruch boczny oraz na analizie pierwiastków równań charakterystycznych obu ruchów.

# 2. Ogólny model ruchu

W modelowaniu wykorzystano prostokątne, prawoskrętne układy współrzędnych zgodne z Polską Normą. Są to następujące układy współrzędnych: układ związany w wielowirnikowcem (rys. 1), układ związany z przepływem (rys. 2), układy związane ze śmigłami (rys. 3).

Macierz przejścia pomiędzy układem związanym z ziemią a układem związanym z wielowirnikowcem otrzymuje się przez kolejne obroty o kąty  $\Psi, \Theta, \Phi$ 

$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/g} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} =$			(2.	1)
$\cos \Psi \cos \Theta$	$\sin\Psi\cos\Theta$	$-\sin\Theta$	$\hat{x}_{g}$	gĺ
$\cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi$	$\sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi \! + \! \cos \Psi \cos \Phi$	$\cos\Theta\sin\Phi$	$y_{q}$	$\left  \begin{array}{c} g \end{array} \right $
$\cos\Psi\sin\Theta\cos\Phi\!+\!\sin\Psi\sin\Phi$	$\sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi$	$\cos\Theta\cos\Phi$	$ z_{g}$	, g



Rys. 1. Układ współrzędnych związany z wielowirnikowcem



Rys. 2. Układ związany z przepływem

Macierz przejścia pomiędzy układem związanym z przepływem a układem związanym z wielowirnikowcem otrzymuje się poprzez kolejne obroty o kąty $\beta_q$ i $\alpha_q$ 

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/a} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_q \cos \beta_q & -\cos \alpha_q \sin \beta_q & -\sin \alpha_q \\ \sin \beta_q & \cos \beta_q & 0 \\ \sin \alpha_q \cos \beta_q & -\sin \alpha_q \sin \beta_q & \cos \alpha_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix}$$
(2.2)

Macierz przejścia pomiędzy układem związanym z przepływem a układem związanym ze śmigłem otrzymuje się przez kolejne obroty o kątyAiB



Rys. 3. Układ współrzędnych związany ze śmigłem

$$\begin{bmatrix} x_{sm} \\ y_{sm} \\ z_{sm} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{sm/a} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos A \cos B & -\sin B & -\sin A \cos B \\ \cos A \sin B & \cos B & -\sin A \sin B \\ \sin A & 0 & \cos A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix}$$
(2.3)

Równania ruchu zapisane w układzie Oxyz mają następującą postać

$$\dot{u} = \frac{F_x}{m} + rv - qw \qquad \dot{v} = \frac{F_y}{m} + pw - ru \qquad (2.4)$$

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} + qu - pv \qquad (2.4)$$

$$\dot{p} = \frac{L_{sm} + L_{aer} + L_{gir} + (I_y - I_z)qr}{I_x}$$

$$\dot{q} = \frac{M_{sm} + M_{aer} + M_{gir} + (I_z - I_x)rp}{I_y} \qquad (2.5)$$

$$\dot{r} = \frac{N_{sm} + N_{aer} + N_{gir} + (I_x - I_y)pq}{I_z}$$

$$\dot{\Phi} = p + (r\cos\Phi + q\sin\Phi) \operatorname{tg}\Theta \qquad \dot{\Theta} = q\cos\Phi - r\sin\Phi$$

$$\dot{\Psi} = \frac{1}{\cos\Theta}(r\cos\Phi + q\sin\Phi) \qquad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix} = L_{s/g}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \qquad (2.7)$$

Równania te tworzą zamknięty układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych z dwunastoma niewiadomymi stanowiącymi wektor parametrów lotu  $\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{u}, \boldsymbol{v}, \boldsymbol{w}, \boldsymbol{p}, \boldsymbol{q}, \boldsymbol{r}, \boldsymbol{\varPhi}, \boldsymbol{\varTheta}, \boldsymbol{\varPsi}, \boldsymbol{x}_g, \boldsymbol{y}_g, \boldsymbol{z}_g]^{\mathrm{T}}.$ 

 $\dot{\Psi}$ 

# 3. Stateczność podłużna czterowirnikowca

Ruch podłużny realizowany jest w płaszczyźnie Oxz tożsamej w chwili początkowej z płaszczyzną  $Ox_g z_g$ . Jest on opisany równaniami  $(2.4)_{1,3}$ ,  $(2.5)_2$  i  $(2.6)_2$ . Przyjmując, że parametry dotyczące ruchu bocznego są równe zero, tzn.:  $v = 0, p = 0, r = 0, \Phi = 0$ , otrzymuje się uproszczoną postać układu równań

$$\dot{u} = \frac{F_x}{m}$$
  $\dot{w} = \frac{F_z}{m}$   $\dot{q} = \frac{M_{sm} + M_{aer}}{I_y}$   $\dot{\Theta} = q$  (3.1)

Siły i moment pochylający określone są formułami

$$F_x = -mg\sin\Theta - P_{xa}\cos\alpha_q + \sum_{i=1}^4 T_{xi}$$

$$F_z = mg\cos\Theta - P_{xa}\sin\alpha_q + \sum_{i=1}^4 T_{zi}$$

$$M = M_{aer} + M_{sm} = -r_{aer}P_{xa}\cos\alpha_q + l(T_{z3} - T_{z1}) + h\sum_{i=1}^4 T_{xi}$$
(3.2)

Jeżeli w chwili początkowej quadrotor wykonuje lot poziomy, to zachodzi następujący związek pomiędzy kątami

$$\alpha_q = A = \Theta \tag{3.3}$$

Przyjmując, że parametry lotu ulegają małym zaburzeniom

$$u = u_0 + \Delta u \qquad \qquad w = w_0 + \Delta w q = q_0 + \Delta q \qquad \qquad \Theta = \Theta_0 + \Delta \Theta$$
(3.4)

siły i moment można przedstawić w postaci szeregu Taylora. Jeżeli ograniczyć się tylko do części liniowej szeregu, otrzymuje się

$$F_{x} = F_{x0} + \frac{\partial F_{x}}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial F_{x}}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial F_{x}}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial F_{x}}{\partial \Theta} \Delta \Theta$$

$$F_{z} = F_{z0} + \frac{\partial F_{z}}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial F_{z}}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial F_{z}}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial F_{z}}{\partial \Theta} \Delta \Theta$$

$$M = M_{0} + \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \Theta} \Delta \Theta$$
(3.5)

Wstawiając powyższe rozwinięcia do równań (3.1), otrzymuje się

$$\dot{u}_{0} + \Delta \dot{u} = \frac{1}{m} \Big( F_{x0} + \frac{\partial F_{x}}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial F_{x}}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial F_{x}}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial F_{x}}{\partial \Theta} \Delta \Theta \Big)$$
  

$$\dot{w}_{0} + \Delta \dot{w} = \frac{1}{m} \Big( F_{z0} + \frac{\partial F_{z}}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial F_{z}}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial F_{z}}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial F_{z}}{\partial \Theta} \Delta \Theta \Big)$$
  

$$\dot{q}_{0} + \Delta \dot{q} = \frac{1}{I_{y}} \Big( M_{0} + \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \Delta w + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \Theta} \Delta \Theta \Big)$$
  

$$\dot{\Theta}_{0} + \Delta \dot{\Theta} = q_{0} + \Delta q$$
(3.6)

Jeżeli w chwili początkowej czterowirnikowiec wykonywał ustalony lot poziomy, to w tej chwili siły wypadkowe, wypadkowy moment pochylający, przyśpieszenia liniowe i kątowe oraz prędkość kątowa były równe zeru

$$F_{x0} = 0 F_{z0} = 0 M_0 = 0 (3.7)$$
  
$$\dot{u}_0 = 0 \dot{u}_0 = 0 \dot{q}_0 = 0 q_0 = 0$$

Uwzględniając to w równaniach (3.6), otrzymuje się równania dotyczące przyrostów

$$\begin{aligned} \Delta \dot{u} - F_x^u \Delta u - F_x^w \Delta w - F_x^q \Delta q - F_x^\Theta \Delta \Theta &= 0\\ \Delta \dot{w} - F_z^u \Delta u - F_z^w \Delta w - F_z^q \Delta q - F_z^\Theta \Delta \Theta &= 0\\ \Delta \dot{q} - M^u \Delta u - M^w \Delta w - M^q \Delta q - M^\Theta \Delta \Theta &= 0\\ \Delta \dot{\Theta} &= \Delta q \end{aligned}$$
(3.8)

gdzie

$$\begin{aligned} F_x^u &= \frac{1}{m} \frac{\partial F_x}{\partial u} & F_x^w = \frac{1}{m} \frac{\partial F_x}{\partial w} & F_x^q = \frac{1}{m} \frac{\partial F_x}{\partial q} & F_x^\Theta = \frac{1}{m} \frac{\partial F_x}{\partial \Theta} \\ F_z^u &= \frac{1}{m} \frac{\partial F_z}{\partial u} & F_z^w = \frac{1}{m} \frac{\partial F_z}{\partial w} & F_z^q = \frac{1}{m} \frac{\partial F_z}{\partial q} & F_z^\Theta = \frac{1}{m} \frac{\partial F_z}{\partial \Theta} \\ M^u &= \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial u} & M^w = \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial w} & M^q = \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial q} & M^\Theta = \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial \Theta} \\ \end{aligned}$$

Przyjmując, że przyrosty poszczególnych parametrów są następującymi funkcjami czasu

$$\Delta u(t) = u_* e^{\lambda t} \qquad \Delta w(t) = w_* e^{\lambda t}$$
  

$$\Delta q(t) = q_* e^{\lambda t} = \lambda \Theta_* e^{\lambda t} \qquad \Delta \Theta(t) = \Theta_* e^{\lambda t} \qquad (3.10)$$

równania różniczkowe (3.8) przekształcają się w układ algebraicznych równań liniowych

$$\begin{bmatrix} \lambda - F_x^u & -F_x^w & -\lambda F_x^q - F_x^\Theta \\ -F_z^u & \lambda - F_z^w & -\lambda F_z^q - F_z^\Theta \\ -M^u & -M^w & \lambda^2 - \lambda M^q - M^\Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_* \\ w_* \\ \Theta_* \end{bmatrix} = \mathbf{0}$$
(3.11)

Układ ten ma nietrywialnie rozwiązanie, jeżeli wyznacznik macierzy współczynników jest równy zeru

$$\begin{vmatrix} \lambda - F_x^u & -F_x^w & -\lambda F_x^q - F_x^\Theta \\ -F_z^u & \lambda - F_z^w & -\lambda F_z^q - F_z^\Theta \\ -M^u & -M^w & \lambda^2 - \lambda M^q - M^\Theta \end{vmatrix} = 0$$
(3.12)

Oliczenie powyższego wyznacznika i przyrównania go do zera daje równanie charakterystyczne dla ruchu podłużnego czterowirnikowca

$$\lambda^{4} + a_{3}\lambda^{3} + a_{2}\lambda^{2} + a_{1}\lambda + a_{0} = 0$$
(3.13)

gdzie

$$a_{3} = -F_{x}^{u} - F_{z}^{w} - M^{q}$$

$$a_{2} = -M^{\Theta} + M^{q}F_{x}^{u} - M^{u}F_{x}^{q} + M^{q}F_{z}^{w} - M^{w}F_{z}^{q} + F_{x}^{u}F_{z}^{w} - F_{x}^{w}F_{z}^{u}$$

$$a_{1} = M^{\Theta}F_{x}^{u} - M^{u}F_{x}^{\Theta} + M^{\Theta}F_{z}^{w} - M^{w}F_{z}^{\Theta} + M^{q}(F_{x}^{w}F_{z}^{u} - F_{x}^{u}F_{z}^{w}) + M^{u}(F_{x}^{q}F_{z}^{w} - F_{x}^{w}F_{z}^{q}) + M^{w}(F_{x}^{u}F_{z}^{q} - F_{x}^{q}F_{z}^{u})$$

$$a_{0} = M^{u}(F_{x}^{\Theta}F_{z}^{w} - F_{x}^{w}F_{z}^{\Theta}) + M^{w}(F_{x}^{u}F_{z}^{\Theta} - F_{x}^{\Theta}F_{z}^{u}) + M^{\Theta}(F_{x}^{w}F_{z}^{u} - F_{x}^{\omega}F_{z}^{u}) + M^{\Theta}(F_{x}^{w}F_{z}^{u} - F_{x}^{w}F_{z}^{u})$$
(3.14)

Równanie (3.13) ma cztery pierwiastki  $(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4)$ , które mogą być liczbami rzeczywistymi lub zespolonymi. Ogólna postać przebiegów parametrów lotu dotyczących ruchu podłużnego jest zatem następująca

$$\begin{aligned} \Delta u(t) &= u_{*1} e^{\lambda_1 t} + u_{*2} e^{\lambda_2 t} + u_{*3} e^{\lambda_3 t} + u_{*4} e^{\lambda_4 t} \\ \Delta w(t) &= w_{*1} e^{\lambda_1 t} + w_{*2} e^{\lambda_2 t} + w_{*3} e^{\lambda_3 t} + w_{*4} e^{\lambda_4 t} \\ \Delta q(t) &= q_{*1} e^{\lambda_1 t} + q_{*2} e^{\lambda_2 t} + q_{*3} e^{\lambda_3 t} + q_{*4} e^{\lambda_4 t} \\ \Delta \Theta(t) &= \Theta_{*1} e^{\lambda_1 t} + \Theta_{*2} e^{\lambda_2 t} + \Theta_{*3} e^{\lambda_3 t} + \Theta_{*4} e^{\lambda_4 t} \end{aligned}$$
(3.15)

# 4. Stateczność boczna czterowirnikowca

Ruch boczny opisany jest równaniami  $(2.4)_2$ ,  $(2.5)_{1,3}$ ,  $(2.6)_1$ . Analizę izolowanego ruchu bocznego prowadzi się zakładając, że parametry ruchu podłużnego  $u, w, \Theta$  pozostają niezmienne, zaś prędkość kątowa pochylania q jest równa zero

$$u = \text{const}$$
  $w = \text{const}$   $\Theta = \text{const}$   $q = 0$  (4.1)

W związku z tym równania ruchu bocznego upraszczają się do postaci

$$\dot{v} = \frac{F_y}{m} + pw - ru \qquad \dot{p} = \frac{L_{sm} + L_{aer}}{I_x}$$

$$\dot{r} = \frac{N_{sm} + N_{aer}}{I_z} \qquad \dot{\Phi} = p + r\cos\Phi \operatorname{tg}\Theta \qquad (4.2)$$

Występujące po prawej stronie siła i momenty są odpowiednio równe

$$F_{y} = mg \cos \Theta \sin \Phi - P_{xa} \sin \beta_{q} + \sum_{i=1}^{4} T_{yi}$$

$$L = L_{aer} + L_{sm} = r_{aer} P_{xa} \sin \beta_{q} + l(T_{z2} - T_{z4}) - h \sum_{i=1}^{4} T_{yi} \qquad (4.3)$$

$$N = N_{sm} = l(T_{y1} - T_{y3}) + l(T_{x4} - T_{x2}) + \sum_{i=1}^{4} M_{op i}$$

Przyjmuje się, że parametry lotu ulegają małym zaburzeniom

$$v = v_0 + \Delta v \qquad p = p_0 + \Delta p r = r_0 + \Delta r \qquad \Phi = \Phi_0 + \Delta \Phi$$
(4.4)

Ograniczając się do części liniowej, siłę i momenty można przedstawić w postaci szeregu Taylora

$$F_{y} = F_{y0} + \frac{\partial F_{y}}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial F_{y}}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial F_{y}}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial F_{y}}{\partial \Phi} \Delta \Phi$$

$$L = L_{0} + \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \Phi} \Delta \Phi$$

$$N = N_{0} + \frac{\partial N}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial N}{\partial \Phi} \Delta \Phi$$
(4.5)

Wstawiając powyższe rozwinięcia do równań (4.2), otrzymuje się

$$\dot{v}_{0} + \Delta \dot{v} = \frac{1}{m} \Big( F_{y0} + \frac{\partial F_{y}}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial F_{y}}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial F_{y}}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial F_{y}}{\partial \Phi} \Delta \Phi \Big) + \\ + (p_{0} + \Delta p)w - (r_{0} + \Delta r)u \\ \dot{p}_{0} + \Delta \dot{p} = \frac{1}{I_{x}} \Big( L_{0} + \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \Phi} \Delta \Phi \Big)$$

$$\dot{r}_{0} + \Delta \dot{r} = \frac{1}{I_{z}} \Big( N_{0} + \frac{\partial N}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \Delta r + \frac{\partial N}{\partial \Phi} \Delta \Phi \Big)$$

$$\dot{\Phi} = p + r \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta$$

$$(4.6)$$

Jeżeli w chwili początkowej czterowirnikowiec wykonywał ustalony lot poziomy, to w tej chwili siły wypadkowe, wypadkowe momenty przechylający i pochylający, przyśpieszenia liniowe i kątowe oraz prędkości kątowe były równe zeru

$$F_{y0} = 0 L_0 = 0 N_0 = 0$$
  

$$\dot{v}_0 = 0 \dot{p}_0 = 0 \dot{r}_0 = 0 (4.7)$$
  

$$v_0 = 0 \Phi_0 = 0 p_0 = 0 r_0 = 0$$

Uwzględniając to w równaniach (4.6), otrzymuje się równania dotyczące przyrostów

$$\begin{aligned} \Delta \dot{v} - F_y^v \Delta v - (F_y^p + w) \Delta p - (F_y^r - u) \Delta r - F_y^{\Phi} \Delta \Phi &= 0 \\ \Delta \dot{p} - L^v \Delta v - L^p \Delta p - L^r \Delta r - L^{\Phi} \Delta \Phi &= 0 \\ \Delta \dot{r} - N^v \Delta v - N^p \Delta p - N^r \Delta r - N^{\Phi} \Delta \Phi &= 0 \\ \Delta \dot{\Phi} &= \Delta p + \Delta r \operatorname{tg} \Theta \end{aligned}$$
(4.8)

Zastosowano tu następujące oznaczenia

$$\begin{split} F_{y}^{v} &= \frac{1}{m} \frac{\partial F_{y}}{\partial v} \qquad F_{y}^{p} = \frac{1}{m} \frac{\partial F_{y}}{\partial p} \qquad F_{y}^{r} = \frac{1}{m} \frac{\partial F_{y}}{\partial r} \qquad F_{y}^{\Phi} = \frac{1}{m} \frac{\partial F_{y}}{\partial \Phi} \\ L^{v} &= \frac{1}{I_{x}} \frac{\partial L}{\partial v} \qquad L^{p} = \frac{1}{I_{x}} \frac{\partial L}{\partial p} \qquad L^{r} = \frac{1}{I_{x}} \frac{\partial L}{\partial r} \qquad L^{\Phi} = \frac{1}{I_{x}} \frac{\partial L}{\partial \Phi} \\ N^{v} &= \frac{1}{I_{z}} \frac{\partial N}{\partial v} \qquad N^{p} = \frac{1}{I_{z}} \frac{\partial N}{\partial p} \qquad N^{r} = \frac{1}{I_{z}} \frac{\partial N}{\partial r} \qquad N^{\Phi} = \frac{1}{I_{z}} \frac{\partial N}{\partial \Phi} \\ \end{split}$$

Przyjmując, że przyrosty poszczególnych parametrów są następującymi funkcjami czasu

$$\Delta v(t) = v_* e^{\lambda t} \qquad \Delta p(t) = p_* e^{\lambda t} \Delta r(t) = r_* e^{\lambda t} \qquad \Delta \Phi(t) = \Phi_* e^{\lambda t}$$
(4.10)

równania różniczkowe (4.8) przekształcają się w układ algebraicznych równań liniowych

$$\begin{bmatrix} \lambda - F_y^v & -(F_y^p + w) & -(F_y^r - u) & -F_y^{\Phi} \\ -L^v & \lambda - L^p & -L^r & 0 \\ -N^v & -N^p & \lambda - N^r & 0 \\ 0 & -1 & -\operatorname{tg} \Theta & \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_* \\ p_* \\ r_* \\ \Phi_* \end{bmatrix} = \mathbf{0}$$
(4.11)

Obliczenie wyznacznika charakterystycznego i przyrównania go do zera daje równanie charakterystyczne dla ruchu bocznego quadrotora

$$\lambda^4 + a_3 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_1 \lambda + a_0 = 0 \tag{4.12}$$

gdzie

$$a_{3} = -F_{y}^{v} - L^{p} - N^{r}$$

$$a_{2} = uN^{v} - wL^{v} + L^{p}N^{r} + L^{r}N^{p} + L^{p}F_{y}^{v} - L^{v}F_{y}^{p} + N^{r}F_{y}^{v} - N^{v}F_{y}^{r}$$

$$a_{1} = w(L^{v}N^{r} - L^{r}N^{v}) - u(L^{v}N^{p} + L^{p}N^{v}) + L^{v}(N^{p}F_{y}^{r} + N^{r}F_{y}^{p}) + L^{p}(N^{v}F_{y}^{r} - N^{r}F_{y}^{v}) - L^{r}(N^{p}F_{y}^{v} + N^{v}F_{y}^{p}) + L^{v}F_{y}^{\Phi} + N^{v}F_{y}^{\Phi} \operatorname{tg} \Theta$$

$$a_{0} = F_{y}^{\Phi}[L^{r}N^{v} - L^{v}N^{r} - (L^{p}N^{v} + L^{v}N^{p}) \operatorname{tg} \Theta]$$
(4.13)

Formalnie równanie (4.12) jest identyczne jak równanie (3.13) dotyczące ruchu podłużnego. Ma ono zatem cztery pierwiastki  $(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4)$ , które mogą być liczbami rzeczywistymi lub zespolonymi. Ogólna postać przebiegów parametrów lotu dotyczących ruchu bocznego jest następująca

$$\begin{aligned} \Delta v(t) &= v_{*1} e^{\lambda_1 t} + v_{*2} e^{\lambda_2 t} + v_{*3} e^{\lambda_3 t} + v_{*4} e^{\lambda_4 t} \\ \Delta p(t) &= p_{*1} e^{\lambda_1 t} + p_{*2} e^{\lambda_2 t} + p_{*3} e^{\lambda_3 t} + p_{*4} e^{\lambda_4 t} \\ \Delta r(t) &= r_{*1} e^{\lambda_1 t} + r_{*2} e^{\lambda_2 t} + r_{*3} e^{\lambda_3 t} + r_{*4} e^{\lambda_4 t} \\ \Delta \Phi(t) &= \Phi_{*1} e^{\lambda_1 t} + \Phi_{*2} e^{\lambda_2 t} + \Phi_{*3} e^{\lambda_3 t} + \Phi_{*4} e^{\lambda_4 t} \end{aligned}$$
(4.14)

# 5. Wyniki symulacji

Znajomość pierwiastków równań charakterystycznych (3.13) i (4.12) pozwala ocenić stateczność dynamiczną czterowirnikowca w ruchu podłużnym i bocznym. Jeżeli którykolwiek z pierwiastków będzie rzeczywisty i dodatni, to pojawi się niestateczność aperiodyczna. Jeżeli natomiast którykolwiek z pierwiastków zespolonych będzie miał dodatnią część rzeczywistą, to obserwowana będzie niestateczność oscylacyjna. Zatem, aby ocenić stateczność dynamiczną quadrotora, konieczne jest obliczenie pierwiastków  $\lambda_i$  obu równań charakterystycznych. Do tego potrzebna jest znajomość szeregu pochodnych oznaczonych wyrażeniami (3.9) i (4.9). Pochodne te dotyczą sił i momentów działających na wielowirnikowiec. Wyrażenia określające te oddziaływania przedstawione zostały w pracy [9] i nie będą tu powtarzane. Formuły dotyczące pochodnych określono z uwzględnieniem złożonych relacji dotyczących aerodynamiki śmigieł. Ze względu na ich obszerność nie zostały one przedstawione w niniejszej publikacji.

Na rysunku 4 pokazano wyniki dotyczące ruchu podłużnego. Przyjęta do obliczeń masa to 2,5 kg. Rozstaw ramion, na których zamontowano śmigła, był równy 0,3 metra. Płaszczyzna wirowania śmigieł była położona powyżej środka masy quadrotora w odległościach 0,05 m, 0,1 m i 0,15 m. Obliczenia prowadzono w zakresie prędkości 0-20 m/s. Widać, że w ruchu podłużnym, poza zawisem, mamy dwie pary pierwiastków zespolonych wzajemnie sprzężonych:  $\lambda_1$  i  $\lambda_2$  oraz  $\lambda_3$  i  $\lambda_4$ . Widoczna jest też "wędrówka" tych pierwiastków wraz ze zmiana prędkości lotu – zaznaczono to na wybranych przebiegach. Pierwiastki  $\lambda_1$  i  $\lambda_2$  mają ujemne części rzeczywiste w całym zakresie prędkości, co oznacza, że odpowiadające im oscylacje są tłumione. Natomiast pierwiastki  $\lambda_3$  i  $\lambda_4$  mają ujemne części rzeczywiste w przedziale prędkości lotu od 10 do 18 m/s. Dla prędkości spoza tego zakresu ich części rzeczywiste są dodatnie, co oznacza, że oscylacje mają narastającą amplitudę. Należy zauważyć, że dla warunków zawisu (V = 0 m/s) pierwiastki  $\lambda_1$  i  $\lambda_2$  nie są ze sobą sprzężone – mamy dwa pierwiastki rzeczywiste o różnych wartościach, co odpowiada dwu tłumionym ruchom aperiodycznym.



Rys. 4. Położenie pierwiastków charakterystycznych ruchu podłużnego – śmigła powyżej środka masy

Na rysunku 5 przedstawiono wyniki dotyczące ruchu bocznego wielowirnikowca w opisanych powyżej konfiguracjach masowo-geometrycznych. W tym przypadku widać, że spośród czterech pierwiastków jedynie dwa, tzn.  $\lambda_1$  i  $\lambda_2$ są zespolone, zaś dwa pozostałe  $\lambda_3$  i  $\lambda_4$  są pierwiastkami rzeczywistymi ujemnym. Pierwiastki zespolone mają w całym zakresie prędkości dodatnie części rzeczywiste, co odpowiada narastającym oscylacjom. Natomiast  $\lambda_3$  i  $\lambda_4$  charakteryzują dwa tłumione ruchy nieoscylacyjne.

Na rysunkach 4 i 5 widać, że globalnie, bez względu na położenie płaszczyzn śmigieł powyżej środka masy, wielowirnikowiec jest niestateczny przede wszystkim ze względu na niestateczność w ruchu bocznym. Niestateczności, zarówno w ruchu podłużnym jak i bocznym, mają charakter oscylacyjny.

Analizie poddano również konfigurację czterowirnikowca z wirnikami położonymi poniżej środka masy. Rozpatrzono trzy odległości: 0,05 m, 0,1 m



Rys. 5. Położenie pierwiastków charakterystycznych ruchu bocznego – śmigła powyżej środka masy



Rys. 6. Położenie pierwiastków charakterystycznych ruchu podłużnego – śmigła poniżej środka masy

i 0,15 m. Pozostałe dane obliczeniowe pozostały bez zmian. Wyniki symulacji pokazano na rys. 6 – dla ruchu podłużnego i na rys. 7 – dla ruchu bocznego. Na rys. 6 widać, że w tym przypadku występują dwa sprzężone pierwiastki  $\lambda_1$ i  $\lambda_2$  odpowiadające tłumionym oscylacjom oraz dwa pierwiastki rzeczywiste – jeden dodatni  $\lambda_4$ , a drugi ujemny  $\lambda_3$ , który powoduje nieokresową niestateczność w ruchu podłużnym. Podobny wynik uzyskano dla ruchu bocznego – dwa pierwiastki zespolone  $\lambda_1$  i  $\lambda_2$  opisujące tłumione oscylacje oraz dwa pierwiastki rzeczywiste: jeden dodatni  $\lambda_4$ , a drugi ujemny  $\lambda_3$ , który odpowiada za niestateczność nieokresową.



Rys. 7. Położenie pierwiastków charakterystycznych ruchu bocznego – śmigła poniżej środka masy

Podobne, do pokazanych powyżej, symulacje przeprowadzono dla innych mas czterowirnikowca oraz różnej długości ramion – od 0,3 m do 0,5 m. Wyniki tych badań zestawiono w tabelach 1 i 2.

Tabela 1. Wpływ przyrostu masy na dynamikę czterowirnikowca

Położenie śmigieł	Ruch podłużny	Ruch boczny	
Powyżej środka masy	zmniejszenia tłumienia	brak istotnych zmian	
	dla podłużnych		
	ruchów oscylacyjnych		
Poniżej środka masy	zwiększenia częstości	nieznaczne	
	oscylacji podłużnych	zmniejszenie	
	ruchów oscylacyjnych	częstości oscylacji	
	w zakresie dużych prędkości	bocznych	

Tabela 2. Wpływ zwiększenia ramion śmigieł na dynamikę czterowirnikowca

Położenie śmigieł	Ruch podłużny	Ruch boczny		
Powyżej środka masy	zmniejszenie tłumienia	wzrost tłumienia		
Poniżej środka masy	wzrost częstości oscylacji	zmniejszenie tłumienia		

# 6. Podsumowanie

Analiza otrzymanych wyników pokazuje, że w każdej przebadanej konfiguracji czterowirnikowiec jest obiektem niestatecznym. Nie udało się uzyskać konfiguracji zapewniającej stateczny dynamicznie lot. Oznacza to, że wymaga on stosowania układów automatycznie go ustateczniających. Znajomość dynamiki czterowirnikowa istotnie ułatwia "dostrojenie" układu automatycznej stabilizacji.

Inny istotny wniosek wynikający z symulacji, to stwierdzenie, że chociaż zmiana określonego parametru geometrycznego powoduje poprawę cech obiektu w jednym kanale, to jednocześnie prowadzi do pogorszenia dynamiki w innym kanale. Dlatego niemożliwe jest opracowanie uniwersalnych wskazówek dotyczących poprawy dynamiki czterowirnikowa, a w szczególności jego ustatecznienia.

#### **Bibliografia**

- BOUAD H., BOUCHOUCHA B., TADJINE M., 2007, Modelling and stabilizing control laws design based on sliding mode for an UAV type-quadrotor, *Engine*ering Letters, 15, 342-347
- 2. BRAMWELL A., 1986, *Helicopter Dynamics*, Edward Arnold Publishers Ltd., London
- 3. BRESCIANI T., 2008, Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Department of Automatic Control, Lund University
- HAMEL T., MAHONY R., LOZANO R., OSTROWSKI J., 2002, Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer, 15th Triennial World Congress, Barcelona, Spain
- KADDA MEGUENNI ZEMALACHE K., BEJI L., MAAREF H., 2007, Two inertial models of X4-flyers dynamics, motion planning and control, *Integrated Computer-Aided Engineering*, 14
- KIVRAK A., 2006, Design of Control Systems for a Quadrotor Flight Vehicle Equipped with Inertial Sensors, Master's Thesis, Mechatronics Engineering, Atılım University
- KOWALECZKO G., 1998, Nieliniowa dynamika przestrzennego ruchu śmigłowca, WAT, Warszawa
- KOWALECZKO G., KULIŃSKI M., SABAK R., NOWAKOWSKI M., 2010, Mathematical model of quadrocopter flight dynamics, *Materiały III Międzynarodowej Konferencji "Naukowe Aspekty Bezzalogowych Obiektów Latających"*, Suchedniów, 5-7 maja

- KOWALECZKO G., KULIŃSKI M., NOWAKOWSKI M., 2010, Dynamiczne cechy śmigłowca czterowirnikowego – quadrocoptera – wyniki symulacji, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XIV 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- MAHONY R., HYNES P., ROBERTS J., 2002, Design of controller allowed the intuitive control of an X4 flyer, Proc. Australian Conference of Robotics and Automation, Auckland
- 11. MIL M., 1996, Wiertolety, Maszinostrojenie, Moskwa

## Influence of selected design parameters on dynamic properties of a multirotor

#### Abstract

The paper presents results of analysis of dynamics of a quadrocopter motion. The analysis has been done using linearized equations of spatial motion. All aerodynamic forces and moments produced by rotors are determined by applying methods originally dedicated to helicopter rotors and propellers. The equations of motion is divided into two sets of longitudinal and lateral motion. Next, on the basis of characteristic equations, eigenvalues and eigenvectors are calculated. Effect of selected design parameters on these eigenvalues has been tested.

# MODELOWANIE STATECZNOŚCI DYNAMICZNEJ LEKKICH APARATÓW BEZZAŁOGOWYCH

DANIEL LICHOŃ

Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa e-mail: d\_lichon@prz.edu.pl

Rosnące znaczenie bezzałogowych aparatów latających (BAL), zarówno wśród służb wojskowych jak i cywilnych, tworzy przestrzeń do prac nad profesjonalnymi systemami projektowania samolotów tej klasy. Modelowanie stateczności dynamicznej samolotów klasy BAL, z uwagi na jej złożoność, jest często pomijane w fazie projektu wstępnego samolotu. Jednak w przypadku konstrukcji zaawansowanych, znajomość stateczności dynamicznej jest niezbędna do programowania autonomicznych systemów sterowania. Niniejsze opracowanie przedstawia narzędzie do kompleksowej analizy stateczności dynamicznej samolotów klasy BAL, tj. wyznaczania pochodnych aerodynamicznych oraz analizy zachowania się samolotu w locie – oscylacje krótkookresowe, oscylacje długookresowe, holendrowanie, ruch spiralny i ruch przechylania.

# Oznaczenia

- Oxyz układ odniesienia związany z samolotem,
- Ox'y'z' układ odniesienia związany z ziemią,
- U, V, W składowe prędkości liniowej,
- $P,Q,R-{\rm składowe}$  prędkości kątowej,
- X, Y, Z siły zewnętrzne działające na samolot,
- $L, M, N-{\rm momenty}$ zewnętrzne działające na samolot,
- $\varPhi, \varTheta, \varPsi -$ kąt przechylenia, pochylenia, odchylenia,
- \* małe zaburzenia powyższych wielkości oznaczono odpowiednio małymi literami,

 $\alpha, \beta, \varepsilon$  – kąt natarcia, kąt ślizgu, kąt odchylenia strug,

 $C_z, C_x, C_m$  – współczynnik siły nośnej, oporu, momentu pochylającego.

Sposób oznaczania pochodnych aerodynamicznych przedstawiono na poniższym przykładzie:

 $l_V$  – pochodna momentu przechylającego względem prędkości ślizgu (oznaczenie małą bądź dużą literą odnosi się do pochodnych bezwymiarowych bądź wymiarowych).

Dane samolotu:

m– masa całkowita,  $I_{x,y,z,xz,xy,zy}$ – momenty bezwładności, S– powierzchnia skrzydła,  $l_{mac}$ – średnia cięciwa aerodynamiczna,  $\Lambda_e$ – wydłużenie efektywne,  $\chi_{25}$ – 25% skos skrzydła,  $\kappa_{H,V}$ – współczynnik objętościowy usterzenia,  $a_{sam} = dC_z/d\alpha$ ,  $a_{1H,V} = dC_{zH,V}/d\alpha$ ,  $h_1$ – zapas stateczności statycznej. Index: e– stan lotu ustalonego; H,V– usterzenie poziome, pionowe.

## 1. Wstęp

Analiza stateczności dynamicznej samolotu wymaga rozwiązania równań ruchu samolotu, których postać wynika z drugiego prawa dynamiki Newtona i opisuje sześć stopni swobody samolotu. Układ równań ruchu samolotu jest nieliniowy, dlatego też jego rozwiązanie jest pracochłonne i wymaga użycia metod numerycznych. Przy rozwiązywaniu tego typu zagadnień dobre rezultaty daje wykorzystanie teorii małych zaburzeń. Zgodnie z tą teorią, w przypadku badania zachowania się samolotu, działające siły i momenty są funkcjami zaburzonych parametrów ruchu (tj. prędkości i przyspieszeń). Przyjmuje się, że w zakresie niewielkich zaburzeń funkcje te mają przebieg linowy. W wyniku takiego zabiegu otrzymuje się zlinearyzowaną postać równań ruchu samolotu podzieloną dodatkowo na równania ruchów symetrycznych oraz niesymetrycznych. W przypadku lekkich samolotów bezzałogowych ze względu na ich niewielkie wymiary oraz stosunkowo małe prędkości lotu duże znaczenie odgrywa liczba Reynoldsa, której wpływ na charakterystyki aerodynamiczne należy uwzględnić na każdym etapie obliczeń. W tym celu wykonano interpolację charakterystyk aerodynamicznych, dostosowując je do liczby Reynoldsa w każdym z badanych stanów lotu. Zachowanie się samolotu po zaburzeniu lotu ustalonego zależy od jego charakterystyk geometrycznych, aerodynamicznych i masowych oraz rodzaju zaburzonego parametru lotu. Skutkuje to ruchem oscylacyjnym krótkookresowym i długookresowym, ruchem spiralnym, przechylaniem lub holendrowaniem, gdzie dany ruch może być naturalnie tłumiony bądź nietłumiony. Niniejsza praca opisuje metodę rozwiązania równań ruchu samolotu wraz z jej implementacją numeryczną w postaci programu komputerowego przeznaczonego do analizy stateczności dynamicznej lekkich aparatów bezzałogowych (BAL).

# 2. Dynamika lotu

#### 2.1. Założenia wstępne

Samolot posiada płaszczyznę symetrii i jest traktowany jako bryła sztywna; zaburzenie parametru symetrycznego opisującego lot nie wpływa na ruchy niesymetryczne samolotu (i odwrotnie); iloczyn i kwadrat małych zaburzeń jest wielkością pomijalnie małą; ustalony stan lotu, to lot symetryczny ze stałą prędkością

#### 2.2. Równania ruchu samolotu



Rys. 1. Oznaczenia przyjęte w analizie stateczności dynamicznej

Ogólna postać równań ruchu

$$dm\frac{d^2A}{dt^2} = d\mathbf{F} - d\mathbf{R} \qquad dm\left(\mathbf{a}\frac{d^2A}{dt^2}\right) = \mathbf{a} \times (d\mathbf{F} - d\mathbf{R}) \qquad (2.1)$$

Układ równań ruchu samolotu wraz z podziałem na ruchy symetryczne (2.2) oraz niesymetryczne (2.3) otrzymuje się poprzez całkowanie (2.1) względem masy, uwzględniając założenia wstępne i zależność  $d\mathbf{a}/dt = \partial \mathbf{a}/\partial t + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{a}$  (pochodna czasowa wektora przy przejściu z nieruchomego układu odniesienia do układu swobodnego). Wektor  $\mathbf{R}$  odnosi się do sił wewnętrznych i jest zerowy po uwzględnieniu założeń wstępnych.

$$m(\dot{U} + WQ - VR) = X^{a} + X^{g} \qquad m(\dot{V} + UR - WP) = Y^{a} + Y^{g}$$
(2.2)  
$$m(\dot{W} + VP - UQ) = Z^{a} + Z^{g}$$

$$I_{x}\dot{P} - (I_{y} - I_{z})QR - I_{xz}(\dot{R} + PQ) = L$$
  

$$I_{y}\dot{Q} + (I_{y} - I_{z})RP + I_{xz}(P^{2} - R^{2}) = M$$
  

$$I_{z}\dot{R} - (I_{x} - I_{y})PQ + I_{xz}(QR - \dot{P}) = N$$
(2.3)

Przyjmując teorię małych zaburzeń, zlinearyzowana postać równań ruchów symetrycznych (2.4) i niesymetrycznych (2.5) jest następująca

$$m(\dot{u} + qW_e) = X_u u + X_w w + X_q q + X_{\dot{w}} \dot{w} - mg\vartheta \cos\Theta_e$$
  

$$m(\dot{w} - qW_e) = Z_u u + Z_w w + Z_q q + Z_{\dot{w}} \dot{w} - mg\vartheta \sin\Theta_e$$

$$I_y \dot{q} = M_u u + M_w w + M_q q + M_{\dot{w}} \dot{w}$$
(2.4)

$$m(\dot{v} - pW_e + rU_e) = Y_v v + Y_p p + Y_r r + mg\psi\sin\Theta_e + mg\varphi\cos\Theta_e$$

$$I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} = L_v v + L_v p + L_r r$$

$$I_z\dot{r} - I_{xz}\dot{p} = N_v v + N_p p + N_r r$$
(2.5)

### 2.3. Analiza stateczności dynamicznej samolotu

Sposób rozwiązania równań ruchu samolotu opracowano na podstawie [3]. Polega on na wyznaczeniu oraz interpretacji pierwiastków równania charakterystycznego dla układu równań ruchów symetrycznych (2.4) oraz niesymetrycznych (2.5)

$$\begin{vmatrix} \lambda + x_u & x_{\dot{w}} + x_w & x_q & g_1 \\ z_u & (1 + z_{\dot{w}})\lambda + z_w & z_q - 1 & g_2 \\ m_u & m_{\dot{w}}\lambda + m_w & \lambda + m_q & 0 \\ 0 & 0 & -1 & \lambda \end{vmatrix} = 0$$

$$\begin{vmatrix} \lambda + y_v & y_p & y_r + 1 & -g_1 & -g_2 \\ l_v & \lambda + l_p & e_x\lambda + l_r & 0 & 0 \\ n_v & e_z\lambda + n_p & \lambda + n_r & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & \lambda & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & \lambda \end{vmatrix} = 0$$
(2.6)

Rozwiązanie powyższych równań prowadzi do uzyskania czterech pierwiastków, które opisują poszczególne rodzaje ruchów samolotu po wystąpieniu zaburzenia:

- ruchy symetryczne: oscylacje krótkookresowe i oscylacje długookresowe,
- ruchy niesymetryczne: przechylanie, spirala, holendrowanie.

Wartość pierwiastka opisuje naturalną zdolność do tłumienia bądź pogłębiania zaburzenia (tabela 1).

$\lambda = 0$	Neutralna stabilność – zaburzenie nie jest tłumione oraz nie jest					
	pogłębiane.					
$\lambda \in \mathbb{R}_{\oplus}$	Niestateczność dynamiczna – przyrost zaburzenia, czas podwo-					
	jenia amplitudy $t_{2/1} = \ln 2/\lambda$ .					
$\lambda \in \mathbb{R}_{-}$	Stateczność dynamiczna – zmniejszanie zaburzenia, czas poło-					
	wienia amplitudy $t_{1/2} = \ln 2/\lambda$ .					
$\lambda \in \mathbb{C}$	Oscylacje.					
	Jeżeli część rzeczywista pierwiastka jest dodatnia/ujemna, wów-					
	czas oscylacje wzrastają/maleją.					
	Czas podwojenia/połowienia amplitudy $t_{1/2} = \ln 2/ \text{Re}(\lambda) $ .					
	Okres oscylacji: $T = 2\pi/ \text{Im}(\lambda) $ .					

Tabela 1. Interpretacja pierwiastków równia charakterystycznego

# 2.4. Pochodne aerodynamiczne

Określenie pochodnych aerodynamicznych jest kluczową kwestią przy analizie stateczności dynamicznej samolotu. Przedstawione zależności zaczerpnięto z [2] (dodatkowo program komputerowy pozwala na wyznaczenie pochodnych aerodynamicznych w oparciu o interpretację wg. [1]).

## 2.4.1. Pochodne symetryczne

Pochodne aerodynamiczne względem prędkości liniowej $\boldsymbol{u}$ 

$$x_{u} = -2C_{x} + T\frac{\partial C_{x}}{\partial T} \qquad z_{u} = -2C_{z} + T\frac{\partial C_{z}}{\partial T} \qquad (2.7)$$
$$m_{u} = 2C_{m} + T\frac{\partial C_{m}}{\partial T}$$

Pochodne aerodynamiczne względem prędkości liniowej $\boldsymbol{w}$ 

$$x_w = \frac{2C_z}{\pi \Lambda_e} a_{sam} + \frac{2C_{zH}}{\pi \Lambda_{eH}} a_{1H} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_H}{S}$$
  

$$z_w = a_{sam} + a_{1H} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_H}{S} \qquad m_w = -h_1 a_{sam} = \frac{dC_m}{d\alpha}$$
(2.8)

Pochodne aerodynamiczne względem prędkości kątowej $\boldsymbol{q}$ 

$$x_{q} = 1,2\kappa_{H}\sqrt{k_{qH}}C_{zHe}\left(1 - \frac{2a_{1H}}{\pi\Lambda_{eH}}\right) + \frac{l_{a} - l_{sc}}{l_{a}}C_{ze}\left(1 - \frac{2a_{sam}}{\pi\Lambda_{e}}\right)$$

$$z_{q} = -1,2\kappa_{H}(C_{xH} + a_{1H}) - \left(\frac{3}{4} - \frac{l_{obr}}{l_{a}}\right)a_{sam}$$

$$m_{q} = -\sqrt{k_{qH}}\kappa_{H}\frac{l_{H}}{l_{a}}a_{1H} - \frac{7}{48}a_{sam}$$
(2.9)

Pochodne aerodynamiczne względem przyspieszenia liniowego  $\dot{w}$ 

$$x_{\dot{w}} = -2k_{qH}\kappa_H \frac{C_{zH}}{\pi \Lambda_{eH}} a_{1H} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \qquad z_{\dot{w}} = k_{qH}a_{1H} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \kappa_H$$

$$m_{\dot{w}} = -k_{qH}\kappa_H \frac{l_H}{l_a} a_{1H} \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \qquad (2.10)$$

#### 2.4.2. Pochodne niesymetryczne

Pochodne aerodynamiczne względem prędkości ślizgu $\boldsymbol{v}$ 

$$y_{v} = -\frac{1}{S}(S_{v}a_{1v} + 0.28S_{BK}) \qquad l_{v} = -2\frac{S_{v}}{S}a_{1v}\frac{z_{v}}{b} - 2a_{sk}\Gamma$$

$$n_{v} = a_{1v}\frac{S_{v}l_{F}}{S}\frac{l_{F}}{b}$$
(2.11)

Pochodne aerodynamiczne względem prędkości kątowej przechylania p

$$y_{p} = C_{z} \left( \frac{A + \cos \chi_{25}}{A + 4 \cos \chi_{25}} \operatorname{tg} \chi_{25} + \frac{1}{A} \right) + a_{v} \frac{S_{v}}{S} \left[ -\frac{l_{v}}{b} \left( \frac{z_{v}}{l_{v}} \cos \alpha - \sin \alpha + 0, 1 \right) \right]$$
$$l_{p} = -\frac{1}{3} (a_{sk} + C_{xsk}) - 4 \frac{S_{v}}{S} a_{1v} \frac{z_{v}^{2}}{b^{2}} - \frac{1}{3} \frac{S_{H}}{S} \frac{b_{H}^{2}}{b^{2}} (a_{1H} + C_{xH})$$
$$(2.12)$$
$$n_{p} = -4 \frac{l_{v} z_{v}}{b^{2}} a_{1v} \frac{S_{v}}{S} + \frac{1}{3} C_{zsk} \left( \frac{2a_{sk}}{\pi A_{e}} - 1 \right)$$

Pochodne aerodynamiczne względem prędkości kątowej odchylania  $\boldsymbol{r}$ 

$$y_{r} = \frac{1}{2}(0.143C_{z} - 0.05) + a_{1v}\frac{S_{v}l_{v}}{S}\frac{l_{v}}{b}k_{qH}$$

$$hl_{r} = \frac{2}{3}l_{a}C_{zsk} - 4\frac{S_{v}l_{v}z_{v}}{S}a_{1v}$$

$$n_{r} = -4\frac{S_{v}}{S}\left(\frac{l_{v}}{b}\right)^{2}a_{1v} - \frac{2}{3}C_{xsk}$$
(2.13)

# 3. Implementacja numeryczna

Opracowanie dedykowanego programu komputerowego "DynamicsUAV" umożliwiło szybką analizę charakterystyk stateczności dynamicznej samolotów klasy BAL. Obsługa programu polega na wykonaniu następujących kroków: wprowadzanie danych geometrycznych samolotu  $\rightarrow$  rysowanie sylwetki samolotu (rzut z góry, czołowy i boczny)  $\rightarrow$  wprowadzenie parametrów lotu ustalonego  $\rightarrow$  wyznaczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych

samolotu (biegunowe współczynnika siły nośnej, siły oporu aerodynamicznego i momentu pochylającego) — wyznaczenie pochodnych aerodynamicznych — rozwiązanie równań ruchu w wybranym stanie lotu ustalonego (pierwiastki równania charakterystycznego, okres oscylacji, czas połowienia/podwojenia amplitudy) — analiza stateczności dynamicznej samolotu w funkcji zmian wybranego parametru lotu ustalonego (charakterystyki ruchów samolotu: oscylacji krótkookresowych, oscylacji długookresowych, holendrowania, przechylania, spirali w funkcji prędkości lotu, wysokości lotu, kąta natarcia, masy samolotu).



Rys. 2. Interface programu DynamicsUAV

# 4. Charakterystyki dynamiczne wybranego samolotu klasy BAL

#### 4.1. Stan lotu ustalonego

Wybrany stan lotu ustalonego odnosi się do własności przelotowych badanego samolotu (tabela 2).

Prędkość lotu $[m/s]$	30
Wysokość [m]	500
Kąt natarcia [deg]	5
Kąt toru lotu [deg]	0
Masa samolotu [kg]	10,5

Tabela 2. Parametry lotu ustalonego

# 4.2. Badany samolot

Samolotem poddanym badaniom jest bezzałogowy aparat latający *Demon-2* przeznaczony do zadań długotrwałej obserwacji. Samolot jest projektem Katedry Samolotów i Silników Lotniczych Politechniki Rzeszowskiej. Dane geometryczne samolotu oraz jego sylwetkę przedstawiono na rys. 2 i 3. Charakterystyki aerodynamiczne przedstawione na rys. 4-7 wyznaczono przy pomocy programu *DynamicsUAV* oraz zweryfikowano przy pomocy danych pochodzących z badań tunelowych (badania tunelowe prowadzono przy v = 30 m/s).



Rys. 3. Demon-2 UAV



Rys. 4. Biegunowa samolotu

# 4.3. Stateczność dynamiczna samolotu w wybranym stanie lotu

Wartości pochodnych aerodynamicznych oraz charakterystykę ruchów samolotu zawarto w tabelach 3 i 4.



Rys. 5. Charakterystyka momentu pochylającego



Rys. 6. Składowe momentu pochylającego



Rys. 7. Kąt wychylenia steru do równowagi

Р	ochodne aeroo	dynamiczne	Pochodne aerodynamiczne			
	symetry	czne	niesymetryczne			
	wg. Goraja	wg. Fiszdona		wg. Goraja	wg. Fiszdona	
	[2]	[1]		[2]	[1]	
$x_u$	-0,0962	-0,0962	$y_v$	-0,6083	-0,6809	
$x_w$	0,2842	0,5262	$y_p$	0,3343	0,2269	
$x_{\dot{w}}$	-0,0182	-0,0182	$y_r$	0,5029	$0,\!4835$	
$x_q$	0,0135	0,2101	$l_v$	-0,116	-0,1426	
$z_u$	-1,6036	-1,6036	$l_p$	-1,7755	-1,7833	
$z_w$	-6,4582	-5,8242	$l_r$	0,5077	$0,\!1539$	
$z_{\dot{w}}$	1,4417	1,4417	$n_v$	$0,\!4835$	1,1398	
$z_q$	-3,4489	-9,1835	$n_p$	-0,0374	-0,1634	
$m_u$	-0,2589	-0,2589	$n_r$	-0,3388	-0,3709	
$m_w$	-2,1161	-2,1161				
$m_{\dot{w}}$	-5,1437	-5,003				
$m_q$	-14,016	-16,967				

Tabela 3. Pochodne aerodynamiczne

**Tabela 4.** Charakterystyka ruchów samolotu po zaburzeniu wybranego stanu lotu ustalonego

Interpret.	Ruchy symetryczne			Ruchy niesymetryczne				
pochodnych	Oscylacje		Oscylacje		Ruch	Ruch	Holondrowania	
aerodyna-	krótkookres.		długookres.		spiralny	przechyl.	noientrowanie	
micznych	$t_{1/2}$	T	$t_{1/2}$	Т	$t_{1/2}$	$t_{1/2}$	$t_{1/2}$	Т
	0,06	0,53	46,74	7,81	-268,04	0	-0,01	$0,\!05$
Goraj [2]	$\lambda = -1$	0,1422	$\lambda = -$	0,123	$\lambda =$	$\lambda =$	$\lambda = 4$	9,0977
	$\pm 9,8$	8977 <i>i</i>	$\pm 0,6$	687i	0,0021	-123,1	$\pm 1$	00,2i
	0,05	0,57	$19,\!17$	7,41	-871,2	0	0,01	0,04
Fiszdon [1]	$\lambda = -1$	0,6949	$\lambda = -$	-0,03	$\lambda =$	$\lambda =$	$\lambda = -$	74,9812
	$\pm 9,1$	1283i	$\pm 0,7$	045i	0,0006	-174,0	$\pm 1$	45,7i

# 4.4. Stateczność dynamiczna w funkcji zmian wybranych parametrów lotu ustalonego

Wyniki obliczeń wskazują, że oscylacje długookresowe podlegają stosunkowo dużym zmianom w użytkowym zakresie parametrów lotu (rys. 8-11). Charakterystyki pozostałych rodzajów ruchów samolotu nie podlegają znacznym zmianom i są następujące:

• oscylacje krótkookresowe oraz ruch przechylania są silnie tłumione;

- ruch spiralny jest nietłumiony;
- charakterystyka holendrowania jest bliska neutralnej stabilności.



Rys. 8. Oscylacje długookresowe w funkcji kąta natarcia



Rys. 9. Oscylacje długookresowe w funkcji wysokości



Rys. 10. Oscylacje długookresowe w funkcji masy samolotu



Rys. 11. Oscylacje długookresowe w funkcji prędkości lotu

# 5. Wnioski

Analiza stateczności dynamicznej dostarcza informacji na temat zachowania się samolotu w czasie po zaburzeniu jego stanu równowagi. Stanowi to rozszerzenie typowych zagadnień procesu projektowania samolotu, do których zaliczają się podstawowe charakterystyki aerodynamiczne i stateczność statyczna. W przypadku lekkich samolotów bezzałogowych możliwość oceny i modelownia charakterystyk stateczności dynamicznej jest istotna, ponieważ:

- z uwagi na małe rozmiary i masę samolotu oraz relatywnie dużą skalę zaburzeń zewnętrznych (podmuchów atmosfery) należy zapewnić możliwość powrotu samolotu do stanu lotu ustalonego w możliwie krótkim czasie;
- znajomość charakterystyk dynamicznych (pochodnych aerodynamicznych) pozwala na właściwe programowanie autonomicznych systemów sterowania lotem samolotu;
- może wpływać na odciążenie układów sterowania układów elektronicznych, akumulatorów i serwomechanizmów;
- zakres małych liczb Reynoldsa powoduje, że w zakresie prędkości lotu samolotów klasy BAL, rzędu 12-35 m/s, charakterystyki aerodynamiczne samolotu podlegają stosunkowo dużym zmianom.

Prace nad rozwojem własnych narzędzi numerycznych oraz przeprowadzone analizy dały pogląd na zagadnienie modelowania stateczności dynamicznej. Stwierdzono m.in., że:

 należy zbudować poprawny model charakterystyk aerodynamicznych samolotu (biegunowa oraz równowaga podłużna), gdyż m.in. na ich podstawie obliczane są pochodne aerodynamiczne;

- wykorzystanie charakterystyk aerodynamicznych pochodzących z badań tunelowych modelu może posłużyć do weryfikacji modelu numerycznego aerodynamiki, natomiast nie daje informacji na temat współczynników aerodynamicznych zespołów samolotu (skrzydło, usterzenie itp.);
- różne interpretacje pochodnych aerodynamicznych dają w rezultacie zbliżone wartości poszczególnych pochodnych aerodynamicznych i zasadniczo nie mają większego wpływu na ostateczne rozwiązanie równań ruchu;
- otrzymane wyniki obliczeń, dotyczące charakterystyki poszczególnych ruchów pod wpływem działania zaburzenia, są zgodne z wiedzą zawartą w literaturze dotyczącą charakterystyk samolotu w układzie klasycznym.

Złożoność zagadnienia stateczności dynamicznej wymaga stosowania narzędzi numerycznych. Program komputerowy *DynamicsUAV* pozwala wydatnie skrócić czas analiz i umożliwia uwzględnienie zagadnienia modelowania stateczności dynamicznej w procesie projektowania samolotów.

# Bibliografia

- 1. FISZDON W., 1961, Mechanika lotu, T.1 i 2, PWN, Warszawa
- 2. GORAJ Z., 1984, Obliczenia sterowności równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym, Politechnika Warszawska, Warszawa
- 3. ESDU 1987: Introduction to aerodynamic derivatives, equations of motion and stability, Data Item No. 86021 Aerodynamics series, Vol. 9a, Engineering Sciences Data Unit, ESDU International Ltd., 27 Corsham Street, London,
- 4. JACKOWSKI J., Modeling the Flight Dynamics of a Micro Air Vehicle, University of Florida
- 5. UHLIG D.V., SELIG M.S., 2011, Stability Characteristics of Micro Air Vehicles from Experimental Measurements, AIAA Paper 2011-3659
- 6. CHOON SEONG C., 2008, Thesis. Generic UAV Modeling to Obtain its Aerodynamic and Control Derivatives, Naval Postgraduate School, Monterey
- MCCORMICK B.W., 1979, Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, Toronto
- 8. COOK M.V., 2007, *Flight Dynamics Principles*, Elsevier Aerospace Engineering Series

#### Simulation of flight dynamic stability for light unmanned aeroplanes

#### Abstract

The interest in Unmanned Air Vehicles (UAV) among both military and civil services continuously increases. For this reason, the necessity of creation advanced design systems becomes important. Considering its labour consumption, simulation of flight dynamic stability is often omitted during the preliminary airctaft design process. However in proffesional UAVs, the knowledge of aircraft dynamic stability is required to the programming of autonomous flight control systems. This paper deals with flight dynamical stability and presents tools dedicated to its complex examination, i.e. calculation of aerodynamic derivatives and analysis of aircraft behaviour – short period oscillations, longer period oscillations, the dutch roll mode, roll subsidence mode and spiral mode.

# STRUKTURA SYSTEMU UKŁADÓW POMIAROWYCH SAMOLOTU TOLERUJĄCA WYBRANE BŁĘDY ICH DZIAŁANIA

Bogusław Dołęga, Grzegorz Kopecki, Damian Kordos

Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska e-mail: dolbog@prz.edu.pl; gkopecki@prz.edu.pl; d-kordos@prz.edu.pl

> System pomiarowy zabudowywany na pokładzie samolotu powinien utrzymywać właściwości tolerowania wybranych błędów działania jego składowych. Uzyskanie tej cechy wymaga przeprowadzenia analizy bazującej między innymi na informacjach pozyskanych z różnych modeli ruchu samolotu. Na podstawie wniosków płynących z tych analiz została zaprezentowana ogólna struktura powiązań skutkująca konkretną propozycją techniczną. Poprzez ukazane ogólne powiązania uzyskano szeroki horyzont aplikacyjny propozycji, czyli możliwość wykorzystania systemu w różnych kategoriach samolotów. Zaprezentowana szczegółowa prezentacja odniesienia tych powiązań do danych charakterystycznych dla obiektu, na którym system zostaje zabudowany dokumentuje jego ostateczną użyteczność uzyskaną przy zabudowie dla konkretnego samolotu.

# 1. Wstęp

Bezpieczeństwo lotu współczesnego samolotu uzależnione jest od działania wielu układów pomiarowych należących do jego wyposażenia pokładowego. Coraz częściej tworzą one system rozproszonych modułów połączonych realizacją zadania pomiarowego – opomiarowania ruchu samolotu. Zadanie to wyodrębnia moduły będące przedmiotem naszego zainteresowania i pomimo istnienia ich wzajemnej autonomii łączy poprzez opisy tworzące rozmaite modele samolotu, który zawsze pozostaje obiektem mechanicznym. Te powiązania umożliwiają dokonanie bieżącej oceny spójności tak zdefiniowanego systemu. Odkrycie niespójności, będące podstawą detekcji niezdatności, umożliwia zainicjowanie procesu rekonfiguracji, który powinien zapewnić utrzymanie wiarygodności dostarczanych danych. Uzyskujemy w ten sposób właściwość tolerowania błędów działania wybranych elementów systemu pomiarowego. Właściwość ta uzależniona jest zarówno od poprawności procesu diagnostycznego, jak i możliwości rekonfiguracyjnych samego systemu pomiarowego, a więc ściśle powiązana jest z jego strukturą. Strukturą, która na skutek możliwych niezdatności ulega degradacji.

#### 2. Informacje niezbędne do sterowania ruchem samolotu

Realizacja lotu samolotu jest procesem sterowania, w wyniku którego współrzędne opisujące jego położenie mają zmieniać się zgodnie z założoną trajektorią. Współrzędne te, określone w układzie współrzędnych geograficznych (sferycznych), a więc długości i szerokości geograficznej, a także wysokości ( $\lambda_{GEO}, \varphi_{GEO}, h_{GEO}$ ) określają w danej chwili położenie środka ciężkości samolotu. Składowe prędkości tego punktu  $[U_E, V_E, W_E]^{\rm T}$  w kierunkach S-N, W-E oraz pionowej, można odnieść do zmian tych zmiennych według zależności [4]

$$[U_E, V_E, W_E]^{\mathrm{T}} = [(\dot{vp}_{GEO}(R_M + h_{GEO}), \dot{\lambda}_{GEO}(R_N + h_{GEO})\cos\varphi_{GEO}, -\dot{h}_{GEO}]^{\mathrm{T}}$$
(2.1)

gdzie:  $R_M$  – promień krzywizny przekroju południkowego w danym punkcie położonym na szerokości geograficznej  $\varphi_{GEO}$ ,  $R_N$  – promień krzywizny w pierwszym wertykale

$$R_M = \frac{a(1 - e^2)}{\sqrt{(1 - e^2 \sin^2 \varphi_{GEO})^3}} \qquad R_N = \frac{a}{\sqrt{(1 - e^2 \sin^2 \varphi_{GEO})^3}}$$

Równie często opis ruchu samolotu utożsamianego z ruchem jego środka ciężkości jest dokonywany w układzie współrzędnych związanym z Ziemią  $F_V$ (odniesiony do lokalnego pionu grawitacyjnego). Wówczas, można wyodrębnić kąt drogi ( $\Psi_K$  – rys. 1a)) oraz tor lotu ( $\gamma_K$  – rys. 1b), które powiązane są ze składowymi wymienionych poprzednio prędkości zależnościami

$$\Psi_k = \operatorname{arctg} \frac{V_E}{U_E} \qquad \gamma_k = \operatorname{arcsin} \frac{W_E}{|V_E|}$$
 (2.2)

Traktując samolot jako bryłę sztywną, możemy opisywać jego ruch, wprowadzając układ współrzędnych z nim związany  $\mathbf{F}_B$ , którego położenie względem układu związanego z Ziemią  $\mathbf{F}_V$  określają quasi-Eulerowskie kąty Bryanta:  $\mathbf{F}_V \to \Psi \to \Theta \to \Phi \to \mathbf{F}_B$ , zwane kątami orientacji przestrzennej. Pełny opis ruchu samolotu wymaga uwzględnienia ruchu atmosfery względem Ziemi  $\mathbf{V}_g$  (rys. 1c), przez co pojawia się układ współrzędnych  $\mathbf{F}_W$  związany z przepływem mas powietrza (wektorem prędkości samolotu  $\mathbf{V}_W$  względem powietrza  $\mathbf{V}_W = \mathbf{V}_E - \mathbf{V}_q$ ). Położenie tego układu w stosunku do


Rys. 1. Zobrazowanie: (a) kąta drogi, (b) toru lotu oraz (c) położenie wektorów  $V_W$ ,  $V_E$  i  $V_g$  względem układów  $F_V$ ,  $F_W$  i  $F_B$ 

układu związanego z samolotem  $F_B$ , określają kąty natarcia  $\alpha$  oraz ślizgu  $\beta$ ,  $F_W \rightarrow (-\beta) \rightarrow \alpha \rightarrow F_B$ , które łączą z odpowiednimi prędkościami zależności (rys. 1c)

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W_W}{U_W} = \operatorname{arctg} \frac{W_E - W_g}{U_E - U_g} \qquad \beta = \operatorname{arcsin} \frac{V_W}{|V_W|} \qquad (2.3)$$

Aby można było do każdego z układów pomiarowych dostarczających informacje do systemu sterowania samolotem przypisać odpowiednie z przywołanych układów współrzędnych, należy jeszcze wprowadzić układ współrzędnych  $\boldsymbol{F}_M$  powiązany ze składowymi wektora pola magnetycznego Ziemi występującymi w punkcie pomiaru.

Sterowanie samolotem utożsamianym z bryłą sztywną oparte jest o zmianę składowych sił i momentów oddziaływujących na nią, a przez to bezpośrednio jest skojarzone z jej przyspieszeniami liniowymi i kątowymi. Współczesne układy pomiarowe stosowane w statkach powietrznych mierzą przyspieszenia liniowe  $\boldsymbol{a} = [a_x, a_y, a_z]^{\mathrm{T}}$  oraz prędkości kątowe  $\boldsymbol{\omega} = [P, Q, R]^{\mathrm{T}}$  w układzie związanym z samolotem  $\boldsymbol{F}_B$ . Wielkości te w strukturze sterowania bezpośrednio powiązane są z odpowiednim zorientowaniem samolotu i uzyskaniem właściwych prędkości, czyli można przywołać tutaj łączące je zależności kinematyczne

$$\begin{bmatrix} \Phi \\ \Theta \\ \Psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} & \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{g_0} (\dot{U} + QW - RV) + \sin \Theta \\ \frac{1}{g_0} (\dot{V} + RU - PW) - \cos \Theta \sin \Phi \\ \frac{1}{g_0} (\dot{W} + PV - QU) + \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}$$
(2.4)

Zależności te, jak również wcześniej wymienione, łączy zachowanie rzeczywistego samolotu. Wprowadzając jego model behawioralny, który jest opisem potencjalnych zachowań statku powietrznego i jego poszczególnych komponentów z wykorzystaniem praw fizyki i zależności występujących w naturze, uzyskujemy opis ruchu samolotu ze strukturą powiązań o ewidentnie kaskadowym charakterze (rys. 2).



Rys. 2. (a) Struktura klasycznych oddziaływań występujących podczas sterowania samolotem, (b) struktura powiązań zmiennych występujących w modelu behawioralnym samolotu

Elementem łączącym poszczególne grupy zmiennych w tym modelu jest oczywiście operator całkowania (rys. 2b), a przez to pojawia się powiązany z dynamiką ich zmian wyróżnik klasyfikujący je na bardzo szybkozmienne ( $P, Q, R, a_X, a_Y, a_Z, n_{ZSC}$ ), szybkozmienne ( $\Phi, \Theta, \alpha, \beta$ ), wolnozmienne ( $V_{IAS/TAS/E}, \Psi_K, \gamma_K$ ) oraz bardzo wolnozmienne (S – przebyta droga,  $\varepsilon_Y$  – odchylenie boczne od nakazanej trajektorii,  $\varepsilon_H$  – odchylenie od zadanej wysokości). Są to właściwości, które skutkują częstotliwością prowadzenia poszczególnych pomiarów: od kilkudziesięciu Hertzów w przypadku pomiaru

255

prędkości katowych czy przyspieszeń, do pojedynczych w przypadku np. danych z systemu nawigacji satelitarnej. Sprzężenia (Ia, IIa, IIIa i IVa – rys. 2a) od poszczególnych grup pomiarów występujące w strukturze sterowania samolotem pełnią różne role, np.:  $(P, Q, R, a_X, a_Y, a_Z, n_{ZSC})$  – uzyskanie odpowiednich właściwości dynamicznych, a więc również modyfikacja właściwości pilotażowych samolotu [3,6],  $(\Phi, \Theta, \alpha, \beta)$  – zmiana orientacji przestrzennej,  $(V_{IAS/TAS/E}, \Psi_K, \gamma_K)$  – zmiana parametrów lotu czy  $(S, \varepsilon_Y, \varepsilon_H)$  – zmiana trajektorii lotu. Ich usytuowanie w strukturze odpowiada stopniowi wrażliwości systemu na zmiany pojawiające się w poszczególnych mierzonych zmiennych -od  $(P,Q,R,a_X,a_Y,a_Z,n_{ZSC})$ , które cechuje największa wrażliwość, aż po zmienne określające trajektorię lotu. Automatyzacja wprowadzona w oparciu o poszczególne wewnętrzne pętle sprzężeń wprowadza możliwość włączenia pilota na różnym poziomie działań. Od klasycznego sterowania bezpośredniego (bez lub jedynie ze sprzężeniem Ia), poprzez sterowanie pośrednie z zadawaniem zmian kątów orientacji przestrzennej ( $\Phi$  i  $\Theta$  – sprzężenie IIa), zadawania zmian trajektorii ( $\Psi_K$ ,  $\gamma_K$  czy  $V_{IAS/TAS/E}$  – sprzężenie IIIa), aż po realizację misji (zadawanie manewrów, zmiana trasy przelotu – sprzężenie IVa). Takie połączenie pomiarów z realizowanymi celami i właściwościami uzyskiwanych efektów skutkuje narzuceniem dokładności działania systemu pomiarowego w pozyskiwaniu poszczególnych zmiennych. Są to zalecenia szczególnie ważne w realizacji zadania integracji układów pomiarowych.

# 3. Modułowość zadania integracji pokładowych systemów pomiarowych

Integracja pokładowych systemów pomiarowych służy uzyskaniu informacji, które nie są obarczone wadami poszczególnych układów składowych oraz które cechuje wzrost ich parametrów metrologicznych. Ogólnie można stwierdzić dążenie do uzyskania efektu synergii, w tym również w odniesieniu do osiągnięcia właściwości tolerowania uszkodzeń elementów składowych systemu. Pomiary, o których mowa, dotyczą samolotu i warto w tym miejscu nadmienić o obserwowalności jego stanów. Ich analizę możemy przeprowadzić, stosując nawet uproszczone modele, jak np. z wykorzystaniem zlinearyzowanego modelu równań opisujących dynamikę samolotu przy założeniu braku ruchu atmosfery. Dzięki tej analizie możemy dokonać klasyfikacji elementów pomiarowych w odniesieniu do zadania estymacji innych informacji pomiarowych. Badając występowanie pełnego rzędu macierzy obserwowalności uzyskanej dla modelu stworzonego dla danych wektorów zmiennych stanu oraz wyjścia, możemy właśnie dokonać wstępnej analizy znaczenia poszczególnych pomiarów w powiązaniu ze strukturą użytego modelu. Dla przykładu, można stwierdzić pełną obserwowalność dla modelu ruchu bocznego samolotu przy wektorze stanu równym  $\boldsymbol{x}_1 = [\beta, p, r, \varphi]^T$  (gdzie:  $\beta, p, r, \varphi$  odpowiadają odpowiednio: kątowi ślizgu, przyrostom prędkości kątowej przechylenia i odchylenia oraz przyrostowi kąta przechylenia) oraz pomiarze  $y_1 = \varphi$ . Dla tego samego pomiaru lub każdej innej kombinacji dostępu do zmiennych stanu  $\boldsymbol{x}_1$  i modelu o zmiennych stanu powiększonych w stosunku do  $\boldsymbol{x}_1$  o zmianę kąta odchylenia  $\boldsymbol{x}_2 = [\boldsymbol{x}_1^T, \boldsymbol{\psi}]^T$  stwierdzamy brak pełnej obserwowalności, a jednocześnie jej występowanie przy dostępie do pomiaru zmiany tego kąta  $y_2 = \boldsymbol{\psi}$ . Podobne wyniki uzyskujemy dla równań opisujących ruch podłużny samolotu.

Przytoczone informacje powiązane ze strukturą ukazaną na rys. 2 uzasadniają wagę pomiarów zmiennych występujących w zewnętrznych pętlach sterowania. Ich wyznaczanie w systemach opartych o metody zliczeniowe przejawia się trudnościami w określeniu warunków początkowych niezbędnych do inicjacji działania systemu oraz narastającymi z czasem działania błędami. Dopuszczając możliwość pojawienia się niezdatności w elementach je niwelujących, musimy odrzucić te metody w systemach tolerujących uszkodzenia. Warto natomiast zauważyć, że informacje o wartościach zmiennych występujących w zewnętrznych pętlach sterowania są wykorzystywane w systemach zintegrowanych właśnie w celu eliminowania błędów statycznych. Następuje to zarówno w zintegrowanych systemach pomiarowych o strukturze otwartej, jak np. opartych o filtry komplementarne [1], jak też w układach tworzonych w oparciu o strukturę zamkniętą bazujących o algorytmy obserwatorów [5]. Ich występowanie zauważymy zarówno na poziomie wyznaczania wartości zmiennych, jak i ich prędkości. Reasumując, dostęp do tych informacji teoretycznie umożliwia przeprowadzenie zadania estymacji pozostałych zmiennych. Analizując zatem strukturę układów pomiarowych, należy zadbać o odpowiednie sprzętowe zwielokrotnienie tych zmiennych.

# 4. Zwielokrotnienia podstawą integracji systemu tolerującego uszkodzenia

Wyszukiwanie zwielokrotnień należy zaliczyć do podstawowych zadań rozpoczynających tworzenie zintegrowanych systemów pomiarowych. Dla przykładu, powracając do wprowadzonych na wstępie powiązań występujących pomiędzy układami współrzędnych użytych do opisu ruchu samolotu, należy przypomnieć, że wzorując się na przekształceniu układu  $\mathbf{F}_V \le \mathbf{F}_B$ , można wprowadzić (rys. 1c) kąty obrotu:  $\Psi_g$ ,  $\Theta_g$  i  $\Phi_g$ , które opisują powiązanie układu  $\mathbf{F}_V \ge \mathbf{F}_W$ . Otrzymamy wówczas tożsame przekształcenia  $\mathbf{F}_V \to \Psi \to \Theta \to \Phi \to \mathbf{F}_B \equiv \mathbf{F}_V \to \Psi_g \Theta_g \to \Phi_g \to \mathbf{F}_W \to (-\beta) \to \alpha \to \mathbf{F}_B$ . Dysponując zatem informacjami dotyczącymi ruchu atmosfery, uzyskujemy możliwość dokonania w różny sposób przekształceń, które skutkują identycznymi wynikami. Podobnie tożsame zależności możemy uzyskać dla analizy ruchu samolotu w płaszczyźnie normalnej do lokalnego pionu grawitacyjnego względem nakazanej linii drogi [2]. Prędkości zbliżania się do niej oraz składową prędkości lotu względem Ziemi równoległą do niej można wyznaczyć na dwa sposoby, uzyskując odpowiednie tożsamości

$$(|\mathbf{V}_{W}|\sin\Psi + U_{g})\cos\Psi(i) - (|\mathbf{V}_{W}|\cos\Psi + W_{g})\sin\Psi(i) \equiv \equiv -|\mathbf{V}_{E}|\sin(\Psi(i) - \Psi_{k})$$

$$(|\mathbf{V}_{W}|\sin\Psi + U_{g})\sin\Psi(i) + (|\mathbf{V}_{W}|\cos\Psi + W_{g})\cos\Psi(i) \equiv \equiv |\mathbf{V}_{E}|\cos(\Psi(i) - \Psi_{k})$$
(4.1)

gdzie:  $|\mathbf{V}_W| = V_{TAS}$  – prędkość rzeczywista względem powietrza,  $|\mathbf{V}_E| = V_{GS}$  – rzeczywista prędkość względem Ziemi wyznaczona na podstawie pomiaru GPS,  $\Psi_k$  – kąt drogi geograficznej określony przez GPS,  $\Psi(i)$  – nakazany kąt drogi geograficznej.

Dokonując analizy zwielokrotnień, bazujemy na behawioralnych modelach opisujących ruch samolotu. Opis ten można traktować jako układ równań, który odpowiada pełnej spójności systemu – nie występują niezdatności lub inne odchylenia, które mogą skutkować pojawieniem się zmian w analizowanym opisie. Mając na uwadze, że są to nieliniowe równania różniczkowe, w których występują zmienne mierzone w różnych układach pomiarowych, należy równania te przedstawić w możliwie różnej postaci ze względu na występujące zmienne. Dla przykładu, układ równań opisujących odpowiednie zorientowanie samolotu, a opisanych w pierwszej części układu (2.4) można przedstawić na drodze dopuszczalnych przekształceń w postaci dziewięciu różnych zależności

$$c_{1}^{++}: \frac{d\Phi}{dt}\cos\Theta = P\cos\Theta + Q\sin\Phi\sin\Theta + R\cos\Phi\sin\Theta$$

$$c_{2}^{++}: \frac{d\Theta}{dt} = Q\cos\Phi - R\sin\Phi$$

$$c_{3}^{++}: \frac{d\Psi}{dt}\cos\Theta = Q\sin\Phi + R\cos\Phi$$

$$c_{4}^{++}: \frac{d\Phi}{dt} = P + \frac{d\Psi}{dt}\sin\Theta$$

$$c_{5}^{++}: \frac{d\Theta}{dt}\sin\Phi\sin\Theta = \frac{d\Phi}{dt}\cos\Phi\cos\Theta - P\cos\Phi\cos\Theta - R\sin\Theta \quad (4.2)$$

$$c_{6}^{++}: \frac{d\Theta}{dt}\sin\Phi = \frac{d\Psi}{dt}\cos\Phi\cos\Theta - R$$

$$c_7^{++}: \quad \left(\frac{d\Phi}{dt} - P\right)^2 = \left(\frac{d\Psi}{dt}\right)^2 - (Q\sin\Phi + R\cos\Phi)^2$$
$$c_8^{++}: \quad \left(\frac{d\Theta}{dt}\right)^2 + \left(\frac{d\Psi}{dt}\right)^2\cos^2\Theta = Q^2 + R^2$$
$$c_9^{++}: \quad \frac{d\Theta}{dt}\cos\Phi + \frac{d\Psi}{dt}\sin\Phi\cos\Theta = Q$$

W stosowanych przekształceniach dopuszczono jedynie te, które nie skutkują pojawieniem się punktów osobliwych, uniemożliwiających dokonanie wyznaczenia wartości lewej lub prawej strony występujących równań. Należy zwrócić uwagę, że nie wszystkie z wyznaczonych zależności mogą być przydatne w procesie wyznaczania poszczególnych zmiennych. Powodem może być uwikłana postać równania, ale także pojawienie się dużej wrażliwości na błędy określenia wartości poszczególnych zmiennych. Dodatkowo można zatem dokonać tutaj podziału na równania, które pozwalają na analityczne wyznaczenie danej zmiennej oraz równania, które umożliwiają zbadanie spójności systemu, a które mogą być jedynie wykorzystywane w procesie detekcji niezdatności wyznaczania poszczególnych zmiennych. Szukając zwielokrotnień na drodze przekształceń równań opisujących ruch samolotu, możemy dojść do zależności, które mogłyby być przydatne przy ściśle określonych założeniach. Np., kojarząc układ równań opisujących ruch liniowy samolotu (2.4) z pomiarem przyspieszeń liniowych mierzonych w układzie związanym z samolotem oraz składowych prędkości liniowych w tym układzie, można wykazać prawdziwość zależności

$$\operatorname{tg}\Phi\left(a_{z}g_{0}-\frac{dW}{dt}-PV+QU\right)=-\left(a_{y}g_{0}+\frac{dV}{dt}+RU-PW\right)$$
(4.3)

która mogłaby służyć wyznaczeniu wartości kąta przechylenia samolotu  $\Phi$ w warunkach niezerowej wartości czynnika  $a_z g_0 - dW/dt - PV + QU$ . Zależność ta nie znajduje jednak zastosowania ze względu na duży wpływ niedokładności określenia poszczególnych zmiennych na ostateczny wynik obliczeń. W warunkach niewielkiego odchylania wektora prędkości  $V_E$  w stosunku do płaszczyzny symetrii samolotu  $(X_B 0 Z_B)$  można przybliżyć wartość kąta przechylenia zależnością  $\Phi_G = \operatorname{arctg} (a_y/a_z)$ . Jednak w przypadku wykonywania zakrętu prawidłowego (kąt ślizgu  $\beta = 0$ ) przybliżenie to podaje błędną wartość kąta przechylenia  $(A_y = 0 \Rightarrow \Phi_G = 0)$ , dlatego może zostać zastąpione przybliżeniem uzyskanym zrozkładu sił działających na samolot wykonujący zakręt prawidłowy

$$\Phi_G = \arcsin \frac{a_y g_0 - RU + PW}{g_0 \cos \Theta}$$

które jest równe

$$\Phi_A = \operatorname{arctg} \frac{|V_E|}{g} \frac{d\Psi}{dt}$$

Warto zwrócić uwagę, że zwielokrotnienia uzyskujemy zarówno na drodze operacji przekształceń modeli opisujących ruch samolotu (zależności (4.2)), jak również z dokonaniem operacji eliminowania poszczególnych zmiennych. Uzyskane przybliżenia w powiązaniu ze strukturami integracji stosowanymi dla systemów działających w warunkach pełnej sprawności umożliwiają uzyskanie właściwości tolerowania uszkodzeń elementów składowych systemu pomiarowego.

#### 5. Struktury systemów pomiarowych tolerujących uszkodzenia

Struktury integrujące systemy pomiarowe działające w warunkach pełnej zdatności można modyfikować, uwzględniając przytoczone w poprzednich rozdziałach informacje. Uwzględniając informacje dotyczące obserwowalności samolotu, nie będzie możliwe dokonanie zastąpienia informacji występujących w zewnętrznych pętlach sterowania samolotem – rys. 2. Skutkuje to dla typowego systemu integracji opartego o strukturę filtru komplementarnego możliwością zastąpienia danych dotyczących prędkości generowanych przez system GPS danymi z systemu centrali aerometrycznej – rys. 3



Rys. 3. Zobrazowanie struktury integracji w oparciu o filtry komplementarne z rezerwowymi danymi z centrali aerometrycznej

W przypadku integracji opartej o strukturę obserwatora korekta dotyczy zastąpienia danych generowanych przez układy systemu pomiaru danych orientacji przestrzennej estymatami uzyskiwanymi na podstawie obserwatorów zredukowanego rzędu – rys. 4.



Rys. 4. Zobrazowanie struktury integracji w oparciu o obserwator zredukowanego rzędu zastępujący układ pomiaru danych orientacji przestrzennej

Zastosowane obserwatory generujące dane odpowiadające danym pozyskiwanym z niezdatnych systemów orientacji przestrzennej tworzone mogą być w oparciu o nieliniowe obserwatory o zredukowanej strukturze. Np., dla wspomnianego kąta przechylenia samolotu mogą to być obserwatory działające w oparciu o równanie

$$\dot{\widehat{\Phi}} = P + \operatorname{tg} \Theta(Q \sin \widehat{\Phi} + R \cos \widehat{\Phi} + k_1 (\widehat{\Phi} - \Phi))$$
(5.1)

lub będące równoważną strukturą, ale opartą o inne dane (4.2)

$$\dot{\widehat{\Phi}} = P + \frac{\partial \Psi}{\partial t} \sin \Theta + k_1' (\widehat{\Phi} - \Phi)$$
(5.2)

czy wreszcie stworzone o obserwator liniowy

$$\hat{\Phi} = P + k_1''(\hat{\Phi} - \Phi) \tag{5.3}$$

Każde z proponowanych rozwiązań odniesione do danych generowanych z wykorzystaniem dostępu do modelu danego samolotu cechuje różny stopień wrażliwości na błędy pojawiające się w poszczególnych mierzonych zmiennych występujących w równaniu obserwatora, lecz informacja tak uzyskiwana w warunkach degradacji systemu zapewnia uzyskanie żądanej właściwości tolerowania uszkodzeń.

#### 6. Podsumowanie

Analizując według zaprezentowanego schematu typowy system pomiarowy samolotu, można, uwzględniając hierarchiczność struktury modelu behawioralnego, bezpośrednio wskazać niezbędne oraz możliwe do uzyskaniaw założonych warunkach zwielokrotnienia analityczne. I tak, w przypadku niezdatności zarówno systemu nawigacji satelitarnej, jak i centrali aerometrycznej nie istnieje możliwość uzyskania informacji przez nie generowanych. Systemy te powinny być zwielokrotnione na drodze sprzętowej, przez wprowadzenie co najmniej trzeciego systemu pomiarowego im odpowiadającego. Równie groźne ze względu na uzyskiwaną jakość uzyskiwanych danych jest uszkodzenie któregoś z wymienionych systemów. Uszkodzenia pojedyncze lub częściowe pozostałych systemów (orientacji przestrzennej czy magnetometru) przy zachowaniu sprawności wymienionych wcześniej systemów umożliwia dokonanie estymacji, które w zależności od stopnia degradacji zapewniają uzyskanie właściwości tolerowania uszkodzeń tak tworzonego systemu.

#### Bibliografia

- DOŁĘGA B., KOPECKI G., 2006, Redundancja analityczna w układach pomiarowych systemu pośredniego sterowania SPS-01 i jej wykorzystanie, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XII 2006, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa
- DOŁĘGA B., RZUCIDŁO P., 2011, Uszkodzenia w systemach sterowania i nawigacji bezzałogowych obiektów latających, *Pomiary Automatyka Kontrola*, 09, 1020-1023, ISSN 0032-4140
- DOŁĘGA B., TOMCZYK A., 2007, Pilot-friendly indirect flight control system for general aviation aircraft, 2nd European Conference For Aero-Space Sciences, Bruksela, 01-06 lipca 2007, CD-ROM, ISBN 978-2-930389-27-3
- 4. GOSIEWSKI Z., ORTYL A., 1999, Algorytmy inercjalnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- KOPECKI G., DOLEGA B., 2006, Fault detection and isolation in attitude and heading reference systems for fly-by-wire control system for general aviation aircraft, SAE Paper 2006-01-2415
- ROGALSKI T., DOŁĘGA B., 2006, Algorithms improving flying qualities of general aviation aircraft, Aviation, X, 2, 17-21, Vilnias Gedymino Technikos Universitetas, DOI: 10.1080/16487788.2006.9635930

#### The structure of aircraft measurements tolerating some of its errors

#### Abstract

The Flight Safety of the contemporary aircraft shall be subject to action of many measurement systems belonging to its on-board equipment. More and more often, the equipment operates as the system of dispersed modules joined by their measuring task - taking measurements of the aircraft motion. This task extracts the modules that are the subject of our interest. In spite of their mutual autonomy, this task puts them together through different airplane model descriptions, but in these models the aircraft always belongs to the mechanical objects group. These mechanical treatments make possible actual verification of the system based on their consistency. Discovery of inconsistency, as the fault detection formula, initialize the process of reconfiguration of the measuring system. This process should ensure the maintenance of the reliability of the provided data. We get in this way the property of tolerating the errors of working of chosen elements of the measuring system. This property is dependent on both the correctness of the diagnostic process, as the possibility of reconfiguration of the measuring system. It is closely connected with its structure. In this context, it is very important to remember that the structure may be degraded on the result of possible faults. The authors will introduce the chosen methods of analysis of properties of designed measuring system. These properties are connected with the tolerance of the faults appearing in the components of the system. The analysis should be based on different descriptions of the aircraft models. On the basis of conclusions arising from this analysis, the general structure of the system will be presented. It will contain specific details of the technical information. The introduced generalization gives a wide horizon of applications. It could be used in different categories of airplanes. On the other hand, the detailed presentation of the information will be regarded to the chosen airplane, and in this way it will introduce the proof of its ultimate utility.

## CZYNNE TŁUMIENIE DRGAŃ AEROELASTYCZNYCH SKRZYDEŁ METODAMI STEROWANIA OPTYMALNEGO

FRANCISZEK DUL

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska e-mail: fdul@meil.pw.edu.pl

W pracy została przedstawiona analiza możliwości aktywnego tłumienia nieliniowych drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką z luzem w układzie sterowania za pomocą układu sterowania automatycznego wykorzystującego metody optymalizacji. Przyjęto model skrzydła o nieliniowych charakterystykach sprężystych konstrukcji i układu sterowania lotką. Założono, że skrzydło opływane jest nieściśliwym turbulentnym strumieniem powietrza. Układ aktywnego tłumienia drgań oparto na metodzie liniowo-kwadratowej sterowania optymalnego (LQR) rozszerzonej na zagadnienia nieliniowe. Przeprowadzona analiza symulacyjna aktywnego tłumienia drgań wykazała, że jego skuteczność zależy od charakteru nieliniowości występujących w układzie aeroelastycznym. Pokazano, że drgania flatterowe skrzydła z lotka bez luzów w układzie sterowania, jak również drgania skrzydła z nieliniowościami statycznymi charakterystyk sprężystych mające charakter cykli granicznych, mogą być z powodzeniem tłumione za pomoca sterowania LQR, nawet przy stosunkowo silnej turbulencji przepływu. Jednakże w przypadku nieliniowości typu histerezy występujących w konstrukcji skrzydła lub w układzie sterowania lotką metoda LQR nie jest już tak skuteczna, co objawia się niemożnością całkowitego wytłumienia drgań. Wynika stąd, że czynne tłumienie drgań układów aeroelastycznych z takimi nieliniowościami wymaga użycia ogólniejszych metod sterowania nieliniowego.

### 1. Wstęp

Flatter klasyczny, znany od stu lat (1914) [1], jest jednym z najniebezpieczniejszych zjawisk aeroelastycznych. Jest on jednak dość dobrze poznany i dlatego nie stanowi obecnie takiego zagrożenia, jakim był w przeszłości, o czym świadczy niewielka liczba katastrof tego rodzaju, które wydarzyły się w ciągu ostatnich dwudziestu lat w lotnictwie "dużym" cywilnym i wojskowym<sup>1</sup>.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>W małym lotnictwie katastrofy flatterowe zdarzają się, niestety, nadal dość często.

Jednakże lotnictwo jest w dalszym ciągu nękane innymi rodzajami drgań, które nie są klasycznymi drganiami flatterowymi, na przykład rezonansami podi nadharmonicznymi, rezonansami wewnętrznymi, drganiami z podwojeniem okresu, a przede wszystkim dość niebezpiecznymi drganiami lotek posiadających luzy w układzie sterowania. Drgania tego rodzaju mają często charakter nieliniowy, co związane jest z nieliniowościami występującymi we wszystkich elementach układu aeroelastycznego: w sprężystej konstrukcji, w układach sterowania i w obciążeniach aerodynamicznych. Drgania nieliniowe mają najczęściej postać cykli granicznych (*Limit Cycle Oscillations* – LCO). Takie drgania, charakteryzujące się ograniczoną amplitudą, nie muszą powodować katastrofalnych skutków – czasem wręcz im zapobiegają – jednak na pewno nie są pożądane i należy im przeciwdziałać. Można to osiągnąć poprzez aktywne ich tłumienie "w zarodku", wykorzystując system automatycznego sterowania samolotem uzupełniony układem pomiaru drgań konstrukcji.

Przedmiotem niniejszej pracy jest analiza aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką i przedstawienie związanych z tym problemów. Skrzydło modelowane jest za pomocą klasycznego modelu półsztywnego [1], uzupełnionego nieliniowymi charakterystykami sprężystości giętnych i skrętnych typu wielomianowego i histerezowego. Przyjęto też, że w konstrukcji lotki i w jej układzie sterowania mogą występować luzy. Analiza dotyczy tłumienia nieliniowych drgań konstrukcji, w których amplitudy drgań skrzydła i wychyleń lotki są małe. Nieliniowości aerodynamiczne, takie jak oderwania przepływu czy zjawiska falowe nie będą rozważane, zatem opływ skrzydła może być opisany liniowym quasi-stacjonarnym modelem aerodynamicznym [1], uzupełnionym modelem turbulencji w celu zbadania odporności układu aktywnego tłumienia drgań. Ze względu na nieliniowość modelu do analizy zadania wykorzystano podejście symulacyjne [2].

W pierwszej części pracy pokazano, że opracowany model opisuje poprawnie zarówno klasyczne liniowe drgania flatterowe giętno-skrętno-lotkowe, jak i drgania nieliniowe mające charakter cykli granicznych, których źródłem są zarówno nieliniowości konstrukcyjne, jak i luzy lotki. Pokazano też odmienny wpływ różnych nieliniowości układu skrzydło-lotka na przebieg drgań aeroelastycznych, w szczególności stabilizujący wpływ nieliniowości sztywnościowych i destabilizujący wpływ histerez, w szczególności – luzów lotki.

W drugiej części pracy do modelu skrzydła z lotką dołączono model czynnego tłumienia drgań aeroelastycznych. Użyto do tego celu klasycznej metody sterowania optymalnego liniowo-kwadratowego (LQR) w wersji uogólnionej dla zadań nieliniowych [4]. Odporność metody LQR sprawdzono, wprowadzając turbulentne zaburzenia przepływu o znacznej intensywności. Następnie zbadano skuteczność tłumienia aktywnego drgań aeroelastycznych, zarówno liniowych jak i nieliniowych. Starano się przy tym sprawdzić, czy przy pomocy sterowania LQR możliwe jest skuteczne tłumienie wszystkich rodzajów drgań aeroelastycznych występujących w analizowanym układzie. Wyniki są nieco zaskakujące, gdyż okazało się, że chociaż większość drgań aeroelastycznych, zarówno liniowych jak i nieliniowych, może być z powodzeniem tłumiona, to niektóre inne: histerezowe oraz związane z luzami lotki, mogą być wytłumione tylko do pewnego (niskiego) poziomu. Warto nadmienić, że – według wiedzy autora – w literaturze przedmiotu nie ma wzmianek o nieskuteczności aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych.

#### 2. Model aeroelastyczny skrzydła z lotką

Do analizy układu czynnego tłumienia flatteru przyjęto klasyczny półsztywny model skrzydła o nieliniowych charakterystykach sprężystych z lotką (rys. 1) [1]-[3]

$$\mathbf{M}_{S}\ddot{\boldsymbol{q}} + \mathbf{D}_{S}\dot{\boldsymbol{q}} + \mathbf{K}_{S}\boldsymbol{q} + \boldsymbol{f}_{S}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}}) = \boldsymbol{f}_{A}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}},\ddot{\boldsymbol{q}}) + \boldsymbol{f}_{u}(\boldsymbol{u})$$
(2.1)

gdzie wektor  $\boldsymbol{q}(t) = [h(t), \alpha(t), \beta(t)]^{\mathrm{T}}$  opisuje ugięcie i skręcenie skrzydła oraz wychylenie lotki,  $\mathbf{M}_S$ ,  $\mathbf{D}_S$ ,  $\mathbf{K}_S$  są macierzami, odpowiednio, bezwładności, tłumienia i sztywności skrzydła

$$\mathbf{M}_{S} = \begin{bmatrix} m & S_{\alpha} & S_{\beta} \\ S_{\alpha} & I_{\alpha} & I_{\beta} + cS_{\beta} \\ S_{\beta} & I_{\beta} + cS_{\beta} & I_{\beta} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{D}_{S} = \begin{bmatrix} D_{h} & 0 & 0 \\ 0 & D_{\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & D_{\beta} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K}_{S} = \begin{bmatrix} k_{h} & 0 & 0 \\ 0 & k_{\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & k_{\beta} \end{bmatrix} \qquad (2.2)$$

m,  $S_{\alpha}$ ,  $I_{\alpha}$ ,  $I_{\beta}$ ,  $S_{\beta}$  definiują własności masowe skrzydła i lotki: masę, momenty statyczne i momenty bezwładności, zaś c jest bezwymiarową odległością osi obrotu lotki od środka sił poprzecznych,  $D_h, D_{\alpha}, D_{\beta}$  opisują tłumienia konstrukcyjne w skrzydle i lotce,  $k_h$ ,  $k_{\alpha}$ ,  $k_{\beta}$  opisują sztywności konstrukcyjne skrzydła i sztywność układu sterowania lotką,  $\boldsymbol{f}_S(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}) =$  $= [k_{nh}(h, \dot{h}), k_{n\alpha}(\alpha, \dot{\alpha}), 0]^{\mathrm{T}}$  jest wektorem uogólnionych nieliniowych sił sprężystych,  $\boldsymbol{f}_A(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}, \ddot{\boldsymbol{q}}) = [L, M_{\alpha}, M_{\beta}]^{\mathrm{T}}$  jest wektorem obciążeń aerodynamicznych, w którym  $L, M_{\alpha}, M_{\beta}$  są odpowiednip siłą nośną, momentem aerodynamicznym skrzydła i momentem aerodynamicznym lotki,  $\boldsymbol{f}_u(\boldsymbol{u}) = [0, 0, M_u(\boldsymbol{u})]^{\mathrm{T}}$ jest wektorem uogólnionych sił sterujących, w którym  $M_u(\boldsymbol{u})$  jest momentem



sterującym przyłożonym do lotki i zależnym od wektora sterowania u wypracowanego przez układ sterowania automatycznego.

Rys. 1. Model aeroelastyczny półsztywny skrzydła z lotką

Nieliniowości konstrukcyjne  $k_{nh}(h, \dot{h})$ ,  $k_{n\alpha}(\alpha, \dot{\alpha})$  mogą mieć różną naturę. Jeżeli są one gładkie i statyczne (nie zależą od historii ruchu skrzydła), to ich linearyzacja w sąsiedztwie punktu równowagi, który odpowiada skrzydłu nieodkształconemu, jest możliwa i całkowicie uzasadniona teoretycznie [3]-[5]. Nieliniowości takiego rodzaju mogą opisywać charakterystyki sprężyste giętne lub skrętne skrzydła w postaci wielomianów (rys. 2a) [3]

$$k_{nh}(h) = k_{h3}h^3$$
  

$$k_{n\alpha}(\alpha) = k_{\alpha2}\alpha^2 + k_{\alpha3}\alpha^3 + k_{\alpha4}\alpha^4 + k_{\alpha5}\alpha^5$$
(2.3)

Modele wielomianowe (2.3) z zadowalającym przybliżeniem mogą opisywać zachowanie się konstrukcji skrzydeł kompozytowych i można je traktować jako modele zredukowane modeli pełnych, formułowanych w postaci dyskretnej przy użyciu techniki MES.

Innym rodzajem nieliniowości konstrukcyjnej jest histereza, która może być opisana modelem (rys. 2b)

$$F(x, \dot{x}) = \max\{-F_{max}, \min[k(x - \operatorname{sgn}(\dot{x})\sigma), F_{max})]\}$$
(2.4)

gdzie  $F_{max}$  jest wartością graniczną siły sprężystej <br/>a $\sigma$ – parametrem określającym "grubość" histerezy. Nieliniowość typu histerezy występuje dość często

w układach mechanicznych, a jej zasadniczą cechą jest ograniczona możliwość linearyzacji.

Ważnym rodzajem nieliniowości w zagadnieniach lotniczych jest luz występujący w układach sterujących powierzchni sterowych, zwłaszcza lotek (rys. 2c). Dla danej wartości luzu  $\delta$  zadane sterowanie u wywołuje moment sterujący  $M_u(u;\delta)$  zdefiniowany jako

$$M_{u}(u;\delta) = \begin{cases} 0 & |\boldsymbol{u}| \leq \delta \\ M(\boldsymbol{u} - \operatorname{sgn}(\boldsymbol{u})\delta) & |\boldsymbol{u}| > \delta \end{cases}$$
(2.5)

Nieliniowość (2.5) ma charakter statyczny, ale jest również trudno linearyzowalna. Najczęściej aproksymuje się ją sinusoidalną funkcją opisującą [6].



Rys. 2. Nieliniowości konstrukcyjne skrzydła: (a) wielomianowa statyczna Duffinga, (b) histereza dynamiczna, (c) luz statyczny

W niniejszej pracy przyjęto model aerodynamiki, w którym zakłada się, że skrzydło opływane jest nieściśliwym strumieniem powietrza. Ponieważ założono, że skrzydło i lotka mogą wykonywać małe drgania, przy których kąty natarcia skrzydła i lotki odpowiadają zakresowi liniowemu siły nośnej i momentów aerodynamicznych (nie występuje więc oderwanie przepływu na skrzydle lub lotce), to obciążenia aerodynamiczne mogą być opisane modelem liniowym [1]-[3]

$$\boldsymbol{f}_{A}(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}, \ddot{\boldsymbol{q}}) = \mathbf{M}_{A}(V)\ddot{\boldsymbol{q}} + \mathbf{D}_{A}(V, C(k))\dot{\boldsymbol{q}} + \mathbf{K}_{A}(V, C(k))\boldsymbol{q}$$
(2.6)

gdzie:  $\mathbf{M}_A(V)$ ,  $\mathbf{D}_A(V, C(k))$ ,  $\mathbf{K}_A(V, C(k))$  są macierzami aerodynamicznymi bezwładności, tłumienia i sztywności, C(k) jest funkcją Theodorsena, zaś  $k = \omega b/V$  jest częstością zredukowaną (liczbą Strouhala). W pracy przyjęto, że opływ jest quasi-stacjonarny, dla którego C(k) = 1. Założenie quasistacjonarności przepływu stanowi znaczne uproszczenie modelu aeroelastycznego, ale nie zmienia istotnie wniosków dotyczących małych drgań konstrukcji sprężystej nieliniowej.

W celu pokazania wpływu zaburzeń przepływu na możliwość aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych oraz zbadania odporności metody sterowania LQR w rozważanych przypadkach, model przepływu uzupełniono modelem turbulencji postaci

$$V = V_{\infty} + v_{turb}(t; c_{turb}) \tag{2.7}$$

gdzie  $V_{\infty}$  jest prędkością przepływu niezaburzonego,  $v_{turb}(t; c_{turb})$  jest prędkością zaburzeń turbulentnych, zaś  $c_{turb}$  jest parametrem opisującym intensywność turbulencji.

Model aeroelastyczny skrzydła z lotką (2.1)-(2.7) może być zapisany w postaci quasi-liniowej, zwanej modelem parametryzowanym stanem (*State Dependent Coefficient Parametrization*) [4]

$$(\mathbf{M}_{S}-\mathbf{M}_{A}(V))\ddot{\boldsymbol{q}}+(\mathbf{D}_{S}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}})-\mathbf{D}_{A}(V))\dot{\boldsymbol{q}}+(\mathbf{K}_{S}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}})-\mathbf{K}_{A}(V))\boldsymbol{q}=\boldsymbol{b}_{u}(\boldsymbol{u}) \quad (2.8)$$

Dla celów symulacji i sterowania drganiami model (2.8) przedstawiony jest w postaci standardowej jako układ równań różniczkowych rzędu pierwszego

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \tag{2.9}$$

gdzie  $\boldsymbol{x} = [\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}}]^{\mathrm{T}} \in \mathbb{R}^{n}, n = 6$ , jest wektorem stanu modelu standardowego,  $\boldsymbol{u} \in \mathbb{R}^{m}, m = 1$ , jest wektorem sterowania, zaś  $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \in \mathbb{R}^{n}$  jest wektorem nieliniowym prawych stron modelu postaci

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{q}} \\ -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{D}(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}})\dot{\boldsymbol{q}} + \mathbf{K}(\boldsymbol{q}, \dot{\boldsymbol{q}})\boldsymbol{q} - \boldsymbol{f}_{\boldsymbol{u}}(\boldsymbol{u})) \end{bmatrix}$$
(2.10)

Model (2.9)-(2.10) zostanie wykorzystany do symulacji drgań aeroelastycznych układu skrzydła z lotką, a po uzupełnieniu modelem sterowania LQR – do badania aktywnego tłumienia takich drgań.

#### 3. Analiza symulacyjna drgań aeroelastycznych skrzydła

Opracowany model posłużył do analizy symulacyjnej różnych rodzajów drgań skrzydła i lotki. Ze względu na nieliniowości modelu do analizy aeroelastycznej skrzydła oraz badania możliwości aktywnego tłumienia wykorzystano podejście symulacyjne [7], [2].

Na początek przeprowadzono symulację klasycznych rodzajów flatteru bez uwzględnienia efektów nieliniowych: flatteru gietno-skrętnego skrzydła oraz flatteru giętno-skrętno-lotkowego. Uzyskano typowe wyniki obrazujące sprzężone drgania skrzydła i lotki, w rezultacie których pojawiał się flatter o rosnącej wykładniczo amplitudzie drgań. Dla przyjętych parametrów konstrukcyjnych skrzydła prędkość krytyczna flatteru wynosiła  $V_{kr} = 65,90$  m/s i była niższa o ok. 10% od prędkości krytycznej flatteru giętno-skrętnego skrzydła,  $V_{kr} = 71,57 \text{ m/s}$ , co jest zgodne z modelem klasycznym [1]. Drgania krytyczne giętne, skrętne i drgania lotki miały częstości  $\omega_{kr} = 44,98 \text{ rad/s}$  i były przesunięte w fazie o  $\varphi_{\alpha-h} = 49,7^{\circ}$  i  $\varphi_{\beta-h} = 32,1^{\circ}$  (rys. 3).



Rys. 3. Flatter klasyczny giętno-skrętno-lotkowy: (a) drgania na granicy stateczności  $V_{kr} = 65,90 \text{ m/s}$ , (b) drgania nadkrytyczne, V = 72,0 m/s

W następnych krokach przeprowadzono symulacje drgań skrzydła z lotką z dwoma rodzajami nieliniowości konstrukcyjnych skrzydła: statyczną postaci wielomianowej (2.3) oraz histerezową (2.4). W obu przypadkach zaobserwowano drgania skrzydła i lotki mające charakter cykli granicznych (rys. 4a,b). Pojawienie się drgań związane było z przekroczeniem określonej prędkości krytycznej przepływu. W przypadku nieliniowości wielomianowej była ona równa prędkości krytycznej flatteru, zaś w przypadku nieliniowości histerezowej prędkość krytyczna była niższa niż prędkość krytyczna liniowego flatteru giętnoskrętno-lotkowego. Cechą charakterystyczną drgań związanych ze statyczną wielomianową nieliniowością sztywności skrzydła jest to, że są one gładkie i prawie harmoniczne. Drgania skrzydła z nieliniowością typu histerezy są mniej regularne i zależą od charakterystyki histerezy.

Wspólną cechą drgań nieliniowych związanych ze sprężystością skrzydła jest to, że ich amplitudy są ograniczone i rosną mniej więcej liniowo ze wzrostem prędkości opływu, czym różnią się zasadniczo od drgań we flatterze klasycznym, w którym po przekroczeniu prędkości krytycznej szybkość narastania amplitudy drgań w czasie rośnie ze wzrostem prędkości opływu, co obrazują wykładniki Lapunowa (rys. 5a).

Amplitudy drgań cykli granicznych są ograniczone nawet po znacznym przekroczeniu prędkości krytycznej flatteru klasycznego. Można więc stwierdzić, że nieliniowości charakterystyk sprężystych zapobiegają wystąpieniu flatteru, co pozwala w miarę bezpiecznie wzbudzać drgania skrzydeł. Stopień nieliniowości sprężystej wpływa na amplitudę drgań w cyklu granicznym. Na rys. 5b przedstawiono amplitudy cykli granicznych w funkcji stosunku współczynników nieliniowych i liniowych sztywności skrzydła,  $k_{h3}/k_h$  i  $k_{\alpha i}/k_{\alpha}$ . Jest widoczne, że wraz ze wzrostem udziału składnika nieliniowego amplituda cy-





klu granicznego maleje, zaś malejący udział nieliniowości powoduje ewolucję drgań skrzydła w kierunku flatteru liniowego.

Drgania nieliniowe związane z luzem sztywnościowym lotki również mają ograniczoną amplitudę, ale ich charakter jest całkiem inny. Prędkość krytyczna tych drgań jest mniejsza niż prędkość krytyczna flatteru giętno-skrętnolotkowego, zaś amplitudy drgań LCO rosną szybko, gdy prędkość opływu zbliża się do prędkości krytycznej flatteru (rys. 5c).



Rys. 5. Drgania LCO skrzydła: (a) amplitudy drgań LCO z nieliniowością statyczną oraz wykładniki Lapunowa drgań flatterowych w zakresie nadkrytycznym,

(b) zależności amplitud drgań LCO skrzydła od poziomu nieliniowości statycznej,  $V = 70 \text{ m/s} > V_{kr} = 65,9 \text{ m/s}$ , (c) amplitudy LCO skrzydła z lotką z luzem sztywnościowym  $\delta = 0.2$ ,  $V_{kr_{LCO}} = 62,5 \text{m/s} < V_{kr} = 65,9 \text{ m/s}$ 

Należy zauważyć, że w przeciwieństwie do drgań związanych z nieliniowością sprężystą skrzydła, nieliniowość związana z luzem w lotce nie zapobiega wystąpieniu flatteru klasycznego.

Zbadano także wpływ wielkości luzu w lotce na amplitudy drgań i okazało się, że w zakresie sensownym technicznie, tj. dla  $\delta < 0.2$ , rosną one umiarkowanie ze wzrostem luzu. Jakościowy obraz drgań przedstawiony na rys. 5c nie ulegał przy tym istotnej zmianie.

Wzbudzenie drgań nieliniowych, w przeciwieństwie do flatteru liniowego, wymaga odpowiedniego poziomu zaburzenia [2]. Na rys. 6a,b przedstawiono wzbudzenie drgań skrzydła z nieliniowością związaną z luzem w lotce. Zaburzeniem jest prędkość kątowa skręcania skrzydła.



Rys. 6. Drgania skrzydła z lotką z luzem sztywnościowym  $\delta = 0.1$ , wzbudzane impulsem skrętnym: (a) 0,081 rad/s, (b) 1,0 rad/s,  $V = 65,0 < V_{kr} = 65,9$  m/s

Przeprowadzone symulacje wykazały adekwatność przyjętego modelu do symulacji rożnych rodzajów drgań nieliniowych skrzydła z lotką i stanowiły krok wstępny do etapu drugiego – analizy możliwości czynnego tłumienia takich drgań.

#### 4. Nieliniowe sterowanie LQR

Aktywne tłumienie drgań konstrukcji lotniczych ma długą historię [7]. Niniejsza praca dotyczy aktywnego tłumienia drgań flatterowych oraz drgań nieliniowych mających charakter cykli granicznych. Idea aktywnego tłumienia drgań polega na użyciu systemu sterowania automatycznego (AFCS) w pętli sprzężenia zwrotnego (rys. 7).



Rys. 7. Model aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką

Ruch (drgania sprężyste) skrzydła lub lotki  $\boldsymbol{x}(t)$  stanowią wejście do pętli sprzężenia zwrotnego określające sterowanie ruchem lotki

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}) \tag{4.1}$$

zapewniające możliwie szybkie tłumienie drgań, tj.  $|\boldsymbol{x}(t)| < \varepsilon, t > t_k, t_k -$ możliwie mały.

Powyższa metoda tłumienia drgań wymaga uzupełnienia systemu sterowania automatycznego układem pomiarowym pozwalającym mierzyć drgania skrzydła i lotki  $\boldsymbol{x}(t)$ .

Sterowanie optymalne LQR stosuje się do wyznaczenia sterowania (4.1) dla układów dynamicznych liniowych. W naturalny sposób może ono być jednak rozszerzone na szeroką klasę układów nieliniowych [4]. Rozszerzenie to polega na parametryzacji nieliniowej zadania wektorem stanu układu  $\boldsymbol{x}(t)$ . Wymaga to przyjęcia założenia, że model nieliniowy obiektu może być przedstawiony w postaci afinicznej

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \mathbf{A}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{x} + \mathbf{B}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u} \tag{4.2}$$

gdzie  $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$  jest wektorem stanu układu,  $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$  jest sterowaniem, zaś macierze  $\mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times n}$  i  $\mathbf{B} \in \mathbb{R}^{n \times m}$  opisują, odpowiednio, dynamikę układu sterowanego oraz dynamikę sterowania. Postać modelu (4.2) uzasadniona jest tym, że w realnych układach aeroelastycznych (i innych lotniczych) sterowanie występuje w modelu liniowo [4]. Sterowanie nieliniowe LQR polega na wyznaczeniu takiej macierzy wzmocnienia  $\mathbf{K} \in \mathbb{R}^{m \times n}$  pętli nieliniowego sprzężenia zwrotnego

$$\boldsymbol{u} = \mathbf{K}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{x} \tag{4.3}$$

która zapewni minimalizację funkcjonału kwadratowego odchyłek stanu i kosztu sterowania

$$J(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) = \int_{0}^{\infty} (\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}} \mathbf{Q} \boldsymbol{x} + \boldsymbol{u}^{\mathrm{T}} \mathbf{R} \boldsymbol{u}) dt \qquad (4.4)$$

gdzie  $\mathbf{Q} \in \mathbb{R}^{n \times n}$  i  $\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{m \times m}$  są diagonalnymi macierzami wagowymi metody LQR. Macierz wzmocnienia **K** minimalizująca funkcjonał (4.4) ma postać

$$\mathbf{K}(\boldsymbol{x}) = -\mathbf{R}^{-1}(\boldsymbol{x})\mathbf{B}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\mathbf{P}(\boldsymbol{x})$$
(4.5)

gdzie  $\mathbf{P} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ ,  $\mathbf{P} = \mathbf{P}^{T} > 0$  jest macierzą będącą rozwiązaniem stacjonarnego macierzowego równania Riccatiego

$$\mathbf{0} = \mathbf{A}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\mathbf{P}(\boldsymbol{x}) + \mathbf{P}(\boldsymbol{x})\mathbf{A}(\boldsymbol{x}) - \mathbf{P}(\boldsymbol{x})\mathbf{B}(\boldsymbol{x})\mathbf{R}^{-1}(\boldsymbol{x})\mathbf{B}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\mathbf{P}(\boldsymbol{x}) + \mathbf{Q}(\boldsymbol{x}) \quad (4.6)$$

Metoda LQR wymaga określenia macierzy wagowych dla stanu i sterowania we wskaźniku jakości (4.4). W niniejszej pracy przyjęto diagonalne macierze wagowe

$$\mathbf{Q} = \operatorname{diag}\left[q_i\right] \qquad q_i = 1, 0 \qquad i = 1, \dots, n \qquad (4.7)$$

$$\mathbf{R} = \operatorname{diag}\left[r_{i}\right] \qquad r_{i} = 1, 0 \qquad i = 1, \dots, m \qquad (4.8)$$

Tak uogólniona metoda LQR nosi nazwę SDRE (*State Dependent Riccati Equation*) – sterowanie oparte na zależnym od stanu równaniu Riccatiego [4]. Dobór macierzy  $\mathbf{Q}$  i  $\mathbf{R}$  dla rozważanego zadania nie jest krytyczny.

Zależność macierzy wzmocnienia  $\mathbf{K}(\boldsymbol{x})$  od stanu wymaga jej aktualizacji w każdym kroku symulacji. Nie stanowi to jednak problemu w przypadku układów o niewielkich wymiarach,  $n \sim 10$ .

Układ sterowania wykorzystujący metodę SDRE został użyty do budowy aktywnego systemu tłumienia drgań skrzydeł i lotek, zarówno liniowych, typu flatteru klasycznego giętno-skrętnego, jak i innych drgań aeroelastycznych, również silnie nieliniowych. Zostanie pokazane, że takie rozszerzenie zakresu stosowalności liniowej metody LQR jest możliwe i uzasadnione technicznie, mimo że nie istnieje ścisłe matematyczne uzasadnienie takiego postępowania. Wiadomo jednak, że takie podejście jest szeroko stosowane w praktyce [4].

#### 5. Tłumienie aktywne drgań aeroelastycznych

Na początek metodę SDRE zastosowano do aktywnego tłumienia klasycznego liniowego flatteru giętno-skrętno-lotkowego skrzydła opisanego modelem (2.1)-(2.8), bez nieliniowości konstrukcyjnych. Model jest liniowy dla wychyleń lotki mniejszych od wychyleń granicznych  $\beta_{max}$ 

$$\beta_{min} \leqslant \beta(t) \leqslant \beta_{max} \tag{5.1}$$

Nieliniowość tego rodzaju ma charakter nasycenia (saturacji) i nie wpływa znacząco na możliwość aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych, gdyż przy małych amplitudach drgań lotki ograniczenie (5.1) nie jest aktywne.

Przeprowadzone symulacje pokazały, że dla prędkości lotu mniejszych od prędkości krytycznej flatteru,  $V < V_{kr}$ , wyznaczone sterowania bardzo skutecznie tłumią drgania skrzydła i lotki. Czas tłumienia drgań jest równy kilku okresom drgań skrzydła. Wychylenia lotki nie przekraczają zazwyczaj wartości granicznych  $\beta_{max}$ . Przy prędkościach lotu większych od prędkości krytycznej flatteru,  $V > V_{kr}$ , tłumienie drgań także jest skuteczne (rys. 8a). Nawet, gdy sterowanie wyznaczone metodą SDRE przekracza wartości graniczne wychylenia lotki, to drgania są tłumione, choć czas tłumienia znacznie się wydłuża, dochodząc do kilkunastu okresów drgań (rys. 8b). Dla prędkości lotu przekraczających znacznie prędkość krytyczną flatteru układ nie jest w stanie stłumić drgań, co związane jest z ograniczeniem wychylenia lotki. Można stwierdzić, że nawet w przypadku pojawienia się w układzie drgającym nieliniowości saturacyjnej związanej z ograniczeniem kąta wychylenia lotki, tłumienie drgań wykorzystujące metodę SDRE jest całkiem skuteczne. Wynika to z własności metody LQR, zapewniającej duże marginesy wzmocnienia  $k \in [0,5,\infty)$ i fazy 60° [8], które są wystarczające do aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych. Nie zaobserwowano też destabilizującego wpływu nieliniowości saturacyjnej lotki na stateczność układu w zamkniętej pętli sprzężenia zwrotnego. Stwierdzono także, iż skuteczność tłumienia drgań w bardzo niewielkim stopniu zależy od doboru macierzy wagowych **Q** i **R** metody SDRE. Nawet znaczne zmiany wartości ich elementów nie powodowały istotnego zmniejszenia skuteczności tłumienia drgań. Należy zauważyć, że w innych zadaniach sterowania wybór tych macierzy jest czasami dość krytyczny [9].



Rys. 8. Tłumienie drgań flatterowych nadkrytycznych,  $V = 72,0 \text{ m/s} > V_{kr} = 65,90 \text{ m/s}$ , (a) liniowych, (b) z nieliniowym nasyceniem sterowania

Skrzydła z nieliniowościami konstrukcyjnymi typu wielomianowego (2.3) po przekroczeniu prędkości krytycznych zależnych od stopnia nieliniowości wykonują drgania mające charakter cykli granicznych o ograniczonych amplitudach, zależnych od prędkości lotu (rys. 9a). Włączenie aktywnego tłumienia SDRE powoduje całkowite wytłumienie takich drgań. Czasy tłumienia są również krótkie. Nasycenie sterowania także nie wpływa znacząco na tłumienie drgań.

Nieliniowości konstrukcyjne histerezowe są znacznie silniejsze, gdyż nie można dokonać linearyzacji modelu skrzydła w otoczeniu punktu równowagi. Skrzydła z takimi nieliniowościami wykonują również drgania o charakterze cykli granicznych po przekroczeniu prędkości krytycznych zależnych od stopnia nieliniowości, a amplitudy takich drgań zależą od prędkości lotu. Okazuje się jednak, że tłumienie drgań za pomocą metody SDRE nie jest w tym przypadku całkowicie skuteczne, gdyż włączenie układu tłumienia powoduje jedynie zmniejszenie amplitudy drgań cyklu granicznego, lecz nie całkowite ich wytłumienie (rys. 9b). Amplituda drgań resztkowych zależy przy tym od wielkości parametru histerezy  $\sigma$ .



Rys. 9. Drgania nieliniowe: (a) z nieliniowością wielomianową, (b) z nieliniowością histerezową



Rys. 10. Tłumienie drgań lotki z luzami: (a) sztywnościowym  $\sigma=0.2,$  (b) w układzie sterowania lotką  $\delta=0.2$ 

Podobna sytuacja ma miejsce w przypadku nieliniowości związanej z luzem w układzie sterowania lotki (rys. 10). Drgania lotki z luzem mają także charakter cyklu granicznego o ograniczonej amplitudzie z charakterystycznym wypłaszczeniem przebiegów sterowania (rys. 10b). Należy zauważyć, że nieliniowość związana z luzem jest wprawdzie statyczna, podobnie jak nieliniowość saturacyjna związana z ograniczeniem zakresu wychyleń lotki, lecz jej wpływ na drgania lotki jest zupełnie inny. Nieliniowość saturacyjna powoduje jedynie zmniejszenie skuteczności tłumienia drgań, lecz są one tłumione całkowicie.

Włączenie tłumienia drgań powoduje znaczne zmniejszenie amplitudy drgań lotki, ale podobnie jak to miało miejsce w przypadku nieliniowości histerezowej, nie następuje całkowite ich wytłumienie. Oznacza to, że metoda SDRE jest w tym przypadku również nie do końca skuteczna (rys. 10b). Amplituda drgań resztkowych zależy od wielkości luzu w przybliżeniu liniowo dla  $\delta < 0.2$ .

Z powyższych przykładów wynika istotny wniosek, że nieliniowe drgania aeroelastyczne spowodowane histerezą lub luzem w układzie sterowania lotką nie mogą być skutecznie tłumione za pomocą metody SDRE. Chociaż amplituda drgań resztkowych jest na ogól niewielka, to drgania takie są wysoce niepożądane, gdyż wpływają niekorzystnie na konstrukcję skrzydła lub układ sterowania lotką. Wydaje się zatem, że do czynnego tłumienia takich drgań należy użyć metod innych niż SDRE czy nawet metody  $H_{\infty}$ . W celu określenia odporności metody SDRE zbadano wpływ turbulentnych zaburzeń przepływu o różnej intensywności na skuteczność tłumienia rozpatrywanych drgań aeroelastycznych. Okazało się, że metoda SDRE jest odporna na takie zaburzenia, gdyż nawet bardzo znaczne wahania prędkości przepływu V, jak i podmuchy pionowe o prędkościach osiągających 10 m/s nie niwelowały efektu tłumienia. Amplitudy drgań skrzydła i lotki były znacznie mniejsze niż w przypadku, gdy układ tłumiący był wyłączony. Miało to miejsce dla wszystkich rozpatrywanych rodzajów drgań, zarówno liniowych jak i nieliniowych, również wtedy, gdy prędkość lotu wyraźnie przekraczała prędkość krytyczną flatteru (rys. 11). Świadczy to z jednej strony o całkiem dobrej odporności metody SDRE, a z drugiej o tym, że jest ona dobrze dostosowana do aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych, co znajduje potwierdzenie w literaturze [4]. Warto nadmienić, że w innych zastosowaniach metoda SDRE nie jest tak efektywna, co odzwierciedla się szerokim wykorzystywaniem odpornych metod  $H_{\infty}$  [5], [8].



Rys. 11. Tłumienie drgań: (a) flatterowych liniowych i (b) konstrukcyjnych histerezowych w obecności silnych zaburzeń turbulentnych,  $v_{turb}$  10 m/s

#### 6. Wnioski

Przeprowadzone symulacje różnych drgań aeroelastycznych układu skrzydła z lotką charakteryzującego się różnymi nieliniowościami konstrukcyjnymi, w tym luzem w układzie sterowania lotką, pokazały, że prawie niezależnie od charakteru nieliniowości mają one charakter cykli granicznych o ograniczonych amplitudach, czym odróżniają się od klasycznych liniowych drgań flatterowych. Tłumienie aktywne drgań aeroelastycznych, zarówno liniowych jak i nieliniowych, może być z powodzeniem przeprowadzone przy użyciu nieliniowej wersji klasycznego sterowania optymalnego LQR. Okazuje się przy tym, że skuteczność tłumienia drgań, zarówno liniowych jak i nieliniowych statycznych, jest bardzo wysoka, nawet w przypadku znacznej turbulencji przepływu. Wydaje się, że marginesy zapasów wzmocnienia i fazy cechujące metodę LQR są zupełnie wystarczające w przypadku zagadnień aeroelastycznych rozpatrywanego typu. Jednakże w przypadku nieliniowości silnych, w rodzaju histerezy lub luzu w układzie sterowania lotką skuteczność aktywnego tłumienia drgań jest niewystarczająca. Obserwuje się wprawdzie istotne zmniejszenie amplitudy cyklu granicznego takich drgań, ale nie następuje całkowite ich wytłumienie. Aktywne tłumienie drgań układów aeroelastycznych z nieliniowościami takiego typu wymaga więc użycia nieliniowych metod sterowania optymalnego, nie bazujących na koncepcji LQR czy  $H_{\infty}$ , lecz na metodach wykorzystujących koncepcje Lapunowa lub Bellmana [10].

#### Bibliografia

- 1. BISPLINGHOFF R.L., ASHLEY H., HALFMAN R.L., 1955, Aeroelasticity, Addison-Wesley, Cambridge, Mass
- DUL F.A., 1992, Metody symulacyjne badania stateczności aeroelastycznej, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 1992, J. Maryniak (red.), PTMTS, 161-180
- ZHANG K., WANG Z., BEHAL A., MARZOCCA P., 2013, Novel nonlinear control design for a two-dimensional airfoil under unsteady flow, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 36, 6, 1681-1694
- CIMEN T., 2012, Survey of state-dependent riccati equation in nonlinear optimal feedback control synthesis, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 35, 4, 1025-1047
- GRIMBLE M.J., 2006, Robust Industrial Control Systems, J. Wiley, Chichester, West Sussex
- DANOWSKY B., THOMPSON P.M., 2013, Nonlinear analysis of aeroservoelastic models with free play using describing functions, *Journal of Aircraft*, 50, 2, 329-336
- DOWEL E., ET AL., 2004, A Modern Course in Aeroelasticity, Kluwer Acad. Publ., Dodrecht
- 8. SKOGESTAD S., POSTLEWHITE I., 2005, *Multivariable Feedback Control*, J. Wiley, Chichester, West Sussex
- LEWIS F.L., DRAGUNA L.V., SYRMOS V.L., 2012, Optimal Control, J. Wiley, New Jersey
- CHELLABOINA V., HADDAD W.M., 2008, Nonlinear Dynamical Systems and Control, Princeton Univ. Press, New Jersey

## Active suppression of nonlinear vibrations of a wing by the methods of optimal control

#### Abstract

In this work, the analysis of nonlinear aeroelastic vibrations of the wing with freeplay in the aileron control system and analysis of active suppression of such vibrations by means of the control system based on the optimal control method are presented. The model of a wing with nonlinear elastic characteristics describing its coupled bending-torsional vibrations is assumed. The flow is incompressible and turbulent, and the linear quasi-steady model is used to determine the aerodynamic loading. The system of active suppression of vibrations is based on the linear-quadratic method of optimal control (LQR). Due to the nonlinearity of the resulting aeroelastic model, the time-marching approach has been used for analysis. It has been shown that the proposed model describes well the nonlinear limit cycle oscillations of the wing that appear when the velocity of flow exceeds some critical value. The time-marching analysis of active suppression of vibrations has been carried out which showed that effectiveness of the active damping depends on the character of the nonlinearity of the aeroelastic system. Vibrations of the nonlinear wing with aileron without freeplay are damped successfully by the control system based on the linear LQR method even in the case of relatively high turbulence of the airflow. It has also been shown, however, that in the case of freeplay in the aileron control system, the linear LQR based suppression system is not sufficiently effective as it is not able to damp the vibrations entirely. The conclusion is that the active suppression of aeroelastic systems having strong nonlinearities – such as freeplays – should be handled with more general nonlinear methods of control.

## STEROWANIE JASNOŚCIĄ OBRAZU NA POTRZEBY WIZYJNEGO SYSTEMU OMIJANIA PRZESZKÓD BEZZAŁOGOWEGO STATKU LATAJĄCEGO

JAKUB CIEŚLUK, ZDZISŁAW GOSIEWSKI

Politechnika Białostocka

 $e\text{-}mail: jakub\_ciesluk@wp.pl; z.gosiewski@pb.edu.pl$ 

W artykule przedstawiono sprzętowo programową metodę układu kontroli jasności. Jest to istotne w przypadku analizy obrazów w dynamicznym otoczeniu. Przykładem zastosowania tego są wizyjne systemy omijania przeszkód testowane w warunkach dużego i zmiennego nasłonecznienia. Przedstawione w pracy rozwiązania pozwalają w czasie rzeczywistym sterować jasnością obrazu, nie zaburzając w znaczący sposób obiektywności wyników systemu wizyjnego. W pierwszej części artykułu rozważane są możliwości programowe kompensacji refleksów świetlnych natomiast, w drugiej części skonstruowany został układ sterujący przysłoną obiektywu. W badaniach eksperymentalnych wykorzystany został jednopłytkowy komputer ADSP-BF537 z wbudowana kamera CMOS. Otrzymane charakterystyki jasności obrazu, zależne od poziomu otwarcia przysłony, pozwoliły na dobranie parametrów algorytmu sterowania jasnościa. System przetestowany został podczas badań poligonowych. Przedstawione zostały różne przykłady zdarzeń polegających na zmieniającym się oświetleniu otoczenia (uwzględniając także refleksy świetlne). Opisany został proces kalibracji urządzenia, system sterowania przysłoną obiektywu oraz jego integracja z aplikacja wizyjna.

#### 1. Wprowadzenie

Kamery stosowane w systemach omijania przeszkód przemieszczają się wraz z ruchem BSL oraz mogą być orientowane przez dodatkowe systemy zawieszenia. Tym samym działają w środowisku o zmiennym oświetleniu. Ruch i orientację kamer determinuje więc dynamika statku latającego. Analiza sekwencyjnie zmieniającego się obrazu (klatka po klatce z częstotliwością kilkudziesięciu zdjęć na sekundę) prowadzi do stosunkowo niedużych różnic między kolejnymi klatkami obrazu. Uwzględniając ten fakt, na potrzeby pozyskania stosownych informacji konieczne staje się stosowanie metod przetwarzania obrazu zabezpieczających przed takimi czynnikami oświetlenia jak refleksy świetlne bądź prześwietlenia obrazu. W artykule przedstawiony zostanie system sterowania przysłoną obiektywu, wspomagający aplikację kontroli jasności obrazu. O innowacyjności wprowadzonego rozwiązania świadczy fakt, że dotychczas stosowane metody kontroli jasności oparte są głównie na oprogramowaniu, co przedstawiają prace [1], [3], [4]. Rozwiązania te nie są jednak odporne na zmienne oświetlenie panujące w rzeczywistym środowisku działania robota mobilnego. W zastosowaniach przemysłowych czy fotografii wykorzystuje się co prawda automatycznie sterowaną przysłonę obiektywu AI (ang. Auto Irris) oraz odpowiednio dobrane filtry antyrefleksyjne zabezpieczające przed prześwietleniami obrazu, jednak ich parametry są ustalane na stałe przez operatora w zależności od panujących warunków oświetleniowych. Przedstawiony w pracy system pozwala na w pełni automatyczną regulację jasności obrazu, dzięki opracowanemu algorytmowi przetwarzania obrazu oraz dynamicznie sterowanej przysłonie obiektywu. To nowatorskie podejście poprawia znacznie wyniki działania wizyjnych algorytmów omijania przeszkód stosowanych w dzisiejszej robotyce mobilnej.

#### 2. Opis stanowiska badawczego

Prezentowana metoda jest implementowana na urządzeniu wyposażonym w mikroprocesor Blackfin ADSP-BF537. Aplikacja działa pod kontrolą systemu uClinux wspierającym architekturę wybranego mikrokontrolera. Na urządzeniu zainstalowany został sterownik pamięci masowej Flash, sterownik obsługi plików JFFS2, sterownik interfejsu sieciowego Ethernet, serwer SSH oraz badany algorytm wizyjny. Do kalibracji oraz podglądu działania algorytmów wizyjnych opracowano WebSerwer (rys. 1b). Umożliwia on wizualizację stanu systemu oraz jego zdalne programowanie poprzez łącze radiowe.

Obiektyw kamery jest głównym elementem omawianego w artykule systemu kontroli jasności. W projekcie wykorzystany został obiektyw z ręcznie sterowaną ogniskową oraz automatycznie sterowaną przysłoną. Na rys. 1a przedstawiony został widok urządzenia wizyjnego. Algorytm sterowania przysłoną zaimplementowany został na układzie Atmega328P. Komunikacja z urządzeniem wizyjnym odbywa się przy pomocy magistrali I2C.

#### 3. Metoda sterowania jasnością obrazu

Efektywne sterowanie parametrami jasności obrazu dla nieznanego obszaru działania systemu wizyjnego jest trudnym w realizacji zagadnieniem.



Rys. 1. (a) Widok komputera wizyjnego; (b) jedna z zakładek webserwera systemu wizyjnego

Opieranie się jedynie na oprogramowaniu nie zawsze jest skuteczne. Połączenie rozwiązań programistycznych ze sprzętowymi sprawia, że system staje się bardziej odporny na zakłócenia. Wymaga to jednak prawidłowego powiązania ze sobą kluczowych parametrów obydwu systemów. Przedstawiona w pracy metoda składa się z kilku etapów. Pierwszym etapem działania aplikacji jest kalibracja urządzenia wizyjnego dla warunków, w jakich ma pracować. Wyznaczany jest kalibracyjny próg jasności otoczenia  $T_k$ . Proces kalibracji systemu opiera się na dwóch założeniach:

- 1) obszar opisujący niebo zawiera się w połowie pola  $P_k$  badanego obrazu,
- 2) próg jasności  $T_k$  dobierany optymalnie dla całego horyzontu przy w pełni otwartej przysłonie obiektywu.

Wartość progu  $T_k$  jest bazą do działania aplikacji sterowania jasnością oraz systemu sterowania przysłoną obiektywu kamery. Przy zatwierdzaniu przeprowadzonej kalibracji zapamiętywana jest jednocześnie wartość średniej jasności kalibracyjnej  $\overline{J}_k$ .

Średnia jasność obrazu definiowana jest jako średnia arytmetyczna z jasności wszystkich pikseli

$$\overline{J} = \frac{1}{XY} \sum_{i=1}^{X} \sum_{j=1}^{Y} J(i,j)$$
(3.1)

gdzie X, Y są wymiarami obrazu.

Wartość średniej jasności obrazu  $\overline{J}$  wykorzystywana jest do sterowania progiem jasności. Z zależności (3.1) wyznaczana jest aktualna średnia jasność mkolejnych ramek obrazu  $\overline{J}_{akt}$ . Przyjęte zostało, że wartość m = f/3 [Hz] uzależniona jest od aktualnej częstotliwości przetwarzania obrazu f [Hz]

$$\overline{J}_{akt} = \frac{1}{m} \sum_{0}^{m} (\overline{J})$$
(3.2)

Przy uwzględnieniu parametrów badanego obrazu  $\overline{J}_0$ ,  $P_0$  oraz aktualnych danych systemu  $\overline{J}_{akt}$ ,  $\overline{P}_{akt}$  wyznaczany jest nowy próg jasności  $T_{akt}$ 

$$T_{akt} = T_k - \left(\frac{\overline{J}_{akt} - \overline{J}_k}{J_{max}} + \frac{\overline{P}_{akt} - \overline{P}_k}{P_{max}}\right)\frac{T_{max}}{15}$$
(3.3)

Dodatkowymi parametrami wykorzystanymi w równaniu (3.3) są:  $J_{max}$ ,  $T_{max}$  – maksymalna jasność i próg jasności obrazu wynoszące 255,  $P_{max}$  – liczba pikseli zawarta w obrazie kamery.

Dynamicznie zmieniający się parametr progowej jasności obrazu w pewnym sensie wyczula system wizyjny na zmiany otoczenia. Przykładowo wzrost  $\overline{J}_{akt}$  i  $\overline{P}_{akt}$  powoduje podniesienie progu jasności  $T_{akt}$ , przez co podkreślane są obszary będące przeszkodami. Przyjęte zostało, że misja BSL odbywać się będzie w podobnych warunkach atmosferycznych co przeprowadzona kalibracja urządzenia wizyjnego. Dlatego też parametr  $T_{akt}$  jest zmieniany w niewielkim zakresie w odniesieniu do  $T_k$ .

Efektywne sterowanie parametrami jasności obrazu dla nieznanego obszaru działania systemu wizyjnego jest trudnym w realizacji zagadnieniem. Opieranie się jedynie na oprogramowaniu nie zawsze jest skuteczne. Połączenie rozwiązań programistycznych ze sprzętowymi sprawia, że system staje się bardziej odporny na zakłócenia. Wymaga to jednak prawidłowego powiązania ze sobą kluczowych parametrów obydwu systemów.

Dodatkowym zabezpieczeniem przed nagłymi prześwietleniami przetwornika obrazu jest wykorzystanie sterowanej automatycznie przysłony obiektywu. Należało jednak zwrócić szczególną uwagę, jaki wpływ odgrywa stopień otwarcia przysłony na działanie aplikacji detekcji nieba. Podczas przeprowadzonego eksperymentu okazało się, że konieczna jest dodatkowa ingerencja w parametry systemu.

# 4. Badania średniej jasności obrazu dla różnych poziomów otwarcia przysłony

Istotne jest sprawdzenie, w jaki sposób stopień otwarcia przysłony obiektywu wpływa na zmianę jasności obrazu. Wstępne badania polegały na pomiarze średniej jasności obrazu dla niezmieniającego się obszaru. Pomiary przeprowadzono w ciemnym pomieszczeniu z jednym stałym źródłem światła. Wyniki pierwszych testów dla prześwietlonego obrazu przedstawione zostały w tabeli 1.

Przysłona [%]	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100
$\overline{J}_t$	91	100	103	111	118	120	123	130	137	143	150

**Tabela 1.** Wyniki pomiarów średniej jasności  $\overline{J}_t$  dla prześwietlonego obrazu

Parametr procentowego otwarcia przysłony odpowiada zmianie średnicy otworu (przysłony) dopuszczającego światło przez soczewki obiektywu do matrycy kamery. Przeprowadzono 10 pomiarów dla 11 poziomów otwarcia przysłony [%], gdzie  $\overline{J}_t$  jest uśrednioną wartością 10 pomiarów. Nie brano pod uwagę wartości otwarcia przysłony mniejszej niż 50% ze względu na zbytnie zaciemnienie obrazu. Rozdzielczość parametru jasności wynosiła 256 jednostek. Otrzymana została średnia jasność poszczególnych pomiarów dla niezmieniającego się obrazu. Już po pierwszych wynikach badań widać, że wpływ otwarcia przysłony na jakość obrazu jest dość znaczny. Istnieje więc konieczność dodatkowego sterowania wartością progowej jasności  $T_{akt}$  wykorzystywanej w wersji programowej metody detekcji nieba. Kolejnym etapem testów było sprawdzenie, jak na prawidłowość doboru progu  $T_p$  wpływają lokalne prześwietlenia obrazu z typowym refleksem świetlnym. Badania przeprowadzone zostały dla refleksów świetlnych występujących w jednej połowie obrazu. Zmianę średniej jasności w stosunku do otwarcia przysłony przedstawiono w tabeli 2.

**Tabela 2.** Wyniki pomiarów średniej jasności  $\overline{J}_t$ dla lokalnego refleksu świetlnego

Przysłona [%]	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100
$\overline{J}_t$	81	89	95	103	109	115	121	138	161	178	195

Przestawienie przysłony obiektywu wpływa więc dość znacznie na parametry systemu detekcji nieba. Zmiana  $T_{akt}$  jest konieczna już dla niewielkiego przymknięcia przysłony. Na rys. 2 przedstawione zostało graficznie porównanie obydwu przypadków różnego naświetlenia obrazu (tabele 1 i 2). Obie otrzymane funkcje różnią się, co znaczy, że dla obydwu przypadków odblasku świetlnego inaczej powinno wyglądać sterowanie progiem  $T_{akt}$ . W celu uproszczenie zadania przyjęto jednak zależność liniową pośrednią między dwoma wariantami.



Rys. 2. Wykres ilustrujący wyniki zapisane w tabeli 1 i tabeli 2

Na rys. 3 przedstawiony został wykres ilustrujący zależność opisującą wpływ otwarcia przysłony na konieczną zmianę progowej jasności obrazu. Do ustalenia parametrów danej funkcji uwzględniono najczęściej otrzymywane dane kalibracyjne wyznaczane podczas testów poligonowych systemu detekcji nieba oraz wyniki badań nad wyznaczaniem  $T_{akt}$  dla niewielkich zmian jasności obrazu:

 $\overline{J}_k \to P_k \to T_k$  – dane kalibracyjne,  $\overline{J}_{akt} \to P_{akt} \to T_{akt}$  – dane badanego obrazu.

Przyjęto, że minimalny próg jasności  $T_{min}$  wynosi

$$T_{min} = \frac{3}{5}T_k \tag{4.1}$$



Rys. 3. Funkcja sterowania przysłoną obiektywu

Mając daną charakterystykę, można sterować progową wartością jasności barwy w zależności od poziomu otwarcia przysłony, nie zaburzając pracy algorytmu detekcji nieba. W tabeli 3 przedstawione zostały obliczenia statystyczne dla przeprowadzonych w powyższym rozdziale pomiarów.

Tabela	3. Oblic	zenia	statystyczne	wyników	pomiarów	dla skrajnych	ı pozio-
mów otw	arcia pr	zysłor	ıy				

Lp	Dane statystyczne	Pomiar 50% tab.1	Pomiar 100% tab. 1	Pomiar 50% tab. 2	Pomiar 100% tab. 2
1	Wartość średnia	91	150	81	195
2	Odchylenie standardowe	2	1	3	1
3	Wariancja	2,2	0,8	2,6	0,6
4	Przedział wyników	4	2	5	2
5	Rozrzut [%]	4,395	1,33	$6,\!17$	1,02

## 5. Wyniki badań systemu kontroli jasności

Powiązanie systemu kontroli jasności z systemem sterowania przysłoną obiektywu wymaga zastosowania metod niepowodujących konfliktu w parametryzacji. Obie metody pracują równolegle tam, gdzie priorytet działania ma aplikacja sterowania jasnością. Na rys. 4 przedstawiony został algorytm sterowania przysłoną obiektywu.



Rys. 4. Algorytm sterowania przysłoną obiektywu

Przestawienie przysłony obiektywu następuje, gdy pojawi się nagła zmiana jasności barwy obrazu. W tabeli 4 przedstawiono zakresy zmiany średniej jasności obrazu względem ustalonej wartości otwarcia przysłony obiektywu.

Tabela 4. Stopień otwarcia przysłony w stosunku do zmiany jasności obrazu

$(\overline{J}_{akt}/\overline{J}) \cdot 100\%$	50	55	60	65	70	75	80
Przysłona [%]	50	60	65	70	75	80	85

Kolejnym etapem jest przypisanie nowej wartości progowej  $T_p$  zgodnie z aktualnym stopniem otwarcia przysłony (rys. 3). Obraz jest przetwarzany powtórnie już z przymkniętą przysłoną. Jeżeli jasność testowanego obrazu  $\overline{J}_t$  jest zbliżona do średniej jasności z poprzednich iteracji  $\overline{J}_{akt}$ , zapamiętywana jest nowa wartość progowa  $T_p$  oraz stopień otwarcia przysłony. W przeciwnym razie program kończy działanie bez zmian parametrów. Powrót do w pełni otwartej przysłony odbywa się podobnie, jak dla algorytmu z rys. 4. W razie gwałtownego przyciemnienia obrazu następuje zmiana progu jasności na wartość  $T_k$ .

Badania eksperymentalne systemu sterowania przysłoną obiektywu miały na celu dostrojenie funkcji sterowania otrzymanej z badań laboratoryjnych. Na rys. 5 pokazana została zmiana obrazu (metody detekcji nieba) względem wartości otwarcia przysłony.



Rys. 5. Zmiana obrazu dla różnych poziomów otwarcia przysłony: (a) 100%, (b) 80%, (c) 75%, (d) 70%

Przedstawione wyniki badań przeprowadzone zostały w bezchmurnych warunkach atmosferycznych o dużym nasłonecznieniu. Dla danych warunków gwałtowne zmiany jasności są bardzo częste i zależą od zmiany położenia kamery względem słońca. Funkcja sterowania progiem jasności  $T_p$  otrzymana w wyniku badań laboratoryjnych okazała się prawidłowa do zastosowania

w warunkach poligonowych. Kolejnym etapem badań było sprawdzenie zachowania się systemu w przypadku wystąpienia odblasku świetlnego w pewnej części obrazu. Jedno z przykładowych zdarzeń przedstawione zostało na rys. 6.



Rys. 6. Wynik przetwarzania obrazu dla poziomu otwarcia przysłony: (a) 100%, (b) 85%

Badania potwierdziły, że przyjęta ogólna funkcja sterowania przysłoną obiektywu jest do zaakceptowania. Otrzymane wyniki odzwierciedlają rzeczywisty obszar opisujący niebo.

#### 6. Próby poligonowe

Potwierdzenie prawidłowego działania systemu omijania przeszkód możliwe było jedynie przy wykonaniu wielu testów poligonowych. Do badań wybrany został prywatny obszar niezabudowany, aby podczas testów nie było zagrożenia spowodowania kolizji. Trajektorie lotu planowano tak, aby na jej drodze znalazła się co najmniej jedna przeszkoda. Testy przeprowadzano dla krótkich misji, aby zachować ciągłą łączność radiową ze śmigłowcem. Na rys. 7 przedstawione zostały wyniki dla jednej z opracowanych metod omijania przeszkód [1]. Przetestowano nowy tryb lotu autopilota umożliwiający omijanie przeszkód [5]. Przeprowadzono także ocenę skuteczności działania systemu w warunkach, w jakich ma docelowo pracować. Ze względu na małą pojemność wykorzystywanych baterii misje trwać mogły co najwyżej 10 minut. Aby więc wykonać jak najwięcej badań, planowano krótkie trajektorie lotu misji autonomicznych. Jako obiekt latający do testów poligonowych jednokamerowych metod wybrano ekonomiczną wersję śmigłowca czterowirnikowego Arducopter v1.1 o nośności do 500 g.

W trakcie przeprowadzanych testów zarejestrowano kilkukrotne zadziałanie algorytmu sterowania przysłoną obiektywu. Tak duże zmiany jasności były efektem zbytniego nasłonecznienia przetworika kamery. Jednak w większości przypadków aktualny próg jasności  $T_{akt}$  dobierany był zgdnie z równaniem (3.3). Rezultatem badań było ukazanie wyników prawidłowej konfiguracji obydwu metod (programowej i sprzętowej) sterowania jasnością obrazu.



Rys. 7. (a) Widok z webserwera systemu wizyjnego "metoda detekcji nieba", (b) zdjęcie przeszkody wykonane podczas badań poligonowych, (c) różne przykłady trajektorii lotu wykreślone na zdjęciach satelitarnych obszaru z badań poligonowych wykreślone w oprogramowaniu MissionPlanner

#### 7. Wnioski

Wizyjne systemy omijania przeszkód wymagają zastosowania zaawansowanych metod sterowania BSL oraz złożonych algorytmów przetwarzania obrazu. W pracy przedstawiony został system sterowania przysłoną obiektywu wspomagający algorytm kontroli jasności obrazu. Zadanie to wymagało opracowania metody pozwalającej na otrzymanie synergii działania systemów programowego i sprzętowego. W rezultacie otrzymano wizyjny system kontroli jasności obrazu mogący pracować w zmiennych warunkach oświetleniowych. Skuteczność działania opracowanej metody została sprawdzona podczas poligonowych testów wizyjnych algorytmów omijania przeszkód dedykowanych dla BSL. Próby w locie potwierdziły wysoką efektywność metody kontroli jasności. Mimo zmiennego oświetlenia słonecznego, przeszkody wykrywane na obrazie odzwierciedlały rzeczywisty stan otoczenia. Podczas finalnych testów nie zanotowano przypadków nieprawidłowego działania systemu kontroli jasności.
### Bibliografia

- CIEŚLUK J., GOSIEWSKI Z., 2012, Wizyjny system detekcji nieba wykorzystany do zadania omijania przeszkód przez bezzałogowe aparaty latające, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- GOSIEWSKI Z., CIEŚLUK J., AMBROZIAK L., 2011, Vision-based obstacle avoidance for unmanned aerial vehicles, 4th International Congress on Image and Signal Processing, IEEE Indexed, 2020-2025
- DE CROON G.C.H.E., REMES B.D.W., DE WAGTER C., RUIJSINK R., 2011, Sky segmentation approach to obstacle avoidance, *Aerospace Conference*, *IEEE*, 1-16
- SHEN Y., WANG Q., 2013, Sky region detection in a single image for autonomous ground robot navigation, *International Journal of Advanced Robotic* Systems, 10, 362
- 5. CIEŚLUK J., GOSIEWSKI Z., 2013, A stereovision system for real time obstacle avoidance by unmanned aerial vehicle, *Solid State Phenomena*, 159-164

### Image brightness control method used for obstacles avoidance by unmanned aerial vehicle

#### Abstract

The article presents the hardware and software control method of the image brightness. It is important for image analysis in a dynamical environment. An example of this is the use of vision based obstacle avoidance systems tested in high and variable insolation. The presenting solutions allow for real-time control of the brightness of the image, not significantly altering the objectivity of the results from the vision system. In the first part of the article tested is the ability to control light reflections by using the software, while in the second part (hardware) an iris lens control system is presented. In the experimental research, ADSP-BF537 computer with built-in CMOS camera has been used. The obtained characteristics of the brightness of the image, depending on the level of the iris lense, allowed selection of algorithm parameters of the brightness control. The system has been tested during flight test. The effectiveness of the proposed method has been examined in different variants of lighting the image (also including light reflections). The paper also describes the calibration device, the control system of the iris lens and its integration with the algorithm of the vision system.

Badania są finansowane przez Politechnikę Białostocką w ramach pracy własnej o nr. W/WM/2/2013

Współautor publikacji Jakub Cieśluk jest uczestnikiem projektu Stypendia dla doktorantów województwa podlaskiego, współfinansowanego w ramach Programu

Operacyjnego Kapitał Ludzki, Działanie 8.2 Transfer wiedzy, Poddziałanie 8.2.2 Regionalne Strategie Innowacji, ze środków Europejskiego Funduszu Społecznego, budżetu państwa oraz środków budżetu Województwa Podlaskiego.

### EFEKTYWNOŚĆ ENTOMOPTERA PODCZAS LOTU W ZAWISIE

PAWEŁ CZEKAŁOWSKI, KRZYSZTOF SIBILSKI

Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych, Politechnika Wrocławska e-mail: pawel.czekalowski@pwr.edu.pl

Jednym z przedstawicieli statków powietrznych operujących w reżimie małych liczb Reynoldsa jest entomopter. Taki obiekt sposobem lotu naśladuje owady. Z technicznego punktu widzenia istotna jest efektywność jego działania wyrażona w postaci zapotrzebowania na moc. Przedstawiona praca stanowi oszacowanie poboru mocy przyszłego obiektu latającego. Do analiz wykorzystane zostały rezultaty pomiarów przeprowadzonych na przeskalowanym robocie w tunelu wodnym. Mierzone były zarówno siły, jak i moment aerodynamiczny. Sprawdzone zostały różne sposoby ruchu. Otrzymane rezultaty przeskalowano tak, aby były odpowiadały projektowanemu entomopterowi. Rezultaty testów w tunelu wodnym nie odzwierciedlają dokładnie lotu. W celu dokładniejszego odwzorowania rzeczywistych warunków pracy zasymulowany został lot przy pomocy autorskiego modelu.

### 1. Wprowadzenie

Obiekty latające klasy mikro to nowa kategoria statków powietrznych, które w ostatnich latach bardzo dynamicznie się rozwijają. Są to konstrukcje już na tyle dojrzałe, że z powodzeniem można je wykorzystywać do celów komercyjnych. Dynamiczny rozwój systemów nano- i mikro-elektromechanicznych pozwolił na budowę znacząco małych obiektów latających. Jednym z przedstawicieli nowego rodzaju statków powietrznych jest entomopter. Według definicji jest to statek powietrzny, który generuje siłę aerodynamiczną w taki sposób, jak owady. Porusza skrzydłami poprzez cykliczny ich obrót wokół dwóch lub trzech osi o kąt mniejszy niż 180°. Pochodzenie etymologiczne nazwy tej grupy statków powietrznych wywodzi się z połączenia dwóch greckich słów:  $\varepsilon \nu \tau o \mu o \varsigma$ , entomos (owad) oraz  $\pi \tau \varepsilon \rho o \nu$  – pteron (skrzydło).

Obiektem badań jest koncepcja dwuskrzydłego entomoptera opartego na mechanicznym układzie przeniesienia napędu oraz silniku elektrycznym.

Obiekt ma rozpiętość skrzydeł 200 mm. Częstotliwość trzepotania to około 10-20 Hz, a liczba Reynoldsa charakteryzująca opływ skrzydeł wynosi 10000. Koncepcja układu konstrukcyjnego obiektu przedstawiona została na rysunku 1. Obiekt złożony jest z dwóch głównych zespołów: zespołu napędowego oraz sterowania. Oba zespoły połączone są ze sobą układem popychaczy, który pozwala na zmianę względnego położenia kątowego. Napęd w zakresie ruchu głównego skrzydeł realizowany jest za pośrednictwem układu korbowego. Natomiast zmiana kąta nastawienia wymuszana jest siłami aerodynamicznymi i masowymi. Obrót skrzydła względem kąta nastawienia ograniczany jest przy pomocy sprężyny o odpowiednio dobranej charakterystyce. Przewidywana masa to 10 g. Do napędu posłuży silnik elektryczny prądu stałego.



Rys. 1. Układ napędowy entomoptera

### 2. Eksperyment statyczny

Przeprowadzony został eksperyment polegający na pomiarze sił aerodynamicznych generowanych przez robot w tunelu wodnym. Podczas pomiarów obiekt został na sztywno zamocowany do suportu tunelu. Przebadano szereg różnych sposobów zmiany kąta nastawienia. Sposób zmiany kąta azymutalnego położenia skrzydła pozostał niezmieniony. Szerszy opis tego eksperymentu został opublikowany w pracy [1]. Ten dokument zawiera jedynie zestawienie końcowych wyników, które stanowią punkt wyjścia do dalszej analizy.

Na podstawie bezpośrednich wyników pomiarów (pomiar sił aerodynamicznych oraz momentu oporowego) możliwe jest wyznaczenie zapotrzebowania na moc entomoptera cechującego się parametrami przedstawionymi we wstępie tego artykułu. Moc wyliczana jest przy pomocy zależności

$$P_a = 2P \sqrt{\frac{\rho}{\rho_a} \left(\frac{L_a}{2L}\right)^3} \frac{R}{R_a}$$
(2.1)

przy założeniu, że entomopter ma generować siłę nośną równoważącą jego ciężar (10g). Moc wyznaczona została na dwa sposoby. W pierwszym podejściu założono, że siła nośna równa jest geometrycznej sumie średnich z całego okresu obu składowych wypadkowej siły aerodynamicznej. Odpowiada to sytuacji, w której orientacja płaszczyzny trzepotania jest stała. W drugim podejściu założona została sytuacja idealna. W każdej chwili ruchu do unoszenia wykorzystywana jest wypadkowa siła aerodynamiczna. W tej sytuacji płaszczyzna ruchu (moduł napędowy) zmienia swoją kątową orientację w przestrzeni.



Rys. 2. Różnice w sposobie wykorzystania siły aerodynamicznej

Znając zapotrzebowanie na moc oraz dane komponentów, z których urządzenie zostanie zbudowane, możliwe jest oszacowanie długotrwałości lotu entomoptera, korzystając z prawa Joulea-Lenza. Długotrwałość lotu wyznaczona została z zależności

$$t = \frac{UC\eta}{P_a} \tag{2.2}$$

0,7

39,8

0,7

26,1

 $\eta$ 

 $t [\min]$ 

Tabela 1 przedstawia wyniki obliczeń. Kolumna I została sporządzona dla przypadku, w którym jako siła nośna wykorzystywana jest średnia wypadkowa siła aerodynamiczna. Kolumna II reprezentuje wariant, gdy w każdym momencie jako siła nośna wykorzystywana jest wypadkowa siła aerodynamiczna.

		Ι	II
Pobór mocy	P[W]	0,59	0,39
Napięcie	U [V]	3,7	3,7
Pojemność akumulatora	$C_{ap}$ [Ah]	0,1	0,1

**Tabela 1.** Długotrwałość lotu dla kinematyki ruchu

Sprawność układu napędowego

Długotrwałość

W pierwszym przypadku idealnego wykorzystania siły aerodynamicznej pobór mocy wyniósłby 0,39 W. W klasycznym podejściu możliwe byłoby uzyskanie wartości o 50% większej (0,59 W). Przy założeniu zasilania układu napędowego przez pojedynczą celę LiPo o napięciu 3,7 W oraz pojemności 0,1 Ah długotrwałość lotu wyniosłaby 26,1 min. Górną granicę długotrwałości lotu dla tego obiektu stanowi wartość blisko 40 min.

### 3. Model dynamiki lotu

Opisany powyżej eksperyment statyczny nie oddaje jednak do końca rzeczywistości. Podczas lotu obiekt będzie wykonywał ruchy oscylacyjne zarówno w zakresie kątowej orientacji, jak i położenia w przestrzeni. Zbudowany został model numeryczny, który przewiduje zachowanie się obiektu podczas lotu. Taka analiza dodatkowo pozwala wykluczyć ewentualny brak możliwości zapewnienia stateczności podłużnej entomoptera. Sprawdzona została efektywność zaproponowanej metody sterowania. Oszacowane zostało rzeczywiste zapotrzebowanie na moc. Należy się spodziewać, że w rzeczywistości efektywność układu napędowego będzie niższa od tej oszacowanej z zaniedbaniem ruchu.

Tematyka modelowania dynamiki lotu entomoptera jest już dobrze znana. Dostępna jest duża ilość artykułów poświęcona tej tematyce. Przykładem mogą być publikacje: [4]-[9]. Dotychczasowe podejście wykorzystywało analityczny quasi-stacjonarny model aerodynamiki entomoptera. Przedstawione tu podejście jest inne. Wykorzystany został model zbudowany na podstawie danych testowych.

Model został zbudowany w oparciu o środowisko obliczeniowe Matlab Simulink. Model zakłada, że entomopter traktowany będzie jako bryła sztywna. Schemat przedstawiony jest na ilustracji 3. Model złożony jest z trzech zasadniczych bloków: blok aerodynamiki entomoptera, bloku dynamiki ruchu oraz układu stabilizacji. Jako blok dynamiki ruchu posłużył blok 3DoF (*aerospace toolbox*), który rozwiązuje równania ruchu względem trzech stopni swobody (translacja w płaszczyźnie oraz obrót wokół jednej osi). Moduł rozwiązuje klasyczny dla mechaniki lotu układ równań

$$\frac{d}{dt}w = \frac{N}{m} - qu - g\cos\Theta$$

$$\frac{d}{dt}u = \frac{T}{m} - qw - g\sin\Theta$$

$$\frac{d}{dt}q = \frac{M}{I}$$
(3.1)

Blok dynamiki ruchu otrzymuje wartości sił generowanych przez entomopter z bloku aerodynamicznego opartego na empirycznym modelu charaktery-



Rys. 3. Układy współrzędnych modelu

styk aerodynamicznych. Podstawowym założeniem modelu empirycznego charakterystyk aerodynamicznych jest linearyzacja względem parametrów modelu wokół charakterystyk stacjonarnych (zmierzonych podczas bezruchu entomoptera). Przy takim założeniu zmiana wartości dowolnej wielkość (siła normalna, styczna, moment pochylający oraz moc) może być odwzorowana płaszczyzną, a wartość wyznaczona na podstawie równania liniowego. Model uwzględnia wpływ prędkości postępowej, kątowej oraz przyspieszenia kątowego na generowane obciążenia. Wyniki pomiarów zostały zlinearyzowane wokół punktu pracy, którym w tym przypadku jest zawis. Dowolna rozważana wielkość będzie wyznaczona na podstawie czterowymiarowej funkcji liniowej

$$C_F(\varphi,\omega,\varepsilon,\dot{x},\dot{y}) = \frac{\partial C_F}{\partial \omega}(\varphi)\dot{\delta} + \frac{\partial C_F}{\partial \varepsilon}(\varphi)\ddot{\delta} + \frac{\partial C_F}{\partial \dot{x}}(\varphi)\dot{x} + \frac{\partial C_F}{\partial \dot{y}}(\varphi)\dot{y} + C_{F_0}(\varphi)$$
(3.2)

Wartości wszystkich pochodnych stanowią funkcje kątowego położenia skrzydła na średniej płaszczyźnie ruchu. Uzmiennienie pochodnych względem położenia skrzydła pozwala na odwzorowanie chwilowego przebiegu wartości. Ich wartości wyznaczone zostały w oparciu o dwa dodatkowe doświadczenia: pomiary w ruchu postępowym [2] oraz testy dynamiczne. Szerszy opis empirycznego modelu aerodynamiki entomoptera można odnaleźć w publikacji [3].

Model własności aerodynamicznych entomoptera uzupełniony został o układ stabilizacji lotu, który jest konieczny do utrzymania zadanych parametrów lotu. W modelu stabilizacji podlegają kąt pochylenia obiektu, prędkość postępowa oraz prędkość wznoszenia. Dwa pierwsze parametry stabilizowane są przez pochylenie płaszczyzny trzepotania skrzydeł. Wykorzystane zostały dwa regulatory PID. Regulator odpowiadający za minimalizację uchybu prędkości postępowej jako sygnał wejściowy otrzymuje prędkość lotu w tym kierunku. Do stabilizatora kąta pochylenia trafia suma sygnału wyjściowego z poprzedniego regulatora i wartość prędkości pochylania obiektu. Stabilizacja



prędkości wznoszenia odbywa się poprzez zmianę częstotliwości trzepotania. Tu wykorzystany został regulator proporcjonalny.

Rys. 4. Model dynamiki ruchu

### 4. Analiza lotu entomoptera

Do programu przedstawionego powyżej wprowadzone zostały dane odpowiadające rozważanemu obiektowi. Program wymaga danych masowych obiektu: masy całkowitej, momentu bezwładności względem osi poprzecznej, masy oraz położenia środka ciężkości skrzydeł.

Zgodnie z przewidywaniami obiekt podczas lotu wykonuje oscylacje zarówno położenia, jak i swojego pochylenia. Niezależnie od monitorowanej wielkości symulacje przewidują dwojakie oscylacje: szybkie oraz wolne. Te pierwsze spowodowane są ruchem roboczym skrzydeł, zgodne są z częstotliwością trzepotania. Drugie związane są z działaniem układu stabilizacji. Wszystkie przedstawione poniżej wyniki zarejestrowane zostały dla obiektu w stanie "pseudo ustalonym", czyli wartości parametrów położenia obiektu oscylują wokół zadanych. Przedstawiony jest tylko wycinek eksperymentu. Wykres 5 przedstawia zmiany prędkości obiektu w dwóch kierunkach związanych z obiektem (U zgodnie z osią podłużną, w z osią pionową). W chwili czasowej ujętej nawykresie obiekt stale posiada niezerową średnią prędkość lotu w obu kierunkach, pomimo że układ regulacji ma za zadanie zminimalizować obie prędkości. Oscylacje szybkie dla prędkości U mają cały czas zbliżoną amplitudę, wynoszącą około 0,22 m/s. Dla takiej prędkości i częstotliwości zmian oscylacyjne przemieszenia są rzędu milimetrów. Falowanie prędkości w jest ponad dwa razy mniejsze. Prędkość podczas oscylacji odpowiada 0,03 posuwu względnego. Z doświadczeń przeprowadzonych w ruchu postępowym wiadomo, że prędkość lotu odpowiadająca tego rzędu wartości posuwu nie wpływa znacząco na generowane obciążenia aerodynamiczne.



Rys. 5. Prędkość ruchu entomoptera

Odpowiedź układu stabilizacji, czyli kąt odchylenia płaszczyzny trzepotania przedstawiony jest na rysunku rys. 6. Układ odpowiada na każde "uderzenie" skrzydła, nadążając za zmianami chwilowych wartości parametrów lotu. Zmianie ulega także średnie odchylenie, tak aby minimalizować odchylenie położenia (prędkości) oraz kąta pochylenia. Amplituda wahań szybkich wynosi  $5,5^{\circ}$ . Zakres kątowy ruchu podczas całego eksperymentu wyniósł ok.  $30^{\circ}$  (nie jest to uwidocznione na rys. 6). Przebieg średniej wartości nie przedstawia cyklicznych zmian. Mniejsza jest amplituda oscylacji szybkich, wynosi 1°. Pełny zakres ruchu wyniósł około 12°. Jednak kształt całego przebiegu zupełnie różni się. Wartość wyjściowa układu stabilizacji, czyli kąt pochylenia płaszczyzny trzepotania zależy od kąta pochylenia oraz prędkości U. Ponieważ jedną wielkością sterowane są dwa parametry, sygnał wyjściowy w ogóle ma odmienny przebieg.

Z uwagi na fakt, że osiągane chwilowe prędkości są stosunkowo niewielkie, zmiany w wartościach pobieranej mocy oraz generowanych sił w stosunku do pomiarów statycznych są niezauważalne. Częstotliwość trzepotania obiektu to 14 Hz, podczas gdy teoretyczna częstotliwość, która powinna wystarczyć do wykonania zawisu (gdyby entomopter nie kołysał się) to około 10 Hz. Oznacza to, że w rzeczywistości podczas lotu swobodnego obiekt będzie zużywał więcej energii, niż zostało to przewidziane na podstawie testów statycznych.



Rys. 7. Zmiana kąta pochylenia

Do opisanego programu wstawione zostały bazy danych sporządzone dla innych sposobów ruchu. Rozważonych zostało pięć wariantów zmiany kąta nastawienia. Amplituda wychyleń skrzydła względem tej osi była taka sama w obie strony. Parametry geometryczne i masowe modelu pozostały bez zmian. Nastawy układu regulacji również nie zmieniły się. Doświadczenie to ma na celu ogólne sprawdzenie zachowania się układu wykonującego zróżnicowany ruch trzepoczący, jakiego rzędu oscylacji wartości parametrów należy się spodziewać oraz jaka moc jest realnie do osiągnięcia przy zastosowaniu klasycznego układu stabilizacji. Zakładając, że entomopter będzie stabilizowany w taki sposób, wykluczona zostanie ewentualność braku możliwości zapewnienia stateczności.

Modyfikacja sposobu ruchu skrzydeł pociąga za sobą zmianę przebiegu obciążeń aerodynamicznych (siły i momentu). W efekcie zmianie ulegają wszystkie parametry lotu: przebieg kata pochylenia, chwilowe przemieszczenia. Inne są także sygnały sterujące: kąt odchylenia płaszczyzny trzepotania oraz częstotliwość trzepotania. Nie udało się przeprowadzić doświadczenia dla wszystkich (badanych w doświadczeniu statycznym) sposobów ruchu. W jednym przypadku (amplituda kata nastawienia  $45^{\circ}$ ) układ stabilizacji nie był w stanie zapewnić trwałej równowagi podłużnej obiektowi. Obiekt w pewnym momencie zaczynał obracać się wokół własnej osi poprzecznej, a reszta parametrów rozbiegała sie. Z punktu widzenia energetycznego, a więc osiagów, najistotniejsza wielkościa jest moc niezbędna do lotu. Na rysunku 8 przedstawione jest zestawienie średnich mocy potrzebnych do lotu w trakcie próby (100 s). Dwie krzywe poniżej przedstawiają te same wielkości wyznaczone w teście statycznym. Niższa (mniejsze zapotrzebowanie na moc) odzwierciedla przypadek, gdy wypadkowy wektor siły aerodynamicznej zawsze jest skierowany ku górze (jest siłą nośną). Jest to w istocie dolna granica zapotrzebowania dla danej trajektorii ruchu skrzydła. Druga krzywa reprezentuje przypadek, gdy średni wypadkowy wektor siły nośnej skierowany jest ku górze (płaszczyzna trzepotania jest nieruchoma).



Rys. 8. Pobór mocy w funkcji amplitudy zmiany kąta nastawienia skrzydła

W każdym przypadku pobór mocy był większy od obu krzywych porównawczych. Minimalny pobór uzyskany został dla kinematyki o amplitudzie ruchu (zmiany kąta nastawienia) równej 150° (0,84 W). Maksymalny natomiast przy amplitudzie 90° (1,24). Wyniki nie przedstawiają tendencji monotonicznej. Zbadany zakres zawiera dwa ekstrema lokalne. Rozrzut wartości wynosi około 20%. Wyniki pokazują, że układ stabilizacji oparty na prostym regulatorze PID ze sprzężeniem zwrotnym nie jest rozwiązaniem pozwalającym na najefektywniejsze wykorzystanie energii. Najlepszy wynik w teście dynamicznym jest o 50% większy od odpowiedniego minimalnego zapotrzebowania na moc. Najgorszy jest dwukrotnie większy. Takie regulatory pracują na zasadzie minimalizacji uchybu. Trzepoczący układ napędowy dla najefektywniejszego wykorzystania mocy musi wykonywać ruchy oscylacyjne. Szczególnie taki sposób stabilizacji musi zmieniać kąt pochylenia.

### 5. Wnioski

Symulacja lotu swobodnego wykazała dostateczną skuteczność zaproponowanego sposobu sterowania. W symulacji udało się wykonać stabilny lot w zawisie. Uzyskana efektywność układu napędowego była niestety znacząco niższa od tej przewidywanej w doświadczeniu statycznym. Obiekt poruszał skrzydłami szybciej niż założono. Dowodzi to wysokiej wagi problemu sterowania optymalnego. W przedstawionym eksperymencie zaproponowany został układ regulacji oparty na klasycznym regulatorach typu PID o nastawach dobranych metoda ekspercką. W kolejnym kroku należy zaprojektować dedykowany układ regulacji, który będzie zoptymalizowany do tego zadania. Cały czas obecne są drgania, które mogą być problemem dla umieszczonych na pokładzie urządzeń elektronicznych, takich jak akcelerometry lub kamera. Można rozważyć zwiększenie częstotliwości trzepotania, co wiązałoby się ze zmniejszeniem skrzydeł. Jednocześnie zmniejszona zostałaby powierzchnia, zakreślana przez skrzydła, co poskutkuje zmniejszeniem efektywności (zgodnie z teorią strumieniową).

Analiza dynamiki ruchu wykazała dwojakie zmiany kąta pochylenia płaszczyzny trzepotania: wolne oraz szybkie. Pierwsze mają charakter stabilizujący. Szybkie natomiast niwelują drgania wywołane niezrównoważonymi chwilowymi momentami pochylającymi generowanymi przez skrzydła. Ich częstotliwość równa jest częstości ruchu skrzydeł. Takiego sposobu zmiany położenia nie jest w stanie zrealizować żaden klasyczny aktuator. Częstotliwość zmian jest zbyt duża. Możliwe byłoby to przy użyciu siłownika piezoelektrycznego. Ten jednak wykonuje tylko małe ruchy, wymagałby wiec znacznego przełożenia. Do realizacji tego celu można jednak użyć odrębnego układu mechanicznego, który realizowałby tylko drgania oraz osobnego do sterowania, który realizowałby sygnał wolniejszy, lecz o wyższej amplitudzie. Ten drugi może być już zrealizowany przy pomocy klasycznego silnika elektrycznego.

### Bibliografia

 SIBILSKI K., CZEKAŁOWSKI P., 2013, Wpływ sposobu zmiany kąta nastawienia skrzydła na obciążenia aerodynamiczne, *Modelowanie Inżynierskie*, 17, 48, 19-27

- 2. SIBILSKI K., CZEKAŁOWSKI P., 2012, Wpływ predkosci lotu entomoptera na generowane obciazenia aerodynamiczne, *Modelowanie Inżynierskie*, **45**, 14
- SIBILSKI K., CZEKAŁOWSKI P., Empiric model of an entomopter aerodynamics, AIAA Online Proceedings
- MWONGERA V., LOWENBERG M., 2012, Bifurcation analysis of a flapping wing MAV in longitudinal flight, AIAA Online Proceedings, 4407
- 5. LEWITOWICZ J., KOWALCZYK G., SIBILSKI K., ŻUREK J., 2008, Modeling and simulation of flapping wings micro-aerial-vehicles flight dynamics, *ICAS*
- LASEK M., SIBILSKI K., 2003, Analysis of flight dynamics and control of an entomopter, AIAA Online Proceedings 5707
- LASEK M., SIBILSKI K., 2002, Modeling and simulation of flapping wing control for a micromechanical flying insect (entomopter), AIAA Online Proceedings, 4973
- LOH K., COOK M., THOMASSON P., 2003, An investigation into the longitudinal dynamics and control of a flapping wing micro air vehicle at hovering flight, *The Aeronautical Journal*, 743-753

#### Flight performance of entomopter during hover

#### Abstract

One of airplanes that operates in low Reynolds conditions is the entomopter. This kind of object generates lift force in a similar way as an insect. From technical point of view, the most important is effectiveness of the object. The present work is an estimation of energy use of entomopter during hovering flight. For analysis purposes, results of water tunnel tests are used. During the experiment forces and moments are measured. The results are scaled to be appropriate for the designed entomopter. Experiments in the water tunnel do not reproduce fully flight conditions. To take into account the influence of flight conditions, flight simulations are performed.

## Rozdział III

## Aerodynamika obiektów latających

### ANALIZA NUMERYCZNA OPŁYWU SAMOLOTU AT-6

ŁUKASZ MAZURKIEWICZ AT-P Aviation sp. z o.o.

e-mail: lukasz.mazurkiewicz@flow-look.eu

Na etapie projektowania nowego samolotu AT-6 zostały zastosowane metody numeryczne mechaniki płynów (CFD) w celu wyznaczenia podstawowych charakterystyk aerodynamicznych rozwijanej konstrukcji. Pierwsze analizy wykazały występujące oderwanie przepływu na gondoli silnika, niekorzystny wpływ interferencji śladu aerodynamicznego oraz wirów krawędziowych przedniego płata z gondolą silnikową, płatem głównym oraz usterzeniem samolotu. Dzięki temu wprowadzono modyfikacje geometrii gondoli i płata na wczesnym etapie projektu mające na celu poprawę charakterystyk aerodynamicznych i zniwelowanie niekorzystnego wpływu ww. interferencji. Praca prezentuje porównanie opływu i charakterystyk przed i po modyfikacjach.

### 1. Wstęp

Konfiguracja aerodynamiczna samolotu AT-6 została zaprojektowana i zoptymalizowana przy użyciu metod panelowych z dwuwymiarowym rozwiązaniem warstwy przyściennej. Tą metodą został opracowany projekt wstępny kształtu gondoli silnika. Ze względu na skomplikowany układ aerodynamiczny złożony z trzech powierzchni nośnych, spodziewane interferencje, oddziaływanie śladu aerodynamicznego płata przedniego z gondolą i skrzydłem głównym w czasie lotu na większych kątach natarcia, a także rzeczywiste trójwymiarowe zjawiska w warstwie przyściennej, do weryfikacji zdecydowano się użyć bardziej rozbudowanych metod numerycznej mechaniki płynów, które z kolei dały wytyczne następnych udoskonaleń.

### 2. Zakres pracy

Początkowy zakres pracy obejmować miał porównanie kilku podstawowych konfiguracji samolotu: przelotową, startową i do lądowania, z różnymi wychyle-

niami klap i przy odpowiadających im prędkościach lotu. W toku prac projektowych, na skutek stwierdzonego niekorzystnego wpływu gondoli silnikowej na charakterystyki aerodynamiczne, zakres pracy uległ zmianie na następujący:

- wyznaczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych dla konfiguracji gładkiej (bez wychylonych klap i powierzchni sterowych) i bez gondoli,
- wyznaczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych dla konfiguracji gładkiej z gondolą silnikową,
- wyznaczenie i porównanie charakterystyk aerodynamicznych dla konfiguracji gładkiej po ewentualnej modyfikacji gondoli czy też innych części samolotu.

### 3. Przyjęte założenia i dane ogólne

Do przygotowania modelu i opracowania charakterystyk aerodynamicznych przyjęto założenia:

- masa samolotu 1280 kg,
- powierzchnia odniesienia 12,43 m²,
- średnia cięciwa aerodynamiczna (SCA) 1,153 m,
- typowe położenie środka ciężkości -14% SCA,
- skrajne tylne położenie środka ciężkości 13,3% SCA,
- konfiguracja gładka.

Modelowano samolot bez śmigieł, w locie symetrycznym. Liczba Reynoldsa odpowiadała w przybliżeniu warunkom równowagi dla danego kąta natarcia. Dodatkowe założenia modelu:

- przepływ turbulentny, ustalony, izotermiczny. Zastosowano zmodyfikowany model turbulencji SST,
- model gazu idealnego, ściśliwego,
- uwzględniono symetrię modelu.

Przygotowane zostały siatki niestrukturalne typu tetra z 17 warstwami elementów pryzmatycznych przy ściankach celem lepszego zamodelowania warstwy przyściennej. Wysokość pierwszej warstwy pryzmy wynosiła od 0,01 mm do 0,06 mm, współczynnik przyrostu 1,3. W zależności od liczby Reynoldsa wartość współczynnika Y+ dla tak przygotowanej siatki mieściła się w zakresie 0,006-50. Wszystkie siatki zostały opracowane według tej samej metodyki, aby zapewnić maksymalną porównywalność wyników.



Rys. 1. Geometria i siatka modelu wyjściowego bez gondoli



Rys. 2. Geometria i siatka obliczeniowa modelu z gondolami



Rys. 3. Siatka obliczeniowa – skrzydło

### 4. Wyniki

### 4.1. Konfiguracja gładka bez gondoli

Wyznaczenie charakterystyk modelu bez gondoli pozwoliło określić poziom odniesienia do dalszych analiz i ocenić ogólną poprawność układu aerodynamicznego. Analiza została przeprowadzona dla wybranych kątów natarcia.

Dane charakterystyczne:

- minimalny współczynnik oporu $CD_{min}=0,0274$ dla kąta natarcia $0^{\circ},$
- maksymalny współczynnik siły nośnej CL<br/>max= 2,20 dla kąta natarcia 21°,
- maksymalna doskonałość: 15,7 dla kąta natarcia około $6^\circ.$

Krzywa charakterystyki siły nośnej wskazuje, że przeciągnięcie odbywa się w sposób łagodny. Oderwanie rozpoczyna się dla kąta natarcia około 14°, pojawia się na przednim płacie oraz początkowo w przykadłubowej, a później środkowej części skrzydła. Wraz ze wzrostem kąta natarcia oderwanie przepływu zwiększa się, jednak nawet dla maksymalnych kątów natarcia przepływ w okolicach lotek pozostaje niezaburzony, zapewniając ich poprawne działanie (rys. 4). Przebieg współczynnika momentu pochylającego CM (rys. 14)<sup>1</sup>, zarówno dla typowego jak i tylnego położenia środka ciężkości, wskazuje, że model jest stateczny statycznie. Niewielkie zakrzywienie charakterystyki pojawia się powyżej około 10°, a także po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia. Zakrzywienie charakterystyki współczynnika momentu podłużnego powyżej kąta natarcia 10° wynika z tego, iż dla tej wartości następuje przejście śladu aerodynamicznego schodzącego z przedniego płata przez skrzydło główne. Dla mniejszego kąta natarcia ślad aerodynamiczny przechodzi poniżej skrzydła, dla większych powyżej (rys. 5). Uzyskane charakterystyki są poprawne.

### 4.2. Konfiguracja gładka z Gondolą II

Przed podjęciem obecnych obliczeń układ z pierwszą gondolą był analizowany za pomocą metod panelowych. Wynikało z nich, że gondola ma bardzo duży negatywny wpływ na charakterystyki. Geometria gondoli została zmodyfikowana i na potrzeby niniejszej pracy nazwana Gondolą II.

Dane charakterystyczne:

• minimalny współczynnik oporu $CD_{min}=0,0298$ dla kąta natarcia $0^{\circ},$ 

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Odwołanie jest do zbiorczych charakterystyk aerodynamicznych. Dla zwiększenia czytelności zostały zebrane i umieszczone na końcu pracy.



Rys. 4. Kąt natarcia 21°,  $CL_{max}$ . Składowa współczynnika oporu pochodząca od sił lepkości rzutowana na kierunek osi podłużnej, wartość ujemna oznacza oderwanie. Nie ma oderwania w obszarze lotek



Rys. 5. Kąt natarcia 10°, przejście śladu z przedniego płata przez płat główny

- maksymalny współczynnik siły nośnej  $CL_{max} = 1,753$  dla kąta natarcia 22°,
- maksymalna doskonałość: 14,9 dla kąta natarcia około 6°.

Z analizy wynika, że minimalny opór wzrósł o 8,7% w stosunku do modelu bez gondoli, maksymalna siła nośna spadła o 20%. Widoczny jest bardzo duży spadek doskonałości powyżej kąta natarcia wynoszącego 10°, o prawie 34%. Charakterystyka siły nośnej jest mocno nieliniowa (rys. 12; rys. 12-15 w Dodatku na końcu pracy) i po przekroczeniu kąta natarcia 10° następuje drastyczne zwiększenie oporu. Również charakterystyka momentu pochylającego (rys. 14) powyżej tego kąta natarcia jest nieliniowa na skutek dużego oderwania. Wyznaczony współczynnik momentu pochylającego w tym zakresie może być obarczony dużym błędem, jako że obliczenia prowadzone były dla przepływu ustalonego, a tak duże oderwanie jest zjawiskiem nieustalonym.

Nawet dla niewielkich kątów natarcia widoczne są bardzo duże podciśnienia na przedniej części gondoli w rejonie połączenia ze skrzydłem, po obu stronach. Oderwanie w rejonie połączenia gondoli ze skrzydłem zaczyna być widoczne już dla kąta natarcia około 6°, stopniowo rozszerzając się na zewnętrzną i wewnętrzną część skrzydła. Początkowo oderwanie jest silniejsze po stronie wewnętrznej (do około 12°), później po zewnętrznej, aż obejmie obie strony gondoli i znaczne obszary skrzydła od krawędzi natarcia. Lotki pozostają w strefie bez oderwania (rys. 6 i rys. 7).



Rys. 6. Gondola II, kąt natarcia 12°. Widoczne oderwanie po wewnętrznej stronie gondoli



Rys. 7. Gondola II, kąt natarcia 16°. Widoczne oderwanie po zewnętrznej stronie gondoli

Powyższa sytuacja wymusiła kolejną zmianę geometrii i położenia gondoli, oznaczoną na potrzeby tej analizy jako Gondola III.

### 4.3. Konfiguracja gładka z Gondolą III

Po przeanalizowaniu wyników zmianie uległo położenie skrzydła, zostało przesunięte ku górze. Zmieniony został również kształt gondoli, tak aby zmniejszyć niekorzystny rozkład ciśnień w jej otoczeniu i bardzo duże podciśnienia w rejonie połączenia ze skrzydłem.

Dane charakterystyczne:

- minimalny współczynnik oporu $CD_{min}=0,0277$ dla kąta natarcia $0^{\circ},$
- maksymalny współczynnik siły nośnej  $CL_{max} = 1,980$  dla kąta natarcia 18°,
- maksymalna doskonałość: 15,3 dla kąta natarcia około 6°.

Z analiz wynika, że wzrost oporu wynosi około 1,1%, spadek maksymalnej siły nośnej około 10% i spadek maksymalnej doskonałości o 2,5% w stosunku do konfiguracji bez gondoli.

Przebieg współczynnika siły nośnej jest poprawny i wzrost oporu niewielki (rys. 12 i 13). Przebieg współczynnika momentu pochylającego jest praktycznie liniowy do około 14°, później ulega lekkiemu wypłaszczeniu (pochodna bliska zeru), wskazując na neutralną stateczność. Niestety, po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia pochodna momentu pochylającego zmienia dość gwałtownie znak na dodatni – samolot staje się niestateczny podłużnie (rys. 14).

Niewielkie oderwanie w okolicach gondoli widoczne jest dopiero po przekroczeniu kąta natarcia 14°, w tylnej części połączenia skrzydła z gondolą, symetrycznie po obu stronach (rys. 8). Wraz ze zbliżaniem się do kąta krytycznego zwiększa się oderwanie po zewnętrznej stronie gondoli, po przeciągnięciu przechodząc również na jej górną stronę (rys. 9). Oderwanie na przednim płacie rozpoczyna się od około 14°, przebiega łagodnie i zajmuje maksymalnie rejon klapy. Opływ lotek jest poprawny, bez oderwań w całym badanym zakresie kątów natarcia. W rejonie połączenia skrzydło-kadłub również nie zaobserwowano żadnych zaburzeń. W całym badanym zakresie opływ kadłuba jest poprawny bez widocznych oderwań.

Przyczyną niestateczności podłużnej na dużych kątach natarcia jest silne oddziaływanie wirów krawędziowych i śladu aerodynamicznego schodzących z przedniego płata z usterzeniem poziomym oraz charakterystyka płata przedniego. Wiry, przebiegając tuż pod usterzeniem przy kącie natarcia od około 18°, generują niższe ciśnienie na spodniej powierzchni usterzenia, zwiększając moment zadzierający nos samolotu. Widoczne jest to doskonale na rys. 10.



Rys. 8. Gondola III, kąt natarcia 16°. Widoczne bardzo małe oderwanie po obu stronach gondoli przy krawędzi spływu skrzydła



Rys. 9. Gondola III, kąt natarcia 20°. Widoczne przejście śladu i wirów przez usterzenie poziome i oderwanie na górnej i zewnętrznej części gondoli. Początek oderwania na przednim płacie przy krawędzi spływu



Rys. 10. Model z Gondolą III, kąt natarcia 18°,  $CL_{max}.$  Oddziaływanie wirów krawędziowych z usterzeniem poziomym

Później usterzenie dostaje się w rejon śladu aerodynamicznego. Dodatkowo płat przedni ulega przeciągnięciu trochę później niż płat główny, co również zwiększa niekorzystny wypadkowy moment sił.

### 4.4. Konfiguracja IV

Niestety problemy ze statecznością podłużną wymusiły kolejną zmianę geometrii. Modyfikacja przyniosła zmianę profilu płata przedniego w taki sposób, aby oderwanie pojawiało się na nim dość gwałtownie tuż przed przeciągnięciem płata głównego. Zmianie uległo również samo położenie skrzydła, a także poprawiono kolejny raz kształt gondoli, zapewniając lepszy rozkład ciśnień w jej otoczeniu.

Dane charakterystyczne:

- minimalny współczynnik oporu  $CD_{min} = 0.0277$  dla kąta natarcia 0°,
- maksymalny współczynnik siły nośnej  $CL_{max} = 2,104$  dla kąta natarcia 20°,
- maksymalna doskonałość: 15,3 dla kąta natarcia około 6°.

Porównując ostatnie wyniki do konfiguracji podstawowej, zauważymy niewielki wzrost oporu minimalnego o 1%, spadek maksymalnej siły nośnej o 4%, a także zmniejszenie maksymalnej doskonałości o 2,5%. Są to wyniki zadowalające. Po wprowadzonych zmianach charakterystyki podłużne uległy poprawie. Aż do 1° charakterystyka momentu pochylającego jest prawie liniowa, pochodna momentu ujemna (rys. 14). Natomiast po przekroczeniu tego kąta pochodna momentu pochylającego zmniejsza swoją wartość (zwiększa się moment "na nos" samolotu). Następuje wówczas bardzo szybko oderwanie praktycznie na całej powierzchni płata przedniego i utrata wytwarzanej na nim siły nośnej. Również wiry krawędziowe ulegają szybszemu rozproszeniu. Na płacie głównym oderwanie rozwija się od krawędzi spływu przy gondoli. Jest ono zdecydowanie mniejsze niż w poprzednich konfiguracjach. Opływ lotek pozostaje niezaburzony w całym badanym zakresie. Również nie stwierdzono żadnych oderwań opływu na kadłubie czy też usterzeniu.

### 5. Podsumowanie

Przeprowadzone badania i analizy w bardzo krótkim czasie pozwoliły zoptymalizować pod kątem aerodynamicznym skomplikowany układ samolotu AT-6. Sprzężenie ze sobą różnych metod numerycznych mechaniki płynów, metody objętości skończonych z metodami panelowymi i użycie ich w cyklu



Rys. 11. Model z Gondolą IV, kąt natarcia 18°. Widoczne pełne oderwanie na przednim płacie

projektowania jest bardzo efektywnym narzędziem umożliwiającym optymalne projektowanie oraz weryfikację. Dzięki zastosowanym technikom możliwe było zaobserwowanie i przeanalizowanie interferencji aerodynamicznych i zjawisk na dużych kątach natarcia, wprowadzanie szybkich zmian w konstrukcji na etapie projektu i porównanie poszczególnych wersji. Ostatecznie przyjęto konfigurację, która pomimo obecności gondol silnikowych cechuje się oporem w warunkach przelotowych zaledwie o około 2,5% większym niż układ wyjściowy bez gondoli, zapewnia również bezpieczne charakterystyki podłużne w całym zakresie użytkowym samolotu.

Wyznaczone charakterystyki nie były jeszcze weryfikowane badaniami w locie, samolot jest na etapie projektu. Obliczenia przeprowadzone zostały dla obiektu o rozmiarach rzeczywistych, dla liczb Reynoldsa odpowiadających w przybliżeniu warunkom równowagi samolotu dla danego kata natarcia. Badania modelu w małej skali niestety nie mogą służyć w tym przypadku jako weryfikacja, sprawdzenie ze względu na zupełnie inne charakterystyki aerodynamiczne dla małych liczb Reynoldsa.

Praca zrealizowana w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka, lata 2007-2014, działanie 1.4. Projekt "Opracowanie założeń i stworzenie prototypu hybrydowego samolotu TSA nowej generacji".

### Bibliografia

- 1. ANSYS CFX Modeling Guide v 14.5
- 2. ANSYS CFX Theory Guide v 14.5
- 3. OpenFoam documentation http://www.openfoam.org/docs/

#### CFD analysis of AT-6 aircraft

#### Abstract

During the design phase of the new AT-6 aircraft, computational numerical methods for fluid dynamics (CFD) have been applied to determine the basic aerodynamic characteristics. The analyzes have allowed one to find flow separation at the nacelle and capture the negative impact of the canard wake and tip vortex interference with the engine nacelle, main wing and tail in an early stage of the project. As a result, the nacelle and wing geometry have been modified to improve the aerodynamic characteristics and minimize the negative effect of the aerodynamic interference. The paper presents a comparison of the flow and characteristics before and after modifications.



Dodatek - Charakterystyki podłużne samolotu AT-6





Rys. 13. Biegunowa



Rys. 14. Przebieg współczynnika momentu pochylającego



Rys. 15.

### KONCEPCJA ORAZ PROJEKT AERODYNAMICZNY LEKKIEGO SAMOLOTU ODRZUTOWEGO LAR-1 Flaris

Krzysztof Kubryński

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: kkubryn@itwl.pl

> W pracy przedstawiono koncepcję, założenia oraz podstawy projektu aerodynamicznego lekkiego samolotu dyspozycyjnego napędzanego pojedynczym silnikiem dwuprzepływowym. Samolot stanowi próbę realizacji nowej klasy odrzutowych samolotów dyspozycyjnych, o masie zbliżonej do lekkich, czteromiejscowych, samolotów tłokowych, jednak o zdecydowanie wyższych osiągach. Aerodynamika samolotu bazuje na generalnej koncepcji aerodynamiki szybowcowej i opracowana została w oparciu o narzędzia opracowane do projektowania aerodynamicznego szybowców wyczynowych, uwzględniając wymagania wynikające z relatywnie dużych prędkości lotu.

### 1. Wprowadzenie

Poczawszy od końca lat 1970. XX w. nastapiło załamanie przemysłu samolotów lekkich. W USA produkcja samolotów lekkich spadła z ok. 18000 w roku 1978 do poniżej 1000 w 1993. Przemysł samolotów lekkich doznał zapaści, a niektóre firmy wręcz upadły. W 1994 roku wystartował w USA program AGATE (Advanced General Aviation Transportation Experiment), w którym uczestniczyły: NASA, FAA (amerykański nadzór lotniczy), firmy przemysłowe oraz uczelnie wyższe. Celem programu była rewitalizacja lotnictwa lekkiego i stworzenie systemu transportowego małego lotnictwa (SATS: Small Aviation Transpotration System), które stanowiłoby alternatywę dla transportu samochodowego i uzupełnienie "dużego" transportu lotniczego. Program objął opracowanie nowych napędów lotniczych dla lotnictwa lekkiego (ekonomicznych silników odrzutowych o małym ciągu i unifikacja paliwa lotniczego), opracowanie nowych standardów zintegrowanej awioniki dla samolotów lekkich (glass-cockpit z systemem projekcji wskazań na szybę), lepszego i łatwiejszego w użyciu systemu nawigacji lotniczej, opracowanie nowych technologii produkcji samolotów lekkich z wykorzystaniem kompozytów, zmianę

regulacji prawnych i ograniczenie koniecznych wymagań odnośnie wyszkolenia pilota, a w konsekwencji opracowanie nowych konstrukcji lotniczych wykorzystujących te rozwiązania. Niestety, jak można oceniać, nowe konstrukcje lotnicze bazujące na tej idei (tzw. VLJ – *Very Light Jets*, bardzo lekkie samoloty odrzutowe) nie w pełni spełniły oczekiwania pomysłodawców tych programów. Najsłynniejszym produktem związanym z tą ideą był samolot odrzutowy Eclipse, jednak nie przyniósł on oczekiwanych rezultatów, a firma ostatecznie upadła.

Samolot LAR-1 Flaris stanowi inny pomysł samolotu klasy VLJ, który wydaje się znacznie bliższy pierwotnej idei nowego typu lotnictwa lekkiego. Samolot przewidziany jest jako samolot 4- lub 5-miejscowy, w klasie masowej typowej dla lekkich samolotów tłokowych. Jednak w odróżnieniu od prostych samolotów tłokowych jego osiągi będą zbliżone do typowych osiągów samolotów odrzutowych. Osiągnięcie takich celów jest możliwe jedynie przy wykorzystaniu nowoczesnych koncepcji konstrukcyjnych, materiałów konstrukcyjnych (kompozyty węglowe) oraz technologii produkcji, ale również poprzez zastosowanie zaawansowanych koncepcji aerodynamicznych i nowoczesnych metod projektowania aerodynamicznego.

### 2. Założenia

Jak już wspomniano, podstawowym założeniem projektu samolotu było zastosowanie pojedynczego silnika dwuprzepływowego o ciągu rzędu 500-600 dN umieszczonego poza kadłubem, zastosowanie kabiny pasażerskiej typu samochodowego oraz ograniczenie masy samolotu do wartości typowych dla jednosilnikowych samolotów tłokowych. Przyjęto, że masa własna samolotu powinna być rzędu 700 kg, a masa całkowita ok. 1400 kg. W celu ograniczenia tych mas oraz zapewnienia dobrych osiągów samolotu konieczna była też minimalizacja wymiarów samolotu. Konieczne było uzyskanie prędkości minimalnej samolotu poniżej 116 km/h z uwagi na wymagania przepisów budowy samolotów. Przewidywana maksymalna prędkość przelotowa samolotu powinna wynosić powyżej 600 km/h na wysokości 8600 m. Założono, że zastosowane będą możliwie najkorzystniejsze rozwiązania aerodynamiczne, maksymalizujące osiągi i ekonomikę samolotu, bazujące na aerodynamice szybowcowej, a projekt wykonany będzie w oparciu o doświadczenia i wcześniej opracowaną metodykę projektowania aerodynamicznego szybowców [1]-[3]. Jednym z elementów tej koncepcji jest "kijankowy" kadłub, minimalizujący powierzchnię omywaną (rys. 1) oraz minimalizacja niekorzystnych efektów interferencji aerodynamicznej.



Rys. 1. Koncepcja kadłuba samolotu

Przewidywano, że typowy pułap przelotowy wyniesie ok. 8600 m, jednak docelowo możliwe będzie dostosowanie samolotu do lotów na wysokościach rzędu 11-12 tys. m. Przewidywany zasięg samolotu powinien wynieść powyżej 1500 km przy pełnym załadowaniu oraz powyżej 2500 km przy dwóch osobach plus bagaż.

### 3. Projekt aerodynamiczny

Przyjęto, że skrzydło samolotu będzie miało obrys typowy dla współczesnych szybowców wyczynowych, czyli zbliżony do eliptycznego z prostą krawędzia spływu. Daje to szereg korzyści, zarówno jeżeli chodzi o osiagi, jak i poprawność przeciągniecia oraz skuteczność sterowania. Profile skrzydła bedą optymalizowane w poszczególnych przekrojach skrzydła w celu ich optymalnego dostosowania do lokalnych warunków przepływu (lokalnej wartości współczynnika siły nośnej oraz liczby Reynoldsa i Macha). Przewidywano zastosowanie profili skrzydła typu "roof-top" dostosowanych do dużych prędkości przydźwiękowych (liczba Macha przewidywana w projekcie aerodynamicznym profili określona była na powyżej 0,72, czyli ok. 800 km/h na wysokości 8600 m), zapewniając jednocześnie możliwie dużą grubość (rzędu 14%), dużą nośność maksymalna, łagodne przeciągnięcie, wysokie krytyczne katy natarcia oraz małą wrażliwość na brud (rozbite owady) oraz deszcz. W odróżnieniu od rozwiązań szybowcowych nie przewidywano pełnego wykorzystania możliwości laminaryzacji przepływu w celu zmniejszenia oporu – wynika to z dużych problemów z zapewnieniem wymaganej gładkości (czystości) pokrycia w trakcie codziennej eksploatacji samolotów tej klasy. Przyjęto, że zastosowana będzie mechanizacja skrzydła w postaci klap krokodylowych, które zapewniają stosunkowo duże przyrosty  $Cz_{max}$ , przy relatywnie prostej konstrukcji i niskiej masie. Jednocześnie zapewniają duży przyrost oporu w warunkach podejścia do lądowania, co znakomicie zmniejsza całkowitą drogę lądowania (zwiększa kąt podejścia do lądowania) i poprawia możliwości planowania na podejściu do lądowania. Na podstawie wstępnych analiz i wstępnego projektowania bazowego profilu skrzydła przyjęto, że możliwe będzie uzyskanie wartości  $Cz_{max}$ samolotu ok. 2,2, co przy masie całkowitej 1400 kg wymaga powierzchni nośnej

 $9.8\,{\rm m}^2$ w celu zapewnienia prędkości lądowania poniżej  $116\,{\rm km/h}.$ Rozpiętość skrzydła określono na $8,65\,{\rm m}.$ 

Obrys skrzydła w warunkach izolowanych (bez oddziaływania kadłuba) określony był w oparciu o wcześniej opracowaną metodę bazującą na twierdzeniu Munka [2], [3]. Przyjęto, że niepłaski układ skrzydła (zastosowanie wingletów) powinien pozwolić na ok. 9% redukcję oporu indukowanego w stosunku do skrzydła płaskiego. Wymagany optymalny rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości określony był wstępnie w oparciu o twierdzenie Munka. Wymagany rozkład cięciw wzdłuż rozpiętości można wyznaczyć jako iloraz wartości wymaganego lokalnego obciążenia przez wymagany w danym przekroju współczynnik siły nośnej. Ten ostatni powinien uwzględniać wymagania odnośnie właściwego rozwoju oderwania na skrzydle przy dużych kątach natarcia (większe wartości przy kadłubie, zapewniając pewną rezerwę na końcówkach, zarówno zabezpieczającą przed tendencją do "zwalania się na skrzydło", jak i zapewniając niezbędny margines do sterowania poprzecznego). Wyjściowy obrys izolowanego skrzydła uzyskanego w ten sposób przedstawia rys. 2.



Rys. 2. Wstępny kształt skrzydła

Określono wyjściowe warunki, dla których projektowany był bazowy (podstawowy) profil skrzydła samolotu:

— dla pułapu 0 m (start i lądowanie)

$$\operatorname{Re} = \frac{4,12 \cdot 10^6}{\sqrt{Cz}} \qquad \operatorname{Ma} = \frac{0,139}{\sqrt{Cz}}$$

— dla pułapu 8600 m (przelot)

$$\operatorname{Re} = \frac{3,09 \cdot 10^6}{\sqrt{Cz}} \qquad \operatorname{Ma} = \frac{0,245}{\sqrt{Cz}}$$

Projekt profilu skrzydła wykonany był w oparciu o zmodyfikowany program XFOIL [4], a więc z wykorzystaniem poprawki Karmana-Tsiena w celu uwzględnienia efektów ściśliwości.

Z uwagi na przyjętą podkrytyczną koncepcję aerodynamiczną oraz rezerwę przewidywanego punktu projektowego (liczba Macha 0,72, ~ 800 km/h) do rzeczywistych osiągów samolotu (prędkość maksymalna ~ 700 km/h) niekorzystne efekty ściśliwości w żadnych warunkach nie powinny się ujawniać.



Rys. 3. Kształt bazowego profilu skrzydła (a) oraz rozkłady ciśnienia w warunkach przelotowych (b) i krytycznych (c)

Na rys. 3 przedstawiono kształt bazowego profilu skrzydła oraz rozkład ciśnienia dla warunków: Cz = 0,2, V = 600 km/h, H = 8600 m oraz dla przypadku osiągnięcia warunków krytycznych (Ma = 0,73 i Cz = 0,11). Przewidywane charakterystyki aerodynamiczne profilu dla H = 0 m w przypadku profilu gładkiego i z symulacją brudu/deszczu (wymuszonego przejścia w pobliżu noska) przedstawiono na rys. 4. Przewidywana wartość  $Cz_{max}$  profilu wynosi blisko 1,9. Dodatkowo szczegółowe analizy pokazują, że do kąta natarcia ~11,5 deg (Cz ponad 1,5) na całej powierzchni profilu współczynnik tarcia ma dodatnią wartość, co oznacza brak tendencji do oderwania przepływu. Wykonano też projekt profilu dla przekroju lotkowego skrzydła. Jego celem było zwiększenie nośności maksymalnej profilu w przekrojach, gdzie

występują zredukowane liczby Reynoldsa. Ewentualne oderwanie prowadzić może do tendencji do "zwalania się samolotu na skrzydło". Kształt profilu "lotkowego" przedstawiono na rys. 5.



Rys. 4. Obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne bazowego profilu skrzydła



Rys. 5. Kształt profilu "lotkowego" oraz "bazowego" skrzydła

Następnym etapem projektu aerodynamicznego była wstępna integracja skrzydła z kadłubem, a celem była minimalizacja oporu i interferencji aerodynamicznej w warunkach lotu poziomego przy zapewnieniu równowagi podłużnej samolotu (minimalizacja tzw. oporu wyważenia). Aby zapewnić spełnienie tych wymagań oraz zapewnić właściwy rozkład siły nośnej na skrzydle, konieczna była modyfikacja jego obrysu oraz określenie optymalnego skręcenia skrzydła.

Ten etap procesu projektowania składał się z szeregu podetapów oraz "iteracji", a znakomitą pomocą w realizacji tego zadania jest opcja optymalizacji i projektowania odwrotnego pakietu KK-AERO [5]. Na rys. 6 przedstawiono zmodyfikowany i bazowy obrys skrzydła oraz analizowaną geometrię układu skrzydło-kadłub-usterzenie. Nominalna powierzchnia skrzydła uległa nieznacznemu zwiększeniu.



Rys. 6. Obrys skrzydła bazowego oraz po modyfikacji uwzględniającej oddziaływanie kadłuba oraz geometria analizowanego układu



Rys. 7. Rozkład współczynnika siły nośnej dla konfiguracji gładkiej i z symulacją wychylenia klap krokodylowych

Na rys. 7 przedstawiono rozkład Cz wzdłuż rozpiętości skrzydła i usterzenia dla pełnego układu samolotu. Cz samolotu na wykresach wynosi 0,15-0,9 dla konfiguracji gładkiej oraz 1,5 i 2,25 dla wychylonych klap. Projekt układu klap krokodylowych (rozpiętość klap, cięciwa, kąty wychylenia) realizowany był w oparciu o koncepcję ekwiwalentnego kąta wychylenia klap i szacunek przyrostów  $Cz_{max}$  od wychylenia klap. Wartości równoważnych wychyleń oraz przyrosty  $Cz_{max}$  określono, korzystając z inżynierskiej metody opartej o wyniki eksperymentalne [6]. Lokalne wartości współczynników siły nośnej na skrzydle w warunkach konstrukcyjnych nie mogą przekroczyć wartości dopuszczalnych dla profili wyjściowych (obszar lotek) oraz dla profili z wychylonymi klapami (w części wewnętrznej, dla przyjętej geometrii klap).

Końcowym etapem projektu aerodynamicznego była finalna wielopunktowa optymalizacja całego układu samolotu w warunkach przelotowych z uwzględnieniem oddziaływania gondoli i silnika oraz zapewnienie wymaganej stateczności kierunkowej. Objęło to również dodatkową modyfikację profili skrzydła, skręceń, opracowania profili dla obszaru wingleta oraz określenie szczegółowej geometrii usterzenia. Na rysunkach 8 i 9 przedstawiono geometrię siatki obliczeniowej (z zamodelowanym strumieniem wylotowym oraz śladem wirowym), przykładowy rozkład ciśnienia na samolocie oraz spodziewany przebieg doskonałości aerodynamicznej. Maksymalna doskonałość wynosi ~17, co jest wartością niezwykle wysoką dla samolotu tej klasy i wymiarów.

# 4. Badania modelowe oraz modernizacja projektu aerodynamicznego

W celu weryfikacji wykonanego projektu aerodynamicznego wykonany został model samolotu w skali 1:3, który został przebadany w tunelu aerodynamicznym o średnicy 5 m Instytutu Lotnictwa w Warszawie, a następnie (wyposażony w silnik odrzutowy) wykorzystany został do prób w locie. Badania tunelowe potwierdziły większość przewidywań.



Rys. 8. Geometria siatki obliczeniowej oraz przykładowy rozkład ciśnienia na powierzchni samolotu

W szczególności uzyskano wartość  $Cz_{max} = 2,2$ , co może sugerować przekroczenie tej wartości w warunkach rzeczywistych (większe liczby Reynoldsa). Maksymalna doskonałość aerodynamiczna wyniosła nieco powyżej 15, co wskazuje, że osiągnięta zostanie wartość 17 w warunkach rzeczywistych (dodatkowo


Rys. 9. Przewidywane wartości doskonałości aerodynamicznej w funkcji współczynnika siły nośnej

na modelu blokowano przepływ przez gondolę silnikową do wartości odpowiadającej warunkom pracy silnika, co wywoływało oderwania wewnątrz gondoli oraz na stożku wylotowym). Również pozostałe wyniki, w tym stateczność, skuteczność sterów i lotek oraz rozwój oderwania, spełniły przewidywania. Próby w locie wykazały niestety występowanie nieoczekiwanych problemów w postaci tendencji do rotacji przy starcie oraz przy gwałtownym zmniejszeniu ciągu podczas rozbiegu. W efekcie wykonano dość zasadniczą modernizację projektu. Dostosowano pakiet programów KK-AERO do symulacji startu (z uwzględnieniem wpływu ziemi, ciągu silnika, wychylenia klap i steru). Do zapewnienia poprawności startu konieczne okazało się zwiększenie skuteczności usterzenia poziomego. Zmiany tej dokonano w oparciu o obliczenia, a w celu minimalizacji nakładów pracy i kosztów, zmiany na modelu zrealizowano poprzez powiększenie usterzenia poziomego. Zmodernizowany model nie miał problemów zarówno podczas startów i ladowań, jak i w locie (w tym w warunkach dużych kątów natarcia i korkociągu). Na rysunkach 10 i 11 przedstawiono zdjęcia modelu w tunelu aerodynamicznym i w locie oraz wizualizację wyników obliczeń w warunkach startu z oddziaływaniem ziemi.

W projekcie rzeczywistego samolotu zmiany wprowadzono w sposób bardziej złożony. Projekt aerodynamiczny wykonano ponownie od podstaw. W celu zachowania masy struktury samolotu nie powiększano usterzenia w takim stopniu jak na modelu, lecz zwiększono nieco długość belki ogonowej oraz nieznacznie samo usterzenie. Zachowano natomiast takie jak w modelu wartości odpowiednich pochodnych aerodynamicznych (w tym stateczności i skuteczności sterów).

Zmieniono też dość zasadniczo podstawowy projekt aerodynamiczny. W szczególności zmodyfikowany został nieco obrys skrzydła (nieco zwiększono cięciwy w obszarze lotkowym), nieznacznie zwiększono powierzchnię płata



Rys. 10. Model samolotu LAR-1 Flaris w tunelu oraz w locie



Rys. 11. Symulacja startu modelu z powiększonym usterzeniem, uwzględnieniem wpływu ziemi i klapami



Rys. 12. Finalna geometria samolotu oraz przewidywany obszar oderwania na skrzydle ( $\alpha=18,5 \deg)$ 

 $(10,2 \text{ m}^2)$ , przeprojektowano profile skrzydła, celem zwiększenia odporności części lotkowych na oderwanie, oraz wykonano ponowną optymalizację całego układu samolotu. Wprowadzone zmiany powinny poprawić własności przeciągnięcia oraz sterowność samolotu. Powyższe modyfikacje spowodowały nieznaczne przekroczenie warunków krytycznych na dolnej powierzchni noska profilu przy dużych prędkościach i małych kątach natarcia (lecz bez tendencji do

powstania fali uderzeniowej) oraz nieznacznie obniżyły (o ok. 0,2) doskonałość maksymalną samolotu. Na rys. 12 przedstawiono rozkład ciśnienia na finalnej wersji geometrii samolotu oraz przewidywany rozwój obszaru oderwania na skrzydle przy dużym kącie natarcia.

## 5. Podsumowanie

W pracy przedstawiono koncepcję oraz podstawy projektu aerodynamicznego samolotu LAR-1 Flaris, który może stanowić przełom w koncepcji lekkich samolotów odrzutowych i zapoczątkować powstanie nowej kategorii takich samolotów. Aktualnie prototyp jest w trakcie prób naziemnych (wytrzymałościowych i funkcjonalnych). Przedstawione wyniki projektowania aerodynamicznego dają podstawy do bardzo optymistycznej oceny przyszłych osiągów samolotu. Zarówno własności startu i lądowania, prędkość minimalna, własności przelotowe (prędkość i zasięg), jak i spodziewane własności pilotażowe są na absolutnie najwyższym poziomie wśród zbliżonych konstrukcji.

#### Bibliografia

- BOERMANS L.M.M, KUBRYNSKI K., NICOLOSI F., 1997, Wing-fuselage design of high-performance sailplanes, [W:] Boundary Layer Separation in Aircraft Aerodynamics, Henkes R.A.W.M., Bakker P.G. (Red.), Delft
- KUBRYNSKI K., 2003, Wing-winglet design methodology for low speed applications', AIAA Pap. 03-0215, 41 Aerospace Science Meeting, Reno
- 3. KUBRYNSKI K., 2007, High performance sailplane design strategy using inverse design and optimization techniques, *Inverse Problems, Design and Optimization Symposium*, Miami, Florida, USA
- DRELA M., 1989, XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils, [W:] Low Reynolds Number Aerodynamics, T.J. Mueller (Red.), Lecture Notes in Engeenerig, 54
- KUBRYNSKI K., 1999, Subsonic aerodynamic design via optimization, [W:] Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies – Inverse Design and Optimization, K. Fuji, G.S. Dulikravich (Red.), Notes on Numerical Fluid Mechanics, 68
- 6. TORRENBEEK K., 1976, Synthesis of Subronic Aircraft Design, Delft University Press

## Concept and aerodynamic design of lightweight jet aircraft LAR-1 Flaris

#### Abstract

Concept and aerodynamic design of the very light jet aircraft LAR-1 Flaris is described. This project is an attempt to establish a new category of aircraft having design parameters similar to a single piston engine aircraft (empty weight 700 kg, take-off weight 1400 kg), but with much higher performance and capabilities. The paper discusses details of the aerodynamic project of the aircraft.

# KONCEPCJA ORAZ PROJEKT AERODYNAMICZNY SAMOLOTU W UKŁADZIE TRZECH POWIERZCHNI NOŚNYCH AT-6

Krzysztof Kubryński

AT-P Aviation sp. z o.o. e-mail: kkubryn@yahoo.com

> W pracy przedstawiono koncepcję, założenia oraz podstawy projektu aerodynamicznego dwusilnikowego samolotu zaprojektowanego w nietypowym układzie trzech powierzchni nośnych. Nietypowy układ samolotu wynika z trudności ze spełnieniem wymogów lokalizacji załogi poza obszarem płaszczyzny śmigieł oraz dużej wędrówki środka ciężkości z różnych wariantach załadowania. Projekt objął szereg etapów, w tym parametryczną analizę układu z trzema powierzchniami nośnymi, optymalizację układu z warunkiem minimalizacji oporu indukowanego i oporu wyważenia, projekt profili przekrojów powierzchni nośnych, projekt klap Fowlera i lotek szczelinowych oraz integrację układu z kadłubem i gondolami silnikowymi.

## 1. Wprowadzenie

Jednym z najtrudniejszych problemem związanych z projektowaniem lekkich samolotów o dużym ładunku zmiennym (załoga, ładunek, paliwo) jest duża wędrówka położenia środka ciężkości i związane z tym zmiany zapasu stateczności i problemy z zapewnieniem równowagi podłużnej dla różnych wariantów załadowania. W przypadku samolotów dwusilnikowych dochodzi jeszcze jeden istotny problem związany z koniecznością umieszczenia załogi poza obszarem śmigieł (±15 deg od płaszczyzny śmigieł). Jednym z rozwiązań tego problemu jest stosowanie dużego ujemnego skosu skrzydeł z przesunięciem gondol silników i śmigieł do tyłu, przy lokalizacji średniej cięciwy aerodynamicznej w pobliżu środka mas zmiennych (np. załogi). Wadą takiego rozwiązania jest silna niekorzystna interferencja między skrzydłem i gondolami, a w efekcie również redukcja maksymalnej siły nośnej i pojawienie się nieliniowości momentu podłużnego przy przeciągnięciu. Innym rozwiązaniem jest układ trzech powierzchni nośnych, w którym układ płata głównego i płata przedniego powoduje nawet skuteczniejsze przesunięcie środka aerodynamicznego i środka parcia do przekroju, gdzie lokalizowane są masy zmienne. Układ trzech powierzchni nośnych oferuje dodatkowo bardzo atrakcyjna możliwość skutecznej minimalizacji tzw. oporu wyważenia (wynikającego z zapewnienia równowago podłużnej) dla szerokiego zakresu wyważenia samolotu, wymaga to jednak możliwości sterowania siłą nośną, zarówno płata przedniego jak i usterzenia tylnego (klasycznego). Pomimo że zalety te są stosunkowo dobrze znane, powstało niewiele konstrukcji tego typu, a do rzeczywistej eksploatacji w klasie samolotów ogólnego zastosowania (general aviation) wszedł dotychczas jedynie jeden samolot w tym układzie: Piaggio P-180 Avanti. Wynika to z szeregu złożonych problemów związanych z takim układem. W szczególności występuje w nim silne oddziaływanie interferencyjne pomiędzy elementami tego układu, zwłaszcza płata przedniego na płat główny i usterzenie tylne poprzez spływający z niego ślad wirowy ("wiry brzegowe"). Oddziaływanie takie, w odróżnieniu od układu klasycznego, ma charakter silnie nieliniowy i zmienia się zarówno z kątem natarcia, jak i ze zmianą siły nośnej na płacie przednim w przypadku wykorzystywania go do wyważania podłużnego samolotu. Dodatkowo płat przedni znajduje się w obszarze zwiększonych kątów natarcia wywołanych oddziaływanie płata głównego (ang. upwash), czego skutkiem jest silniejsza tendencja do przesunięcia do przodu środka aerodynamicznego niż środka parcia (płat przedni określany jest czasem terminem "destabilizator"). W efekcie poprawny i efektywny projekt aerodynamiczny takiego układu samolotu jest zdecydowanie bardziej złożony, a efekt końcowy obarczony większym ryzykiem niepowodzenia.

## 2. Założenia

Przyjęte w projekcie parametry i ograniczenia samolotu AT-6, wynikające z analiz przeprowadzonych w trakcie projektu koncepcyjnego i wstępnego przez konstruktora samolotu, określiły masę projektową (całkowitą) na 1280 kg, rozpiętość 11 m, powierzchnię płata głównego 12,43 m<sup>2</sup>, dwa silniki Rotax o mocy maksymalnej 115 KM (85 kW) umieszczone w gondolach na skrzydłach. Początkowo rozpatrywany zakres zmian środka ciężkości samolotu sięgał 45% średniej cięciwy aerodynamicznej (-22%/+23%), jednak zredukowany został ostatecznie do 31% (-21%/+10%).

Przyjęto, że płat główny wyposażony będzie w klapy poszerzacze (Fowlera) i lotki szczelinowe, a płat przedni w klapy kątowe. Przewidziano, że klapa płata przedniego będzie sprzężona mechanicznie z klapą płata głównego, a więc wychylenia jej nie będą wykorzystywane do zapewnienia wyważania samolotu. Rozwiązanie takie zmniejsza efektywność oporową układu z trzema powierzchniami nośnymi, jednak znakomicie upraszcza rozwiązania konstrukcyjne oraz sposób sterowania samolotem.

Projektowanie aerodynamiczne zrealizowane w toku prezentowanej pracy obejmowało szereg etapów, przy czym niektóre z nich były wielokrotnie powtarzane w celu korekty niektórych założeń czy wcześniej uzyskanych rozwiązań. Projektowanie oraz optymalizacja trójwymiarowego układu samolotu realizowane były w oparciu o pakiet KK-AERO, bazujący na metodzie panelowej z uwzględnieniem silnego oddziaływania warstwy przyściennej i przepływu nielepkiego (w tym z oderwaniem). Poza analizą opływu pakiet oferuje opcję projektowania odwrotnego i optymalizacji wielopunktowej [1], [2]. Z uwagi na złożoność oddziaływania płata przedniego oraz gondol silnikowych na płat główny, finalną analizę opływu oraz weryfikację projektu postanowiono wykonać w oparciu o znacznie bardziej w tym przypadku wiarygodne i zaawansowane metody polowe – program ANSYS CFX.

## 3. Wstępny projekt aerodynamiczny

Pierwszym etapem projektowania samolotu był dobór podstawowych parametrów geometrycznych układu. Był to jeden z najdłuższych etapów realizacji projektu, w którym analizowano wariantowo różne konfiguracje układu samolotu, w tym dla różnych obrysów (zwłaszcza płata przedniego), zmiennych wartościach powierzchni i położenia płata przedniego. Dla każdego wariantu geometrii wykonywano optymalizację skręceń płatów i wychyleń powierzchni steru wysokości, które wpływało na rozkład obciążenia oraz minimalizowało opór indukowany i zapewniało równowagę podłużną. Optymalizacja wykonywana była dla ustalonego (średniego) położenia środka ciężkości i trzech wartości współczynników siły nośnej, odpowiadających warunkom dużej prędkości, przelotu oraz wznoszenia. Następnie sprawdzano zachowanie układu dla skrajnych wyważeń samolotu i szerszego zakresu katów natarcia. Dodatkowo analizowano rozkłady i wartości maksymalne współczynników siły nośnej, co pozwalało ocenić przewidywany scenariusz i przebieg przeciągniecia. Etap ten objął badania parametryczne blisko trzydziestu uproszczonych konfiguracji samolotu. Początkowe obliczenia dotyczyły wyłącznie parametrycznych badań kilku układów powierzchni nośnych – rys. 1.

W ramach tego etapu prac zaprojektowano wstępny wariant bazowego profilu skrzydła – rys. 2. Z uwagi na przewidywane warunki eksploatacji oraz technologii produkcji przyjęto, że będzie to typowy profil turbulentny (typu



Rys. 1. Typowa konfiguracja trzech powierzchni nośnych do wstępnej analizy okładu



Rys. 2. Wstępny wariant bazowego profilu skrzydła i rozkład ciśnienia w punkcie konstrukcyjnym profilu

general aviation z rozkładami ciśnienia typu roof-top), jednak z uwagi na spodziewane problemy z dużym ujemnym momentem podłużnym (pochylającym), zwłaszcza w skrajnie przednim położeniu środka ciężkości, zastosowano raczej umiarkowane obciążenie części spływowej profilu.

W związku z wyjątkowo dużym promieniem noska zaprojektowanego profilu uzyskano bardzo wolny wzrost podciśnień na nosku przy zwiększaniu kąta natarcia i tym samym możliwe było uzyskanie dużych wartości  $Cz_{max}$  oraz krytycznych kątów natarcia.

W kolejnych etapach projektowania trójwymiarowego uwzględniano również kadłub i oddziaływanie kadłuba na powierzchnie nośne. Należy zwrócić uwagę, że kształt kadłuba, a w szczególności lokalizacja płata przedniego na kadłubie, w sposób istotny wpływał na optymalne skręcenia płatów. Wymagane skręcenie płata przedniego uzyskiwane w procesie optymalizacji osiągało bardzo duże wartości. Również systematycznie modyfikowano (w uzgodnieniu z konstruktorem) geometrię kadłuba. Na rys. 3 przedstawiono przykładowe siatki obliczeniowe dla tego etapu prac. Sam wybór geometrii i parametrów ostatecznego układu samolotu w konfiguracji przelotowej dokonywany był w uzgodnieniu z konstruktorem w oparciu o szerszą analizę wyników. Uwzględniała ona zachowania w warunkach pozakonstrukcyjnych (skrajne położenia środka ciężkości, rozkład współczynników siły nośnej, przewidywana lokalizacja początków oderwania, itd.). Etap ten wymagał również znacznej modyfikacji programu do generacji siatki i parametryzacji geometrii.



Rys. 3. Przykładowe warianty geometrii samolotu analizowane na etapie doboru parametrów układu samolotu

Jednocześnie z realizacją tego etapu projektowania aktualne parametry geometryczne układu uwzględniane były w projekcie konstrukcyjnym samolotu realizowanym w systemie Unigraphics NX – rys. 4.



Rys. 4. Wizualizacja jednej z wcześniejszych wersji geometrii samolotu

Przewidywane charakterystyki aerodynamiczne samolotu w warunkach równowagi podłużnej (bez uwzględnienia oddziaływania gondol silnikowych) wyznaczane były w oparciu o numeryczne określenie oporu indukowanego i oporu profilowego powierzchni nośnych (pakiet KK-AERO) oraz inżynierskiego przybliżenia udziału oporu kadłuba i usterzenia pionowego.

Przykładowe przebiegi doskonałości aerodynamicznej dla optymalizowanego układu samolotu dla dwóch położeń środka ciężkości (bez uwzględnienia goldol silnikowych) przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Przewidywany przebieg doskonałości samolotu w funkcji Czdla dwóch położeń środka ciężkości

Doskonałość maksymalna dla takich warunków sięga 15-16, co jest wartością bardzo obiecującą dla samolotu tej klasy, przy czym zmiana położenia środka ciężkości o 35% nie powoduje zauważalnych zmian efektywności aerodynamicznej w warunkach przelotowych.

## 4. Projekt profili skrzydła i płata przedniego

Po ustaleniu zasadniczych parametrów charakteryzujących samolot (wielkości, położenia i obrysy powierzchni nośnych, kształt kadłuba), kolejnym etapem przedsięwzięcia był projekt szczegółowy profili (przekrojów) płatów nośnych. Zasadniczymi wymaganiami była duża nośność profili, małą wrażliwość na zabrudzenie/deszcz, duże krytyczne kąty natarcia oraz stosunkowo duża grubość skrzydła. Projektowanie profili obejmowało zarówno optymalizację ich geometrii dla poszczególnych przekrojów (z uwzględnieniem zmienności liczb Reynoldsa), jak również projekt i optymalizację klap szczelinowych Fowlera (dla trzech położeń klapy: do lądowania 35°, do startu 15° oraz do przelotu  $-3.5^{\circ}$  – ostatni celem zmniejszenia momentu podłużnego i obciążenia usterzenia w warunkach przelotowych) oraz lotek szczelinowych.

Określono charakterystyczne liczby Reynoldsa dla poszczególnych przekrojów skrzydła, które wynoszą

$$y = 0.0$$
 $\text{Re} = 3.5 \cdot 10^6 / \sqrt{Cz}$ 
 $y = 1.745$ 
 $\text{Re} = 3.1 \cdot 10^6 / \sqrt{Cz}$ 
 $y = 4.3$ 
 $\text{Re} = 2.5 \cdot 10^6 / \sqrt{Cz}$ 
 $y = 5.5$ 
 $\text{Re} = 2.1 \cdot 10^6 / \sqrt{Cz}$ 

Przekrój y = 1,745 odpowiada załamaniu geometrii płata w obszarze gondoli silnikowej, a przekrój y = 4,3 przekrojowi końca klapy i początku lotki szczelinowej. Do projektowania profili użyto programów XFOIL i MSES [3], [4]. Cięciwę klapy Fowlera określono na 30%, a z uwagi na spodziewane problemy z momentem pochylającym, ograniczono przesłonięcie klapy do 15% cięciwy. Projekt profili był realizowany kilkukrotnie, np. dla przekroju początkowego skrzydła był powtarzany czterokrotnie (profil B1d). Wymagana grubość profilu w płaszczyźnie symetrii samolotu wynosi 14% i malała ku końcówce. Na rys. 6 przedstawiono geometrię profilu oraz położenia klap, jak również oczekiwane charakterystyki aerodynamiczne profilu dla przekroju y = 0 (płaszczyzna symetrii samolotu). Maksymalna wartość współczynnika siły nośnej z klapą do lądowania wynosi ok. 3,5, a na profilu gładkim (klapa nie wychylona) początek oderwania pojawia się na krawędzi spływu profilu dopiero dla Czpowyżej 1,5.



Rys. 6. Geometria (a) oraz przewidywane charakterystyki siły nośnej profilu (b) dla przekroju skrzydła y = 0 i trzech kątów wychyleń klap

Na rysunkach 7 i 8 przedstawono przykładową geometrię profilu dla przekroju, gdzie kończy się klapa Fowlera, a zaczyna lotka szczelinowa (y = 4,3 m). Widoczne są oba przypadki geometrii profilu płata. W przypadku profilu z lotką szczelinową wystąpiły problemy ze zbieżnością obliczeń programem MSES, jednak nawet uzyskane i prezentowane wyniki sugerują duży zapas kąta natarcia do przeciągnięcia dla przekrojów lotkowych skrzydła (w przypadku zastosowania lotki szczelinowej) w stosunku do profilu gładkiego lub z wysuniętą klapą Fowlera. Powinno to zapewnić zarówno skuteczność sterowania, jak i w pełni poprawne zachowanie samolotu na dużych kątach natarcia i podczas przeciągnięcia.

Projektowanie klapy Fowlera, w tym kształtu szczeliny i położenia wychylonej klapy, opracowano w oparciu o metodę bezpośredniej optymalizacji dostępną w pakiecie programów MSES.



Rys. 7. Geometria (a) oraz przewidywane charakterystyki siły nośnej profilu (b) dla przekroju skrzydła y = 4.3 m i trzech kątów klapy Fowlera

Uzyskane obliczeniowo wartości spodziewanych maksymalnych współczynników siły nośnej profili z klapą wychyloną do lądowania powinny zapewnić osiągnięcie pożądanych wartości  $Cz_{max}$  dla pełnej konfiguracji samolotu (~2,5). Warto jednak nadmienić, że ograniczyło je stosunkowo małe przesłonięcie klapy, co wynikało z chęci zmniejszenia momentu podłużnego w konfiguracji do lądowania.

Nieco inne wymagania stawiano przed profilem przeznaczonym na płat przedni samolotu. Pożądane było uzyskanie dużej maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej (przy bardzo ograniczonej liczby Reynoldsa ~ 1 mln), jednak jeszcze istotniejsze byłoby ograniczenie wartości pochodnej  $dCz/d\alpha$ , ponieważ powodowałoby to mniejszą redukcję stateczności samolotu na skutek istnienia płata przedniego (zwanego czasem "destabilizatorem"). Na rys. 9 przedstawiono bazowy kształt geometrii profilu dla tego płata oraz obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne dla różnych kątów wychylenia klapy kątowej.



Rys. 8. Geometria (a) oraz przewidywane charakterystyki siły nośnej profilu b) dla przekroju skrzydła y = 4,3m i trzech kątów wychyleń lotki szczelinowej

# 5. Szczegółowy projekt aerodynamiczny ostatecznej wersji samolotu

Końcowym etapem projektu była integracja układu samolotu oraz zaprojektowanych profili płatów nośnych z uwzględnieniem gondol silnikowych i klap. Wymagało to dość znaczącej modyfikacji programu do generacji siatki z uwzględnieniem gondol silnikowych i zachowaniu parametryzacji układu niezbędnej do optymalizacji z wykorzystaniem pakietu KK-AERO. Również sam program panelowy został zmodyfikowany w celu umożliwienia analizy układu z wychylonymi klapami szczelinowymi i uwzględnieniem silnego oddziaływania warstwy przyściennej z przepływem nielepkim (w tym z oderwaniem na profilu/klapie). Niestety, pomimo uzyskania bardzo dobrych wyników analizy dla przypadków prostego płata z klapą Fowlera (zgodnych z wynikami programu MSES) – rys. 10, napotkano na poważne problemy uniemożliwiające



Rys. 9. Przewidywana geometria profilu płata przedniego i charakterystyki obliczeniowe dla różnych wychyleń klap



Rys. 10. Analiza opływu płata prostego o dużym wydłużeniu z wysuniętą klapą Fowlera i oderwaniem na klapie – program KK-AERO

uzyskanie zbieżnych rozwiązań w przypadku rzeczywistej, złożonej geometrii samolotu.

W efekcie do oszacowania możliwej do osiągnięcia maksymalnej siły nośnej w warunkach równowagi skorzystano z nieco oryginalnego podejścia o charakterze inżynierskim, mającym podstawy w idei tzw. "ekwiwalentnych wychyleń" klapy [5]. Zaprojektowano profil jednoelementowy, który w warunkach przepływu nielepkiego i kąta natarcia odpowiadającego  $Cz_{max}$  profilu rzeczywistego, daje zbliżone przyrosty siły nośnej i momentu podłużnego jak profil z wychyloną klapą Fowlera. Wartość Cz samolotu w warunkach, kiedy lokalnie w którymś przekroju płata osiągana jest wartość  $Cz_{max}$  profilu, jest oszacowaniem maksymalnej nośności samolotu (z uwzględnieniem wymogu równowagi podłużnej). Analizowano w ten sposób również uproszczone konfiguracje klap (np. prosta klapa szczelinowa w obszarze między kadłubem i planowaną gondolą, Fowlera jedynie na zewnątrz gondol). Wpływu samej gondoli w analizie maksymalnej nośności samolotu nie uwzględniano – rys. 11. Przeprowadzone szacunki potwierdziły, że pełny układ samolotu powinien osiągnąć  $Cz_{max}$ w warunkach równowagi podłużnej przekraczające wartość 2,5.

Najważniejszym problemem, który pozostawał do rozwiązania na tym etapie prac była integracja gondol silnikowych. Zmodyfikowany program do generacji pełnego układu samolotu (z gondolami – rys. 12) umożliwiał finalną optymalizację układu (z ponownym określeniem przebiegu optymalnych skręceń płata w celu minimalizacji oporu indukowanego i oporu wyważenia w obecności gondol). Analiza opływu zoptymalizowanego pełnego układu samolotu wskazywała jednak na duży wpływ gondol na opływ w warunkach dużych kątów natarcia. Powodowało to generowanie dużych podciśnień na nosku w pobliżu bocznych powierzchni gondol, przyspieszając oderwanie na skrzydle i ograniczając maksymalną siłę nośną – rys. 13.

Z uwagi na złożoność problematyki oraz jedynie przybliżone, dwuwymiarowe (metoda pasowa) uwzględnienie oddziaływania warstwy przyściennej, zaproponowano użycie do finalnej analizy przepływu i weryfikacji projektu bardziej zaawansowanych metod polowych (objętości skończonych) opartych o równania Reynoldsa (uśrednione równania Naviera-Stokesa). Przewidziano użycie programu ANSYS CFX do analizy opływu, natomiast programu KK-AERO jedynie do modyfikacji i poprawiania geometrii układu, wykorzystując dostępną opcję projektowania odwrotnego. Analizy opływu programem ANSYS CFX są przedmiotem oddzielnej publikacji w ramach prezentowanych materiałów konferencyjnych.

Zaistniałe problemy przepływowe wynikają z efektów interferencji aerodynamicznej: efektu przepływu poprzecznego (*cross-flow*) powodującego lokalnie



Rys. 11. Rozkłady ciśnienia na samolocie z symulacją wychylenia klap w różnych konfiguracjach oraz kształy "ekwiwalentnego" profilu płata



Rys. 12. Siatka obliczeniowa samolotu z gondolami silnikowymi



Rys. 13. Przewidywany rozkład ciśnienia oraz rozwój oderwania warstwy przyściennej na samolocie z uwzględnieniem gondol silnikowych

wzrost rzeczywistych kątów natarcia skrzydła po obu stronach gondoli oraz efektu przenikania, powodującego lokalne nakładanie się przekrojów poprzecznych i pól cisnień gondoli i skrzydła. Okazało się jednak, że "ręczna" modyfikacja geometrii gondol i ich przesunięcie względem skrzydła w sposób, który powinien powodować zmniejszenie oddziaływań interferencyjnych (np. lokalne przewężenie gondol – rys. 14), całkowicie wyeliminował problem i pozwolił na zrezygnowanie ze skomplikowanego użycia metod odwrotnych.



Rys. 14. Lokalna modyfikacja geometrii gondoli i jej przesunięcie względem skrzydła w celu osłabienia efektów interferencji

Jednym z dodatkowych efektów analiz programem ANSYS CFX było stwierdzenie silnego oddziaływania śladu spływającego z płata przedniego (a właściwie skoncentrowanych wirów brzegowych) z usterzeniem poziomym przy dużych katach natarcia – rys. 15. Efektem tego był wzrost momentu podłużnego, powodujący tendencję do pogłębiania przeciągnięcia (tzw. efekt pitch-up). W metodzie panelowej zaimplementowanej w pakiecie KK-AERO przyjmuje się tzw. sztywne przybliżenie śladu wirowego i tego typu efekty oddziaływań nieliniowych nie są uwzględniane. Z uwagi na brak możliwości na tym etapie realizacji projektu zmian układu samolotu, postanowiono rozwiązać problem w dość nietypowy sposób. Przeprojektowano geometrię profilu płata przedniego w taki sposób, aby uzyskać na nim bardzo gwałtowne przeciągnięcie przy kącie natarcia odpowiadającym początkowi wzrostu momentu podłużnego. Uzyskano to poprzez zastosowanie tzw. rozkładu Stratforda na 80% cięciwy profilu, a kąt natarcia, przy którym tarcie na profilu osiąga zero, odpowiada kątowi, przy którym następował wzrost momentu podłużnego. Efektem tego był gwałtowny spadek siły nośnej na płacie przednim eliminujący wzrost momentu zadzierającego samolot. Powoduje to niestety również

zwiększenie nachylenia siły nośnej płata przedniego i w efekcie niewielkie przesunięcie środka aerodynamicznego samolotu do przodu i spadek zapasu stateczności (wymusza to ograniczenie tylnego położenia środka ciężkości).



Rys. 15. Trajektoria skoncentrowanych wirów brzegowych i obszary generacji podciśnień przy dużych kątach natarcia uzyskane programem ANSYS CFX

Na rysunku 16 przedstawiono obraz obszaru oderwania na samolocie uzyskiwany programem KK-AERO dla kątów natarcia  $17,5^{\circ}$  i  $18,5^{\circ}$  oraz rozkład ciśnienia i geometrię profilu płata przedniego tuż przed oderwaniem.

# 6. Podsumowanie

W pracy przedstawiono ideę koncepcji samolotu AT-6 w układzie trzech powierzchni nośnych oraz etapy realizacji projektu aerodynamicznego. Projekt aerodynamiczny trójwymiarowego układu samolotu realizowany był w oparciu



Rys. 16. Zobrazowanie obszaru oderwania na płatach dla kąta natarcia 17,5° i 18,5° oraz geometria profilu płata przedniego i rozkład ciśnienia w przekroju płata przedniego tuż przed oderwaniem

o metody optymalizacyjne oraz o parametryczne, wariantowe analizy z wykorzystaniem pakietu KK-AERO. Natomiast projektowanie profili płatów wykonywane były w oparciu o programy XFOIL oraz MSES. Przedstawiono szereg problemów, na które natknięto się podczas realizacji projektu. W celu zmniejszenia ryzyka wystąpienia efektów, które w niedostatecznym stopniu uwzględniane są w programie KK-AERO (w szczególności oddziaływanie śladu wirowego oraz nieuwzględnienie trójwymiarowych oddziaływań warstwy przyściennej), finalne analizy aerodynamiczne przeprowadzone były w oparciu o program ANSYS CFX, które zaprezentowane sa w oddzielnym referacie [6]. Oczekuje się, że finalny układ samolotu spełni wszystkie postawione wymagania, a w szczególności zapewni wymagana stateczność i sterowność w pełnym zakresie kątów natarcia i zakładanym zakresie wyważeń samolotu, uzyska oczekiwaną wartość współczynników siły nośnej (i prędkości przeciągnięcia) w konfiguracji gładkiej i do lądowania oraz zapewni stosunkowo dużą dla tej klasy samolotów efektywność aerodynamiczna, w tym maksymalną doskonałość aerodynamiczną rzędu 15 oraz prędkość maksymalną przekraczającą  $300 \,\mathrm{km/h}$ .

# Bibliografia

- KUBRYNSKI K., 1999, Subsonic aerodynamic design via optimization, [W:] Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies – Inverse Design and Optimization, K. Fuji, G.S. Dulikravich (Red.), Notes on Numerical Fluid Mechanics, 68
- 2. KUBRYNSKI K., 2003, Wing-winglet design methodology for low speed applications', AIAA Pap. 03-0215, 41 Aerospace Science Meeting, Reno
- DRELA M., 1989, XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils, [W:] Low Reynolds Number Aerodynamics, T.J. Mueller (Red.), Lecture Notes in Engeenerig, 54
- 4. DRELA M., 1993, Design and optimization method for multielement airfoils, AIAA Paper 93-0969
- 5. TORRENBEEK K., 1976, Synthesis of Subronic Aircraft Design, Delft University Press
- 6. MAZURKIEWICZ Ł., 2014, Analiza numeryczna opływu samolotu AT-6, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa

## Concept and aerodynamic design of three lifting surface configuration aircraft AT-6

#### Abstract

Concept and aerodynamic design of the two-engine aircraft AT-6 having unconventional layout of three-surface configuration is presented. The project is performed using three-dimensional aerodynamic optimization technique, based on the panel method. Two-dimensional design of wing sections, Fowlers flaps and slotted ailerons are based on XFOIL and MSES programs. Final verification of aerodynamic characteristics of the aircraft has been performed using ANSYS CFX software.

Praca zrealizowana w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka, lata 2007-2014, działanie 1.4. Projekt "Opracowanie założeń i stworzenie prototypu hybrydowego samolotu TSA nowej generacji".

# STUDIUM KONCEPCYJNE ORAZ AERODYNAMICZNE SAMOLOTU O DUŻEJ MANEWROWOŚCI

# Krzysztof Kubryński

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych e-mail: kkubryn@itwl.pl

> W pracy przedstawiono analizę koncepcji samolotu szkolnego zapewniającego możliwość operowania w zakresie dużych, zakrytycznych kątów natarcia. Ideą przewodnią koncepcji są małe wymiary oraz masa, a tym samym niskie koszty produkcji i eksploatacji. Główną problematyką podejmowaną w prezentowanej pracy są problemy związane z realizacją takiego tematu oraz koncepcja aerodynamiczna samolotu, pozwalająca na zachowanie pełnej kontroli samolotu na dużych kątach natarcia, spełniającego wymogi tzw. supermanewrowości. Przedstawiono wyniki badań związanych z podejmowanym tematem.

## 1. Wprowadzenie

Od zarania rozwoju lotnictwa wielka role przywiazywano do klasy samolotów używanych do szkolenia pilotów. Od samolotu takiego oczekuje się spełnienia dość specyficznych wymagań. Dość szybko standardem zostały samoloty szkolne dwumiejscowe. Musiały one spełniać z jednej strony wymogi ekonomiczne (jak najniższy koszt produkcji i eksploatacji), ale również zapewniać bezpieczeństwo młodych adeptów latania – powinny więc być poprawne pilotażowo oraz wybaczać wiele błędów. Równocześnie, zwłaszcza w odniesieniu do szkolenia bardziej zaawansowanego, powinny mieć własności możliwie zbliżone do samolotów, na których docelowo będzie latał szkolony pilot. Wymagania te stoją w częściowej sprzeczności. Wraz z pojawieniem się w lotnictwie wojskowym samolotów z napedem odrzutowym konieczne było wprowadzenie samolotów szkolnych z takim samym napędem i podobnych własnościach. W przypadku szkolenia pilotów wojskowych, istotna jest również możliwość wykorzystywania wyposażenia awionicznego, kompatybilnego z używanym na samolotach bojowych, a nawet kompatybilność układu kabiny, jej ergonomii i stosowanych wskaźników (analogowych lub cyfrowych). Ponieważ tempo

wymiany samolotów szkolnych i szkolno-treningowych w lotnictwie wojskowym jest zdecydowanie wolniejsze niż sprzętu bojowego, bardzo istotnym zagadnieniem jest możliwość modernizacji i dostosowywania samolotów tej klasy do bieżących potrzeb. Możliwość pełnego wpływu na konstrukcję, wyposażenie i np. aranżację kabiny istnieje praktycznie tylko w przypadku wykorzystywania samolotów własnej konstrukcji. W przypadku sprzętu kupowanego ewentualny proces dostosowywania go do zmieniających się wymagań jest nie tylko utrudniony, ale też kosztowny. Przykładem dobrze ilustrującym ten problem jest samolot TS-11 Iskra. Pomimo, że pozostaje on w eksploatacji od ponad pół wieku i odbiega zdecydowanie od współczesnych konstrukcji, jego kolejne dostosowania do bieżących potrzeb szkolenia i wprowadzane (niestety dość płytkie) zmiany modernizacyjne spowodowały, że był (i wciąż jest) bardzo pozytywnie postrzegany przez użytkowników.

Obecnie w sposób zasadniczy zmieniły się wymagania stawiane samolotom szkolno-treningowym przeznaczonym do szkolenia współczesnych pilotów wojskowych. Wynika to z rewolucji, jaka miała (i wciąż ma) miejsce w lotnictwie wojskowym, w szczególności w odniesieniu do samolotów myśliwskich i wielozadaniowych. Aktualnie wchodzą do eksploatacji samoloty nowej generacji, które pozwalają na wykonywanie manewrów niedostępnych samolotom starszym, zarówno w odniesieniu do własności manewrowych i pilotażowych, jak i w odniesieniu do wyposażenia awionicznego oraz możliwości nowego uzbrojenia. W szczególności istotnym jest możliwość operowania (przy zapewnieniu pełnej sterowności) w zakresie dużych, zakrytycznych kątów natarcia. Przykładem mogą być samoloty Eurofighter Typhon, SAAB Gripen i F-35, posiadające limit operacyjnych kątów natarcia 50°, czy F-22 mogący operować przy katach natarcia do  $60^{\circ}$ . Pozwala to na wykorzystanie w operacjach bojowych (zwłaszcza w walce powietrznej) nowego typu manewrów, niedostępnych dla samolotów starszych typów, czyniac te ostatnie przeciwnikami mało skutecznymi w przypadku starcia w powietrzu.

Dotychczas opracowano zaledwie kilka samolotów, które nadają się do szkolenia i treningu pilotów w takich warunkach. Praktycznie jedynie rosyjski Jakowlew JAK-130, włoski Aeromacchi MB-346 oraz chiński Hongdu L-15, wprowadzane właśnie do eksploatacji, zapewniają zbliżone cechy do najnowszych samolotów bojowych. Samolot MB-346 umożliwia operowanie na kątach natarcia do 40°. Samoloty te są jednak konstrukcjami dwusilnikowymi, dość ciężkimi, których koszt, zarówno produkcji jak i eksploatacji, jest znacznie wyższy w porównaniu z relatywnie prostymi konstrukcjami używanymi wcześniej.

W końcu lat 90. podjęto w Polsce temat lekkiego samolotu odrzutowego EM-10 Bielik [1], który był próbą budowy (na realizowanym wówczas eta-

pie) samolotu doświadczalnego ze skrzydłem pasmowym, mogącego operować na dużych kątach natarcia (w zamierzeniach rzędu 35°). Samolot nie zyskał zainteresowania i program praktycznie nie został ukończony (prototyp wykonał dwa loty), jednak wydaje się, że zdobyte wówczas doświadczenie mogłoby stanowić impuls do rzeczywistej realizacji takiego tematu.

Prezentowana praca stanowi wstępny etap studium koncepcji samolotu szkolno-treningowego, mogącego operować na kątach natarcia typowych dla współczesnych, wprowadzanych obecnie do eksploatacji, samolotów myśliwskich. Jednocześnie miałby on być samolotem znacznie mniejszym, lżejszym oraz o zdecydowanie zredukowanych kosztach zarówno produkcji, jak i eksploatacji.

## 2. Problemy aerodynamiki dużych kątów natarcia

Duże kąty natarcia są nierozerwalnie związane z oderwaniem przepływu i generowaniem (w sposób zamierzony lub niezamierzony) silnych przepływów wirowych. Efektem tego są silnie nieliniowe zależności między wartością sił i momentów aerodynamicznych a kątami natarcia, ślizgu i wychyleń powierzchni sterowych [2]-[4]. W celu zwiększenia siły nośnej w warunkach manewru wykorzystuje się przepływy wirowe, a do ich wytwarzania stosuje się specjalnie ukształtowane elementy generujące oderwania i wiry. Jednym z rozwiązań jest zastosowanie pasma (zwykle ostrej powierzchni o dużym skosie i małym wydłużeniu, ulokowanym przed skrzydłem głównym) lub dodatkowego, niewielkiego płata przedniego, generującego wiry krawędziowe lub brzegowe, których intensywnością można w tym przypadku dodatkowo sterować.

Aerodynamika zajmująca się zagadnieniami opływu przy dużych kątach natarcia określana jest mianem aerodynamiki nieliniowej, gdzie prawa klasycznej aerodynamiki i mechaniki lotu nie obowiązują. Między innymi z tego powodu współczesne samoloty myśliwskie wyposażane są z reguły w układ pośredniego sterowania (*fly by wire*) i są zwykle podłużnie statycznie niestateczne. Pożądane własności w locie zapewniane są poprzez dostosowane do potrzeb samolotu prawa sterowania i aktywną reakcję układu sterowania na pojawiające się zaburzenia ruchu. Musi być natomiast zapewniona możliwość "sterowalności" samolotu, czyli możliwość wytworzenia określonych momentów niezbędnych do wymuszenia odpowiedniej reakcji samolotu. Stopień niestateczności statycznej musi być ograniczony, aby układ sterowania mógł nadążyć za występującymi zaburzeniami ruchu. Stateczność poprzeczna i kierunkowa jest z reguły zapewniana w sposób naturalny, poprzez właściwą kompozycję układu aerodynamicznego samolotu. W zakresie dużych kątów natarcia na skutek występującego oderwania przepływu następuje jednak redukcja lub utrata skuteczności sterowania aerodynamicznego, a przebiegi sił i momentów oraz odpowiednich pochodnych aerodynamicznych w funkcji kąta natarcia i ślizgu stają się silnie nieliniowe.

Rysunek 1 przedstawia charakterystykę momentu podłużnego samolotu F-16 w funkcji kąta natarcia dla neutralnego oraz skrajnych wychyleń steru wysokości. Jak widać, przy kątach natarcia powyżej 40° sterowanie podłużne staje się całkowicie nieskuteczne, a w przypadku osiągnięcia kątów natarcia 40°-60° nie ma możliwości wytworzenia momentu, który pozwoliłby na powrót do lotu przy mniejszych kątach natarcia.



Rys. 1. Przebieg charakterystyki momentu podłużnego samolotu F-16

Dodatkowo powyżej kąta natarcia 40° następuje gwałtowny wyrost niestateczności podłużnej. Jest to dość typowy problem (przede wszystkim dla samolotów ze zredukowaną statecznością podłużną) pojawiający się w takim zakresie kątów natarcia.

Znacznie większym problemem stojącym przed konstruktorem tej klasy samolotów jest zapewnienie stateczności i sterowności poprzecznej i kierunkowej na dużych kątach natarcia. Rysunek 2 przedstawia typowy przebieg charakterystyki pochodnej momentu odchylającego po kącie ślizgu  $Cn_{\beta}$  oraz jej przebieg dla samolotu F-4 Phantom. W zakresie kątów ~ 25°-40° pojawia się niestateczność. W przypadku samolotu F-4 widać dodatkowo, że powiększenie usterzenia pionowego prowadzi do większej kierunkowej niestateczności przy dużych kątach natarcia [5]. Wynika to z wejścia usterzenia pionowego w obszar oderwania na kadłubie oraz odziaływaniem powstających przepływów wirowych.



Rys. 2. Przebieg pochodnej stateczności kierunkowej w funkcji kąta natarcia, (a) typowy przebieg, (b) charakterystyka samolotu F-4

Na rysunku 3 pokazano typowy przebieg pochodnej momentu przechylającego po kącie ślizgu  $Cl_{\beta}$  w funkcji kąta natarcia oraz jej przebieg dla skrzydła delta (z generowaniem wirów krawędziowych). W przypadku skrzydła skośnego stateczność poprzeczna początkowo wzrasta z kątem natarcia, jednak dla kątów, przy których występuje częściowe oderwanie na skrzydle bądź następuje rozpad wirów nad skrzydłem, następuje utrata stateczności. Wynika to z silniej niesymetrii oderwania po wystąpieniu ślizgu bądź z niesymetrycznego zniszczenia wirów krawędziowych podczas ślizgu.



Rys. 3. Przebieg pochodnej momentu przechylającego po kącie ślizgu w funkcji kąta natarcia, (a) typowa, (b) skrzydło delta

Podobny problem pojawia się również w przypadku skrzydeł pasmowych, gdzie występuje silna asymetria niszczenia wirów w ślizgu.

Własności dynamiczne samolotu przy dużych kątach natarcia nie zależą jednak bezpośrednio od powyższych pochodnych i muszą być analizowane w in-

ny sposób [6]. Można to zilustrować następująco. Jeżeli pojawi się ślizg przy dużym kącie natarcia, to moment odchylający definiowany w układzie prędkościowym (odchylający kierunek toru lotu) zależy zarówno od Cn, jak i Cl, a przyspieszenie kątowe przywracające początkowy kierunek jest proporcjonalne do wielkości

$$Cn_{\beta dyn} = Cn_{\beta}\cos\alpha - \frac{J_{zz}}{J_{xx}}Cl_{\beta}\sin\alpha$$

która odpowiada za tendencje do powrotu na właściwy kierunek lotu w przypadku wystąpienia ślizgu. Prawidłowa reakcja samolotu występuje przy dodatniej wartości tego parametru. Warto zaznaczyć, że współczesne samoloty z uwagi na małą rozpiętość skrzydeł posiadają mały moment bezwładności względem osi podłużnej  $(J_{xx})$  w stosunku do momentu bezwładności względem osi pionowej  $(J_{zz})$ . Typowa wartość stosunku  $J_{zz}/Jxx$  współczesnych samolotów bojowych wynosi 6-7. W efekcie pochodna momentu przechylającego po kącie ślizgu  $(Cl_{\beta})$  przy dużych kątach natarcia ma decydujące znaczenie dla charakterystyk stateczności i zachowania dynamicznego samolotu. Jednocześnie należy zauważyć, że ewentualne podwieszenia podskrzydłowe zmieniają znacząco moment bezwładności  $J_{xx}$ , ograniczając zwykle wartość  $Cn_{\beta dyn}$ i ograniczając dopuszczalne maksymalne kąty natarcia w locie z podwieszeniami.

Innym ważnym parametrem, który odpowiada za zachowanie dynamiczne samolotu w przypadku ślizgu, a dokładniej na prawidłową reakcję pilota na ślizg, jest *LCDP* (*lateral control departure parameter*). Mówi on o tempie zmniejszania ślizgu na skutek prawidłowej reakcji na ślizg przez pilota lotkami (w celu likwidacji tendencji do przechylania samolotu)

$$LCDP = Cn_{\beta} - Cl_{\beta} \frac{Cn_{\delta a}}{Cl_{\delta a}}$$

gdzie  $\delta_a$  jest kątem wychylenia lotek, a  $Cn_{\delta a}$  i  $Cl_{\delta a}$  odpowiednimi pochodnymi po kącie wychylenia lotek. Dla poprawnej reakcji parametr ten musi być dodatni.

Skuteczność sterowania zarówno podłużnego, jak poprzecznego i kierunkowego bardzo spada przy dużych kątach natarcia. Typowe przebiegi (samolot F-16) odpowiednich pochodnych przedstawia rys. 4.

Należy odnotować, że skuteczność lotek spada bardzo szybko z kątem natarcia, natomiast większą skuteczność sterowania poprzecznego zachowują sterolotki (różnicowe wychylenia usterzenia poziomego). Niestety zastosowanie sterolotek powoduje powstawanie dużego, niekorzystnego momentu kierunkowego (tzw. "moment oporowy lotek"). W przypadku samolotu F-16 sterowanie



Rys. 4. Skuteczność sterowania poprzecznego i kierunkowego w funkcji kąta natarcia

poprzeczne odbywa się przez sprzężony ruch lotek i sterolotek. Jak widać, przy kątach natarcia powyżej 30°-40° skuteczność zarówno sterowania poprzecznego, jak i kierunkowego drastycznie spada, do niemal zera przy  $\alpha = 45^{\circ}-50^{\circ}$ .

Badania w locie oraz symulacje dynamiki samolotu pozwoliły na określenie zakresów parametrów  $Cn_{\beta dyn}$  i LCDP, w których samolot ma pożądane lub niepożądane zachowania dynamiczne i związane z tym własności lotne i pilotażowe. Przedstawia to tzw. zintegrowany wykres Bihrle-Weizmanna – rys. 5.



Rys. 5. Zintegrowany wykres Bihrle-Weizmanna

W obszarze A samolot zachowuje się całkowicie poprawnie, nie przejawiając tendencji do utraty kierunku (*departure*), zachowania niekontrolowanego czy wejścia w korkociąg. Obszar F obejmuje częściowo zakres parametrów, który jest formalnie poprawny, jednak odpowiedź samolotu zarówno na ślizg, jak i na działania pilota jest słaba, odczuwana przez pilota jako niezadowalająca, a na ocenę zaczynają wpływać czynniki drugorzędne. Obszar D jest typowym obszarem klasycznych samolotów po przeciągnięciu wpadających w korkociąg. Warto zauważyć, że obszar A obejmuje również zakres parametrów, który nie spełnia formalnych kryteriów poprawności (wartości ujemne). Można to jednak zinterpretować w następujący sposób: dopuszcza się słabą tendencję do nieprawidłowej reakcji dynamicznej samolotu na ślizg, jeżeli bardzo dobrze reaguje na poprawne zachowanie pilota, bądź też dopuszcza się niepoprawną reakcję samolotu na działania pilota, jeżeli występuje silna i prawidłowa naturalna reakcja dynamiczna samolotu.

Podczas projektowania aerodynamicznego samolotu o dużej manewrowości, który przewidziany jest do użytkowania w zakresie dużych kątów natarcia, należy więc spełnić szereg różnych kryteriów i wymagań. Podstawowym jest zapewnienie odpowiednich charakterystyk siły nośnej i oporu, odpowiedzialnych za podstawowe osiągi samolotu, takie jak doskonałość aerodynamiczna, prędkość minimalna i maksymalna, prędkość wznoszenia oraz manewrowość (możliwe do osiągnięcia prędkości kątowe i obciążenia) w manewrach ustalonych i forsowanych. Należy jednak zabezpieczyć również odpowiednie charakterystyki sterowności i stateczności, zapewniające właściwe zachowanie dynamiczne samolotu w całym zakresie przewidywanych kątów natarcia i prędkości (liczb Macha), oraz zapewnić możliwość skutecznego i bezpiecznego sterowania w całym zakresie warunków lotu, wariantów załadowania samolotu (wyważenia) oraz typów i rozmieszczenia podwieszeń zewnętrznych.

# 3. Podstawowa koncepcja i przyjęte założenia

Prezentowane studium koncepcji samolotu o wysokiej manewrowości dotyczy lekkiego, jednosilnikowego samolotu szkolno-treningowego, ze skrzydłem pasmowym, wyposażonego w pośredni układ sterowania oraz cyfrową awionikę (*glass-cockpit*). Głównym dodatkowym kryterium, które powinien spełniać, jest niski koszt wykonania i eksploatacji. Samolot powinien spełniać wszystkie współczesne wymagania dotyczące dwumiejscowych samolotów szkolnych, w tym osiągów oraz ergonomii. Jednym ze standardowych obecnie wymagań jest przewyższenie tylnej kabiny z celu spełnienia wymogów widoczności (odpowiednio kąt widoczności względem horyzontu 5° z tylnej i 15° z przedniej kabiny). Przyjęto, że wymiary rozważanego samolotu powinny być zbliżone do wymiarów samolotu TS-11 Iskra. Dotyczy to również jego masy.

Rysunek 6 przedstawia wstępny szkic koncepcji i aranżację samolotu wraz z porównaniem do gabarytów i układu samolotu TS-11 Iskra. Długość samolotu określono na niespełna 11 m, rozpiętość ok. 7,2 m, powierzchnię nośną 16,4 m<sup>2</sup>.



Rys. 6. Wstępny szkic koncepcji samolotu oraz TS-11 Iskra

Przeprowadzona analiza masowa pozwala przewidywać, że masa pustego samolotu wyniesie 2350-2450 kg. Normalna masa startowa w wersji szkolnotreningowej to 3700-3800 kg. Maksymalna masa startowa z podwieszeniami zewnętrznymi 4800-4900 kg, a przewidywana dopuszczalna masa podwieszeń 1200 kg. Jako napęd samolotu przewiduje się silnik dwuprzepływowy bez dopalacza o ciągu startowym z zakresu 2800-3000 dN. Przewidywane, wstępne oszacowanie podstawowych osiągów samolotu: prędkość maksymalna na małej wysokości ok. 1100 km/h, prędkość wznoszenia zależnie od wersji napędu 80-120 m/s, pułap powyżej 13600 m. Zakłada się dopuszczalną liczba Macha na dużej wysokości, osiąganą w locie ze zniżaniem 1.2. Przewidywana mechanizacja samolotu składa się z klap przednich, klapolotek wewnętrznych, sterolotek, sterów kierunku oraz hamulca aerodynamicznego. Kabina hermetyzowana z fotelami klasy "zero-zero".

Przyjęto, że na obecnie realizowanym etapie studialnym układu samolotu przygotowana zostanie geometria zewnętrzna, podstawowa koncepcja strukturalna oraz, jako zasadniczy etap prac, wstępny projekt aerodynamiczny samolotu oraz badania i analizy aerodynamiczne, stateczności i sterowności – przede wszystkim w zakresie małych prędkości i dużych katów natarcia. Szczegółowy projekt aerodynamiczny (obejmujący opracowanie szczegółowej geometrii zewnętrznej samolotu, optymalizację geometrii powierzchni nośnych, w tym rozkładu obciążeń, skręceń i zwichrzenia płata itd.), realizowany byłby na późniejszym etapie prac. Z uwagi na ograniczone środki przewidziane na realizację prezentowanego tematu przyjęto, że w zakresie dużych kątów natarcia projekt aerodynamiczny będzie realizowany głównie w oparciu o badania w tunelu aerodynamicznym małych prędkości. W zakresie małych katów natarcia, jak również dużych (przy- i naddźwiękowych) prędkości lotu obecne prace studialne ograniczają się do analiz numerycznych. W oparciu o przyjętą koncepcję samolotu opracowano wstępną geometrię zewnętrzną, aranżację i zagospodarowanie wnętrza, układu kabiny, włotów i kanałów dolotowych wewnątrz samolotu, chowania podwozia, zabudowy silnika, itd. W pracach tych wykorzystano system CAD-owski Unigraphics NX. Wykonano również analize masową oraz wstępne wyważenie samolotu. Rysunek 7 przedstawia wizualizację zewnętrznej geometrii samolotu w pierwszej jego wersji.

## 4. Projektowanie aerodynamiczne i badania tunelowe

Wstępne opracowanie geometrii i aerodynamiki samolotu bazowało na klasycznym podejściu inżynierskim do takiego problemu, było jednak mocno "naznaczone" wcześniejszymi doświadczeniami związanymi z realizacją projektu



Rys. 7. Wizualizacja geometrii samolotu przygotowana w systemie NX

aerodynamicznego oraz wynikami badań tunelowych modelu samolotu EM-10 Bielik.

Przyjęto, że aerodynamika skrzydła będzie oparta o koncepcję "nadkrytyczną", dopuszczającą powstanie na profilu przy prędkościach przydźwiękowych obszaru naddźwiękowego, jednak z ograniczeniem intensywności fali uderzeniowej. Bazowy profil skrzydła samolotu zaprojektowano przy wykorzystaniu możliwości optymalizacyjnych programu MSES. Wymuszono stosunkowo duży promień noska i relatywnie płaską górną powierzchnię profilu, w celu skoncentrowania obszaru naddźwiękowego w pobliżu krawędzi natarcia profilu, co pozwala maksymalnie wykorzystać efekt stosunkowo dużego skosu krawędzi natarcia skrzydła do zwiększenia liczby Macha wzrostu oporu. Jednocześnie rozwój obszaru naddźwiękowego odbywa się przy stosunkowo wolnym wzroście intensywności fali uderzeniowej – rys. 8.



Rys. 8. Geometria profilu skrzydła oraz zmiany rozkładu ciśnienia w zakresie transonicznym przy różnych liczbach Macha

Zaprojektowano oraz wykonano model aerodynamiczny (w skali 6%) do badań w tunelu aerodynamicznym małych prędkości. Badania realizowane są w tunelu aerodynamicznym małych prędkości Politechniki Warszawskiej z wykorzystaniem sześcioskładowej wagi wewnętrznej.

Układ zawieszenia modelu i wagi oraz systemem sterowania i rejestracji wyników umożliwia automatyczną realizację programu badań dla kątów natarcia od 0° do  $+57^{\circ}$  (z zastosowaniem wygiętego żądła do montażu modelu) oraz kątów ślizgu w zakresie  $\pm 30^{\circ}$ .

Tunel charakteryzuje się zamkniętym obiegiem i otwartą przestrzenią pomiarową. Model aerodynamiczny zapewnia możliwość wychylania wszystkich powierzchni sterowych oraz klap, jak również wariantowych zmian usterzenia pionowego oraz położenia skrzydła względem kadłuba. Z uwagi na konieczność dokonywania zmian geometrii w trakcie badań, celem uzyskania pożądanych własności aerodynamicznych, przeprowadzane są modyfikacje modelu, korzystając z prostego, lecz efektywnego sposobu: elementy geometryczne samolotu modyfikowane są twardą masą plastyczną, która nie ulega deformacjom w trakcie pomiarów. Daje to z jednej strony dużą elastyczność we wprowadzaniu zmian, utrudniając jednak dokumentowanie dokonywanych zmian.

Rysunek 9 przedstawia model umieszczony na wadze w tunelu aerodynamicznym oraz stanowisko sterowania badaniami. Badania objęły różne konfiguracje modelu, wychylenia klap i powierzchni sterowych, kąty natarcia  $0^{\circ}-57^{\circ}$ , kąty ślizgu  $-20^{\circ}-+20^{\circ}$ , jak również zmiany wielkości pasm, geometrii klap przednich, wychylenia hamulców aerodynamicznych oraz instalowanie dodatkowych elementów modyfikujących układ aerodynamiczny. Liczba Reynoldsa osiąga wartość ok. 0,3 mln, co jednak nie powinno mieć istotnego znaczenia dla uzyskiwanych wyników w interesującym zakresie dużych kątów natarcia.

Analizy obliczeniowe opływu są przedmiotem oddzielnej publikacji, prezentowanej w obecnych materiałach konferencyjnych.

Rysunek 10 zawiera przykładowy przebieg współczynnika siły nośnej i współczynnika oporu w funkcji kąta natarcia dla zerowego wychylenia klap przednich (rys. 10a) oraz dla jednej z konfiguracji geometrycznej klap przednich z wychyleniem 40° (rys. 10b), przy czym nałożone jest szereg linii wykresów, odpowiadających kątom ślizgu z zakresu  $-9^\circ+9^\circ$ .

Z uwagi na fakt, że interesujący był jedynie obszar dużych kątów natarcia, zakres małych kątów charakteryzował się dużymi przyrostami (krokiem) kąta między kolejnymi punktami pomiarowymi.  $Cz_{max}$  z wychylonymi klapami przednimi osiąga wartość ok. 1,7.


Rys. 9. Model samolotu w tunelu aerodynamicznym małych prędkości oraz stanowisko sterowania pomiarami

Początkowe własności modelu charakteryzowały się zbyt małą statecznością kierunkową, nawet w zakresie małych kątów natarcia. Wynika to z dużej powierzchni bocznej przedniej (kabinowej) części kadłuba oraz stosunkowo przedniej lokalizacji usterzenia pionowego (co wynikającego z wymogu właściwego oddziaływania wirów i śladu oderwania za kadłubem z usterzeniem). Uzyskanie właściwej stateczności kierunkowej wymagało zmian zarówno geometrii usterzenia pionowego, jak też dodania płetw podkadłubowych.

Rysunek 11 przedstawia przykładowy przebieg zmienności momentu odchylającego oraz przechylającego w funkcji kąta natarcia, w konfiguracji z wychyloną klapą przednia. Kolejne linie odpowiadają kątom ślizgu od  $-9^{\circ}$ do  $+9^{\circ}$  z przyrostami co  $3^{\circ}$ . Obszar przecięcia linii wykresów oznacza utratę stateczności kierunkowej ( $\alpha > 34^{\circ}$ ) oraz poprzecznej ( $33^{\circ} < \alpha < 40^{\circ}$ ), a oddalenie linii jest proporcjonalne do odpowiednich pochodnych. W obszarze utraty stateczności poprzecznej i kierunkowej obserwuje się silną niesymetrię



Rys. 10. Wykres współczynników siły nośnej i oporu modelu bez wychylenia klap (a) oraz dla klap przednich wychylonych o 40° (b)



Rys. 11. Przebieg momentu przechylającego i odchylającego w funkcji kąta natarcia dla różnych kątów ślizgu

punktu zniszczenia wirów "nawietrznego" i "zawietrznego", która może być stosunkowo łatwo wizualizowana w badaniach. Przebieg wykresów wskazuje na pewną niesymetrię przebiegu momentów odchylającego i przechylającego względem kąta ślizgu. Wynika to z dużej wrażliwości lokalizacji punktu rozpadu obu wirów od kątów natarcia i ślizgu, jak też z geometrycznej niesymetrii modelu. Również przyjęty sposób "ręcznych" modyfikacji geometrii modelu nie sprzyjał dokładności jej odwzorowania. Z drugiej strony, interesującymi wielkościami są nie tyle bezwzględne wartości współczynników, lecz ich przyrosty (i wynikające stąd wartości odpowiednich pochodnych).

Uzyskanie pełnej stateczności poprzecznej samolotu okazało się jak na razie możliwe jedynie przy zastosowaniu dodatkowych elementów, zmniejszających stateczność wirów, w postaci trójkątnych pionowych płytek mocowanych na paśmie – rys. 12. Podobne rozwiązania stosowano na samolocie F-18 w celu osłabienia wiru i zmniejszenia intensywności drgań typu buffeting usterzenia pionowego, jak też widoczne są na samolocie M-346 Master.



Rys. 12. Element osłabiający stateczność wiru krawędziowego pasma

Taka modyfikacja modelu umożliwiała uzyskanie nie tylko pełnej stateczności poprzecznej, ale również kierunkowej, w pełnym zakresie kątów natarcia – rys. 13.



Rys. 13. Przebieg momentu przechylającego i odchylającego dla różnych kątów ślizgu, z zastosowaniem rozwiązań z rys. 12

Jeszcze większą stateczność poprzeczną można uzyskać przy zmniejszonej smukłości pasma (zmniejszeniu jego długości), jednak wpływa to niekorzystnie na uzyskiwane maksymalne wartości współczynników siły nośnej.

Rysunek 14 przedstawia przebieg charakterystyk momentu podłużnego dla wychyleń usterzenia poziomego od  $-40^{\circ}$  do  $+20^{\circ}$ , przy położeniu środka cięż-kości zapewniającego neutralną stateczność podłużną. Jak widać, istnieje możliwość wyważenia samolotu w pełnym badanym zakresie kątów natarcia, to jest do 57°.



Rys. 14. Przebieg współczynnika momentu podłużnego dla różnych kątów wychylenia usterzenia poziomego



Rys. 15. Zmiana momentu przechylającego od wychylenia sterolotek

Rysunek 15 przedstawia zmiany współczynnika momentu przechylającego przy różnicowym wychyleniu usterzenia poziomego (sterolotek) względem położenia średniego  $-5^{\circ}$  dla jednej z konfiguracji geometrycznych samolotu (brak wychylenia klap). Obserwuje się dużą skuteczność sterowania poprzecznego do kąta natarcia ok. 37°, niestety powstaje również znaczący, niekorzystny moment kierunkowy. Jeszcze większą skuteczność w zakresie dużych kątów natarcia uzyskuje się przy większym ujemnym wychyleniu symetrycznym (steru wysokości) – odpowiadającemu równowadze podłużnej przy większym kącie natarcia (zwłaszcza przy zwiększeniu stateczności podłużnej samolotu).

Rysunek 16 pokazuje wpływ wychylenia lotek na moment przechylający. Jak widać, również one zachowują dużą skuteczność do kąta natarcia ok. 37°, przy czym w całym zakresie kątów natarcia obserwuje się korzystny moment kierunkowy powstający po wychyleniu lotek (dość typowe dla tzw. lotek wewnętrznych).



Rys. 16. Zmiana momentu przechylającego od wychylenia lotek

Jako uzupełnienie zrealizowanych badań, na rys. 17 przedstawiono skuteczność steru kierunku. Zmiany momentu odchylającego wynikają ze zmian wychylenia sterów kierunku od 0° do 30°. Wynik wpisuje się w typowy przebieg (jakościowo i ilościowo) tej wielkości, jakie można znaleźć w literaturze. Skuteczność sterowania kierunkowego spada stopniowo, jednak nawet przy kącie natarcia 50° pozostaje na poziomie ponad 25% wartości początkowej.



Rys. 17. Zmiana momentu odchylającego od wychylenia sterów kierunku

Ciekawe okazały się badania hamulców aerodynamicznych, w tym optymalizacja ich kształtu i lokalizacji. Hamulec z rys. 18 powoduje przyrost współczynnika oporu o  $\Delta Cx = 0.03$  (ok. 150% oporu czołowego samolotu przy małych kątach natarcia), nie powodując praktycznie zmian siły nośnej i momentu podłużnego do kątów wychylenia 50°. Przy większych kątach wychylenia pojawia się moment pochylający ("na nos").



Rys. 18. Jeden z badanych wariantów hamulca aerodynamicznego

## 5. Podsumowanie

W pracy przedstawiono zasadnicze problemy, z jakimi należy się zmierzyć przy projektowaniu samolotu mogącego operować przy dużych kątach natarcia. W ramach realizacji prezentowanego tematu podjęto się opracowania wstępnej (studialnej) koncepcji lekkiego, jednosilnikowego samolotu szkolnotreningowego, który zapewniałby własności pilotażowe typowe dla współcześnie wprowadzanych do eksploatacji samolotów bojowych, zachowujących poprawne własności lotne oraz pełną sterowność do dużych, zakrytycznych kątów natarcia. Uzyskane wyniki badań tunelowych zmodyfikowanego w trakcie prowadzonych prac modelu wskazują na możliwość spełnienia stawianych wymagań. Niektóre zastosowane modyfikacje pasma wraz z elementami osłabiającymi stateczność wirów generowanych na paśmie zapewniają umiejscowienie charakterystyk modelu samolotu przy dużych kątach natarcia (do 57°) całkowicie w obszarze A wykresu Bihrle-Weizmanna, pozwalając oczekiwać w pełni poprawnego zachowania się samolotu w badanym zakresie zakrytycznych kątów natarcia.

W kolejnym etapie prac przewiduje się opracowanie i wykonanie nowego modelu aerodynamicznego, który uwzględni wymagane aktualnie zmiany geometryczne układu. Umożliwi też wprowadzanie dalej idących zmian i modyfikacji, w szczególności w geometrii pasm, celem efektywniejszego zapewnienia poprawności pochodnych odpowiedzialnych za stateczność i sterowność samolotu przy zapewnieniu lepszych charakterystyk siły nośnej oraz oporu.

#### Bibliografia

- KUBRYŃSKI K., 2004, Koncepcja i projekt aerodynamiczny samolotu Bielik, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XI 2004, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa
- High Angle of Attack Aerodynamics, AGARD Conference Proceedings, CP-247, 1979
- Special Course on Aerodynamic Characteristics of Controls, AGARD Report, R-711, 1983
- 4. MASON W.H., *High Angle of Attack Aerodynamics* http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason\_f/ConfigAeroHiAlphaNotes.pdf http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason\_f/ConfigAeroHiAlphaNotes.pdf
- 5. WHITFORD R., 1987, Design fir Air Combat, Janes
- Technologies for Highly Maneuverable Aircraft, AGARD Conference Proceedings, CP-548, 1994

#### Conceptual and aerodynamic study of highly maneuverable aircraft

#### Abstract

Concept and aerodynamic analysis of a light jet trainer, highly maneuverable, having proper high angle of attack characteristics is presented. The basic problems associated with high angle of attack aerodynamics and flight mechanics are presented. The aerodynamic analysis and design for high alpha characteristics are based on low speed wind tunnel tests of a model at high (up to  $57^{\circ}$ ) angles of attack. Some results of stability and control characteristics are presented.

# STUDIUM OBLICZENIOWE AERODYNAMIKI SAMOLOTU PRZYDŹWIĘKOWEGO O DUŻEJ MANEWROWOŚCI

Łukasz Mazurkiewicz, Krzysztof Kubryński

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: lukasz.mazurkiewicz@itwl.pl; kkubryn@itwl.pl

> W pracy przedstawiono wyniki obliczeniowej analizy opływu wstępnej konfiguracji samolotu ze skrzydłem pasmowym, którego głównym założeniem jest zapewnienie dobrych charakterystyk aerodynamicznych w zakresie dużych katów natarcia. Przyjęto, że podstawowy projekt aerodvnamiczny i weryfikacja charakterystyk dla zakresu małych prędkości i dużych kątów natarcia będą bazowały na badaniach w tunelu aerodynamicznym małych prędkości. Podstawowym narzędziem projektowania i weryfikacji charakterystyk aerodynamicznych dla zakresu dużych prędkości przydźwiękowych oraz niewielkich naddźwiękowych są metody obliczeniowe. Praca prezentuje wyniki obliczeń dla dwóch przypadków: liczby Macha 0,3 i pełnego zakresu kątów natarcia (do 90 deg) oraz dla kątów natarcia 0,5-7 deg i liczb Macha w zakresie 0,3-1,05. Analizowano charakterystyki siły nośnej i oporu, jak również charakterystyki stateczności i sterowności oraz straty ciśnienia całkowitego w kanale wlotowym silnika. Praca stanowi wstępne studium układu samolotu przydźwiękowego o wysokiej manewrowości.

## 1. Wstęp

Celem przygotowanego studium obliczeniowego było określenie wstępnych, bazowych charakterystyk, wyznaczenie obszarów optymalizacji i potencjalnych możliwości poprawy bieżącego układu aerodynamicznego. Na wstępie należy podkreślić, że aktualnie analizowana geometria samolotu nie była poddana żadnej optymalizacji aerodynamicznej.

Część obliczeniowa studium przygotowana została w oparciu o oprogramowanie ANSYS CFD.

Każde modelowanie CFD można podzielić na podstawowe etapy:

1. Przygotowanie geometrii i opracowanie siatek obliczeniowych.

- 2. Przygotowanie modelu z warunkami brzegowymi, początkowymi oraz obliczenia.
- 3. Opracowanie wyników i wnioski z przeprowadzonej analizy.

# 2. Przygotowanie geometrii, siatek obliczeniowych i modelu CFD

Przyjęte założenia geometryczne:

- Powierzchnia odniesienia  $S_{odn} = 16,14 \,\mathrm{m}^2$ .
- Średnia cięciwa aerodynamiczna  $SCA = 2,645 \,\mathrm{m}.$
- Rozpiętość  $b = 7,08 \,\mathrm{m}$ .
- Założono symetrię dla symetrycznych warunków opływu.

Geometria została przygotowana za pomocą oprogramowania Siemens NX (Unigraphics). Następnie w programie Ansys ICEM CFD opracowano siatki obliczeniowe. Aby możliwie najlepiej wykorzystać zasoby, model został podzielony na dwie domeny. Pierwsza obejmowała wyłącznie kanał włotowy do silnika i została przygotowana na strukturalnej siatce heksagonalnej. Druga domena obejmowała cały samolot z zewnętrznym obszarem obliczeniowy. Dla zewnętrznej domeny przygotowane zostały dwa typy siatek:

- niestrukturalna typu tetra z elementami pryzmatycznymi przy ściankach (gęstsza)o następujących parametrach:
  - całkowita liczba węzłów 10,65 mln,
  - -wysokość pierwszej warstwy pryzmy od 0,01 do 0,075 mm,
  - współczynnik przyrostu warstw pryzmy od 1,20 do 1,37,
  - 17 warstw elementów pryzmatycznych przy ściankach.
- niestrukturalna typu tetra z elementami pryzmatycznymi przy ściankach (rzadsza) przekonwertowana do niestrukturalnej siatki typu heksagonalnej. Siatka taka łączy w sobie trzy typy elementów: heksagonalne, tetragonalne w miejscach, gdzie elementy heksagonalne miałyby bardzo słabą jakość oraz pryzmatyczne przy ściankach. Zaletą w stosunku do poprzedniej siatki jest mniejsza dyssypacja numeryczna na elementach heksagonalnych, wadą – mniejsza liczba węzłów (8,54 mln) oraz dodatkowe elementy pryzmatyczne niekoniecznie położone optymalnie na połączeniu heksy z tetrą.

Podane wielkości siatek dotyczą symetrycznej połowy modelu, dla obliczenia przepływów niesymetrycznych wielkość siatek była podwójna (około

21,3 mln węzłów). W obu przypadkach zastosowano zgęszczenia siatki w rejonie spodziewanych wirów pasmowych i dużych gradientów ciśnienia. Maksymalna wartość parametru Y+ dla wszystkich obliczeń nie przekracza 45, a wartość średnia wynosi około 27.

Nie zostało przeprowadzone klasyczne studium wpływu siatki na wyniki tzw. "mesh sensitivity and mesh convergence study". Siatki obliczeniowe przygotowywano tak, aby możliwie optymalnie wykorzystać posiadane zasoby obliczeniowe. Przy tego typu zagadnieniach nasycenie siatki i brak wpływu dyskretyzacji na rozwiązanie następuje dopiero powyżej 50-80 mln węzłów. Opracowane dwie różne siatki pozwalają jednak w pewnym stopniu określić wpływ dyskretyzacji na uzyskane wyniki.

Do obliczeń wybrano program ANSYS CFX (wersja 14.5.7 i 15.0). Poniżej przedstawiono ustawienia modelu przyjęte na potrzeby niniejszego studium.

- Wybrano model turbulencji SST zmodyfikowany (SST CC RM KL). Modyfikacje dotyczą korekty znanych słabszych punktów klasycznego modelu SST i obejmują tzw. korekcję krzywizny (*Curvature Correction*) mającą na celu poprawę modelowania m.in. przepływów wirowych, limiter turbulencji Kato-Launder ograniczający wzrost turbulencji m in. w punkcie spiętrzenia oraz modyfikację poprawiającą zachowanie modelu po oderwaniu przepływu, korygującą przewidywany punkt ponownego przyklejenia warstwy przyściennej (*Re attachment Modification*). Niewątpliwą zaletą modelu SST i programu ANSYS CFX jest automatyczna funkcja ściany. Program rozwiązuje w pełni warstwę przyścienną jeżeli Y+ ma wartość mniejszą od 2 (tzw. *Low Re mode*) i automatycznie przełącza się do funkcji ściany dla większych wartości (*Mixed mode* oraz *Wall function mode*). Inną zaletą jest również stabilność i niski koszt obliczeniowy modelu, wadą – brak anizotropii turbulencji, jest to model z grupy RANS (*Reynodls-averaged Navier-Stokes*).
- Model gazu idealnego, ściśliwego z formułą Sutherlanda dla lepkości dynamicznej.
- Ciśnienie odniesienia przyjęto jako 101325 Pa, temperaturę 15°C.
- Obliczenia w zdecydowanej większości prowadzono dla stałej prędkości 100 m/s oraz dla liczb Macha w zakresie 0,3- 1,05 dla charakterystyk około dźwiękowych.
- Założono przepływ przez silnik na poziomie 50 kg/s (25 kg/s na symetryczną połowę samolotu).
- W czasie obliczeń monitorowano poziom sił oporu, nośnej, a także momentów pochylającego i odchylającego dla przypadków niesymetrycznych.



Rys. 1. Geometria i siatka obliczeniowa



Rys. 2. Siatka obliczeniowa



Rys. 3. Siatka obliczeniowa



Rys. 4. Siatka obliczeniowa, krawędź natarcia skrzydła



Rys. 5. Model z wychylonymi klapami przednimi

# 3. Charakterystyki w konfiguracji gładkiej dla małych prędkości

Charakterystyki podłużne samolotu wyznaczone zostały w zakresie katów natarcia od 0 do 90°. W przedziale 0-40° obliczenia przeprowadzone były także na siatce o większej gęstości. Przygotowany również został model ze sterem wysokości ustawionym na  $-5^{\circ}$ , dzięki któremu można było oszacować pochodne po wychyleniu steru. Maksymalny współczynnik siły nośnej  $CL_{max}$  wynosi 1,792, a maksymalna doskonałość dla małych prędkości jest rzędu 10,5. Wpływ siatki na charakterystykę siły nośnej, oporu i momentu pochylającego, a także na wartości współczynników aerodynamicznych dla małych prędkości jest niewielki, dlatego obliczenia kontynuowano na mniejszej siatce (rys. 6-8).



Rys. 6. Charakterystyka współczynnika siły nośnej dla małych prędkości



Rys. 7. Biegunowa dla małych prędkości



Rys. 8. Przebieg współczynnika momentu podłużnego dla małych prędkości

Przebieg współczynnika momentu pochylającego jest poprawny. Dla bardzo dużych kątów natarcia pochodna momentu zmniejsza swoją wartość, dając pozytywną tendencję do powrotu na mniejsze kąty.

Analizując bardziej szczegółowo przepływ, nasunęły się następujące wnioski:

- niezbędne są zmiany zarówno ustawienia, jak i profili usterzenia pionowego, tak aby poprawić interakcję z wirami pasmowymi,
- konieczna jest zmiana pasma; w obecnym układzie na kątach natarcia bliskich zeru tworzą się wiry po spodniej ich stronie,
- dokładnej analizie i projektowaniu w przyszłości należy poddać okolice włotów do silników oraz kanały dolotowe i gondole; w obecnym kształcie włoty i kanały silnika generują zbyt duże straty ciśnienia i znaczną dystorsję na końcach kanału (rys. 10).

Zwiększenie wartości pochodnej momentu pochylającego po wychyleniu steru dla dużych katów natarcia wynika z ustalonego wychylenia steru wysokości, które na tak dużych kątach natarcia nie odpowiada warunkom równowagi podłużnej (rys. 9).



Rys. 9. Przebieg pochodnej momentu pochylającego po wychyleniu steru. Wyznaczono dla wychylenia $-5^\circ$ 



Rys. 10. Straty ciśnienia całkowitego w kanale silnika



Rys. 11. Wizualizacja opływu dla kąta natarcia 20°, konfiguracja gładka



Rys. 12. Kąt natarcia 20°, klapy przednie. Widoczna poprawa, stabilizacja opływu na zewnętrznej części skrzydła

Przeprowadzono również obliczenia opływu samolotu w warunkach ustalonego 5° ślizgu bocznego w zakresie kątów natarcia od 0 do 40° celem oceny wyjściowych charakterystyk boczno-kierunkowych. Wyznaczona została pochodna momentu odchylającego  $Cn_{\beta}$  (rys. 20) i przechylającego  $Cl_{\beta}$  (rys. 21) po kącie ślizgu, a także pochodna złożona  $Cn_{\beta dyn}$  (rys. 22). Przebieg pochodnej  $Cl_{\beta}$  wskazuje na mogące się pojawić problemy ze statecznością poprzeczną powyżej kąta natarcia około 28°. Wartość pochodnej przyjmuje wtedy znak dodatni. Również przebieg pochodnej  $Cn_{\beta}$  wskazuje na utratę stateczności kierunkowej od kąta około 18° (wartość ujemna). Pochodna złożona  $Cn_{\beta dyn}$ jest bardziej miarodajnym wskaźnikiem dla tego typu konfiguracji. Przyjmuje znak ujemny, wskazując na niestateczność boczno-kierunkową, powyżej kąta natarcia 27° (rys. 27). Przyczyną niestateczności jest niesymetryczny rozpad wirów pasmowych i niekorzystne interferencje aerodynamiczne.

# 4. Charakterystyki w konfiguracji z klapami przednimi dla małych prędkości

Jedną z możliwości poprawy charakterystyk bocznych i poprzecznych na dużych kątach natarcia jest zastosowanie klap przednich. Przygotowany został zatem model z wychylonymi klapami przednimi. Kąt wychylenia klap to  $40^{\circ}$ .



Rys. 13. Kąt natarcia 35°, k<br/>ąt ślzgu 5°, konfiguracja gładka. Wir po stronie nawietrznej ulega szyb<br/>szej degradacji



Rys. 14. Kąt natarcia 35°, kąt ślizgu 5°, konfiguracja z klapami przednimi. Wychylenie klap stabilizuje wiry pasmowe i opływ skrzydła

Zmiana w charakterze opływu widoczna jest zwłaszcza w zakresie katów natarcia, dla których model w konfiguracji gładkiej wykazuje niestateczność poprzeczną (rys. 13 i rys. 14), czyli w przedziale od 20 do około 40°.

Porównanie charakterystyk podłużnych przedstawiają rys. 15-18. Wychylenie klap zwiększa nieznacznie maksymalny współczynnik siły nośnej i redukuje opór samolotu dla kąta natarcia powyżej 10°. Zmieniają się także wiry pasmowe, są bardziej stabilne i ich degradacja następuje później, mniejsza jest ich niesymetria. Mniejsze jest także oderwanie na płacie głównym.



Rys. 15. Współczynnik siły nośnej



Rys. 16. Biegunowa. Wychylenie klap przednich redukuje współczynnik oporu dlaCL>0,9



Rys. 17. Współczynnik momentu pochylającego



Rys. 18. Doskonałość aerodynamiczna. Dla kąta natarcia większego od 10° doskonałość układu z wychylonymi klapami przednimi jest większa

Największa poprawa widoczna jest jednak na charakterystykach bocznych i poprzecznych (rys. 19-23). Pochodna  $Cn_{\beta dyn}$  zachowuje wartość dodatnią (stateczną) w całym zakresie badanych kątów natarcia. Dla konfiguracji gładkiej pochodna wskazywała na niestateczność już powyżej 18°. Po wychyleniu klap pochodna  $Cn_{\beta}$  ma wartość dodatnią aż do ok. 40° (poprawa o około 13°). Pochodna  $Cl_{\beta}$  wskazuje na stateczność poprzeczną do około 39°. Wychylenie klap przednich przesunęło zakres stateczności boczno-kierunkowej z kąta natarcia 18° do 40°.



Rys. 19. Pochodna siły bocznej po kącie ślizgu



Rys. 20. Pochodna momentu odchylającego po kącie ślizgu



Rys. 21. Pochodna momentu przechylającego po kącie ślizgu



Rys. 22. Pochodna stateczności boczno-kierunkowej



Rys. 23. Ma $=0,\!80.$ Widoczny duży skos izobar na skrzydle

Podsumowując tę część badań, można stwierdzić, że wychylenie klap przednich poprawia charakterystyki na dużych kątach natarcia. Niewątpliwym obszarem do modyfikacji będzie:

- usterzenie pionowe, jego kształt, ustawienie, skręcenie,
- kształt pasma, od którego zależy intensywność i stabilność wirów,

• kształt noska kadłuba również generującego układ wirowy na dużych kątach natarcia i mający dość duże znaczenie w ustatecznieniu samolotu.

### 5. Charakterystyki w konfiguracji gładkiej dla dużych prędkości

Kolejnym istotnym aspektem niniejszego studium było określenie zmiany charakterystyk aerodynamicznych konfiguracji gładkiej wraz ze wzrostem liczby Macha. Przeprowadzono obliczenia w zakresie od Ma = 0,3 do Ma = 1,05 dla kątów natarcia od 0,5° do 9°. Z racji większych prędkości i możliwych dużych gradientów ciśnienia obliczenia wykonane były na siatce o większej gęstości, aby minimalizować niedokładności związane z dyskretyzacją. W tym przypadku, ze względu na dużo większe gradienty i ściśliwość przepływu różnice pomiędzy zastosowanymi siatkami były widoczne. Różnica wyznaczonego współczynnika oporu CD dla Ma = 0,85 i kąta natarcia 0,5° wynosi około 8%, współczynnika siły nośnej 5%.

Wyniki zostały porównane z modelem samolotu MiG-29, który został zamodelowany i policzony przy analogicznych ustawieniach i parametrach.

Ogólny przebieg i zmiany charakterystyk są zgodne ze spodziewanymi. Wraz ze wzrostem liczby Macha do około 0,8 pojawia się przepływ naddźwiękowy tuż przy krawędzi natarcia skrzydła, usterzenia i krawędziach włotu. Stopniowo, od Ma = 0,85, pojawia się przepływ naddźwiękowy pomiędzy statecznikami usterzenia pionowego, tworząc coraz mocniejszą falę. Dodatkowo efekt ten wzmacnia rozkład ciśnień na końcu owiewki kabiny piłotów. Jest to zjawisko niekorzystne i w kolejnym etapie projektu powinno zostać zminimalizowane poprzez modyfikację usterzenia i tylnej części kadłuba. Szczególnej uwagi na dalszym etapie prac wymagać będzie również przeprojektowanie rejonu włotów do silnika.

W rejonie skrzydła opływ jest w pełni poprawny. Kształt profilu został zaprojektowany w taki sposób, że maksymalne podciśnienia są blisko krawędzi natarcia, zapewniając duży skos izobar. Obszar naddźwiękowy dzięki temu jest niewielki.

Porównując dane samolotu MiG-29 w podobnych warunkach obliczeniowych, fala pomiędzy usterzeniem pionowym widoczna jest od Ma = 0,90. Samolot ten ma jednak znacznie większy obszar przepływu naddźwiękowego na skrzydle, a także przy kabinie pilota. Na spodniej stronie kadłuba MiGa pomiędzy gondolami fala tworzy się już dla Ma = 0,8.

W ramach studium wykonana została również niewielka modyfikacja geometrii tylnej części kadłuba poprzez prostą zmianę jednego z punktów tworzących, tak aby zredukować niekorzystny rozkład ciśnienia tuż za owiewką.



Rys. 24. Ma=0,85.Fala uderzeniowa pomiędzy statecznikami usterzenia. Poprawny opływ skrzydeł



Rys. 25. Ma=0,90.Pojawia się obszar naddźwiękowy w okolicach kabiny pilotów. Duży obszar fali pomiędzy usterzeniem pionowym



Rys. 26. Model zmodyfikowany. Ma=0,85. Obszar naddźwiękowy pomiędzy statecznikami jest znacznie mniejszy niż w wersji bazowej



Rys. 28. MiG-29, Ma=0,90. Model porównawczy. Pomiędzy usterzeniem pionowym widoczna fala

5.000 (m)



Rys. 29. Charakterystyki współczynnika siły nośnej w funkcji liczby Macha nowej konstrukcji

Usterzenie pionowe zostało dodatkowo cofnięte o 350 mm, odchylenie od pionu zwiększono o dodatkowe  $11^{\circ}$ , a także rozchylenie względem osi podłużnej kadłuba zwiększono o  $0,7^{\circ}$ . Zmodyfikowano również separator warstwy przyściennej przy włocie do silnika (zwiększono promienie krzywizny). Zmiana zaprocentowała zmniejszeniem obszaru naddźwiękowego pomiędzy usterzeniem pionowym i w okolicach włotów do silnika, jednak zmniejszyła niekorzystnie skos izobar na skrzydle samolotu. Sumaryczny współczynnik oporu dla Ma = 0,85 i kąta natarcia  $0,5^{\circ}$  spadł o około 5,9%. Widać zatem jak niewielkie zmiany mogą wpłynąć na relatywnie dużą zmianę współczynników aerodynamicznych.

Na rys. 30 przedstawiono wzrost oporu w zależności od liczby Macha. Dla Ma = 1,05 opór jest 3,3 razy większy niż dla Ma = 0,3. Przyrost oporu jest widoczny już od Ma = 0,8. Na dalszym etapie prac będzie możliwość przesunięcia tej charakterystyki na większe prędkości, chociażby poprzez redukcję fali w okolicy usterzenia pionowego.



Rys. 30. Charakterystyka współczynnika oporu w funkcji liczby Macha nowej badanej konfiguracji



Rys. 31. Charakterystyka współczynnika momentu pochylającego w funkcji liczby Macha nowego samolotu



Rys. 32. Biegunowa analizowanej nowej konstrukcji dla różnych liczb Macha



Rys. 33. Doskonałość nowego samolotu dla różnych liczb Macha



Rys. 34. Doskonałość nowego samolotu dla stałego kąta natarcia w funkcji liczby Macha

#### 6. Podsumowanie

Przeprowadzone analizy i obliczenia wykazały dużą użyteczność metod numerycznej mechaniki płynów (CFD). Najbardziej cenne są informacje uzyskane dla dużych prędkości przydźwiękowych, gdyż nie mamy realnej możliwości wykonania badań i wizualizacji w laboratorium. Na podstawie obliczeń wyznaczone zostały obszary i kierunki optymalizacji. Dla małych prędkości nie możemy niestety bezpośrednio porównać charakterystyk obliczeniowych z uzyskanymi w badaniach tunelowych. W modelu laboratoryjnym zmienione zostało usterzenie, kształt pasm i włotów do silnika. Z pewną dozą niepewności podchodzimy do uzyskanych obliczeniowo charakterystyk poprzecznych i kierunkowych na dużych kątach natarcia. Metody CFD nadal nie rozwiązują z wymaganą dokładnością silnych układów wirowych i interferencji z nimi związanych. Punkt rozpadu wirów jest bardzo silnie zależny od modelu turbulencji, poszczególnych ustawień parametrów w tym modelu, a także dyskretyzacji, czyli siatki obliczeniowej. Zastosowanie innych modeli turbulencji, w których rozwiązywane są wszystkie człony równań i które uwzględniają anizotropię nadal jest kosztowne obliczeniowo. W kolejnych etapach badań zamierzamy wszakże równolegle z analizami i optymalizacją prowadzić prace nad korelacją i walidacją zastosowanych modeli z rzeczywistością.

#### Bibliografia

- MANI M., LADD J.A., BOWER W., 2004, Rotation and curvature correction assessment for one- and two-equation turbulence models, *Journal of Aircraft*, 41, 2, 268-273
- HELLSTEN A., 1998, Some improvements in Menter's k-ω SST turbulence model, 29th AIAA Fluid Dynamics Conference, June 15-18, A98-32817
- 3. LECHNER R., LANGTRY R., MENTER F.R., 2006, SST reattachment modification in ANSYS CFX, *Ansys Germany*, Otterfing
- 4. WEISSMAN R., 1973, Preliminary criteria for predicting departure characteristics/spin susceptibility of fighter-type aircraft, *Journal of Aircraft*, 10, 4
- 5. CALICO JR. R.A., 1979, A new look at  $Cn_{\beta \, dyn}$ , Journal of Aircraft, 16, 12

#### Computational study of aerodynamics of a highly manoeuvrable transonic aircraft

#### Abstract

The paper presents results of computational analysis of the flow around the initial configuration of the aircraft, for which the main objective is to ensure good aerodynamic characteristics at high angles of attack. It is assumed that the basic aerodynamic design and verification of characteristics for the case of low speeds and high angles of attack is based on the low speed wind tunnel tests. The basic tool for the design and

analysis of aerodynamic characteristics at high speeds (transonic and low supersonic) are computational methods. The paper presents computational results for two cases: the Mach number of 0.3 and the full range of angles of attack (up to 90 deg) and for angles of attack in the range of 0.5-7 deg and Mach numbers up to 1.05. Characteristics of lift and drag as well as characteristics of stability and control and, additionally, total pressure losses in the engine inlet duct are analysed. The work is a preliminary study of the highly maneuverable transonic aircraft.

# BADANIA WIZUALIZACYJNE OPŁYWU SAMOLOTU WIELOZADANIOWEGO F-16C BLOCK 52 ADVANCED

Aleksander Olejnik, Łukasz Kiszkowiak, Tomasz Łącki, Maciej Mikołajczyk

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Techniki Lotniczej, Warszawa e-mail: aolejnik@wat.edu.pl; lkiszkowiak@wat.edu.pl; tlacki@wat.edu.pl

Adam Dziubiński, Robert Placek

Instytut Lotnictwa, Zakład Aerodynamiki, Warszawa e-mail: adziubinski@ilot.edu.pl; robert.placek@ilot.edu.pl

> W niniejszej pracy opisano metody badań opływu statków powietrznych oraz przedstawiono wyniki doświadczalnych i numerycznych badań wizualizacyjnych opływu samolotu wielozadaniowego F-16 Block 52 Advanced. Badania doświadczalne przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym dużych prędkości N-3 Instytutu Lotnictwa oraz tunelu wodnym Wojskowej Akademii Technicznej. Natomiast badania numeryczne wykonano przy użyciu metody objętości skończonych, korzystając ze specjalistycznego oprogramowania. Dzięki przeprowadzonym badaniom określono charakter opływu statku powietrznego ze skrzydłem pasmowym. Ponadto w pracy przedstawiono opis metod budowy modeli skalowanych statków powietrznych wykorzystywanych do doświadczalnych badań wizualizacyjnych. Zarówno badania eksperymentalne, jak i obliczenia numeryczne zostały przeprowadzone dla prędkości pod-, okołoi naddźwiękowych.

## 1. Wstęp

Dynamiczny rozwój techniki mikroprocesorowej oraz metod obliczeniowej mechaniki płynów (*Computational Fluid Dynamics*) umożliwił symulacje wielu zjawisk zachodzących w trakcie opływu ciał płynami. Jednak w dalszym ciągu złożoność tych zjawisk wymaga przeprowadzenia badań doświadczalnych w tunelach aerodynamicznych, w tym badań wizualizacyjnych. Wykorzystywane są one głównie do weryfikacji wyników badań symulacyjnych oraz jako narzędzie wspomagające etap projektowania nowych typów statków powietrznych. Wizualizacja pozwala ocenić opływ samolotu na różnych kątach natarcia z możliwością wskazania miejsc oderwania strumienia oraz określić wpływ poszczególnych elementów konstrukcyjnych na jego całościowy opływ.

Można wyróżnić następujące metody i sposoby wizualizacji opływu statków powietrznych:

- optyczne,
- z wykorzystaniem dodatkowej substancji.
- z dodaniem ciepła lub innego rodzaju energii.

W metodach optycznych wykorzystuje się fakt zmiany współczynnika załamania światła wraz ze zmianą gęstości płynu. Warto podkreślić, że mogą one zostać wykorzystane do wizualizacji opływu ciał jedynie w przypadkach, gdy gęstość płynu nie jest stała. Natomiast istota metod z wykorzystaniem dodatkowej substancji polega na dodaniu do ośrodka, w którym prowadzone są badania wizualizacyjne, substancji o innej gęstości lub lepkości. Z kolei metody badań wizualizacyjnych z dodawaniem ciepła lub innego rodzaju energii stosowane są w tych przypadkach, w których nie można zastosować dwóch pozostałych [1].

W trakcie wykonywania badań wizualizacji opływu samolotu F-16C Block 52 Advanced użyto metod wizualizacji z wykorzystaniem dodatkowej substancji. W trisonicznym tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa zastosowano wizualizację olejową, natomiast w tunelu wodnym Wojskowej Akademii Technicznej wizualizację barwną. Zastosowana wizualizacja olejowa pozwala zaobserwować jedynie zjawiska zachodzące tuż przy powierzchni opływanego obiektu. Z kolei wizualizacja w tunelu wodnym pozwala również zarejestrować zjawiska związane z opływem modelu samolotu, zachodzące w pewnej odległości od badanego obiektu.

Badania zostały przeprowadzone w ramach projektu Badanie charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu F-16 w opływie około i naddźwiękowym, wizualizacja opływu oraz modelowe badania zrzutu podwieszeń – nr O N501 020540, którego kierownikiem był prof. dr hab. inż. Aleksander Olejnik. Realizacja projektu została dofinansowana z Narodowego Centrum Badań i Rozwoju.

#### 2. Pomiar geometrii samolotu F-16C Block 52 Advanced

W celu wykonania modeli do badań doświadczalnych w tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa oraz tunelu wodnym Wojskowej Akademii Technicznej konieczne było przeprowadzenie precyzyjnych pomiarów geometrii samolotu F-16. W środowisku wyspecjalizowanych systemów CAD oraz korzystając z metod inżynierii odwrotnej i najnowszych systemów przestrzennego skanowania optycznego, zbudowano model samolotu na podstawie rzeczywistej konstrukcji. Przy realizacji zadania skorzystano z mobilnego systemu pomiarowego ATOS II Triple Scan firmy GOM. System ten bazuje na metodzie triangulacji optycznej. Ze względu na rozmiary mierzonego obiektu w pierwszym etapie pomiarów wykonano pomiar fotogrametryczny samolotu przy użyciu systemu pomiarowego TRITOP.

Geometria samolotu otrzymana w czasie pomiaru skanerem optycznym GOM ATOS II Triple Scan przechowywana jest w postaci chmury punktów. Specyfika pomiaru polega na odwzorowywaniu geometrii fragmentami o wymiarach ok. 1000 mm×750 mm. Chmury punktów odwzorowujące mierzony obszar pozycjonowane są w przestrzeni dzięki punktom referencyjnym. Oprogramowanie ATOS wyszukuje powtarzające się konfiguracje punktów referencyjnych i dzęki temu możliwe jest umieszczenie zmierzonych punktów we właściwym miejscu w przestrzeni. Następnie w procesie triangulacji chmurę punktów przekształcono na siatkę trójkątów. Ostatecznie gotowy model geometryczny samolotu wykonano przy użyciu oprogramowania SIEMENS NX.



Rys. 1. Pomiar geometrii samolotu F-16C przy użyciu systemu pomiarowego ATOS II Triple Scan



Rys. 2. Gotowy powierzchniowy model samolotu F-16C Block 52 Advanced

# 3. Przygotowanie modeli redukcyjnych samolotu wykorzystanych podczas badań wizualizacyjnych

# 3.1. Model redukcyjny samolotu do badań wizualizacyjnych w tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa

Przy wykonaniu modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced w skali 1:25 na potrzeby badań przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa zdecydowano się wykorzystać nowoczesne obrabiarki sterowane numerycznie, w tym pięcioosiowe centra obróbcze. W porównaniu z metodą wzornikową skrócono czas wykonania modelu oraz uzyskano większą dokładność odwzorowania powierzchni.

Geometria rzeczywistego samolotu, utworzona jako model powierzchniowy, została przekształcona na model bryłowy, który następnie wykorzystano do programowania ścieżek narzędzia na obrabiarki CNC. Ponadto zaprojektowano okucie służące do montażu modelu do wagi aerodynamicznej w tunelu aerodynamicznym N-3. Jako materiał do budowy modelu samolotu wykorzystano Certal, który jest twardym i łatwo skrawalnym stopem aluminium. Natomiast element mocujący model oraz wysięgnik wagi wykonano ze stali. Wykonanie poszczególnych elementów modelu samolotu podzielono na etapy obróbki zgrubnej, półwykańczającej i wykańczającej. Pozwoliło to na uzyskanie wysokiej gładkości obrobionych powierzchni. Usuwając warstwy materiału o coraz mniejszej grubości, nie powoduje się drgań obrabianej części, co pozytywnie wpływa na dokładność odwzorowania powierzchni.

Kadłub samolotu podzielono na dwa elementy. Tylną część kadłuba wraz ze skrzydłami i nadbudówka usterzenia pionowego zaprojektowano jako jeden element. Wykonanie skrzydeł wraz z kadłubem pozwoliło na zachowanie kata zaklinowania skrzydeł względem kadłuba. Dzięki temu rozwiązano problem związany z mocowaniem do kadłuba bardzo cienkich elementów, jakimi sa skrzydła. Zachowano duża sztywność i wytrzymałość przejścia skrzydłokadłub. Do wykonania kadłuba wraz ze skrzydłami wykorzystano obrabiarke piecioosiowa. Zadecydował o tym kształt tego elementu, który był niemożliwy do wykonania przy użyciu konwencjonalnych obrabiarek trzyosiowych. Dzięki zastosowaniu obrabiarek piecioosiowych zachowano stały kat pochylenia frezu względem powierzchni, dzięki czemu uniknięto frezowania szczytem narzędzia, co mogłoby doprowadzić do uszkodzeń powierzchni. Usterzenie pionowe wykonano jako pojedynczy element wraz z osłoną anten na jego szczycie. Płytowe usterzenie poziome zostało zaprojektowane jako pojedyncze elementy, oddzielnie dla każdej powierzchni ruchomej, z osia obrotu i trzema otworami ustalającymi położenie kątowe. Płetwy ustateczniające pod kadłubem wykonano z blachy stalowej o grubości 1 mm wycinanej jako płaski kontur na ploterze laserowym. Cały model po wykonaniu obróbki i złożeniu poddano kontroli na maszynie współrzędnościowej.



Rys. 3. Obróbka półwykańczająca tylnej części kadłuba modelu samolotu F-16



Rys. 4. Model samolotu F-16C Block 52 Advanced do badań wizualizacyjnych w tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa

# 3.2. Model redukcyjny samolotu do badań wizualizacyjnych w tunelu wodnym Wojskowej Akademii Technicznej

Opracowany model cyfrowy samolotu stał się podstawą do stworzenia modeli redukcyjnych przeznaczonych do badań w różnego typu tunelach. Wśród tych modeli znalazł się model w skali 1:32 przeznaczony do badań wizualizacyjnych w tunelu wodnym. Wyposażono go w kanały doprowadzające zabarwioną ciecz do różnych miejsc na jego powierzchni. Wybrano miejsca pozwalające ocenić opływ kadłuba i powierzchni nośnych samolotu. W szczególności zwrócono uwagę na pasmo. Kilka otworów umieszczono również na skrzydłach. Dzięki zastosowaniu różnokolorowych barwników możliwe było rozróżnienie zachowania się poszczególnych linii prądu. Ze względu na skomplikowaną budowę modelu oraz czas jego wykonania zdecydowano się skorzystać z metod Rapid Prototyping. Model samolotu został wykonany z żywicy akrylowej OB-JET FULLCURE 720 metodą drukowania 3D na drukarce OBJET 350V.

Samolot podzielono na zespoły konstrukcyjne, dzięki czemu możliwe było rozpatrywanie konstrukcji każdego z elementów indywidualnie. Pozwoliło to również na wykonanie tych elementów oddzielnie i w razie potrzeby na łatwą ich wymianę.

Z uwagi na ograniczone wymiary przestrzeni roboczej drukarki 3D, kadłub samolotu podzielono na trzy części. Miejsca podziału zostały tak dobrane, by w pojedynczych elementach kadłuba znalazło się miejsce na system doprowadzania barwnika oraz na mocowanie modelu do ramienia znajdującego się w tunelu wodnym. Z uwagi na stosunkowo dużą masę modelu zdecydowano się zastosować rurkę aluminiową o średnicy 0.5 cala. Pozwoliło to na znaczne zredukowanie masy gotowego modelu.



Rys. 5. Elementy kadłuba modelu samolotu F-16 przeznaczonego do badań wizualizacyjnych

Usterzenia poziome i pionowe modelu samolotu F-16 wykonano jako pojedyncze elementy. Oś obrotu płytowego usterzenia poziomego wykonano ze stalowego pręta o średnicy 2 mm wklejonego w przygotowany w usterzeniu otwór. Natomiast w usterzeniu pionowym wykonano prostokątny otwór, w który wklejono płytkę wykonaną z laminatu szklanego, służącą do jego montażu w kadłubie.

Skrzydło modelu podzielono na dwie części – górną i dolną. Podział nie dotyczy spływowej części skrzydła, której ze względu na jej grubość zdecydowano się nie dzielić. Stanowi ona część górnej połówki skrzydła. Pomiędzy dwoma częściami skrzydła umieszczono stalową rurkę doprowadzającą barwnik. Rurki nawiercono i wklejono do górnej części skrzydła, w której wykonano otwory dla barwnika.

Po ostatecznym złożeniu i uzupełnieniu szczelin, model wyszlifowano, pokryto podkładem i pomalowano białą farbą. Gotowy model przedstawiono na rys. 6.

## 4. Badania wizualizacyjne w trisonicznym tunelu aerodynamicznym N-3 IL

Badania wizualizacyjne (wizualizacja olejowa) modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced przeprowadzone zostały w trisonicznym tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa z użyciem specjalnej mieszaniny olejowej. Składała się ona z kwasu oleinowego, oleju silikonowego oraz tlenku magnezu. Ciecz została nałożona punktowo na całej górnej powierzchni modelu. Tak przygotowany model zamontowano w przestrzeni pomiarowej tunelu.



Rys. 6. Model do badań wizualizacyjnych samolotu F-16C Block 52 Advanced w tunelu wodnym WAT

Następnie po ustawieniu modelu na zadany kąt natarcia wywoływano przepływ o określonej liczbie Macha. Po wyschnięciu rozprowadzonej przez przepływ po powierzchni modelu substancji wizualizacyjnej pomiar zatrzymywano, a model wyjmowano z przestrzeni pomiarowej w celu sfotografowania. Do wykonania kolejnego eksperymentu powierzchnię modelu należało oczyścić i powtórzyć procedurę przygotowania.

Model samolotu badany był w konfiguracji z niewychylonymi powierzchniami sterowymi. Badania przeprowadzono w oparciu o Procedurę badawczą JPB.05/LA [2] oraz Instrukcję stanowiskową IS.14/LA [3] Instytutu Lotnictwa.



Rys. 7. Model samolotu F-16C Block 52 Advanced przygotowany do badań wizualizacji olejowej w przestrzeni pomiarowej tunelu N-3 IL
Dla małego kąta natarcia modelu  $\alpha_m = 1^\circ$ i liczby Macha Ma = 1,1 nie zaobserwowano żadnych struktur wirowych oraz oderwań. Przepływ w zasadzie równomiernie opływał model.

Przy kącie natarcia modelu  $\alpha_m = 5^{\circ}$ i liczbie Macha Ma = 0,6 zaobserwowano rozkład linii substancji wizualizacyjnej, który wskazywał na obecność wirów powstałych na paśmie samolotu i przechodzących nad skrzydłem. Za owiewką kabiny pilota powstały wiry, które odchylały przepływ w kierunku od płaszczyzny symetrii samolotu. Ponadto na krawędzi natarcia płata zaobserwowano wyraźne odchylenie linii prądu.

Dla kąta natarcia modelu  $\alpha_m = 8^{\circ}$  i liczby Macha Ma = 0,9 zaobserwowano przepływ wirów schodzących z pasma samolotu oraz ze skrzydła. Dodatkowo wiry z pasma przechodziły nad skrzydłem. Za owiewką kabiny pilota powstały wiry, które odchylały przepływ w kierunku od płaszczyzny symetrii samolotu. Ponadto na krawędzi natarcia skrzydła skośnego zaobserwowano lokalne odchylenie linii prądu. Na zewnętrznej części skrzydeł zaobserwowano ułożenie linii prądu wskazujące na przepływ wsteczny i związane z tym oderwanie. Na podstawie otrzymanych wyników wyznaczono przybliżone położenie fali uderzeniowej.

Natomiast przy kącie natarcia modelu  $\alpha_m = 14^\circ$  i liczbie Macha Ma = 0,45 zaobserwowano wiry generowane przez pasmo oraz przez krawędź natarcia skrzydła. Za owiewką kabiny pilota powstały wiry, które odchylały przepływ w kierunku od płaszczyzny symetrii samolotu. Ponadto na krawędzi natarcia skrzydła skośnego zaobserwowano wyraźne odchylenie linii prądu. Na zewnętrznej części skrzydeł oraz na zewnętrznych krawędziach usterzenia poziomego zaobserwowano oderwanie. Na usterzeniu poziomym miało ono charakter bąbla laminarnego – odklejenie i szybkie ponowne przyklejenie przepływu w obszarze noska profilu.

### 5. Badania wizualizacyjne przy wykorzystaniu tunelu wodnego WAT

Badania wizualizacyjne przeprowadzono w tunelu wodnym RHRC model 2436 znajdującym się w Wojskowej Akademii Technicznej. Jest to tunel o zamkniętym obiegu cieczy roboczej. Wyposażony jest w układ zawieszenia badanego modelu zapewniający jego ruch w trzech płaszczyznach. Ponadto posiada instalację doprowadzającą do badanego modelu barwniki, która umożliwia wykonanie badań wizualizacyjnych opływu. Zakres prędkości przepływu wody w tunelu wynosi  $0 \div 280 \text{ mm/s}$  [4].



Rys. 8. Wizualizacja olejowa modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced dla liczby Macha Ma=0,45i kąta natarcia $\alpha_m=14^\circ$ 



Rys. 9. Wizualizacja olejowa modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced – przednia część kadłuba

Konstrukcja zawieszenia modelu umożliwia jego ruch w przestrzeni pomiarowej w zakresie kątów natarcia  $-8^{\circ} \div 32^{\circ}$ , kątów ślizgu  $\pm 25^{\circ}$  i katów przechylenia  $\pm 540^{\circ}$ . Zmiany kątów położenia przestrzennego modelu wykonywane są przy użyciu silników krokowych. Umożliwia to płynną zmianę położenia modelu i zapewnia dokładność określenia położenia kątowego na poziomie 0,001° [4]. Badania wizualizacyjne wykonano, wykorzystując przygotowany wcześniej model samolotu. Poprzez wydrążone w nim dysze podawano kolorowy barwnik na krawędzie natarcia skrzydeł i pasm, kadłub oraz powierzchnie płatów nośnych. Pozwoliło to zaobserwować struktury wirowe w otoczeniu tych elementów. W trakcie prowadzonych badań można było obserwować powstające wiry i oderwania strumienia opływającego poszczególne elementy modelu samolotu. Przy niewielkich kątach natarcia nie zaobserwowano powstawania wirów na powierzchniach nośnych. Model na całej swojej długości opływany był niezaburzoną strugą płynu. Wraz ze wzrostem kąta natarcia można było zaobserwować powstające na pasmach wiry. Struktury wirowe rozwijały się wraz ze wzrostem kąta natarcia. Zaobserwowano również powstające wiry za owiewką kabiny. Zaburzony strumień płynu za owiewką ulegał skręceniu w stronę płaszczyzny symetrii kadłuba, jednocześnie jej nie przekraczając, a następnie oddalał się od niej opływając statecznik pionowy. Na podkrytycznych kątach natarcia widoczne było oderwanie strug.



Rys. 10. Wizualizacja opływu modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced

# 6. Porównanie wyników doświadczalnych i numerycznych badań wizualizacyjnych

Numeryczną analizę opływu modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced w skali 1:25 wykonano, wykorzystując metody obliczeniowej mechaniki płynów (*Computational Fluid Dynamics*). Do tego celu użyto programu ANSYS Fluent [5], który bazuje na rozwiązaniu równań różniczkowych cząstkowych opisujących ruch płynu metodą objętości skończonych (*Finite Volumes Method*). Umożliwia on analizę przepływów nieściśliwych i ściśliwych z opcjonalnym uwzględnieniem lepkości przepływu. Do generacji siatek obliczeniowych



Rys. 11. Wizualizacja opływu modelu samolotu F-16 – zakrzywienie strumienia za kabiną pilota

użyto programu ICEM CFD [6], wchodzącego w skład pakietu ANSYS. Wokół płatowca w celu poprawnego zamodelowania warstwy przyściennej wygenerowano siatkę o elementach typu PRISM. W obszarze otaczającym płatowiec zastosowano siatkę o elementach typu TETRA, przejście między siatką warstwy przyściennej, a pozostałą przestrzenią domeny wykonano z elementów typu PYRAMID. Elementy siatki w obszarze warstwy przyściennej zostały wykonane w taki sposób, aby spełniały założenie  $y^+ \cong 1.5$ . Kolejne wysokości elementów siatki zwiększały się ze współczynnikiem 1,2.

Analizy przeprowadzono dla tych samych prędkości przepływu i kątów natarcia, dla jakich wykonano badania doświadczalne w tunelu aerodynamicznym N-3 Instytutu Lotnictwa. W obliczeniach przyjęto następujące założenia:

- symetria geometrii i symetria przepływu umożliwiają użycie modelu połówkowego,
- zagadnienie policzono jako stan ustalony,
- przyjęto model turbulencji Spalart-Allmaras.

Na podstawie analizy otrzymanych wyników stwierdzono jakościową zgodność pomiędzy wynikami uzyskanymi na drodze doświadczalnej i numerycznej. Dla liczby Macha Ma = 0,6 i kąta natarcia modelu  $\alpha_m = 5^{\circ}$  otrzymano przepływ wirów powstałych na paśmie samolotu i następnie przechodzących nad skrzydłem. Ponadto na krawędzi natarcia płata zaobserwowano wyraźne odchylenie linii prądu. Natomiast dla liczby Macha Ma = 0,9 i kąta natarcia modelu  $\alpha_m = 8^{\circ}$  otrzymano przepływ wirów schodzących z pasma samolotu oraz ze skrzydła. Ponadto na krawędzi natarcia skrzydła skośnego również stwierdzono lokalne odchylenie linii prądu. Na zewnętrznej części skrzydeł za-obserwowano przepływ wsteczny i związane z tym oderwanie. Dla liczby Macha Ma = 0,45 i kąta natarcia modelu  $\alpha_m = 14^{\circ}$  również otrzymano przepływ wirów schodzących z pasma samolotu oraz ze skrzydła. Na powierzchni skrzydła otrzymano wyraźne odchylenie linii prądu. Na zewnętrznej części skrzydeł oraz na zewnętrznych krawędziach usterzenia poziomego zaobserwowano oderwanie.



Rys. 12. Porównanie wizualizacji opływu modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced otrzymanych w wyniku przeprowadzenia badań doświadczalnych i numerycznych – liczba Macha Ma = 0,9, kąt natarcia  $\alpha_m = 8^{\circ}$ 

### 7. Wnioski

W trakcie przeprowadzania doświadczalnych badań wizualizacji opływu modelu samolotu F-16C Block 52 Advanced zaobserwowano zmianę charakteru opływu wraz ze zmianą kątów natarcia i ślizgu oraz prędkości opływu. Wraz ze wzrostem kąta natarcia zaobserwowano powstawanie wirów na krawędzi natarcia pasma i skrzydła. Powstające wiry powodowały "przyklejenie się" strug do płata nośnego. Ponadto zaobserwowano charakter oderwania na powierzchni skrzydeł samolotu. Wyniki uzyskane w trakcie numerycznej analizy opływu samolotu są jakościowe zgodne z tymi otrzymanymi podczas wykonywania badań doświadczalnych. Przeprowadzone badania wizualizacyjne samolotu F-16C Block 52 Advanced umożliwiły:

- identyfikacje charakteru opływu samolotu,
- wyznaczenie obszarów interferencji opływu poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu,
- identyfikacje rodzaju zawirowań,
- zobrazowanie obszarów oderwań opływu na powierzchni samolotu.

Uzyskane wyniki potwierdzają, że badania wizualizacyjne są niewątpliwie jedną z najbardziej skutecznych i efektywnych metod uzyskiwania informacji na temat zjawisk zachodzących w trakcie opływu statku powietrznego.

### Bibliografia

- 1. POST F.H., VAN WALSUM T., 1993, *Fluid Flow Visualization*, Focus on Scientific Visualization, Berlin
- 2. KACPRZYK J., 2014, Prowadzenie badań wizualizacyjnych w tunelu aerodynamicznym, Procedura badawcza JPB.05/LA
- KACPRZYK J., 2014, Prowadzenie badań wizualizacyjnych w tunelu aerodynamicznym N-3, Instrukcja obsługi IS.14/LA
- 4. Flow Visualization Tunnel. Operations And Mantenance Manual, Rolling Hills Research Corporation, El Segundo 2012
- 5. FLUENT 12 Theory Guide, Fluent Inc., September 2009
- 6. ANSYS ICEM CFD 11.0 Tutorial Manual, 2007

### Flow visualization tests of F-16C Block 52 Advanced multi-role aircraft

### Abstract

In the following paper, methods of flow visualization around an aircraft and results of experiment and numerical calculation of F-16C Block 52 Advanced multi-role aircraft flow visualization have been presented. The experimental tests have been carried out at the Institute of Aviation High Speed Aerodynamic Tunnel N-3 and Military University of Technology Water Tunnel. Furthermore, numerical calculations using the finite volume method have been performed. As a result of these tests, the nature of flow around an aircraft with LEX wing has been identified. Moreover, construction methods of aircraft scaled models used for experimental flow visualization have been presented. The experimental tests and numerical calculations have been carried out for sub-, trans- and supersonic speeds.

# Rozdział IV

# Dynamika i wytrzymałość konstrukcji lotniczych

## A FE SIMULATION OF A FAN BLADE-OFF TEST IN A JET TURBINE ENGINE

JASON HUSBAND, WALERIAN SZYSZKOWSKI

Department of Mechanical Engineering, University of Saskatchewan, Saskatoon, Canada e-mail: walerian.szyszkowski@usask.ca

Work on a FE model to simulate the Fan Blade-Off (FBO) tests for a high bypass turbofan engine, which are performed to evaluate risk and damage related to the event of a blade breaking off in the fan of a running turbine, is discussed. The model contains all major components of the complete rig test, typical rotor speeds, geometries, advanced material properties (including realistic strength and elastic-plastic behavior, friction, and impact-absorption characteristics), and follows the fundamental dynamics of the FBO test as required by the FAA.

The model has about 60,000 DOFs, uses the explicit FE, and is run in two phases. In the initial phase the low and high speed rotors are forced to rotate at the nominal constant speed. Then one blade of the fan is released starting the second and main phase. The freed blade interacts with other blades and with the case (with a possibility of piercing it). This phase focuses on handling the multiple contacts, friction, sliding, bouncing, and material failure with the strength affected by the high strain rates. In order to demonstrate capabilities of the simulation the dynamic responses of the whole engine and several of its components are presented in detail.

### 1. Introduction to the FBO test

In aviation reducing weight is critical, and weight savings on the engine is a major factor in developing competitive airplanes. This is because airframes are typically built around the engines; therefore lighter engines allow for smaller engine mounts, which permit thinner wing segments, further resulting in lighter fuselage, lighter landing gear, etc. However, many engine components are sized not by operating conditions, but by the threat of a rare but potentially catastrophic event of the fan blade breaking off when an engine is running. This event is known in the turbine industry as Fan Blade-Off (or FBO for short). Said differently, most engine components are designed heavier (conservatively adding extra wall thickness to a particular component, for example) than they need to be because of the remote possibility of a FBO.

On the other hand, because of its physical complexity and the cost and nature of experimental testing as well as significant difficulties with developing the event's analytical/computational models, relatively little is known about the FBO itself.

The regulations [1] require that to fly an engine must be certified by the Federal Aviation Administration (FAA). One milestone of the certification process is the stationary FBO test (described further below).

In order to demonstrate the severity of the FBO in a large turbo fan engine consider typical values of a fan blade mass of m = 10 kg, a center of mass radius of r = 1.5 m and a fan speed of 5000 rpm (or  $\omega = 523$  rad/s). Then the kinetic energy of a released blade is  $E = mr^2\omega^2/2 = 3.1 \cdot 10^6$  Nm, which has the equivalent energy of a 2000 kg vehicle falling from about 150 m height. This is a huge amount of energy to be absorbed by the case. Furthermore, after the break, the missing blade shifts the center of gravity of the rotor with an unbalanced rotating force of  $F = mr\omega^2 = 4.1 \cdot 10^6$  N, which is roughly 60 times greater than weight of a fully assembled turbo fan engine of about  $7 \cdot 10^4$  N (7000 kg mass). During the test the engine case and the mounts must be able to withstand both the initial impact energy as well as the subsequent rotating imbalanced force from the fan blade off event

According to the regulations [1] a stationary rig test (Fig. 1) is used to run the the FBO test. When the engine is running at full power (maximum permissible rpm), an explosive charge fracture the base of a fan blade triggering the FBO event.



Fig. 1. A FBO rig test stand

Generally the engine case must contain the released blade and handle the out of balance force without braking off the frame (and also not causing the engine fire due to cutting fuel/oil supply lines). Usually such a test (some of them are available on YouTube websites) lasts only several seconds. After the test most engine components are damaged so severely that, despite using extensive monitoring equipment, only very limited understanding of the test's internal mechanics (including the sequence of the events) can be gained from the experiment.

It usually takes several years and about a billion dollars to develop and certify a new engine (and not that much less to certify significant corrections to existing engines). The cost of a FBO test itself is in order of several million dollars, which seems to be large for providing rather inadequate information to the engineers. Additionally, there is an opinion that the whole procedure impedes the general process of the engine development since the risk of failing the FBO test warrants a conservative approach to the design.

It should be mentioned that formally the regulations [1] indicate (in Section 33.94.b2) a possible use of an alternative "analytical techniques which would be equivalent to a rig test", where any of proposed techniques should first be the FAA approved. Presently only the FE technique seems to have a realistic chance for such an approval. It has a track record of simulating accurately many phenomena of increasing complexity, including the cars' crash tests, the Mars landing, etc. Of course, the FE models and simulation should provide much more useful information about the FBO test that should be helpful in better understanding of the weaknesses of particular components of the design and assist in improving it. An attempt to build such a model to study rig test FBO of a high bypass turbofan engine is presented in the next sections.

### 2. Some challenges of the FE simulation

An engine from the GP700 Engine Family (for example, flying Airbus A380 super jumbos) will be modeled (Fig. 2a). The engine needed the FBO test certification due to redesigning the blades containment belt (Fig. 2b) which was made of Kevlar with Aluminum Isogrid (Fig. 2c). The FE model should contain all major parts of the engine and should be able to represent main physical phenomena taking place during the test.

Besides all the dynamic effects, large displacements, elasto-plastic deformations, different modes of failures, somewhat exotic material properties the model should recreate the interaction between particular components after the



Fig. 2. The engine

FBO event. This requires monitoring possible multiple contacts, including impacts, and friction effects at numerous sliding surfaces (such potential sliding surfaces are indicated in Fig. 3), which appeared to be a main challenge of the FE analysis.



Fig. 3. Potential sliding surfaces to be monitored

The FE dynamic analysis is to solve the Newton's equations of motion that can be written in the following form

$$M(x)\ddot{x} + C(x)\dot{x} + K(x)x = F(x,t)$$
(2.1)

where M, C, and K are variable mass, damping and stiffness matrices, F is vector of applied forces, and x(t) are the system's degrees of freedom (DOF) typically represented by the nodal displacements. Eq. (2.1) has to be integrated numerically by applying some time step  $\Delta t$ . Essentially there are two ways in which this operation can be performed; by using the so called implicit approach [2] (also referred to the standard FE approach available in almost any commercial software of general use) or by applying the explicit approach [3].

The main difference between these two approaches is indicated in Fig. 4. Namely, the implicit method attempts to satisfy Eq. (2.1) at time t and then iteratively also at time  $t + \Delta t$ . This is done replacing the differential operator in Eq. (2.1) by an equivalent tangent stiffness matrix  $\widehat{K}$  (using the Newmark integration scheme, for example). Next the resulting set of algebraic equations is solved by the so-called 'equilibrium iterations' iterations (usually by applying the Newton-Raphson scheme). This approach allows for relatively large  $\Delta t$ , but may experience difficulties with convergence of the iterations. It turns out that nonlinearities which have to be considered for the FBO problem make such an approach extremely difficult to converge. This is mostly due to high sensitivity of matrix  $\widehat{K}$  to the quickly changing status of contact surfaces that creates numerical instabilities.



Fig. 4. Implicit and explicit integration schemes

The explicit method satisfies Eq. (2.1) only at t using a simple integration scheme (mostly the central differences), however, a much smaller  $\Delta t$  is required to secure integration accuracy (which in general is more difficult to control). Usually the time step is chosen such that

$$\Delta t \approx \frac{l_{min}}{c} \tag{2.2}$$

where  $l_{min}$  is the minimum length of the element used, and  $c = \sqrt{E/\rho}$  is the speed of acoustic wave. The rule (2.2) forces a careful consideration of applying a proper sizing of elements in order to properly balance the computational effort with the accuracy of the results.

As already mentioned the implicit methods were found to be essentially incapable of handling the FBO problem, Therefore the only practical option was to apply the explicit method. The LS-Dyna [4] that provides such an option was used.

After extensive numerical experimentations the meshing pattern shown in Fig. 5 was adopted. It contains about 17,000 elements (significant number of them with reduced Gauss integration points) and 60,000 DOFs. The elements' sizing is such that the time step (2.2) securing accuracy should be about  $1 \,\mu$ s.



Fig. 5. Some details of the meshing

The simulation is run in two phases. In the initial phase lasting 30 ms the low speed rotor (in dark grey) is forced to rotate at 6000 rpm CCW (max revolution for this engine), while the high speed rotor (in light grey) is forced to rotate at 18,000 rpm CW. Then, at the steady revolutions of the rotors, one blade of the fan is released starting the main phase. The freed blade interacts with the case and with the other blades. The multiple contacts, friction, sliding, bouncing, and material failure with the strength affected by the high strain rates, are analyzed in this phase which runs for 100 ms (10 full revs of the low speed rotor, and 30 revs of the high speed rotor). The whole simulation uses approximately 125,000 time-steps. It takes about 300 minutes of CPU time on 3GHz 4Gb Ram desktop dual processor computer to run one case. Roughly 56% of this time is spent on handling the contact/sliding issues. Five different types of materials were modeled as indicated in Fig. 6a. In particular, the characteristics for the Kevlar Fabric and the Aluminum Isogrid where assumed bilinear (see Fig. 6b) with the yield stress ( $\sigma_{yield}$ ) and the failure stress ( $\sigma_{fail}$ ) as strain rate dependent. A typical strain rate dependency of  $\sigma_{fail}$  (also referred to as the dynamic yield strength) for the Aluminum Isogrid is depicted in Fig. 6c.



Fig. 6. The materials

During routine operation the blades run inside the case (containment) with a small clearance. Just after the FBO the released blade tips hit the case creating blade tip rubbing force, while tips of other blades of unbalanced rotor may close the gap to rub the containment's surface. Due to importance of these two phenomena in the FBO energy absorption process the simulation should be capable of recreating them with a reasonable precision. The forces related to the free flying blade hitting the case (or other blades) are called the impact rubbing forces and are indicated in Fig. 7a. While the forces due to deformation of the unbalanced rotor are referred to as the windmill rubbing forces (Fig. 7b). Both of these forces may fracture next blades and/or damage the aluminum isogrig of the containment (and further the Kevlar belt). Clearly the blades-containment interaction depends very much on the friction occurring between the two rubbing surfaces. A variable relative velocity dependent coefficient of friction on the rubbing surfaces was assumed in the form

$$\mu = \mu_{dyn} + (\mu_{st} - \mu_{dyn}) e^{-\beta V_{rel}}$$
(2.3)

where  $\mu_{dyn}$  and  $\mu_{st}$  are coefficients of dynamic and static frictions between the coated tips of the rotor blades and the  $\beta$  is a decay coefficient.



Fig. 7. The blade tip rubbing forces

After the FBO occurs, the fuel is cut off and aerodynamic drag will tend to decelerate the rotors. This effect was modeled by including mass damping in the form of the viscous drag forces proportional to the rotor speed and applied to the blades. The drag force  $F_n^{dp}$  at each node was defined as

$$F_n^{dp} = -\delta m_n v_n \tag{2.4}$$

where  $m_n$  is an equivalent lump mass of the node,  $v_n$  is its velocity, and  $\delta$  is a coefficient of damping which can be obtained from measuring the undamaged (i.e. without loosing a fan blade) rotor spooldown rates.

Other physical effects which were included in the simulation as well as various computational difficulties (such as controlling spurious hourglassing energy, for example) are discussed in more detail in [5]. Also, numerous problems and issues encountered while developing, debugging, and validating the model, are described there.

### 3. Selected simulation results

This is a rather complex model with multifaceted solution routines. There are many interactions occurring and vanishing during the FBO impact and subsequent rotations of the imbalance rotors. Therefore animations are very

useful in viewing and interpreting the results (some of them can be downloaded from ftp://engr.usask.ca/jason\_husband). The advanced FE software (such as LS-Dyna) conveniently allows viewing the whole model or its particular components, and taking snapshot, plotting histograms of large variety of calculated quantities, etc.

The containment-blades interaction is likely the most challenging part of the simulations. Several snapshots in time showing how the fan blades interact with themselves and with the isogrid and belt of the case are presented in Figs. 8-10. Side views of the case with the blades are presented in Fig. 8. The trajectory of a point on the released blade (the green blade) is traced with a green line.



Fig. 8. Fan Blade/Fan Case/Isogrid/Belt Interaction



Fig. 9. Frontal views of the fan blades and containment

The frontal view of the blades and containment just after the FBO are shown in Fig. 9a, where the containment damage appears to be only due to the impact rubbing forces, and further down in the process in Fig. 9b with quite extensive damage to the containment and the remaining blades accumulated due to all rubbing forces in the system. As can be seen in the fan blades and casings experience quite dramatic displacements and deformations. In order to give some idea of the broken blade's path the trajectory of a point on the tip is shown in Fig. 10.



Fig. 10. Trajectory of tip of released fan blade

The entire engine's behavior at various times is shown in Fig. 11. The overall deformation is moderate indicating suitability of the model with the parameters selected to pass the test, which is not accidental; it was achieved after extensive trials and numerous modifications to the geometry, material and engine configuration.



Fig. 11. Snapshots of the of engine's model structural response

Finally some fragments of the pylon and the turbine exhaust case are shown in Fig. 12. Careful analyses of these fragments permit determination of the histograms of forces in various joint, pylon links, rotor bearings, etc during the simulation.



Fig. 12. Fragments of the pylon and turbine exhaust

For the purpose of the adjustment of the model parameters and/or the simulation validation such histograms can be compared to the experimental histograms of forces from the real FAA test, which are relatively easy to obtain.

### 4. Concluding remarks

The results presented (and other obtained in this research) allow for the conclusions that a realistic FE simulation of the FBO test is possible, though difficult, and that such a simulation might be considered as potentially equivalent to the FAA experimental testing requirements. It would certainly save cost and give a better insight into the FBO event mechanics.

We have also concluded that currently only the simulations using the explicit FE are practically viable. Generally, simulations of that type are long and therefore the element sizing and meshing patterns, which seem to have the greatest effect on the computational effort required, should be selected very carefully. On the other hand, more segments can be added to the model (to include more equipment components, for example) with marginal extra computations.

Finally, it is believed that the FE model presented here apprehends the main features of the test, nevertheless it may by further improved be adding more physical effects (such as including heat generated by rubbing, for example), or even by attempting to simulate the FBO event under the flying conditions.

### References

- 1. Federal Aviation Administration, Regulation Part 33, Section 33.94, 1984
- 2. BATHE K.-J., 1996, Finite Element Procedures, Prentice Hall, New Jersey

- 3. BELYTSCHKO T., LIU W.K., MORAN B., 1997, Nonlinear Finite Elements for Continua and Structures, John Wiley and Sons Ltd
- LS-Dyna Manual, Version 970, Livermore Software Technology Corp., Livermore, CA, USA, 2006
- 5. HUSBAND J., 2007, Developing an Efficient FEM Structural Simulation of a Fan Blade Off Test in a Turbofan Jet Engine, PhD Thesis, University of Saskatchewan

# Symulacja MES testu urwania łopatki wiatraka w turbinie silnika odrzutowego

#### Streszczenie

Ryzyko związane z urwaniem łopatki wiatraka w pracującym silniku odrzutowym i jego zniszczeniem jest testowane w tzw. testach FBO (*fan blade-off*). Obecne regulacje wymagają, aby silnik przed dopuszczeniem do latania przeszedł stacjonarny test FBO administrowany przez FAA (*Federal Aviation Administration*) wykazujący, że zniszczenia nie wychodzą poza jego obudowę. Taki test jest jednak bardzo kosztowny i daje tylko ograniczone informacje o jego przebiegu. Dlatego oczekuje się, że symulacja MES, która może być rozważana jako potencjalnie równoważna do wymagań testowych FAA, zaoszczędzi kosztów i pozwoli lepiej zrozumieć mechanikę całego testu FBO.

Artykuł przedstawia zarys prac nad modelem MES silnika turbo-odrzutowego GP700 przy zastosowaniu metody ES typu 'explicit' i programu LS-Dyna. Model zawiera wszystkie główne komponenty stanowiska testowego, używa typowych prędkości wirnika, geometrii, zaawansowanych własności materiałowych i uwzględnia podstawową dynamikę testu FBO. Do jego opisu użyto około 60 000 stopni swobody, zbudowany jest głównie z elementów powłokowych i ma dwie fazy analizy. We wstępnej fazie wirnik niskobrotowy jest rozpędzany do 6 000 rpm, a wirnik wysokoobrotowy do 18 000 rpm. Następnie jedna łopatka wiatraka jest uwalniana, zaczynając główną fazę analizy, w której wolna łopatka oddziaływuje z innymi łopatkami i z obudową silnika (z możliwością jej przebicia). Model dopuszcza wielokrotne kontakty, tarcie, poślizgi, odbicia i zniszczenia materiału, którego wytrzymałość jest zależna od prędkości odkształceń. Ta faza zajmuje 100 ms (albo 10 pełnych obrotow wirnika wolnoobrotowego) i używa okolo 125 000 kroków czasowych. W tej fazie szczegółowo monitorowane jest dynamiczne zachowanie wszystkich komponetów silnika (włącznie z siłami na łożyskach wirników i w mocowaniach do ramy kadłuba).

## MODELOWANIE WYTRZYMAŁOŚCI ZMĘCZENIOWEJ I WYTRZYMAŁOŚCI RESZTKOWEJ KOMPOZYTÓW WŁÓKNISTYCH O OSNOWIE POLIMEROWEJ Z WYKORZYSTANIEM TEORII ŁAŃCUCHÓW MARKOWA

RAFAŁ CHATYS, KRZYSZTOF GRYSA, IRENA CHATYS, ANNA STEFAŃSKA Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn Politechnika Świętokrzyska, Kielce e-mail: chatys@tu.kielce.pl

W pracy omówiono i podjęto próbę analizy wpływu metody formowania włóknistych materiałów kompozytowych na jakość laminatów. W poniższej pracy opisano zastosowanie modelu matematycznego bazującego na teorii łańcuchów Markowa (MM) do szacowania parametrów wytrzymałościowych. Zapewnia to, z pozycji zunifikowanej, narzędzie do skoordynowanego opisu wytrzymałości statycznej, życia zmęczeniowego, do oceny wytrzymałości resztkowej i pozostałego życia zmęczeniowego po wstępnym obciążaniu zmęczeniowym. Nie można stwierdzić, że problem już rozwiązano, ale poprzez analizę konkretnego przykładu numerycznego pokazano, że model zasługuje na wnikliwe przestudiowanie, a rozwinięcie tego modelu może być sensowne. W modelu założono, ze kompozyt składa się z komponentów mających indywidualne fizykomechaniczne właściwości o niesymetrycznej  $[0/45]_{\rm S}$  strukturze. W tym artykule wykorzystano eksperymentalne dane kompozytu formowanego metoda worka próżniowego o osnowie poliestrowej (Firestop 8175-w-1) wzmocnionej tkanina i mata szklana, odpowiednio: biaxial i mato-tkanina typu E. Przed wycięciem próbek określono parametry i kryteria technologiczne formowanego kompozytu, jak ilość i czas nasączania wzmocnienia kompozytu żywica polimerowa. Pokazano, że model MM daje relatywnie dobre wyniki.

### 1. Wprowadzenie

Uwidacznia się intensywny rozwój inżynierii materiałowej, skupiający coraz to większą i lepszą gamą komponentów, stanowiących podstawę projektowania złożonych elementów konstrukcyjnych. Przy formowaniu czy wytwarzaniu nowych materiałów [1] o strukturze warstwowej ważna jest ich funkcjonalność i alternatywa dla tradycyjnych rozwiązań. Dzięki temu są materiałami wieloskładnikowymi o komponentach wzajemnie połączonych, mają jednolitą budowę, a ich właściwości zależą od rodzaju osnowy [2] oraz adhezji występującej między nimi. Struktura wewnętrzna takiego materiału istotnie wpływa na jego specyficzne właściwości, które dodatkowo można modyfikować przez odpowiedni dobór metod, procesów i parametrów technologicznych.

W ostatnich latach zrozumienie efektu brzegowego [3] skupia się raczej na zobrazowaniu tego zjawiska, niż na stworzeniu metod pozwalających uwzględnić jego wpływ na wytrzymałość złożonych materiałów czy elementów konstrukcji. Niwelowanie tych zjawisk oprócz polepszenia jakości wykonania włóknistych materiałów kompozytowych (WMK) czy krawędzi próbki odbywa się poprzez zastępowanie tradycyjnych metod wytwarzania WMK w formach otwartych (jak laminowanie ręczne lub natrysk żywicy z włóknem ciętym czy długim) metodami w formach zamkniętych (jak infuzja, RTM, l-RTM,...).

Zjawiska brzegowe są bardzo czułe na jakość i niedoskonałości struktury WMK wytworzonego w procesie formowania materiału [4], [5]. Rozwarstwienia na brzegach próbek czy efekt skali są bardziej widoczne przy zniszczeniu kompozytu w badaniach dynamicznych.

Gurvich oraz Pipes [6] przedstawili ogólne podejście wyjaśniające efekt skali w kompozytach polimerowych, który jest wygodny w analizie wielokrokowego statystycznego procesu zniszczenia WMK (tendencja spadku wytrzymałości przy wzroście grubości laminatu).

Numeryczną metodę określania i badania wytrzymałości kompozytów wielowarstwowych, których koncentracje naprężeń są bardziej złożone niż w kompozycie jednokierunkowym, zaproponował Curtin [7]. W zależności od badań lub charakteru obciążeń wyróżniamy wpływ zjawisk takich jak: jakość swobodnego brzegu (technologia cięcia [8]), realizacja destrukcji próbki w trakcie obciążenia [9] czy efekt skali (wielkość pomiarowa próbki [10], [11]). Duże gradienty naprężeń na krawędzi próbki (wywołane efektem brzegowym) były analizowane przy powstawaniu destrukcji (rozwarstwienia [12]). Zrozumienie tego zjawiska w materiałach warstwowych prowadzi do analizowania rozkładów naprężeń przy uwzględnieniu roli struktury (dla dowolnego ułożenia warstw w laminacie [13], [14]).

Poprawa wartości charakterystyk mechanicznych WMK staje się w ostatnich latach bardzo ważnym celem modelowania. Sieci Markowa [15] są jednym z wariantów opisania gromadzenia się zniszczeń, czyli zjawiska kumulacji uszkodzeń poprzez proste zależności, jak sumowanie uszkodzeń zmęczeniowych za pomocą statycznych i zmęczeniowych właściwości włóknistych materiałów kompozytowych. Jednakże nie jest to idea nowa i częściowo niektóre zależności były przedstawione w pracy [16]. W modyfikacjach [17], [18] modelu Markowa zastosowano nowe sformułowania związków parametrów rozkładu statycznej i zmęczeniowej wytrzymałości.

Zmienne losowe czy wektory losowe opisują zjawiska statyczne, podczas gdy procesy stochastyczne opisują pewne zjawiska i procesy zmieniające się w czasie. Terminem "łańcuch" określa się przypadek dyskretnego parametru czasowego, w odróżnieniu od przypadku parametru ciągłego, z którym związany jest termin "proces". W wielu modelach fenologicznych problem omówienia podstaw, idei i metod stochastycznego modelowania procesu zmęczenia jest dyskutowany i poruszany [19]-[21].

### 2. Materiał i metodyka badań

Obiektem badań był włóknisty materiał kompozytowy formowany metodą worka próżniowego (Vacuum bagging) ze wzmocnieniem (tabela 1) w postaci mato-tkaniny szklanej o gramaturze  $600 \text{ g/m}^2$  (kompozyt I) i tkaniny dwukierunkowej  $+45^{\circ}/-45^{\circ}$  Dipex Biaxial GBX L800 o gramaturze  $450 \text{ g/m}^2$  (kompozyt II).

Kompozyty wykonano w Zakładzie Kompozytów firmy "BELLA" o niesymetrycznej  $[0/45/0]_S$  strukturze [22]. W skład niesymetrycznego kompozytu I i kompozytu II oprócz wzmocnienia wchodziła żywica poliestrowa nienasycona firmy BÜFA (Firestop@8170-W1) oparta na kwasach DCPD (zawierająca ATH oraz specjalny dodatek blokujący emisję styrenu). Parametry technologiczne formowanych laminatów przedstawia tabela 1.

	Utwar-	Współczynnik	Czas	Czas	Dodat-
Technologia	dzacz	wzmocnienia	żelowania	odformo-	kowa
	[ml]	[%]	$[\min]$	wania	obróbka
Kompozyt I Kompozyt II	Butanox M50, 40 z inicja- torem NCL-10	mato-tkanina szklana, 50 tkanina dwukierunkowa $+45^{\circ}/-45^{\circ}$ Dipex Biaxial, 50	60 $(T = 22-23^{\circ}C)$	24 h	$30^{\circ}\mathrm{C}$ $(16 \mathrm{h})$

Tabela 1. Parametry laminatów formowanych metodą wtłaczania żywicy

Zastosowana żywica nie zawiera halogenków, jest stosowana do produkcji laminatów o obniżonej palności (spełniających normę EC 95/28) i dobrych własnościach (tabela 2).

Właściwości	Norma	Wartość
Gęstość w 20°C [g/ml]	DIN 53 217/2	1,25
Temperatura zapłonu [°C]	DIN 53 213	32
Lepkość w 20°C Brookfield RV/DV-II Spl 4. rpm 20 $[mPa \cdot s]$	ISO 2555	800-1400
Zawartość monomerów [%]		40-42

Tabela 2. Specyfikacja techniczna żywicy Firestop@ 8170-W1

Materiały formowane metodą worka próżniowego łączy metoda laminowania ręcznego, gdzie wzmocnienie zostało ułożone do wcześniej przygotowanej formy z użyciem elastycznego worka. To znaczy, że przy pomocy pędzla (i wałka) nasączono warstwy wzmocnienia kompozytu (w postaci tkaniny biaxal – kompozyt I i mato-tkaniny – kompozyt II) żywicą, aż do pożądanej grubości laminatu. Etapy i czas formowania kompozytu na osnowie poliestrowej o strukturze niesymetrycznej [0/45/0] (płyty płaskiej o wymiarach 1000 mm×300 mm) przedstawiono w tabeli 3.

Tabela 3. Etapy przygotowania WMK metodą worka próżniowego

Lp.	Etapy formowania WMK (czas)	
1.	Przygotowanie komponentów lami- natu (20 min)	
2.	Nałożenie rozdzielacza na wcześniej przygotowaną formę w postaci pa- sty i polerowanie formy po nałoże- niu środka rozdzielającego formę od laminatu (3 warstwy: 3 × 20 min)	
3.	Przygotowanie półki uszczelniającej o szerokości 10-15 cm, na której przy pomocy specjalnej taśmy uszczel- nia się membranę worka próżniowe- go (naklejenie na brzegach formy ta- śmy uszczelniającej i mocującej – ok. 20 min)	

4.	Przygotowanie i ułożenie w formie suchego wzmocnienia nasączonego żywicą (do 5 min)	
5.	Nałożenie pozostałych warstw tka- niny: mato-tkaniny kompozyt I lub biaxal kompozyt II – przesączając je żywicą (ok. 25 min)	
6.	Na przygotowany laminat nakłada- my tkaninę delaminacyjną i tkani- nę przepuszczającą (oddychającą) (do 5 min)	
7.	Ułożenie i doklejenie (na brzegach formy) folii próżniowej (6-8 min)	
8.	Zamontowaniu membrany próżnio- wej z wentylami – po czym spraw- dzenie szczelności formy zamkniętej po uzyskaniu próżni (do 15 min)	
9.	Formowanie WMK oraz utwardza- nie (ok. 180 min)	

Z tak wykonanych laminatów wycięto próbki zgodnie z normą DIN-EN ISO 527 (rys. 1) o zróżnicowanej długości pomiarowej (60 mm i 150 mm) metodą frezowania z użyciem wspomagania numerycznego CNC.

Zastosowano następujące oznaczenia próbek poddanych statycznej próbie rozciągania:

- POLY1\_A-xx gdzie POLY1 oznacza kompozyt I o ułożeniu  $[0/45/0]_{\rm S}$ z długością pomiarową  $L_A = 150 \,\mathrm{mm}$  z numerem próbki xx;
- POLY2\_B-xx i POLY2\_C-xx gdzie POLY2 oznacza kompozyt II o ułożeniu  $[0/45/0]_S$  z różną długością pomiarową:  $L_B = 50 \text{ mm}$  oraz  $L_C = 60 \text{ mm}$  z numerem próbki xx.

Aby zniwelować wpływ koncentracji naprężeń na właściwości mechaniczne kompozytu polimerowego przed powierzchniowym niszczeniem, naklejano



Rys. 1. Geometryczne wymiary próbek: POLY1\_A-xx i POLY2\_B-xx (a) oraz POLY2\_C-xx (b)

nakładki w części mocowania próbki w pneumatycznych uchwytach maszyny (zwiększając tym samym powierzchnię równomiernego rozkładu koncentracji naprężeń w badanej próbce); współczynnik wzmocnienia objętościowy.

Próbki poddano następnie statycznej próbie rozciągania (wg normy ISO 14129:1997) z prędkością rozciągania 1 i 2 mm/min, odpowiednio dla próbek POLY2\_C i POLY2\_B (POLY1\_A) na uniwersalnej maszynie wytrzymałościowej Instron 8501 w Laboratorium Wytrzymałości Materiałów w Centrum Laserowych Technologii Metali Politechniki Świętokrzyskiej.

Analiza wpływu struktury na właściwości mechaniczne była prowadzona metodami metalograficznymi z zastosowaniem metalografii ilościowej. Otrzymane próbki były przecinane na przecinarce metalograficznej firmy BUEHLER model IZOMET LS z zastosowaniem tarcz kompozytowych typu 15HC. Próbki po zainkludowaniu poddano szlifowaniu i polerowaniu, wykorzystując preparatykę firmy BUEHLER opartej na ścierniwie z diamentów polikrystalicznych. Ilościowa charakterystyka wytworzonych struktur kompozytowych była określona na podstawie obrazu mikroskopu (powiększeniem 500-krotne).

#### 3. Analiza wyników

Znajomość i umiejętność szacowania właściwości mechanicznych, z uwzględnieniem mechanizmów i kryteriów zniszczenia WMK, pozwala dokładne określić właściwości czy stałe materiałowe. Otrzymane wartości wytrzymałości po statycznej próbie rozciągania próbek z dwa razy większą długością pomiarową ( $L_B$ ) charakteryzują się dość znacznym rozrzutem (wykresy  $\sigma$ - $\varepsilon$ , rys. 2) niż próbki z długością pomiarową  $L_C = 60 \text{ mm}$  (rys. 3).



Rys. 2. Krzywe  $\sigma$ - $\varepsilon$  dla próbek POLY2\_B



Rys. 3. Krzywe  $\sigma$ - $\varepsilon$  dla próbek POLY2\_C

Znaczne różnice właściwości  $\sigma$  (tabela 4), zauważone w próbkach z 2-razy większą długością pomiarową, spowodowane były nagromadzeniem się defektów w strukturze (rys. 4). Wynika to z większego prawdopodobieństwa pojawienia się defektów w dłuższej próbce, niż w próbce krótszej. Średnią wytrzymałość próbek z długością pomiarową  $L_C = 60$  mm określono na poziomie 86,71 MPa, a więc wyższą niż dla próbek z dwa razy większą  $L_B$  (POLY2\_B) o ok. 5%. Natomiast kompozyt I (POLY1\_A) charakteryzuje się mniejsza średnią wytrzymałością o ok.11% niż kompozyt II wzmocniony tkaniną Dipex Biaxial (POLY2\_B) dla próbek z długością pomiarową  $L_A = 150$  mm.

Średnia charakterystyki wytrzymałości ( $\sigma$ ) i modułu Younga ( $E$ )				
kompozytu szklanego o osnowie poliestrowej $[0/45/0]_{\rm S}$				
próbki POL	Y1_A (kompozyt I)			
$\sigma$ [MPa]	73,67			
Rozrzut $\sigma$ [MPa]	67,41-78,17			
<i>E</i> [GPa] 9,26				
Rozrzut $E$ [GPa]	8,73-10,21			
próbki POLY2_B (kompozyt II)				
$\sigma$ [MPa] 82,72				
Rozrzut $\sigma$ [MPa]	71,25-103,40			
E [GPa]	8,18			
Rozrzut $E$ [GPa]	8,13-12,42			
próbki POLY2_C (kompozyt II)				
$\sigma$ [MPa] 86,71				
Rozrzut $\sigma$ [MPa] 79,38-90,37				
<i>E</i> [GPa] 10,40				
Rozrzut <i>E</i> [GPa] 9,89-10,67				

**Tabela 4.** Zestawienie charakterystyk wytrzymałościowych WMK wykonanych metodą worka próżniowego



Rys. 4. Mikrostruktury defektów w kompozycie warstwowym w postaci braku adhezji na granicy przylegania włókno-matryca (1) oraz lokalnych nieciągłości włókien, jak również imperfekcji matrycy w postaci pustek (2) i mikroszczelin (3)

### 4. Określenie parametrów zmęczeniowych

Ustalenie średniej wartości wytrzymałości statycznej  $(S_{stat})$  kompozytów polimerowych otrzymanych ze statycznej próby rozciągania posłużył dla określenia poziomów naprężeń krzywej zmęczeniowej (S-N). Ze względu na fakt, że niektóre konstrukcje pracują pod działaniem dużych obciążeń z niewielką liczbą cykli, zdecydowano, że badania zostaną przeprowadzone z maksymalną liczbą cykli (do 30000) przy ustalonych poziomach siły.

Próbki POLY2\_C na osnowie poliestrowej poddane zostały obciążeniom cyklicznym na dwóch poziomach  $K * S_{stat}$ , z założoną częstotliwością f = 6 Hz.

Z przeprowadzonego eksperymentu została wyznaczona krzywa S-N, która posłużyła do wyznaczenia poziomów obciążeń wytrzymałości resztkowej  $(S_R)$  z wybraną liczbą cykli.

### 4.1. Zamodelowanie parametrów wytrzymałościowych włóknistych materiałów kompozytowych z uwzględnieniem teorii łańcucha Markowa

W modelu bazującym na teorii łańcucha Markowa [21] przyjęto, że zniszczenie zmęczeniowe próbki zachodzi po zniszczeniu pewnej krytycznej mikroobjętości (KMO) złożonej z wzdłużnych włókien czy wiązek z włókien (pracujących w zakresie sprężystym) i plastycznej osnowy, w której deformacje plastyczne akumulują sie podczas cyklicznego obciążania (czyli KMO obejmuje osnowę oraz pozostałe warstwy włókien o kącie ułożenia różnym od włókien pracujących wzdłuż osi włókien). Oprócz tego w modelu przyjęto, że w wyniku cyklicznego obciążania liczba r pracujących w zakresie sprężystym elementów w KMO, zdolnych do przejęcia naprężenia, zmniejsza się o pewną wartość  $r_R$ , powodując zniszczenie elementów pracujących wzdłuż włókien, aż do powolnego zniszczenia całej próbki.

Zanim deformacja plastycznej części próbki osiągnie wartość  $\varepsilon_Y$ , to pracujące włókna w zakresie sprężystym i osnowa pracują razem. Po usunięciu obciążenia w próbce powstają wewnętrzne naprężenia: rozciąganie w sprężystej i ściskanie w plastycznej części próbki. Jeśli deformacja przekroczy poziom  $\varepsilon_Y$ , następuje zniszczenie KMO (złożonej z podłużnych włókien czy wiązek z włókien pracujących w zakresie sprężystym) i w konsekwencji całej próbki. To graficzne przedstawienie materiału nosi charakter symboliczny. Bardziej obrazowo opisuje on metale, gdzie akumulacja naprężeń plastycznych jest związana z płynięciem (dla metali – przesunięcie po płaszczyznach poślizgu). Założymy, że każdy przypadek płynięcia, w opisie matematycznym, prowadzi do odpowiednich zmian w sieciach Markowa, a w opisie fizycznym – do pojawienia się stałego plastycznego odkształcenia  $\varepsilon_{Y1}$ . Zniszczenie KMO odbywa się po akumulacji krytycznej liczby  $r_Y$ , tj. po akumulacji krytycznych odkształceń plastycznych  $\varepsilon_{YC} = \varepsilon_{Y1} r_Y$ , gdzie  $r_Y$ , a zatem i  $\varepsilon_{YC}$  są parametrami modelu. Ponieważ elementy w częściach pracujących w zakresie sprężystym i plastycznym tworzą jedność, podlegają wspólnej deformacji, akumulacja plastycznego odkształcenia (nieodwracalna deformacja części pracującej w zakresie plastycznym) prowadzi do pojawienia się naprężeń resztkowych (naprężeń rozciągających w sprężystej części próbki, a naprężeń ściskających w części plastycznej próbki).

Połączywszy proces powolnego zniszczenia próbki ze stacjonarnym łańcuchem Markowa, którego stany są określone przez liczbę zniszczonych wzdłużnych elementów (przypadek A) i osiągniętą granicą plastyczności (o pewną wartość  $r_Y$ : przypadek B), macierz transformacji prawdopodobieństwa możemy przedstawić jako zbiór ( $r_Y+1$ ) bloków o ( $r_R+1$ ) stanach wewnątrz każdego z nich. Indeksy *i* i *j* stanów wejścia i wyjścia zostały wyrażone odpowiednio za pomocą lokalnych indeksów  $i_Y$ ,  $i_R$ ,  $j_Y$ ,  $j_R$  wzorami

$$i = (r_R + 1)(i_Y - 1) + i_R$$
  $j = (r_R + 1)(j_Y - 1) + j_R$  (4.1)

Tabela 5 przedstawia przykład takiego (symbolicznego) wypełnienia matrycy, gdy  $r_Y = r_R = 2$ . W tym przypadku zniszczenie próbki odbywa się, jeśli mamy zniszczone dwa elementy (1) pracujące wzdłuż włókien czy wiązek włókien (przypadek A), lub dwa zniszczenia spowodowane osiągnięciem granicy plastyczności (2) elementów w stanie plastycznym (przypadek B), albo przypadki A i B zachodzące jednocześnie. Powyższe wydarzenia odpowiadają przejściowym (pochłaniającym) stanom w łańcuch Markowa.

		$j_Y$		1			2			3	
		$j_R$	1	2	3	1	2	3	1	2	3
$i_Y$	$i_R$	$i \backslash j$	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	1	1	$p_{R0}p_{Y0}$	$p_{R1}p_{Y0}$	$p_{R2}p_{Y0}$	$p_{R0}p_{Y1}$	$p_{R1}p_{Y1}$	$p_{R2}p_{Y1}$	$p_{R0}p_{Y2}$	$p_{R1}p_{Y2}$	$p_{R2}p_{Y2}$
1	2	2	0	$p_{R0}p_{Y0}$	$p_{R1}p_{Y0}$	0	$p_{R0}p_{Y1}$	$p_{R1}p_{Y1}$	0	$p_{R0}p_{Y2}$	$p_{R1}p_{Y2}$
	3	3	0	0	1	0	0	0	0	0	0
	1	4	0	0	0	$p_{R0}p_{Y0}$	$p_{R1}p_{Y0}$	$p_{R2}p_{Y0}$	$p_{R0}p_{Y1}$	$p_{R1}p_{Y1}$	$p_{R2}p_{Y1}$
2	2	5	0	0	0	0	$p_{R0}p_{Y0}$	$p_{R1}p_{Y0}$	0	$p_{R0}p_{Y1}$	$p_{R1}p_{Y1}$
	3	6	0	0	0	0	0	1	0	0	0
	1	7	0	0	0	0	0	0	1	0	0
3	2	8	0	0	0	0	0	0	0	1	0
	3	9	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Tabela 5. Przykład struktury macierzy transformacji prawdopodobieństw

W przedstawionym przykładzie  $[(r_Y + 1)(r_R + 1) = 9]$  posiadamy 9 takich stanów. Symbole  $p_{R0}$ ,  $p_{R1}$  oznaczają prawdopodobieństwa zniszczenia odpowiadające liczbie elementów (*rigid*) pracujących w zakresie sprężystym (sztywnych – przypadek A), a  $p_{Y0}$ ,  $p_{Y1}$  prawdopodobieństwa odpowiednich liczb elementów, w których osiągnięta została granica plastyczności (*yielding* – przypadek B). Zakładamy, iż liczba zniszczonych elementów pracujących w zakresie sprężystym po jednym kroku ma rozkład binominalny. Jeśli pozostało  $n_R$  nadal nie zniszczonych elementów, to prawdopodobieństwo zniszczenia  $k_R$  dodatkowych elementów określamy wzorem

$$p_R(i,j) = \binom{n_R}{k_R} (F_R(S_R(i_R, i_Y)))^{k_R} (1 - F_R(S_R(i_R, i_Y)))^{n_R - k_R}$$
(4.2)

gdzie

$$i = (r_R + 1)(i_Y - 1) + i_R$$
  
 $n_R = r_R - i_R$   
 $j = (r_R + 1)(i_Y - 1) + j_R$   
 $k_R = j_R - i_R$ 

przy  $0 \leq k_R \leq n_R$ ,  $1 \leq n_R \leq r_R - 1$ ;  $F_R(\cdot)$  – skumulowana funkcja rozkładu (cdf – liczb losowych) wytrzymałości elementów pracującej w zakresie sprężystym;  $S_R(i_R, i_Y)$  – naprężenie w części pracującej w zakresie sprężystym, gdy proces znajduje się w stanie *i*.

Prawdopodobieństwo tego, że przy tym samym stanie procesu dodatkowa liczba elementów z osiągniętą granicą plastyczności (przypadek B) będzie równa  $k_Y$ , można opisać analogicznym wzorem

$$p_Y(i,j) = \binom{n_Y}{k_Y} (F_Y(S_Y(i_R, i_Y)))^{k_Y} (1 - F_Y(S_Y(i_R, i_Y)))^{n_Y - k_Y}$$
(4.3)

gdzie

$$n_Y = r_Y - i_Y \qquad \qquad k_Y = j_Y - i_Y$$

przy  $0 \leq k_Y \leq n_Y$ ,  $1 \leq n_Y \leq r_Y - 1$ ;  $F_Y(\cdot)$  – funkcja rozkładu cdf odpowiednich liczb elementów, w których osiągnięta została granica plastyczności;  $r_Y$  – krytyczna liczba elementów, w których osiągnięta została granica plastyczności;  $j_Y$  – liczba elementów, w których osiągnięta została granica plastyczności;  $(j_Y - 1)$  – liczba określająca przypadek B;  $S_Y(i_R, i_Y)$  – naprężenie w zakresie plastycznym z określoną liczbą elementów, które osiągnęły granicę plastyczności  $(j_Y - 1)$  i zostały w zakresie plastycznym zniszczone  $(j_R - 1)$ .

Dla punków pracujących w zakresie plastycznym zakładamy rozkład logarytmiczno-normalny

$$F_X(x) = \Phi\left(\frac{x - \theta_0}{\theta_1}\right) \qquad F_Y(y) = \Phi\left(\frac{y - \theta_0}{\theta_1}\right) \tag{4.4}$$

gdzie: X i Y – granica wytrzymałości elementów pracujących w zakresie sprężystym i w zakresie plastycznym (w skalach logarytmicznych);  $\theta_0, \theta_1$  – parametry rozkładu wytrzymałości (średnia i odchylenie standardowe);  $\Phi(\cdot)$  – funkcja o standardowym normalnym rozkładzie.

### 4.2. Lokalne naprężenia

Lokalne naprężenie w modelu określono na podstawie liczby zniszczonych elementów, pracujących w zakresie sprężystym (przypadek A), określonej poprzez funkcję normalnego naprężenia oraz liczby elementów, które osiągnęły stan plastyczny (przypadek B: granic plastyczności). Przyjęto, że początkowa wartość przekroju jest równa f ( $f = f_R + f_Y$ , gdzie  $f_R$ ,  $f_Y$  są odpowiednio przekrojami poprzecznymi części pracującej w zakresie sprężystym i plastycznym). Procentowe określenie liczby elmentów pracujących w części sprężystej do plastycznej określa struktura KMO.

Przypomnijmy, że plastyczną częścią modelu jest struktura KMO kompozytu z wyjątkiem sprężystych elementów. Natomiast względną wartość powierzchni części sprężystej  $f_R$  ( $f_Y = 1 - f_R$ ) przyjmujemy jako stałą materiałową [20].

Po zniszczeniu elementów pracujących w zakresie sprężystym nowa wartość tego przekroju przyjmie postać

$$f_{Ri} = f_R \Big( 1 - \frac{i}{r_R} \Big)$$

Liczba kruchych elementów w mikroobjętości różni się od krytycznej liczby  $r_R$  po osiągnięciu zniszczenia KMO z uwzględnieniem struktury kompozytu. Pole przekroju poprzecznego części pracującej w zakresie plastycznym nie zmienia się, ale jej długość zależy od liczby elementów, które osiągnęły granicę plastyczności. Jeśli obie części pracują w zakresie sprężystym, to równanie równowagi i kompatybilności (zgodności deformacji) możemy zapisać

$$S_R f_R + S_Y f_Y = S f \qquad \qquad \frac{S_R}{E_R} = \frac{S_Y}{E_Y}$$
(4.5)

gdzie: S – średnie normalne naprężenie; E – moduł sprężystości, indeksy R i Y oznaczają odpowiednio części pracujące w zakresie sprężystym i plastycznym.

### 4.3. Równanie krzywej zmęczeniowej i wytrzymałości resztkowej

Krzywą zmęczeniową określamy poprzez zmianę numeracji stanów w jakim znajduje się WMK. Wówczas macierz transformacji prawdopodobieństw przyjmuje postać

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{O} \\ \mathbf{R} & \mathbf{Q} \end{bmatrix} s^{r-s}$$
(4.6)

gdzie: Q – macierz stochastyczna opisująca prawdopodobieństwo transformacji tylko wśród stanów przejściowych; I – macierz jedności; O – macierz zerowa

 $((r-s) \times s)$ ; **R** – macierz opisująca prawdopodobieństwo transformacji ze stanów przejściowych do stanów absorbujących w jednym kroku.

Można wykazać, że macierz transformacji prawdopodobieństwa <br/>okstopniach $\mathbf{P}^k$ ma postać

$$\{p_{ij}^{(k)}\} = \mathbf{P}^k = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \mathbf{O} \\ \mathbf{R}' & \mathbf{Q}^k \end{bmatrix}$$
(4.7)

Elementy (i,j) macierzy  $\mathbf{Q}^k$  opisują prawdopodobieństwo osiągnięcia stanu przejściowego  $S_j$  po dokładnie k krokach, zaczynając od stanu (przejściowego)  $S_i$ .

Model jest oparty na czterech warunkach:

- 1.  $\mathbf{N} = \{ E(T_{ij}) \} = (\mathbf{I} \mathbf{Q})^{-1};$
- 2.  $\boldsymbol{\tau} = \{ Var(T_{ij}) \} = \mathbf{N}\boldsymbol{\xi}, \text{ gdzie } \boldsymbol{\xi} = [1, \dots, 1]^{\mathrm{T}} \text{ jest kolumnowym wektorem jednostek;}$

3. 
$$\boldsymbol{\tau}_2 = (2\mathbf{N} - \mathbf{I})\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\tau}_{sq}, \text{ gdzie } \boldsymbol{\tau}_{sq} = \{(E(T_i))^2\};$$

4. **B** = **NR**; gdzie:  $T_{ij}$  – liczba wizyt do stanu j, startując od stanu i;  $T_i$  – czas absorpcji (włączając stan początkowy), startując od stanu i;  $E(T_i), Var(T_i)$  – średnia I wariancja czasu absorpcji, jeśli i jest stanem początkowym;  $\boldsymbol{\tau} = \{E(T_i)\}, \boldsymbol{\tau}_2 = \{Var(T_i)\}$  – odpowiadające sobie wektory kolumnowe, i jest indeksem stanu przejściowego; **B** =  $\{b_{ij}\}$ – macierz prawdopodobieństw absorpcji, gdzie  $b_{ij}$  jest prawdopodobieństwem, że proces będzie zaabsorbowany w stanie j, jeśli stan początkowy to i.

Przy założeniu, że obciążenia mają charakter cykliczno-pulsacyjny, przyjmujemy że jeden krok w łańcuchu Markowa odpowiada  $k_M$  cyklom (wówczas  $k_M$  jest też elementem wektora  $\eta$ ). Przy różnym stanach początkowych, wektor kolumnowy średniej liczby kroków przed transformacją (przejściem), można wyrazić zależnością

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{N}\boldsymbol{\xi} \tag{4.8}$$

gdzie:  $\mathbf{N} = (\mathbf{I} - \mathbf{Q})^{-1}$  – macierz podstawowa prawdopodobieństw stanów początkowych, która określa wartość oczekiwaną i wariacje czasu absorpcji;  $\boldsymbol{\xi}$  – wektor kolumnowy o elementach 1.

Z wektorem wariancji

$$\boldsymbol{\tau}_2 = (2\mathbf{N} - \mathbf{I})\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\tau}_{sq} \tag{4.9}$$

gdzie:  $\tau_{sq}(i) = (\tau(i))^2, i \in I_A, I_A$  – jest ciągiem indeksów stanów nieodwracalnych.

Macierz prawdopodobieństw w stanie pochłaniającym ma postać

$$\mathbf{B} = \{B_{ij}\} = \mathbf{NR} \tag{4.10}$$

gdzie  $B_{ij}$  jest prawdopodobieństwem w stanie pochłaniającym proces przy *j*-tym stanie transformacji, jeśli stan początkowy jest *i*-tym stanem nieodwracalnym.

W realizacji obciążania przy stałej wartości parametrów naprężenia cyklicznego interesują nas tylko pierwsze składniki wektorów  $\tau$  i  $\tau_2$  oraz pierwszy wiersz macierzy **B**, co odpowiada początkowi łańcucha Markowa od pierwszego stanu nieodwracalnego. Składniki pierwszego wiersza macierzy **B** pokazują prawdopodobieństwo różnych typów destrukcji (elementów pracujących w zakresie sprężystym z niedopuszczalnym wydłużeniem próbki w zakresie plastycznym lub w warunkach kombinacji tych czynników niszczących). Wytrzymałość zmęczeniowa  $t_p(S)$  określa liczbę cykli, która odpowiada prawdopodobieństwu p destrukcji przy początkowym naprężeniu normalnym S (krzywa zmęczenia) poprzez zależność

$$t_p(S) = k_M F_{T_A}^{-1}(p; S, \eta)$$
(4.11)

Wektor prawdopodobieństw w postaci łańcucha Markowa po obciążeniu  $(S_1, n_1)$ , tj. po  $n_1$  krokach z naprężeniem  $S_1$ , określa się jako

$$\boldsymbol{\pi}_{S_1 n_1} = [1, 0, \dots, 0] \mathbf{P}_1^{n_1} \tag{4.12}$$

Wytrzymałość resztkowa  $\sigma_{n_1}$  po obciążeniu  $(S_1, n_1)$ , tj. po  $n_1$  krokach o naprężeniu  $S_1$ , jest mierzona tylko na próbkach niezniszczonych. Odpowiadające składowe wektora rozkładu prawdopodobieństwa niezaabsorbowanych (nieodwracalnych) stanów łańcucha Markowa to

$$\pi_{S_1n_1}^*(k) = \frac{\pi_{S_1n_1}(k)}{\sum\limits_{m=1}^{m^*} \pi_{S_1n_1}(m)}$$
(4.13)

gdzie:  $\pi_{S_1n_1}(k)$   $(k = 1, ..., m^*)$  – składowe wektora  $\pi_{S_1n_1}$ ;  $m^*$  jest całkowitą liczbą niezaabsorbowanych (nieodwracalnych) stanów,  $m^* = (r_Y+1)(r_R+1) - (r_Y+1+r_R)$ .

Ostatnie  $(r_Y + 1 + r_R)$  składowych wektora  $\pi_{n1}^*$  odpowiadające stanom transformacji są równe zero, ponieważ rozpatrywano tylko próbki, które nie zostały zniszczone po wstępnym obciążaniu. Dla takich próbek funkcja rozkładu naprężenia  $\sigma_{n1}^{II}$ , przy której ma miejsce przejście w jednym kroku łańcucha Markowa (co odpowiada zniszczeniu próbki w  $k_M$  cyklach), przyjmuje formę

$$F_{\sigma_{n1}}(x) = \boldsymbol{\pi}_{S_1 n_1}^* \mathbf{P}(x) \boldsymbol{b}$$

$$(4.14)$$

gdzie:  $x \ge S_1$ ;  $\mathbf{P}(x)$  – macierz transformacji prawdopodobieństw przy S = x; **b** – wektor kolumnowy [0, 0, ..., 0, 1] o liczbie elementów zerowych równej liczbie stanów pochłaniających.

Szacowanie średniej zmęczeniowej E(T(S)) przy dowolnym S (tabela 6) pozwala w konsekwencji dość dokładnie odtworzyć krzywą zmęczeniową [8], [12], czyli dopasowanie (rys. 5) danych krzywej zmęczeniowej (T-N) do rezultatów eksperymentalnych od liczby obciążeń początkowych na dwóch poziomach naprężeń  $K * S_{stat}$  ( $K_{0,1} = 0.3$ ; 0,4).

Tabela 6.	Parametry	modelu
-----------	-----------	--------

Paramatry	Wartości
i arametry	parametrów
Średnia wartość wytrzymałości elementów podłużnych $({\cal L}_R)^*$	4,4626
$R = \exp(L_R)$ [MPa]	86,71
Średnie odchylanie standardowe $(Std_{RP})$ wytrzymałości	0,1
podłużnych elementów w skali logarytmicznej	
Liczba podłużnych elementów w krytycznej	2
mikroobjętości $(r_{RP})$	
Wartość względna pola powierzchni pracujących elementów	0,65-0,70
podłużnych w WMK $(f_{R0})$	
Liczba cykli równoważna jednemu krokowi w łańcuchu	1265
Markowa $(k_m)$	

\* obliczenia w logarytmie naturalnym



Rys. 5. Doświadczalne (+) i szacowane dane (<br/>o) średniej wytrzymałości zmęczeniowej WMK (POLY2\_C) dla dwóch obciąże<br/>ń $(S_1,n_1) = (26,01\,\text{MPa},30\,000)$ i $(S_2,n_2) = (34,86\,\text{MPa},10\,000)$ 

Nie określono znaczącego wpływu wytrzymałości resztkowej od liczby cykli. Zaobserwowano zmiany wartości na poziomie 18% w stosunku do średnich naprężeń przy zadanej liczbie cykli (tabela 7). Widać, że przy wybranych parametrach modelu dla mniejszych naprężeń po określonej ilości cyklicznych obciążeń  $(S_1, n_1) = (26,01 \text{ MPa}, 30\,000)$  obserwujemy nieznaczne zawyżenie, a przy dużych znaczeniach  $(S_2, n_2) = (34,86 \text{ MPa}, 10\,000)$  – nieznaczne zaniżenie "prognozowanej" wytrzymałości resztkowej w porównaniu z eksperymentalną. Efekt ten należy uzależnić jeszcze i od długotrwałości obciążeń cyklicznych (liczby cykli). W tym celu, przyjęto, że liczba obciążeń cyklicznych o dość dużych wartościach w przybliżeniu jest równa minimalnemu znaczeniu wytrzymałości zmęczeniowej przy określonym poziomie obciążenia otrzymanym z badań eksperymentalnych. Należy podkreślić, że eksperymentalne dane otrzymane na dwóch poziomach obciążeń leżą w zakresach ufności *p*-kwantilem (przy 90%).

**Tabela 7.** Zamodelowane wartości wytrzymałości resztkowej WMK przy asymetri<br/>iR=0,1

Nr	Poziom obciążenia $(K)$ [MPa]	Średnia $S_R [MPa]$	Zamodelowane $S_R $ [MPa]
1	$26,01 \ (K=0,3)$	67,30	75,20
2	$34,86 \ (K=0,4)$	$52,\!19$	44,13

### 5. Podsumowanie

Analiza uzyskanych obliczeń pokazuje, że rozważane zamodelowane dane kompozytu poliestrowego modelem ze stacjonarnym łańcuchem Markowa w miarę dobrze opisuje "niższą część" krzywej zmęczenia i średnie wartości wytrzymałości resztkowej. Model z analizą parametrów statystycznych może być narzędziem przy "przewidywaniu" krzywej S-N i funkcji rozkładu wytrzymałości resztkowej po wstępnym obciążaniu zmęczeniowym. Stwierdzona niestabilność zmian charakterystyk wytrzymałościowych laminatu formowanego metodą kontaktową świadczy o tym, że metoda laminowania kontaktowego nie daje gwarancji powtarzalności wyników, czego nie obserwujemy przy określeniu wytrzymałości dla próbek formowanych metodą worka próżniowego.

### Bibliografia

1. GRZEGORZEWSKI P., 2006, Wspomaganie decyzji w warunkach niepewności. Metody statystyczne dla nieprecyzyjnych danych, AOW Exit, Warszawa
- GNATOWSKI A., 2005, Wpływ rodzaju napełniacza na właściwości wybranych mieszanin polimerowych, *Kwartalnik "Kompozyty"*, 2, 63-68
- KROSSMAN F.W., 1979, Analiz razruszenija cloistych kompozitow u swobodnogo kraja. Razruszenie kompozitnych materialow, Mechanika Kompozitnych Materialow, 2, 280-290
- CHATYS R., 2008, Modeling of mechanical properties with the increasing demands in the range of qualities and repeatability of polymers composites elements, [W:] *Polymers and Constructional Composites*, G. Wróbel (Red.), Gliwice 2008, 36-47
- 5. CHATYS R., 2006, Modelirowanie wlijanie pazernoj i mechaniczeskoj obrabotki na procznost' u kaczestwo kompozitnych materiałow, *International Conference*, 13-17.02.2006 Moscov
- GURVICH M.R., PIPES R.B., 1995, Strength size effect of laminated composites, tes, Composites Science and Technology, 55, 93-105
- CURTIN W.A., 2000, Dimensionality and size effects on the strength of fiberreinforced composites, *Composites Science and Technology*, 60, 543-551
- 8. CHATYS R., 2009, Mechanical properties of polymer composites produced by resin injection molding for applications under increased demands for quality and repeatability, *Journal of "Ultrasound"*, **64**, 2, 35-38
- WOONG, RYED YU., ZAMPALONI M., POURBOGHRAT F., 2005, Analysis of flexible bending behavior of woven preform using non-orthogonal constitutive equation, *Journal of Composites*, 36, 6, 839-850
- SUTHERLAND L.S., SHENOI R., LEWIS S.M., 1999, Size and scale effects in composites: I. Literature review, *Composites Science and Technology*, 59, 209-220
- SUTHERLAND L.S., SHENOI R., LEWIS S.M., 1999, Size and scale effects in composites: II. Unidirectional laminates, *Composites Science and Technology*, 59, 221-233
- SPILKER R.L., CHAU S.C., 1980, Edge effects in symmetric composite laminates: importance of satisfying the traction-free-degree condition, *Journal of Composite Materials*, 14, 1, 2-20
- 13. PIPES R.B., DANIEL L.M., 1971, Moiré analysis of the interlaminar shear edge effect in laminated composites, *Journal of Composite Materials*, 5, 2, 255-259
- 14. POLJAKOB W.A., PEROW YU., YU., 1989, Eksperimentalnye metody ocenki kromocznogo effekta, *Mechanika Kompozitnych Materialow*, **2**, 318-331
- 15. PARAMONOV YU.M., KLEINHOF M.A., PARAMONOVA A.YU., 2006, Markov model of connection between the distribution of static strength and fatigue life of a fibrous composite, *Mechanics of Composite Materials*, **42**, 5, 615-630

- 16. PASCUAL F.G., MEEKER W.Q., 1999, Technometrics, 41, 277-302
- CHATYS R, PARAMONOVA A.YU., KLEINHOF M.A., 2011, Analysis of residual strength after fatigue in fibrous composite using Markov chains mode, [W:] *Selected Problems of Modeling and Control in Mechanics*, St. Adamczak, L. Radziszewski (Red.), Kielce, 166-178
- PARAMONOV J., CHATYS R., ANDERSONS J., KLEINHOFS M., 2011, Poisson process of defect initiation in fatigue of a composite material, *International Conferences "RelStat'2011"*, Riga, Latvia, 1-12
- PARAMONOV J., CHATYS R., ANDERSON J., KLEINHOFS M., 2012, Markov model of fatigue of a composite material with Poisson process of defect initiation, *Mechanics of Composite Materials*, 48, 2, 211-228
- CHATYS R., 2012, Statystyczna weryfikacja wytrzymałościowych parametrów włóknistych materiałów kompozytowych, *Composites Theory and Practice*, 12, 3, 171-176
- FLEMING W.H., SONER H.M., 1993, Controlled Markov Processes and Viscosity Solutions, New York, Springer Verlag
- LORANTY A., 2014, Analiza weryfikacyjna przy szacowaniu stałych materiałowych o osnowie polimerowej z uwzględnieniem efektu skali, Praca magisterska, PŚk, Kielce

#### The modeling of fatigue strength and residual strength of fiber-reinforced polymer-matrix composites materials by using the theory of Markov chains

#### Abstract

The aim of this paper was to analyze how different techniques of production of fibrous composite materials affect the quality and strength properties of composite laminates. The paper discusses the application of a mathematical model based on the Markov chains theory to estimate the strength parameters. This model is a tool for the coordinated determination of static strength and fatigue life and for the estimation of residual strength and life after initial fatigue load. The problem has not been solved completely, but by analyzing a certain numerical example we show that the model requires further examination and its development may be justified. In this study, we use experimental data concerning a composite fabricated by the vacuum bagging. The composites have a polyester matrix (Firestop 8175-w-1) reinforced with biaxial glass fiber fabric  $[0/45/0]_{\rm S}$  and E glass fiber respectively. The process parameters and criteria have been determined before the samples were cut. The parameters included the amount of reinforcement and the soaking time. Examples of numerical calculations are presented.

## MODEL DYSKRETNY SAMOLOTU F-16C W ZASTOSOWANIU DO NUMERYCZNYCH ANALIZ STATYKI I DRGAŃ WŁASNYCH

#### Aleksander Olejnik, Robert Rogólski

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; rrogolski@wat.edu.pl

Zaprezentowany materiał opracowano w ramach projektu badawczego pt.: Identyfikacja zintegrowanych modeli aerosprężystych samolotu bojowego wspomagana metodami inżynierii odwrotnej (MNiSW, 2010-2013). Opracowano wariantowe modele dyskretne samolotu F-16C do analiz MES. Dyskretyzację struktury przeprowadzono, opierając się na geometrii zbudowanej w oparciu o dane pochodzace z obmiaru rzeczywistego samolotu. W pomiarach zastosowano skaner optyczny ATOS II TripleScan i fotogrametryczny system Tritop. Chmura punktów została wykorzystana do wygenerowania gładkich powierzchni zewnętrznych płatowca. Przy identyfikacji wewnętrznych elementów konstrukcyjnych i masowych posłużono się dokumentacją eksploatacyjną i dostępnymi publikacjami. Model dyskretny struktury płatowcowej rozwinięto w oparciu o elementy powłokowe, z kolei masy niekonstrukcyjne aproksymowano masowymi elementami punktowymi. Wyznaczono obciążenia zewnętrzne, wprowadzając wektory sił zastępczych równoważne zbilansowanym siłom aerodynamicznym i masowym. Wynikiem wariantowych obliczeń w programie MD Nastran były symulacje rozkładu napreżeń i przemieszczeń. Modele wykorzystano następnie w analizie drgań własnych po uprzednim uzupełnieniu ich o elementy masowe oraz lokalne modele podwieszeń.

#### 1. Kontekst badań

Przez kilkanaście ostatnich lat w Instytucie Techniki Lotniczej WML WAT prowadzono badania, których celem było określenie właściwości wytrzymałościowych i aerosprężystych samolotów bojowych eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP. Stosowne analizy uwzględniające modelowanie i symulacje zjawisk aerosprężystych przeprowadzono m.in. dla samolotów TS-11, Su-22M4, MiG-29. Badania prowadzone z zastosowaniem narzędzi pomiarowych i programowych umożliwiają m.in.:

- wykonywanie pomiarów i odtwarzanie geometrii zewnętrznej,
- modelowanie własności strukturalnych i aerodynamicznych,
- rozwiązywanie problemów wytrzymałościowych i aerosprężystych.

W artykule zademonstrowano metodykę rozwijania masowo-sztywnościowego modelu dyskretnego, tworzonego na potrzeby numerycznych analiz statycznych i dynamicznych. Przedstawiono przykłady analiz dla wybranych przypadków modelowych. Obliczenia wykonano przy wspomaganiu oprogramowania CAE MSC.Software (Patran, Flightloads, MD Nastran). Zaprezentowany materiał opracowano w ramach projektu badawczego własnego finansowanego przez MNiSW, realizowanego w ITL WAT w latach 2010-2013 pt.: *Identyfikacja zintegrowanych modeli aerosprężystych samolotu bojowego wspomagana metodami inżynierii odwrotnej.* 

# 2. Zastosowanie technik inżynierii odwrotnej przy modelowaniu geometrii płatowca

Celem pośrednim w toku rozwijania modelu dyskretnego samolotu F-16C było przygotowanie modelu geometrycznego, który mógłby zostać z powodzeniem zaadoptowany do późniejszej dyskretyzacji struktury. Dysponując systemami do pomiaru geometrii obiektów rzeczywistych – skanerem optycznym GOM ATOS II Triple Scan oraz systemem fotogrametrycznym Tritop – zdecydowano się na pomiar rzeczywistego samolotu i w efekcie odtworzenie jego zewnętrznej geometrii w postaci gładkich powierzchni aproksymowanych na zbiorze punktów pomiarowych. Metodyka postępowania rozwinięta w ramach procesów inżynierii odwrotnej znana jest m.in. z publikacji [13], [15], [39].



Rys. 1. Systemy pomiarowe zastosowane przy obmiarze płatowca samolotu F-16C: skaner optyczny ATOS II Triple Scan z dwusensorową głowicą pomiarową oraz fotogrametryczny system TRITOP (aparat cyfrowy, markery, wzorce długości)

Zapisy otrzymane w czasie pomiaru skanerem optycznym ATOS II Triple Scan przechowywane są w postaci chmury punktów. Specyfika pomiaru polega



Rys. 2. Obmiar powierzchni pokryciowych płatowca samolotu F-16 za pomocą skanera optycznego

na odwzorowywaniu geometrii poprzez płaty identyfikowanych przez system powierzchni o wymiarach rzędu 1000 mm $\times$ 750 mm. Zbiory punktów aproksymujących zeskanowane obszary lokalizowane są w wirtualnej przestrzeni pomiarowej w oparciu o punkty referencyjne ustalone w toku pomiaru alternatywnym systemem fotogrametrycznym Tritop. Łączna powierzchnia odtworzona w efekcie pomiaru to około 35 mln punktów. W procesie triangulacji chmura punktów przekształcana jest w siatkę trójkątów. W procesie tym elementarne trójkąty są dopasowywane z wykorzystaniem metody najmniejszych kwadratów. Przesłaniające się powierzchnie (pochodzące z różnych zapisów fragmenty nakładające się w tych samych miejscach przestrzeni) są usuwane, likwidowane są tzw. szumy pomiarowe (fragmenty w znaczny sposób odbiegające od lokalnie zidentyfikowanych obszarów punktowych).

Dla potrzeb obróbki danych w środowisku CAD na siatce trójkątów wygenerowano krzywe definicyjne będące śladami przekrojów płaszczyznami równoległymi do płaszczyzn układu współrzędnych – odpowiednio YZ, XZ oraz XY. Przekroje wygenerowano, przecinając model płaszczyznami rozmieszczonymi co 100 mm. Utworzone krzywe wyeksportowano do systemu Siemens NX. Wykorzystując funkcje modelowania powierzchni na podstawie krzywych lub siatki krzywych, wygenerowano płaty powierzchni gładkich. Utworzone w ten sposób powierzchnie zachowują warunki ciągłości na swoich brzegach, co umożliwiło uzyskanie wyidealizowanego modelu przestrzennego, nadającego się zarówno do dyskretyzacji strukturalnej jak i do generacji siatki obliczeniowej na potrzeby obliczeń CFD. Etapy tworzenia geometrii modelowej samolotu pokazano na rys. 3.

Model geometrii zewnętrznej stanowi bazę do dyskretyzacji struktury pokrycia samolotu, jednak do dyskretyzacji struktury wewnętrznej potrzebne



Rys. 3. Stadia rozwojowe geometrii modelowej rozwijanej na bazie punktów pomiarowych: (a) chmura punktów pomiarowych dopasowana do punktów referencyjnych, (b) siatka trójkątów, (c) przekrojowe krzywe definicyjne, (d) model ostateczny odwzorowany powierzchniami gładkimi



Rys. 4. Rozmieszczenie śladów płaszczyzn wręgowych na tle kadłuba [17]

były modele geometryczne również wewnętrznych elementów konstrukcyjnych. Uproszczone modele wręg, ścianek czy żeber można stosunkowo łatwo uzyskać, wykonując przecięcia modelu bazowego serią płaszczyzn odpowiadających płaszczyznom tych elementów w rzeczywistym samolocie. Operacja tego typu ma szczególne znaczenie w przypadku modelowania struktury wręg kadłubowych. Tutaj ponad 30 podzespołów płytowych równoległych do siebie rozmieszczonych według zadanych odległości wzdłuż kadłuba (zgodnie z rys. 3) wygenerowano właśnie poprzez przecięcie modelu serią płaszczyzn prostopadłych do osi samolotu. Kontury przekrojów wręgowych posłużyły następnie do generacji pojedynczych modeli wręgowych. W sposób analogiczny utworzono żebrowe i ściankowe powierzchnie skrzydeł, stabilizatorów i usterzenia poziomego. Operacje tworzenia geometrycznych modeli struktury wewnętrznej wkomponowanych w geometrię obrysową przeprowadzono w środowisku NX. Efektem końcowym jest model geometryczny uwzględniający także strukturę cienkościennych elementów wewnętrznych.



Rys. 5. Model CAD struktury samolotu F-16 w środowisku Siemens NX7.5

### 3. Identyfikacja elementów konstrukcyjnych samolotu

Przed rozwinięciem modelu dyskretnego konstrukcji niezbędne jest przeprowadzenie stosowanych prac i pomiarów, które umożliwią zebranie stosowanych danych niezbędnych przy identyfikacji parametrów modelu konstrukcyjnego. Parametry te można w sposób dość umowny podzielić na następujące grupy:

- konfiguracyjne charakteryzują kształt, rozmieszczenie i liczbę zastosowanych podzespołów lub elementów (np. wydłużenie i zbieżność skrzydła, typ i cecha objętościowa usterzenia, liczba dźwigarów lub ścianek, gęstość rozmieszczenia wręg lub żeber),
- geometryczne wymiary zewnętrzne i przekrojowe,
- materiałowe stałe zastosowanych materiałów konstrukcyjnych (moduły sztywnościowe, liczba Poissona, gęstość),

- masowe masy i masowe momenty bezwładności zespołów konstrukcyjnych, agregatów, urządzeń, ładunków pokładowych, elementów podwieszanych,
- kinematyczne i sztywnościowe kierunki ruchu w połączeniach zawiasowych, zakresy wychyleń organów sterowania, sztywności układów sterowania,
- technologiczne np. jakość powierzchni po obróbce, dopasowanie powierzchni kontaktowych, luzy w połączeniach ruchomych.



Rys. 6. Zobrazowanie różnorodności danych konstrukcyjnych niezbędnych do identyfikacji parametrów modelu dyskretnego w aspekcie jego globalnej sztywności i masy

Parametry związane z wymiarami i materiałami konstrukcyjnymi wpływają na globalną macierz sztywności, z kolei dystrybucja i wielkości mas determinują globalną macierz bezwładności. Uszczegółowienie danych gwarantowało wiarygodną postać formułowanych programowo macierzy  $\mathbf{K}$  i  $\mathbf{M}$ , wykorzystywanych następnie w rozwiązywaniu problemów statycznych bądź dynamicznych. Efektem skanowania i obróbki geometrii pomiarowej było odtworzenie geometrii w środowisku CAD. Pozostałe dane zebrano wykorzystując następujące źródła:

- rzeczywisty obiekt (pomiary i ważenia wybranych elementów),
- dokumentacja eksploatacyjna, czyli instrukcje naprawczo-obsługowe serii TO i TR *Technical Manuals* podane w poz. [17]-[27],

- dostępne publikacje wydawnicze i internetowe [1], [2], [6], [7], [10], [28]-[37],
- dokumenty niepublikowane raporty i opracowania własne lub poufnie przekazane do WAT przez inne instytucje [5], [11].

Przykładowe efekty własnych opracowań w zakresie analizy konstrukcji samolotu MiG-29 (katalogi elementów konstrukcyjnych, zestawienia mas elementów pokładowych) zademonstrowano na rysunkach 7-9.



Rys. 7. Elementy wewnętrznej struktury skrzydła – rozmieszczenie dźwigarów i żeber oraz ich skatalogowane przekroje poprzeczne i zastosowane materiały

#### 4. Model dyskretny do MES

Model dyskretny struktury samolotu F-16 został przygotowany w preprocesorze MSC Patran w wyniku dyskretyzacji modelu geometrycznego pokazanego na rys. 5. Do analiz statycznych wykorzystano jedynie model struktury płatowca, natomiast modele podwieszeń uwzględniono dopiero w analizie drgań własnych. Model podstawowy (bez elementów podwieszanych) składa się z 11160 węzłów (67000 stopni swobody) i 20970 elementów skończonych, obejmujących głównie elementy powłokowe dwuwymiarowe. Połączenia zawiasowe klap przednich, klapolotek i steru kierunku rozwiązano, stosując elementy



Rys. 8. Fragment katalogu rysunków geometrii wręg kadłubowych

	COMPAR	TMENT: B - Electronics Bay - Right (FS 65.0 DESCRIPTION	- 110.5) WEIGHT	ARM	Nr	Nazwa agregatu	Typ lub nr rysunku	masa 1 egz. [kg]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
	NO	blockii Holl	. LIGHT			1	2	3	4	5	6
	B-5.10	Radar - Modular Receiver Exciter	65	71.3		2	Nosowa ostor	a radaru			
	0.0.10	103K601G01	0.5	11.5	1	Rurka Pitota 16VH019	A-1.01	0,91	-431,80	0,00	-196,68
	B-9.00	Sensor - Pneumatic Assembly 16VC001001	13	73.0	2	Osłona radaru 16VB008	A-2.05	57,61	1082,04	0,00	0,00
	B-15.08	Radar - Common Radar Processor 813R250G01	49	81.1	3	Instalacja anteny – FC 825R850G01	A-3.08	32,66	1422,40	0,00	-43,70
	B-16.04	Computer - Upgraded CAD *8518930	13	81.5	4	Nadainik (2) AOA 16VC034	A-4.01	3.63	1536.70	0.00	21.85
	B-25.09	Embedded GPS/INS (EGI) 34209700	22	93.8	H	Prz	dział Elektry	cony - prawy		-1	
	B-26.03	Mount - INU 882900	5	93.8	5	Radar-Odbiomik modulamy 103 K601G01	B-5.10	29,48	1811,02	0,00	-111,28
· Lawrence	B-35.02	Computer - Digital Flight Control 16VC026	60	103.7	6	Czujnik od układu pneumatycznego 16VC001001	B-9.00	5,90	1854,20	0,00	116,91
The second	Carl and				7	Radar–Wspölny procesor radaru \$13R250G01	B-15.08	22,23	2059,94	0,00	-125,19
1 =	p.		Nº D		S	Komputer – Unowocześniony CAD *8518930	B-16.04	5,90	2070,10	0,00	194,73
	, W				9	Wbudowany GPS/INS (EGI) 34209700	B-25.09	9,98	2382,52	0,00	-83,46
	1	Alter Contern			10	Mocowanie – INU 882900	B-26.03	2,27	2382,52	0,00	-83,46
	1000 C 2001	A Contraction			11	Komputer – Cyfrowa Kontrola Lotu 16VC026	B-35.02	27,22	2633,98	0,00	-97,37
	2					Pr	edział Elektr	cony - lewy			
	10 A		PS CAR	×	12	AIFF – Wiązka Sieci 1003002G	B-52.01	4,54	1844,04	0,00	154,10
	C	A CONTRACTOR	Ap-	A L	13	Żyroskop – zakrętomierz, Nadajnik TRU2A/A	B-64.00	0,91	1935,48	0,00	346,71
1000	Y I				14	Nadajnik FCR \$25R860G01	B-70.05	54,88	1943,10	0,00	-102,73
		8			15	Wieszak - FCR \$13R177G03	B-71.01	11,79	1943,10	0,00	-102,73
1					16	Mocowanie – CARA 8040004172	B-79.00	0,91	2171,70	0,00	154,10
Γ		A-4.xx FS 65.0	8-16.xx	1	17	CARA R/T Jednostka i interfejs adapteru 8010000788	B-79.02	4,54	2171,70	0,00	154,10
		FS 88J	0   FS 65.0		18	MMC Płyta montażowa (Zawierająca Moduły) 16VE584021	B-85.00	19,96	2512,06	0,00	-102,73
		h Ber -			19	MMC Część podajnika 16VE584020	B-86.04	1,36	2517,14	0,00	-102,73
					20	Mocowanie – Programowalny Wyświetlacz Generatora 16VE123004	B-93.00	1,36	2562,86	0,00	102,74
-		55.xx FS 110.5 B55.xx D76.xx	B-15.xx		21	Kolorowy Wyświetlacz Programowalnego Generatorara-Mapa 16VE1186	B-94.08	10,43	2562,86	0,00	102,74

Rys. 9. Fragment zestawienia mas urządzeń pokładowych – wyszczególniono przykładowe elementy (antena i bloki radiolokatora, bęben amunicyjny działka)

sztywne RBE2, poprzez które zdefiniowano zależność wybranych stopni swobody węzłów zawiasowych struktury wychylnej od niezależnych węzłów zawiasowych struktury stałej. Modele fragmentaryczne zespołów płatowcowych oraz kompletny model złożeniowy pokazano na rysunkach 10-13.



Rys. 10. Wewnętrzna struktura modelowa – wyeksponowano wybrane wręgi kadłubowe zbudowane z elementów powłokowych oraz jednowymiarowych elementów belkowych odwzorowujących lokalną strukturę półek obwodowych, wewnętrznych usztywnień oraz pomocniczych dźwigarów



Rys. 11. Modele dyskretne usterzenia pionowego i stabilizatora

Oprócz poprawnego doboru parametrów determinujących sztywność struktury modelowej, drugim istotnym i równie ważnym czynnikiem decydującym o zgodności modelu z obiektem rzeczywistym jest właściwy dobór masy. Na podstawie danych literaturowych uzgodniono masę własną samolotu (8900 kg)



Rys. 12. Model struktury skrzydła – widoczna struktura dźwigarów i żeber, uwzględniono także elementy przestrzenne imitujące wypełniacz komórkowy w klapach



Rys. 13. Model całościowy w wersji podstawowej – bez podwieszeń, z elementami belkowymi imitującymi wyrzutnie LAU-129 na końcówkach skrzydeł

oraz masy różnych wariantów misyjnych. Problem niestety polega na nieznajomości dokładnych wartości mas komponentowych płatowca. Aby wyznaczyć względnie poprawne postacie i częstości drgań własnych, konieczna jest wiedza o masach skrzydeł, kadłuba, usterzeń, sterów obarczona możliwie małą niepewnością. Dokonano więc szacunkowych obliczeń najważniejszych mas składowych, korzystając z formuł empirycznych podanych m.in. w pozycji lit. [14]

$$W_{skrzyd} = 0, \ 0103K_{dw}K_{vs}(W_{dg}N_z)^{0.5}S_w^{0.622}A^{0.785}\left(\frac{t}{c}\right)_{root}^{-0.4}$$

$$\cdot (1+\lambda)^{0.05}(\cos\Lambda)^{-1.0}S_{csw}^{0.04}$$

$$(4.1)$$

$$W_{UV} = 3,316 \left(1 + \frac{F_w}{B_h}\right)^{-2,0} \left(\frac{W_{dg}N_z}{1000}\right)^{0,260} S_{ht}^{0,806}$$
(4.2)

$$W_{UH} = 0.425 K_{rht} \left( 1 + \frac{H_t}{H_v} \right)^{0.5} (W_{dg} N_z)^{0.488} S_{vt}^{0.718} M^{0.341} L_t^{-1.0}$$

$$(4.3)$$

$$\cdot \left(1 + \frac{S_r}{S_{vt}}\right)^{0.348} A_{vt}^{0.223} (1+\lambda)^{0.25} (\cos \Lambda_{vt})^{-0.323}$$

$$W_{kad} = 0,499 K_{dwf} W_{dg}^{0,35} N_z^{0,25} L^{0,5} D^{0,849} W^{0,685}$$

$$\tag{4.4}$$

$$W_{podwozia\,glów} = K_{cb}K_{tpg}(W_l N_l)^{0.25} L_m^{0.973}$$
(4.5)

$$W_{podwozia\,przed} = (W_l N_l)^{0.290} L_n^{0.5} N_{nw}^{0.525}$$
(4.6)

$$W_{\text{loża silnika}} = 0.013 N_{en}^{0.795} T^{0.579} N_z \tag{4.7}$$

$$W_{sekcji\,silnika} = 0.01 W_{en}^{0.717} N_{en} N_z \tag{4.8}$$

$$W_{wlotu} = 13,29K_{vg}L_d^{0,643}K_d^{0,182}N_{en}^{1,498} \left(\frac{L_s}{L_d}\right)^{-0,373} D_e$$
(4.9)

Masy fotela katapultowego, elementów podwieszanych, silnika F100-PW-229 oraz działka M61A1 zaczerpnięto z powszechnie dostępnych publikacji (tabela 1).

Tabela	1. Zestawienie	mas	komponentowych	wyliczonych	wg	empirycznych
formuł (	(4.1)- $(4.9)$					

Lp.	Komponent	Oznaczenie	Masa [kg]
1	Skrzydła (L+P)	$W_{skrzydla}$	961,62
2	Usterzenie poziome (L+P)	$W_{usterzeniapoziomego}$	140,40
3	Usterzenie pionowe	$W_{usterzeniapionowego}$	256,72
4	Kadłub	$W_{kadluba}$	1792,11
5	Podwozie główne	$W_{podwoziag$ łównego	476,27
6	Podwozie przednie	$W_{podwozia przedniego}$	127,01
7	Łoże silnika	$W_{ m loża silnika}$	31,75
8	Sekcja silnika	$W_{sekcjisilnika}$	22,68
9	Wlot	Wwlotu	145,15

Dodatkowo zamodelowano podkadłubowe i podskrzydłowe zbiorniki paliwa, a także podwieszane elementy uzbrojenia. Wprowadzono modele uproszczone, stosując elementy zastępcze odwzorowujące w przybliżony sposób rzeczywistą geometrię podwieszanego elementu. Bryły osiowosymetrycznych elementów podwieszanych (rakiet, zbiorników) zamodelowano belkami zastępczymi o relatywnie dużej sztywności oraz ekwiwalentnym rozkładzie masy. Przybliżona geometria dodanych obiektów modelowych jest zgodna z rzeczywistą pod względem wymiarów gabarytowych (porównywalne długości i średnie wymiary przekrojów). Z kolei spłaszczone bryły pylonów i adapterów mocujących zamodelowano powłokami zastępczymi o powierzchni odpowiadającej powierzchni rzutu bocznego wyrzutni i stałej grubości zastępczej równej ok. 0,33 maksymalnej ich szerokości. Masy elementów dobrano w uzgodnieniu z ich masami rzeczywistymi, dobierając gęstości hipotetycznych materiałów modelowych do objętości uproszczonej geometrii.



Rys. 14. Uproszczone modele elementów podwieszanych uwzględnione w analizie drgań MES: (a) wyrzutnia LAU-129, (b) kpr AIM-9X, (c) zbiornik podwieszany centralny na pylonie podkadłubowym (Centerline), (d) zbiornik podskrzydłowy na pylonie paliwowym

Skorygowany rozkład masy modelowej uzyskano poprzez dołożenie do węzłów strukturalnych mas skupionych kompensujących niedobór w stosunku do mas obliczeniowych (podanych w tabeli 1). Masy węzłowe kompensują niedoważenie modelu związane z występowaniem wyposażenia pokładowego oraz paliwa w zbiornikach integralnych. Przykładowe modele dyskretne do analiz dynamicznych o skorygowanych masach całkowitych (tzn. identycznych z masami rzeczywistymi dla podanych konfiguracji) pokazano na rysunkach 15 i 16.

#### 5. Obciążenia zewnętrzne w locie

Obciążenia zewnętrzne w locie wyznaczono, uwzględniając obwiednię obciążeń opracowaną wg przepisów MIL-A-8861B (AS) [9] dla określonej masy obliczeniowej (uwzględniono masę 15000 kg typową dla samolotu w wariancie



Rys. 15. Model masowo-sztywnościowy do analiz dynamicznych – wariant z paliwem integralnym i kompletem zbiorników podwieszanych (m = 15800 kg)



Rys. 16. Model masowo-sztywnościowy do analiz dynamicznych – wariant w konfiguracji bojowej ozn. MA41 (m = 18620 kg)

do patrolu bojowego). Pozostałe dane niezbędne do obliczeń charakterystycznych punktów obwiedni uzgodniono na podstawie obliczeń własnych lub danych literaturowych zaczerpniętych z wyszczególnionych wcześniej opracowań:  $c_{SCA} = 3,475 \text{ m}, S = 28,87 \text{ m}^2, C_{Z max} = 1,9, C_{Z min} = -1,3, dC_Z/d\alpha = 3,73.$ 

Rozkłady obciążeń wypadkowych pochodzących od sil aerodynamicznych i masowych oszacowano wstępnie według powszechnie znanych formuł określających stosowne rozkłady bieżące jako proporcjonalne do długości cięciwy bieżącej b(y) i do obliczeniowego przeciążenia  $n_o$  [3], [4], [14], [16]

$$q_a = \frac{n_o mg}{S} b(y) \qquad \qquad q_m(y) = \frac{n_o m_{skrz} g}{S} b(y) \tag{5.1}$$

Siły skupione od podwieszeń określić można prosta zależnością

$$R_i = n_o m_i g \tag{5.2}$$

W efekcie obliczeniowe obciążenie bieżące w dowolnym i-tym punkcie wzdłuż rozpiętości skrzydła można określić uogólnioną formułą

$$q_w(y_i) = q_a(y_i) + q_m(y_i) + \frac{R(y_i)}{\Delta y_i}$$
(5.3)

gdzie  $\Delta y_i$  jest rzeczywistą długością odcinka skrzydła z podwieszeniem.



Rys. 17. Obwiednia obciążeń w locie wg przepisów MIL-A-8861B (AS) –  $n(V_{EAS})$ 



Rys. 18. Geometria obliczeniowa tzw. skutecznej (połówkowej) powierzchni nośnej samolotu

Samolot posiada skrzydło pasmowe oraz mocno spłaszczoną część kadłubową, w związku z czym skuteczna powierzchnia nośna uwzględniona w obliczeniach przybliżonych powinna obejmować także część powierzchni kadłubowej. W efekcie przyjęto obliczeniową powierzchnię nośną według proporcji pokazanych na rys. 18. Przekrój 0-0 jest zlokalizowany w płaszczyźnie symetrii samolotu. Przyjęto, że centralna część kadłubowa pomiędzy przekrojami 0-0 i 1-1 generuje pomijalnie małą siłę nośną. Produktywna powierzchnia nośna samolotu (połówkowa) uwzględniona w obliczeniach to łączna powierzchnia pomiędzy przekrojami 1-1 i 12-12 (część okołopasmowa oraz skrzydło właściwe).

Bazując na powyższej geometrii oraz wykorzystując wzory (5.1)-(5.3), wyznaczono rozkłady obciążeń dla wybranych konfiguracji bojowych samolotu. Przykładowy wariant misyjny oraz uzyskane dla niego rozkłady siły poprzecznej T(y) i momentów – zginającego  $M_g(y)$  i skręcającego  $M_s(y)$  – pokazano na rysunkach 19 i 20.



Rys. 19. Rozkłady przybliżonych obciążeń bieżących q(y) uzyskane dla wariantu misyjnego z dwoma zbiornikami podskrzydłowymi i sześcioma pociskami rakietowymi (2xAIM-9X+4xAIM-120)

Alternatywny, bardziej wyszukany sposób wyznaczenia obciążeń polegał na wykorzystaniu rozkładów ciśnień uzyskanych z analizy modelu aerodynamicznego w programie CFD (Fluent). Obciążenia aerodynamiczne wyznaczono w oparciu o rozkłady ciśnień statycznych określone w konkretnie zdefiniowanych przekrojach modelowych. Przekroje określono w płaszczyznach rozmieszczonych co pół metra wzdłuż rozpiętości, licząc od płaszczyzny symetrii.

Na podstawie wyników numerycznych z programu Fluent wyznaczono rozkłady ciśnienia na dolnej i górnej powierzchni płatowca. Wykresy różnic ciśnień na konturze dolnym  $p_{low}$  i górnym  $p_{upp}$  profilu obrazują rozkłady



Rys. 20. Rozkłady sił i momentów – T(y),  $M_g(y)$ ,  $M_s(y)$ ; wykreślono rozkłady od obciążeń ciągłych (liniowe) oraz rozkłady z uwzględnieniem sił skupionych (obwiednie kreskowane)



Rys. 21. Model aerodynamiczny samolotu do analiz w programie Fluent (autor: M. Frant – ITL WAT) oraz przekroje obliczeniowe zdefiniowane do określenia rozkładów ciśnień

bezwzględnych obciążeń ciśnieniowych wzdłuż cięciw przekrojowych. Ciśnienie różnicowe w dowolnym punkcie profilu wyraża się formułą

$$p_{diff} = p_{low} - p_{upp} \tag{5.4}$$

Aproksymując wzdłuż rozpiętości skrzydła otrzymane w kolejnych przekrojach  $y_i$  rozkłady przekrojowe  $p(x)|_{y=y_i}$ , otrzymać można rzeczywisty rozkład obciążenia ciśnieniowego  $p_{diff}(x, y)$  na powierzchni płatowca zrzutowanej na płaszczyznę XOY. Na użytek analizy obciążeń rozkłady przekrojowe aproksymowano następnie wielomianami. Rozkłady wielomianowe z kolei poddano całkowaniu numerycznemu w środowisku Matlab. Scałkowanie rozkładu ciśnienia statycznego p(x, y) wzdłuż cięciwy skutkuje określeniem wartości bieżącego obciążenia aerodynamicznego w przekroju tejże cięciwy, czyli

$$q(y) = \int_{x_p}^{x_k} p(x, y) \, dx$$
 (5.5)

Mnożąc wielkość q(y) przez szerokość wydzielonego pasa aerodynamicznego  $\Delta y$ , otrzymuje się wartość cząstkowej siły aerodynamicznej zliczonej na segmencie pasowym skrzydła o aproksymowanej powierzchni równej  $\Delta S = \Delta y(x_k - x_p)$ , czyli

$$F_{aer/i} = q_i(y)\Delta y \tag{5.6}$$

gdzie *i* oznacza numer przekroju, w którym wykonano obliczenia. W ten sposób wyliczono siły na powierzchniach pasowych związanych z przekrojami obliczeniowymi. Siły cząstkowe wyliczano zwykle dla kilku podprzedziałów, na jakie dzielono pasy wzdłuż współrzędnej *x*. Segmenty skrzydłowe dzielono na 2 podprzedziały, segmenty kadłubowe – na 3 lub 4. Oprócz tego należało również wyznaczyć punkty lokalizacji poszczególnych sił  $F_{aer/i}$  względem współrzędnej *x*. Wyznaczono więc także współrzędne lokalnych środków parcia dla całkowanych rozkładów ciśnień w oparciu o ogólny wzór całkowy

$$x_{sp} = \frac{\int_{x_p}^{x_x} xp(x,y) \, dx}{\int_{x_p}^{x_x} p(x,y) \, dx}$$
(5.7)

Źródła kodów programowych Matlaba wykorzystane do wyznaczenia cząstkowych sił aerodynamicznych oraz ich tabelaryczne zestawienia dla wybranych obliczeniowych prędkości i kątów natarcia zamieszczono w sprawozdaniu [11].

#### 6. Analiza statyczna modelu MES

W celu wstępnego sprawdzenia poprawności topologicznej i sztywnościowej opracowanego modelu przeprowadzono analizę statyczną wybranego fragmentu struktury. Analizie numerycznej programem MD Nastran poddano



Rys. 22. Przykładowe rozkłady ciśnień statycznych uzyskanych z analizy CFD w przekroju  $y = 2,5 \text{ m} (H = 1000 \text{ m}, \text{ Ma} = 0,57, \alpha = 5^{\circ}, n = 1,4)$  – przebiegi po postprocessingu wyników programu Fluent oraz przebiegi aproksymowane w Matlabie (w dwóch podprzedziałach)

fragmentaryczny model kesonu skrzydła. W wyniku analizy otrzymano obraz zdeformowanej konstrukcji, wyniki przemieszczeń w węzłach oraz rozkłady naprężeń. Uproszczone warunki brzegowe symulowały sztywne mocowanie w płaszczyźnie cięciwy przykadłubowej. Obciążenie statyczne zasymulowano układem sił skupionych równoważnych ciężarowi połowy masy startowej dla m = 15000 kg. Szacunkowy rozkład wypadkowych obciążeń przybliżony siłami o wartościach proporcjonalnych do długości bieżącej cięciwy (wg metodyki z rozdz. 5) określono dla maksymalnego współczynnika przeciążenia ( $n_{max} = 9$ wg rys. 17).

Przeprowadzono następnie serię analiz modelu całościowego, zadając warunki obciążenia stacjonarnego adekwatne dla opływu symetrycznego w locie ustalonym. Uwzględniono zatem obciążenia płatowca wynikające z aerodynamiki oraz masy struktury i podwieszeń, jak również obciążenia (aerodynamiczne i masowe) na usterzeniu poziomym. Dobrano je w taki sposób, aby łącznie z pozostałymi siłami stanowiły układ równoważny względem osi przechodzących przez środek ciężkości modelu. W uproszczeniu przyjęto kierunki wszystkich działających sił równoległe do osi OZ, w związku z tym układ dobranych wektorów zastępczych musiał spełniać warunek równowagi sił oraz dwa warunki zerowania się ich momentów względem osi podłużnej i bocznej samolotu. Metodykę wyznaczania sił zastępczych na usterzeniu objaśniono w sprawozdaniu [11].



Rys. 23. Model kesonu z warunkami podparcia i wektorami sił równoważnych wypadkowemu obciążeniu odpowiadającemu masie  $m = 15000 \,\text{kg}$  i przeciążeniu n = 9



Rys. 24. Wyniki analizy statycznej kesonu – rozkłady przemieszczeń ( $u_{max} = 219 \,\mathrm{mm}$ ) i naprężeń zredukowanych ( $\sigma_{red-max} = 313 \,\mathrm{MPa}$ )



Rys. 25. Rozkłady przemieszczeń translacyjnych i kąta skręcenia



Rys. 26. Model z układem zastępczych sił skupionych odpowiadających wariantowi obliczeniowemu I ( $H = 1000 \,\mathrm{m}$ ,  $\mathrm{Ma}_A = 0.57$ ,  $\alpha = 5^\circ$ , n = 2); w pozostałych wariantach (wariant II –  $H = 1000 \,\mathrm{m}$ ,  $\mathrm{Ma}_A = 0.57$ ,  $\alpha = 15^\circ$ , n = 3.8, wariant III –  $H = 1000 \,\mathrm{m}$ ,  $\mathrm{Ma}_A = 0.57$ ,  $\alpha = 25^\circ$ , n = 5.5) rozmieszczenie wektorów sił pozostawiono niezmienne – zmieniano jedynie ich wartości



Rys. 27. Rozkłady przemieszczeń i naprężeń zredukowanych po analizie modelu (wariant I)

 
 Tabela 2. Zestawienie maksymalnych wartości przemieszczeń i naprężeń zredukowanych dla analizowanych wariantów modelowych

Przypadek	Ι	II	III
$u_{max}  [mm]$	118	281	344
$\sigma_{red-max}$ [MPa]	105 (skrzydło)	333 (ust. H)	412 (ust. H)

### 7. Drgania własne po analizie modelu dynamicznego

Równanie drgań własnych konstrukcji postaci

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{q}}(t) + \mathbf{K}\boldsymbol{q}(t) = 0 \tag{7.1}$$

rozwiązano w programie MD Nastran dla wybranych konfiguracji modelowych. Postacie drgań jako wizualizacje dynamicznych przemieszczeń modelu w charakterystycznych fazach wychyleń zobrazowano w postprocesorze *Patran-Results*. Poddając analizie model całościowy z narzuconymi warunkami



Rys. 28. Postacie i częstotliwości własne samolotu F-16C wyznaczone dla modelu odpowiadającego wariantowi masy własnej (bez paliwa integralnego i podwieszeń)

swobody przemieszczeń w kierunkach translacyjnych  $(u_x, u_y, u_z)$  oraz rotacyjnych  $(r_x, r_y, r_z)$ , otrzymano kolejne postacie i częstotliwości własne, przy czym pierwsze sześć form o zerowych częstotliwościach odpowiada oscylacjom bryły sztywnej.

#### 8. Uwagi końcowe

Opracowano model dyskretny samolotu F-16C do analiz statycznych i dynamicznych, wykorzystując geometrię pomiarową (*Reverse Engineering*) oraz zebrane dane konstrukcyjne (modelowanie CAD/CAE). Przeprowadzono następnie serie analiz modelowych, rozwiązując zagadnienia statyki oraz drgań własnych w kontekście zamierzonych obliczeń flatterowych – wyniki uzyskano dla różnych wariantów obciążeń i różnych wariantów obliczeniowych. Brakuje niestety źródeł weryfikacji uzyskanych wyników – nieznane są dokładne masy większości komponentów płatowcowych, nie przeprowadzano prób statycznych i rezonansowych rzeczywistego samolotu. Istnieje oczywista potrzeba wykonania wybranych testów stoiskowych przynajmniej w odniesieniu do wybranych zespołów płatowca (skrzydła, usterzenia).

Rozważając sens podejmowania obliczeń i symulacji modelowych w odniesieniu do eksploatowanych aktualnie samolotów F-16, nasuwa się dość jednoznaczna refleksja. W perspektywie zużywania i starzenia się samolotów w toku eksploatacji przedsięwzięcia typu: remonty, modyfikacje konstrukcji, wymiana urządzeń pokładowych lub doposażenie systemów są z raczej oczywiste. Dysponując dokładnym i zweryfikowanym modelem konstrukcji aktualnej, można ją następnie wirtualnie przetestować w kontekście wprowadzanej w przyszłości zmiany. Wyniki przeprowadzonych w ten sposób symulacji byłyby wtedy podstawą do oceny zasadności planowanej zmiany technologicznej.

#### Bibliografia

- 1. BŁASZCZYK J., ZALEWSKI P., 1996, Współczesne samoloty myśliwskie. Analiza parametrów i osiągów, *Przegląd WLOP*, **11**
- 2. BŁASZCZYK J., 2002, Kierunki rozwoju samolotów bojowych w świetle analizy statystycznej parametrów technicznych i osiągów w locie, *Przegląd WLOP*, 7
- 3. CICHOSZ E., 1968, *Obciążenia zewnętrzne samolotu*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa
- 4. DANILECKI S., 2004, Konstruowanie samolotów. Wyznaczanie obciążeń, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław.

- F-16 Inertial Moments, Center Of Gravity and Aerodynamic Characteristics Data, Document No: 80-LTR-2005-000016-0, Lockheed Martin Aeronautics Company – Fort Worth 21.01.2005
- 6. FISZER M., GRUSZCZYŃSKI J., 2003, F-16C/D Block 52 Advanced, NTW, 2
- KRÓLIK M., 2011, Platowiec i silnik samolotu F-16, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie
- 8. MD Nastran R3 Quick Reference Guide, MSC Software Corporation 2008
- Military Specification. Airplane strength and rigidity flight loads, MIL-A-8861 B (AS). 7 February 1986
- MILKIEWICZ A., 2003, F-16C/D. Wielozadaniowy myśliwiec taktyczny, Przegląd WLOP, 11
- 11. OLEJNIK A. I INNI, 2006, Opracownie zbioru analiz wspomagających proces wdrażania do eksploatacji samolotu F-16 w Siłach Zbrojnych RP, Sprawozdanie z realizacji projektu badawczego: Grant nr 0 T00B 004 27, WAT, Warszawa
- 12. RAKOWSKI G., KACPRZYK Z., 2005, Metoda elementów skończonych w mechanice konstrukcji, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- 13. RATAJCZYK E., 1994, Współrzędnościowa technika pomiarowa. Maszyny i roboty pomiarowe, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- 14. RAYMER D.P., 2012, Aircraft Design: a Conceptual Approach, Published by American Institute of Aerodynamics and Astronautics, AIAA Education Series (5th Ed.), Washington D.C.
- 15. SITEK Z., 1990, Fotogrametria ogólna i inżynieryjna, PPWK, Warszawa
- 16. STRIGUNOW W.M., 1984, Rasczet samoleta na procznost', Moskwa, Maszinostroenie
- 17. To TRN1F-16CJ-3-1 Technical Manual Structural Repair Structures (51-00-00) – F-16 Block 52, Lockheed Martin Corporation, 15 August 2005
- To TRN1F-16CJ-3-2 Technical Manual Structural Repair Doors (52-00-00)
   F-16 Block 52, Lockheed Martin Corporation, 15 August 2005
- To TRN1F-16CJ-3-3 Technical Manual Structural Repair Fuselage (53-00-00)
   F-16 Block 52, Lockheed Martin Corporation, 15 August 2005
- To TRN1F-16CJ-3-4 Technical Manual Structural Repair Stabilizers (55-00-00) – F-16 Block 52, Lockheed Martin Corporation, 15 August 2005
- To TRN1F-16CJ-3-5 Technical Manual Structural Repair Wings (57-00-00)
   F-16 Block 52, Lockheed Martin Corporation, 15 August 2005
- 22. To PL1F-16CJ-3-1 Technical Manual Structural Repair Structures (51-00-00) – PLAF Series – F-16C and F-16D Aircraft Block 52+, Lockheed Martin Corporation, 15 June 2006

- To PL1F-16CJ-3-2 Technical Manual Structural Repair Doors (52-00-00) -PLAF Series - F-16C and F-16D Aircraft Block 52+, Lockheed Martin Corporation, 15 May 2006
- 24. To PL1F-16CJ-3-3 Technical Manual Structural Repair Fuselage (53-00-00)
   PLAF Series F-16C and F-16D Aircraft Block 52+, Lockheed Martin Corporation, 15 August 2006
- To PL1F-16CJ-3-4 Technical Manual Structural Repair Stabilizers (55-00-00) – PLAF Series – F-16C and F-16D Aircraft Block 52+, Lockheed Martin Corporation, 15 May 2006
- 26. To PL1F-16CJ-3-5 Technical Manual Structural Repair Wings (57-00-00) PLAF Series, Lockheed Martin Corporation, 15 May 2006
- To PL1F-16CJ-5-1 Technical Manual Sample Basic Weight Checklists PLAF Series – F-16C and F-16D Aircraft Block 52+, Lockheed Martin Corporation, 15 September 2007
- WASILEWSKI A., 2004, Samolot myśliwski F-16C/D Blok 52+, Seria: Typy Broni i Uzbrojenia, 210, Warszawa, Dom Wydawniczy Bellona i Agencja Wydawnicza CB
- 29. Skrzydło Lotnictwa taktycznego F-16 Block 52+, http://www.2slt.sp.mil.pl/f-16-block-52
- 30. Baza Lotnictwa Taktycznego eksploatowany sprzęt, http://www.31blot.sp.mil.pl/eksploatowany-sprzet
- 31. ASM Aerospace specifications Metals Inc., http://asm.matweb.com/
- 32. Aerospace Metal Distributor, www.aerospacemetals.com
- 33. Engineering Material Specifications and Characteristics, http://www.engineersedge.com/manufacturing\_menu.shtml
- 34. ENTSMINGER A., GALLAGHER D., GRAF W., General Dynamics F-16 Fighting Falcon, http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason\_f/F16S04.pdf
- 35. Eskadra Biblioteka F-16, http://www.eskadra.net/bibliotekaportal.html
- 36. F-16.net the Ultimate F-16 Site, http://www.f-16.net/
- General Dynamics F-16 Fighting Falcon, http://en.wikipedia.org/wiki/General\_Dynamics\_F-16\_Fighting\_Falcon
- 38. GOM Optical Measuring Techniques, http://www.gom.com/metrology-systems/system-overview/tritop.html

#### Discrete finite element model of the F-16C aircraft for static and normal modes analysis

#### Abstract

The material presented in this paper has been elaborated within a framework of the project funded by Ministry of Science entitled: Identification of Integrated Aeroelastic Models of Combat Aircraft Aided by Reverse Engineering Techniques (2010-2013). In order to a perform series of structural simulations, the FE model of the F-16C aircraft has been developed. The construction of the FEM model is set on the basis of the actual geometry of F-16C Block 52+ (used in the Polish Air Force). To scan the outer surface of the airframe, some advanced tools have been used: optical scanner ATOS II TripleScan and Tritop photogrammetric system. The cloud of points obtained from measurements has been used then to generate a smooth 3D surface geometry. To identify shapes, dimensions, weight and location of the internal structural parts, the maintenance documentation has been used and data available in publications. The final FE model has been developed on partial surface meshes generated on virtual geometry. Finite elements applied in the model are mainly quadrilateral or triangle shells and one-dimensional rods and bars used to map any kind of longitudinal stiffeners. To model the mass distribution approximated by sets of lumped masses the point elements situated in structural nodes are used. To perform FEM static analysis for some mission variants the external loads are required – both from aerodynamics and weight. In each subcase, the simulated load vector results from the load factor value n and aerodynamic or weight load distribution. After MD Nastran analysis, stress and displacement distributions have been obtained. The same models are used for normal modes analysis although they have been earlier completed with lumped mass elements and local models of podded armament or fuel tanks.

# Spis treści

Rozdział I – Badania eksperymentalne – laboratoryjne i w locie	<b>5</b>
Bęczkowski G., Krzonkalla J., Mordzonek M., Rymaszewski S., Zgrzywa F. – Badania w locie systemu wyświetlania parametrów lotu	7
Galiński C., Krysztofiak G., Lis M., Kalinowski M., Stefanek L., Hajduk J. – Wybrane zagadnienia programu badań modelu samolotu w układzie połączonych skrzydeł	23
Garbowski M., Gronczewski A., Jaroszewicz A., Wróblewski W. – Identyfikacja pochodnych aerodynamicznych BSL na podstawie badań eksperymentalnych	37
<b>Głowacki D., Rodzewicz M.</b> – Badania dynamiczne wirnika napędu otunelowanego samolotu MOSUPS	49
Gronczewski A., Strzelecka K., Garbowski M., Januszko A., Dobrociński T. – Charakterystyki aerodynamiczne bezzałogowego samolotu "FlatFlyer"	65
Nowak D., Kopecki G., Żugaj M. – Wstępne wyniki prób w locie samolotu bezzałogowego	81
$\mathbf{Krzymie} \mathbf{M} \mathbf{W} . - A spekty krótkiego startu wiatrakowca$	89
Kubryński K., Jóźwiak R., Mazurkiewicz Ł. – Analiza przepływu i modernizacja tunelu niskiej turbulencji	97
<b>Nowakowski M.</b> – Zastosowanie metody poprawek różniczkowych do standaryzacji osiągów samolotu z napędem elektrycznym 1	109

Bogdański K., Rodzewicz M., Miller M., Ruchała P. – Koncepcja i realizacja badań zespołu napedowego w tunelu	
aerodynamicznym	123
<b>Rykaczewski D., Sabak R., Ułanowicz L.</b> – Badania w locie samolotu bezzałogowego z napędem odrzutowym	135
<b>Strzelecka K., Kudela H.</b> – Zastosowanie wizualizacji barwnej do identyfikacji struktur wirowych za przeszkodą	145

Ro lat	zdział II – Dynamika lotu sterowanych obiektów ających i niekonwencjonalne systemy sterowania	157
	<b>Graffstein J.</b> – Symulacja lotu podczas manewru ominięcia ruchomej przeszkody	159
	Hajduk J., Rodzewicz M., Głowacki D. – Projektowanie tras fotogrametrycznych samolotu bezzałogowego w aspekcie jego właściwości dynamicznych	175
	Kaźmierczak K., Sobieraj W. – Uproszczony sposób tworzenia wirtualnego modelu dynamiki lotu bezpilotowego statku powietrznego.	189
	Kowaleczko G. – Dynamika ruchu paralotni	199
	Kowaleczko G., Kuliński M. – Wpływ wybranych parametrów konstrukcyjnych na dynamiczne właściwości wielowirnikowca	221
	<b>Lichoń D.</b> – Modelowanie stateczności dynamicznej lekkich aparatów bezzałogowych	237
	<b>Dołęga B., Kopecki G., Kordos D.</b> – Struktura systemu układów pomiarowych samolotu tolerująca wybrane błędy ich działania	251
	<b>Dul F.</b> – Czynne tłumienie drgań aeroelastycznych skrzydeł metodami sterowania optymalnego	263
	<b>Cieśluk J., Gosiewski Z.</b> – Sterowanie jasnością obrazu na potrzeby wizyjnego systemu omijania przeszkód bezzałogowego statku latającego	279
	Czekałowski P., Sibilski K. – Efektywność entomoptera podczas lotu w zawisie	291

Rozdział III – Aerodynamika obiektów latających 303
Mazurkiewicz Ł. – Analiza numeryczna opływu samolotu AT-6 305
<b>Kubryński K.</b> – Koncepcja oraz projekt aerodynamiczny lekkiego samolotu odrzutowego LAR-1 Flaris
<b>Kubryński K.</b> – Koncepcja oraz projekt aerodynamiczny samolotu w układzie trzech powierzchni nośnych AT-6
Kubryński K. – Studium koncepcyjne oraz aerodynamiczne samolotu o dużej manewrowości
<b>Mazurkiewicz Ł., Kubryński K.</b> – Studium obliczeniowe aerodynamiki samolotu przydźwiękowego o dużej manewrowości 369
Olejnik A., Kiszkowiak Ł., Łącki T., Mikołajczyk M., Dziubiński A., Placek R. – Badania wizualizacyjne opływu samolotu wielozadaniowego F-16C Block 52 Advanced 389
Rozdział IV – Dynamika i wytrzymałość konstrukcji Jotniczych 403
Husband J., Szyszkowski W. – A FE simulation of a fan blade-off test in a jet turbine engine
<b>Chatys R., Grysa K., Chatys I., Stefańska A.</b> – Modelowanie wytrzymałości zmęczeniowej i wytrzymałości resztkowej kompozytów włóknistych o osnowie polimerowej z wykorzystaniem

teorii łańcuchów Markowa	417
Olejnik A., Rogólski R. – Model dyskretny samolotu F-16C	
$w\ zastosowaniu\ do\ numerycznych\ analiz\ statyki\ i\ drgań\ własnych\ .$ .	435